
Dossier post-vol

Fusée expérimentale supersonique PHENICS



Pôle Espace du Cercle Aéronautique CentraleSupélec

21 Août 2023

Table des matières

I	Introduction	3
II	Généralités	4
	II.1 Présentation du club	4
	II.2 Présentation de l'équipe	4
	II.3 Caractéristiques principales du projet	5
	II.4 Partenaires et financement	5
	II.5 Organisation temporelle	5
	II.6 Retours d'expériences du précédent projet AJACS	6
III	Pourquoi une fusée supersonique ?	7
	III.1 Expérience supersonique	7
	III.1.1 Présentation du phénomène	7
	III.1.2 Simulation sous le logiciel "Fluent"	8
	III.1.3 Dispositif de mesure	8
	III.2 Trajectographie inertielle	9
	III.3 Étude de l'environnement vibratoire et acoustique	10
IV	Structure mécanique	11
	IV.1 Géométrie générale de la fusée	11
	IV.2 Tube structurel	11
	IV.3 Bague de reprise de poussée	13
	IV.4 Bague de guidage moteur	13
	IV.5 Soutien du moteur	14
	IV.6 Ailerons	14
	IV.7 Coiffe	15
	IV.8 Rallongement du tube	16
	IV.8.1 Support pour l'antenne LoRA	16
	IV.9 Ouverture Porte	16
	IV.9.1 Pente Parachute	17
	IV.9.2 Modules pour retenir la porte	17
	IV.9.3 Système goupille-servo d'ouverture	17
	IV.9.4 Système d'éjection par ressorts	19
	IV.10 Parachutes	20
	IV.11 Libération des parachutes	21
	IV.12 Caméra	22
	IV.13 Bilan de masse	22
V	Systèmes électroniques embarqués	24
	V.1 Architecture générale	24
	V.2 Carte séquenceur C.L.A.I.R.E	25
	V.3 La carte T.H.O.M.A.S : échantillonnage haute fréquence	26
	V.4 La carte C.L.E.M.E.N.T : expériences basses fréquences, gestion des états et communication	27
	V.5 L'ensemble E.L.I.O : supports de capteurs dans la coiffe	28
	V.6 La carte M.E.L.V.I.N : Microphones en stéréo	29
	V.7 La carte H.A.R.R.Y : Alimentation électrique	30
	V.8 Schéma récapitulatif de l'architecture électronique	31
VI	Aérodynamique et stabilité	32
	VI.1 Stabilité	32
	VI.2 Trajectographie	32

VII	Analyse des données post vol	33
VII.1	Données issues de la pression sur la coiffe	33
VII.1.1	Pression statique	33
VII.1.2	Altitude	34
VII.1.3	Pression et température sur la coiffe	34
VII.1.4	Pression dynamique	35
VII.1.5	Détermination de la vitesse à partir de la pression	35
VII.2	Données issues de l'accéléromètre et des gyroscopes	37
VII.3	Analyse des vibrations	39
VII.3.1	Les vibrations vues par l'accéléromètre	39
VII.3.2	Les vibrations vues par le capteur sonore	41
VII.4	Analyse des données vidéo	41
VII.5	Discussion sur les méthodes de recherche employées	41
VII.5.1	Le GPS	41
VII.5.2	Pistes exploitables	41
VII.6	Analyse mécanique de la fusée post vol	42
VIII	Retour d'expérience sur la semaine du C'Space	45
IX	Conclusion	46

I Introduction

La fusée PHENICS est une fusée expérimentale (FusEx) inscrite au C'Space 2023 de Planète Science. Cette fusée est dimensionnée pour qu'au cours de son vol un écoulement localement supersonique apparaisse.

Trois expériences seront conduites durant le vol. La première consiste en une mesure de l'évolution de la pression en différents points de la surface de la fusée, en particulier au niveau de la coiffe. La seconde expérience est une tentative de trajectographie basée sur des centrales inertielles MEMS à haute vitesse d'échantillonnage, sans fusion avec les données d'autres types de capteurs. La dernière expérience est une mesure de l'ambiance acoustique et vibratoire durant le vol.

Les expériences de PHENICS ont toutes un intérêt particulier pour les futures réalisations de notre association : les pressions mesurées seront à comparer à plusieurs simulations numériques, (notamment SolidWorks FlowSim, Ansys Fluent et COMSOL Multiphysics) afin de déterminer le logiciel le plus représentatif à nos vitesses. Les résultats de la trajectographie pourront être confrontés à des données de position GPS (en phase de descente sous parachute), aux données d'orientation issues d'une caméra embarquée et aux mesures de pression atmosphériques. Cette trajectographie permettra de jauger la précision d'accéléromètres MEMS et de qualifier des méthodes et des algorithmes de positionnement, nécessaires à la fabrication de fusées double étage. Enfin les résultats des mesures d'ambiances permettront de vérifier que nos futures réalisations seront résistantes aux niveaux de vibrations qui pourront être rencontrés durant ce vol.

Au delà de notre intérêt pour ces mesures, ce projet permet à l'association de se développer de façon importante sur un plan organisationnel. Les processus de recrutement, les formations techniques et les méthodes de gestion sont autant d'expériences liées à cette fusée.

II Généralités

II.1 Présentation du club

CentraleSupélec est une école d'ingénieur généraliste caractérisée par sa vie associative particulièrement riche. Parmi ces nombreuses associations d'étudiants se trouve le Cercle Aéronautique de CentraleSupélec (CACS). Le CACS se compose de 5 pôles : le Pôle Entreprise, le Pôle Communication, le Pôle Évènement, le Pôle Montgolfière et le Pôle Espace. Le Pôle Espace héberge deux projets : un projet de ballon stratosphérique et un projet de fusée expérimentale. PHENICS est ce projet de fusée expérimentale pour l'année scolaire 2022-2023.

II.2 Présentation de l'équipe

L'équipe est constituée de 13 membres en première année d'études, encadrés et formés en début d'année par 6 membres de deuxième année. Les étudiants de deuxième année ont tous participé à la conception, la fabrication et au lancement d'AJACS (FX26) lors du C'Space 2022.

Le projet PHENICS est découpé en deux équipes :

- L'équipe **Mécanique** responsable de l'étude de stabilité et de trajectoire, du dimensionnement de la fusée, de la réalisation des éléments mécaniques, du dimensionnement et réalisation des parachutes, intégration des systèmes électroniques à bord de la fusée,
- L'équipe **Électronique (Hardware - Software)** responsable de la conception, de la fabrication, de l'intégration des différents composants et modules dans les circuits expérience, séquenceur et station sol. Cette équipe s'occupe des essais système, développe les logiciels de vol ainsi que les programmes de traitement de données au sol.

L'organigramme de l'équipe PHENICS est le suivant :

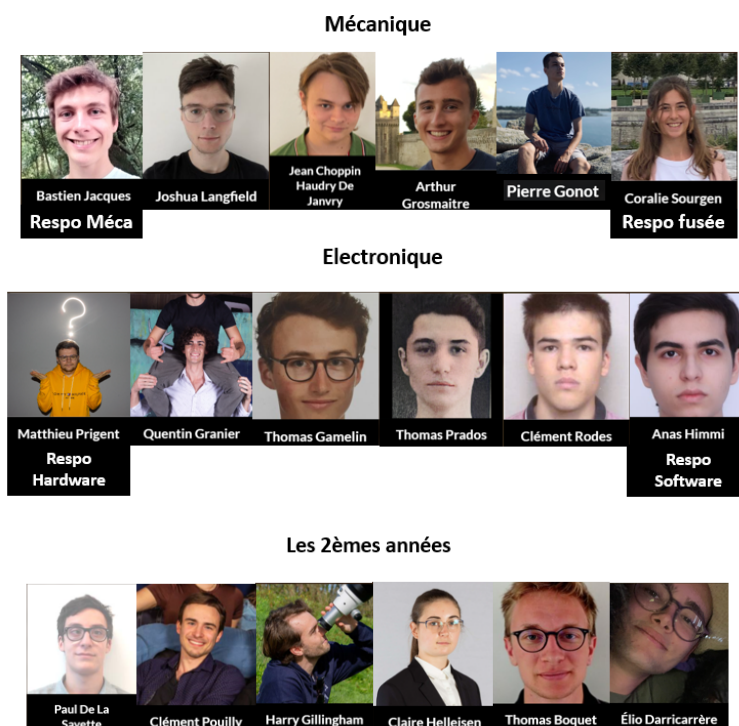


FIGURE 1 – Organigramme PHENICS

II.3 Caractéristiques principales du projet

L'intégralité de la conception et de la fabrication est faite par des étudiants de CentraleSupélec, passionnés par le spatial. Ce projet représente un défi important de par ses multiples dimensions :

- Les étudiants en début de projet ne sont en général pas formés au dimensionnement mécanique, à la conception assistée par ordinateur (CAO), à l'électronique numérique ou aux techniques de fabrication. L'un des objectifs cruciaux de ce projet est de faire découvrir aux étudiants de première année ces différents sujets techniques.
- En début d'année, les étudiants de seconde année doivent effectuer de la communication sur le projet et recruter de nouveaux étudiants. Cette année le travail de communication a amené une quantité très importante de recrues, imposant d'effectuer des sélections et d'organiser une division du travail. Cette communication est extrêmement importante pour donner de la valeur au travail fourni mais demande une implication tout au long de l'année.
- Le temps réservé au projet est contraint par les périodes de révision, d'examen, et de vacances. Les emplois du temps des divers participants sont aussi souvent différents et chargés. L'école ne reconnaît pas ce projet comme un projet scolaire, ce projet est donc uniquement réalisé sur notre temps libre.
- Le projet est réalisé par des bénévoles, il faut donc qu'il reste un plaisir et une passion pour tous les participants.

Au delà de ces difficultés, PHENICS est une occasion de mettre en application (et d'étendre) les enseignements donnés par l'école par exemple à travers la mécanique des fluides, la résistance de certains matériaux ou encore l'étude thermique. On y étudie les notions fondamentales au travers d'outils théoriques, de traitement et de l'analyse de données expérimentales et numériques. L'analyse des écoulements compressibles dans différents régimes (subsonique, supersonique, ondes de choc) est également menée. PHENICS explore le domaine des écoulements supersoniques. Bien que l'école dispose d'une soufflerie, cette dernière est incapable de reproduire les conditions d'un tel écoulement. Ces dernières requièrent du matériel onéreux et souvent inaccessibles pour des étudiants. PHENICS sera ainsi une belle occasion d'étudier et de confronter les résultats théoriques et numériques vus en cours avec des résultats expérimentaux : étude du champ de pression, du champ de vitesse et formation du cône de Mach.

II.4 Partenaires et financement

Le financement du projet est basé sur deux dotations, l'une faite dans le cadre d'un partenariat avec ArianeGroup, finançant la majorité du projet, l'autre est un don de la Fondation CentraleSupélec. La Fondation CentraleSupélec étant l'association des alumni de Centrale Paris, de Supélec et de CentraleSupélec. Des négociations sont en cours avec l'administration de CentraleSupélec pour le financement du déplacement à Tarbes pour le C'Space.

CentraleSupélec met à notre disposition un Fab Lab appelé La Fabrique. Le parc machine très riche (de l'imprimante 3D jusqu'à la découpeuse par jet d'eau, en passant par des découpeuses laser et les fraiseuses à commandes numériques) nous permet de réaliser la fabrication de toutes les pièces mécaniques et d'assembler les divers circuits électroniques sur place. Nous bénéficions aussi de l'aide de professeurs, de chercheurs et de techniciens formés à l'utilisation de ces machines et à la conception de divers produits.

II.5 Organisation temporelle

Les séances de travail en groupe ont généralement lieu le jeudi après-midi et le mardi soir. Des points d'avancements sont organisés tous les jeudis soirs. Elles regroupent les coordinateurs des équipes mécanique et électronique, ainsi que les autres membres intéressés.

Nous avons réalisé une planification en début d'année, basée sur notre expérience avec AJACS. Les périodes de vacances et les périodes de préparation d'examen ont été prise en compte pour prévoir les périodes de "rush".

Ce calendrier nous permet avant tout de suivre et planifier l'avancée du projet. Le calendrier complet se trouve dans la rubrique "Documents" sur SCAE.

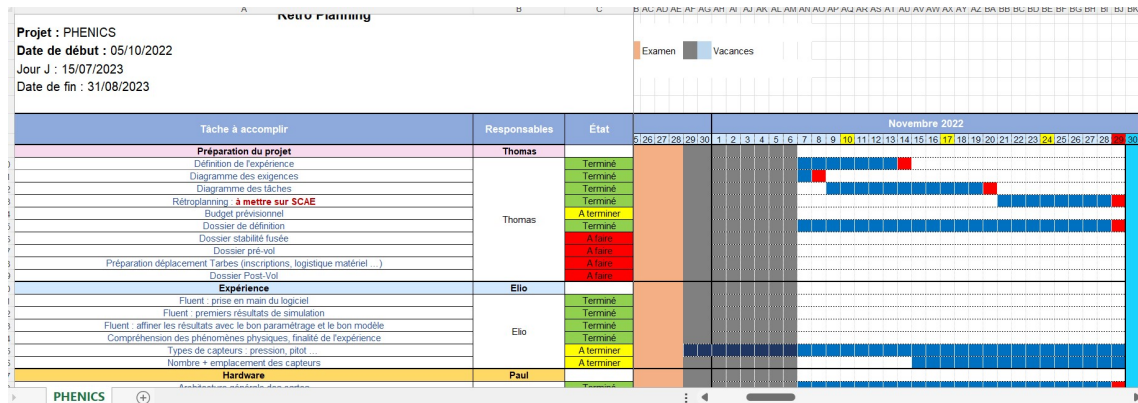


FIGURE 2 – Rétro-planning PHENICS

II.6 Retours d'expériences du précédent projet AJACS

Toutes les conclusions et retours d'expérience issus du projet AJACS sont disponibles dans le rapport Post-Vol FX26. Toutes les remarques techniques effectuées dans le rapport Post-Vol ont été prises en compte (correction du traitement de données des IMUs, ajout d'interrupteurs d'alimentation facilement accessibles, indicateurs visuels et sonores d'état de la fusée, modification de la forme du parachute). Au niveau de la gestion du projet, le point sur lequel nous voulons progresser est l'anticipation et le partage du travail. Le logiciel de vol d'AJACS n'avait pas été testé entièrement avant d'arriver au C'Space, ce qui a imposé une semaine de travail intense. Nous voulons cette fois-ci arriver sur place avec tous les systèmes fonctionnels et testés, pour n'avoir à réaliser que de petites modifications au C'Space.

III Pourquoi une fusée supersonique ?

III.1 Expérience supersonique

III.1.1 Présentation du phénomène

Lorsque la fusée avance, elle crée une perturbation dans l'air qui va se propager à la vitesse du son sous la forme d'une onde sphérique. On retrouve plusieurs types de régimes, correspondant chacun à un intervalle de vitesse de l'écoulement.

- Dans le cas $\text{Mach} \leq 0,3$, l'air peut être considéré comme incompressible. De plus, pour notre situation, l'écoulement est irrotationnel et donc potentiel. Ainsi il existe donc une fonction ϕ appelée "potentiel des vitesses" telle que $V = \text{grad}(\phi)$
- Lorsque $\text{Mach} \geq 0,3$, l'écoulement doit être considéré comme compressible. De plus, il y a naissance d'une perte d'adhérence de l'air sur le tronc de la fusée au niveau de la jonction entre celui-ci et la coiffe (décollement de la couche limite). Au niveau de cette jonction, l'air est donc aspiré par la dépression ainsi créée, et par suite, on observe une accélération brusque du fluide.
- Enfin, pour des vitesses avoisinant la vitesse du son ($\text{Mach} \geq 0,8$ environ), la fusée est transsonique, c'est-à-dire que l'écoulement sera localement supersonique, notamment au niveau de la jonction entre la coiffe et le tube. En effet dans cette région, nous sommes typiquement dans le cas d'une détente de Prandtl-Meyer ; la pression va diminuer et la vitesse augmenter. Les ondes sonores émises vont alors se superposer suivant le cône de Mach.

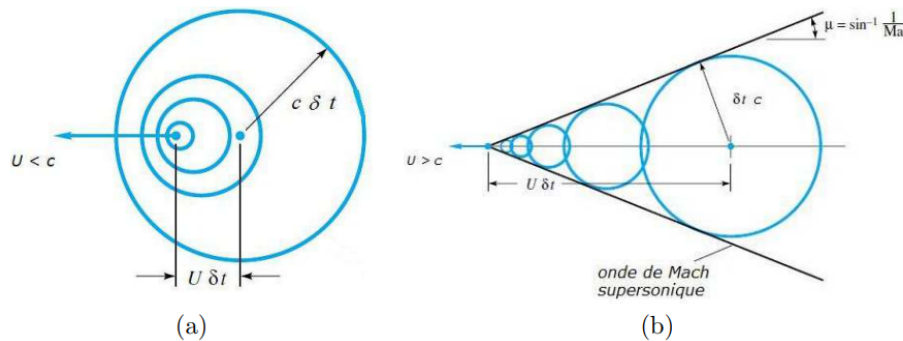


FIGURE 3 – (a) Projectile subsonique $M < 1$, (b) Projectile supersonique $M > 1$

Les ondes sont reçues dans l'ordre inverse d'émission, et l'air va donc subir des brusques discontinuités : c'est le choc. L'énergie est dégradée et l'entropie augmente. Dans le cas de notre fusée, pour une vitesse maximale d'environ $\text{Mach}=1,06$ on obtient un angle d'environ 70 degrés (ce qui est bien observé sur la simulation fluent). Ceci est en accord avec l'expression usuelle de l'angle du cône de Mach :

$$\theta = \arcsin\left(\frac{1}{M}\right)$$

L'écoulement supersonique va alors passer à travers cette onde de choc oblique, ce qui va créer une déflexion de l'écoulement. On peut expliquer la naissance des zones de surpression et de dépression via le théorème de Bernoulli : le fluide s'accélère si la pression diminue ; en gardant à l'esprit que certaines de ses hypothèses ne sont plus valables, comme celle d'incompressibilité (à Mach 1 on peut cependant négliger les pertes de charge dues à la viscosité devant l'énergie volumique causée par les forces de pression).

III.1.2 Simulation sous le logiciel "Fluent"

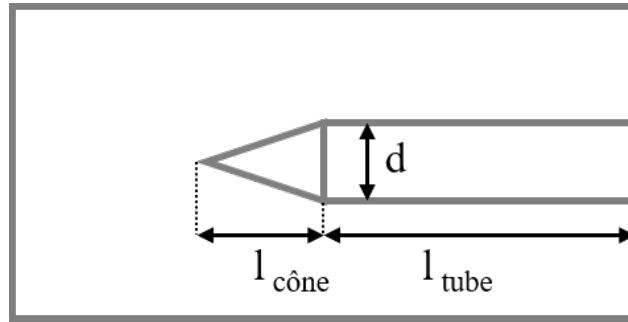


FIGURE 4 – Dimensionnement de la partie avant (la seule simulée ici) de la fusée

L'objet de l'expérience est d'étudier la formation du cône de mach au niveau de la coiffe de la fusée. Comme la distance entre le cône et les ailerons est grande ($l_{\text{cône}} \simeq 7.l_{\text{cône-aileron}}$) on peut négliger l'influence de ceux-ci et donc faire des simulations en 2d-axisymétrique.

Les paramètres (figure 3) sont : $l_{\text{cône}} = 200$ mm, $l_{\text{tube}} = 400$ mm et $d = 90$ mm.

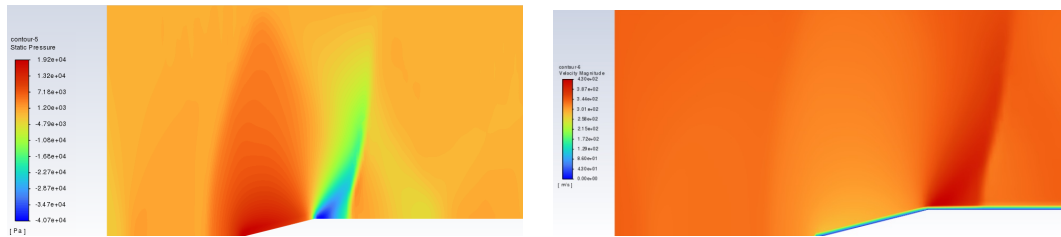


FIGURE 5 – Simulation du champ de pression (à droite) et de vitesse (à gauche)

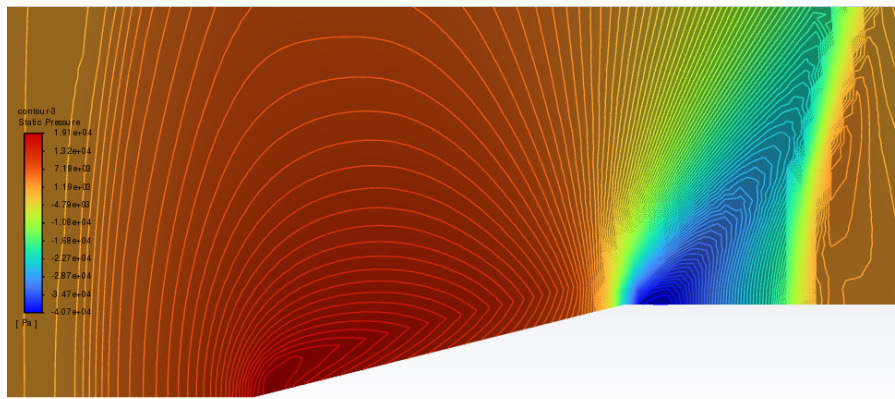


FIGURE 6 – Simulation des lignes de champ des pressions

III.1.3 Dispositif de mesure

On cherche à mesurer expérimentalement certains points caractéristiques du champ de pression afin de confronter les valeurs à la prédiction du modèle. Cependant, la présence des points de mesure perturbe l'écoulement. Afin de minimiser la perturbation, plusieurs simulations ont été réalisées pour trouver les caractéristiques géométriques idéales de ces cavités de mesure.

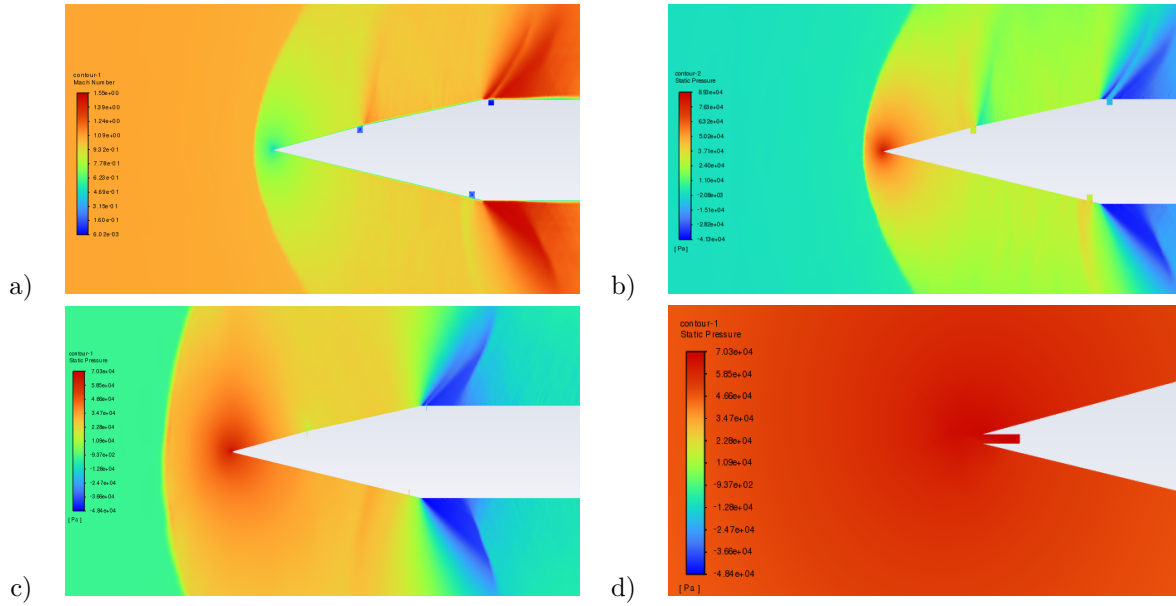


FIGURE 7 – Influence des trous de perçage pour les capteurs de pression

- a) et b) diamètre (D) = 5 mm, profondeur (P) 2 mm, la vitesse (a) est nulle dans les canaux de mesure, on observe cependant une forte perturbation au niveau du champ de pression (b).
- c) D = 0.5 mm, P = 2 mm, faible perturbation.
- d) D = 5 mm, P = 2 mm. L'écoulement n'est pas non plus perturbé à l'extrémité de la coiffe.

Afin de minimiser l'influence de la mesure, nous opterons pour la solution c) avec tous les perçages normaux à la paroi. Les capteurs utilisés sont donc intégrés dans la coiffe, à quelques millimètres de la surface extérieure, sur les cartes électronique ELIO. Ils sont placés dans de petites chambres, étanches les unes par rapport aux autres, comportant une ouverture sur l'extérieur de la fusée. Les capteurs de pression de la coiffe étant uniquement ponctuels, leur position a été optimisée pour observer les gradients de pression les plus importants possible.

La fréquence de mesure est définie via la durée du vol et de la période transonique. L'objectif sera d'obtenir au moins cinquante points de mesure par seconde, pour capturer les variations rapides de pression dans la phase propulsée. La carte CLEMENT récupère et traite les données issues de ces capteurs.

Pour l'analyse de nos résultats, nous devons prendre en compte que nos capteurs de pression ne sont pas affleurant. Ainsi nous ne mesurerons pas la pression statique de l'écoulement. Nous pouvons cependant considérer en première approximation que nous mesurerons la pression d'arrêt isentropique, la vitesse étant nulle au niveau du capteur de pression. Pour trouver la pression statique autour de la coiffe, nous utiliserons la formule suivante, faisant le lien entre la pression statique et la pression d'arrêt isentropique :

$$\frac{p_i}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Ceci sera comparé aux simulations CFD de la coiffe prenant en compte l'influence des capteurs.

III.2 Trajectographie inertielle

La seconde expérience est une trajectographie basée sur des centrales inertielles à haute vitesse d'échantillonnage. Nous nous sommes fixé un objectif de 32 kHz. Cela nous permettra notamment de vérifier si nous sommes capable d'obtenir correctement la trajectographie de la fusée, afin d'autoriser ou non une séparation d'un potentiel deuxième étage.

Cette expérience est une prolongation de l'expérience effectuée sur la fusée AJACS (qui a volé en juillet 2022). L'objectif de cette expérience est de vérifier la faisabilité et mesurer la précision d'un algorithme de positionnement basé uniquement sur des composants MEMS du commerce. Les développements menés sur AJACS ont permis de montrer que des taux de dérive suffisamment bas étaient atteignables pour utiliser ces capteurs. Cependant, par des contraintes de temps, l'algorithme d'intégration embarqué n'avait pas pu être testé, et une erreur dans le changement de base des mesures d'accélération a été constatée après étude des données de vol. Le matériel et le programme de cette expérience évoluera donc peu par rapport à AJACS.

Cette expérience est réalisée à l'aide de quatre accéléromètres et deux gyroscopes, d'une unité de calcul et d'un moyen de stockage de données performant. Tous ces éléments sont contenus dans la carte THOMAS.

Les quatre accéléromètres sont utilisés pour réduire le niveau de bruit des mesures et pour augmenter la précision. Deux des quatre accéléromètres sont calibrés pour des mesures entre 0G et 16G, les deux autres sont calibrés de façon à pouvoir mesurer l'accélération maximale de la fusée, estimée via StabTraj. Une fusion des données sera réalisée sur l'intervalle 0-16G, et pour les accélérations supérieures, la valeur des accéléromètres de grand calibre sera utilisée.

Les capacités de calcul et d'acquisition devront permettre de stocker les données brutes des accéléromètres à la fréquence la plus élevée possible afin de réduire l'impact de l'erreur due au bruit et à l'échantillonnage.

Pendant le vol, les données d'accélération et de gyroscope seront utilisées partiellement pour effectuer une intégration des données et déterminer la trajectoire de la fusée. Par la suite, un processus de post-traitement sera réalisé pour obtenir une trajectoire encore plus précise rétrospectivement.

Afin d'améliorer la vitesse d'écriture et prévenir les pertes de données constatées lors du projet précédent, nous avons effectué des améliorations significatives. Dans cette nouvelle version, nous avons augmenté la capacité de la mémoire RAM et revu nos méthodes d'enregistrement des données. Nous avons notamment adopté une approche d'enregistrement en binaire, utilisé un tampon (buffer) pour les données, programmé l'écriture sur la carte SD toutes les x secondes plutôt qu'à chaque nouvelle donnée, et collecte basée sur des interruptions pour acquérir des données à une fréquence d'échantillonnage spécifiée, de cette manière, l'enregistrement sur carte SD et l'acquisition des données sont séparées. Ces ajustements ont pour objectif d'améliorer à la fois la vitesse d'écriture en évitant les délais potentiellement longs (jusqu'à 200 ms) liés à l'enregistrement sur la carte SD, ainsi que la fiabilité de l'enregistrement pour réduire les risques de perte de données.

III.3 Étude de l'environnement vibratoire et acoustique

La troisième expérience est une mesure de l'ambiance acoustique et vibratoire. Cette expérience nous permettra de connaître les vibrations présentes, ce qui peut être très utile pour qualifier de futures fusex en vibration.

Nous cherchons à analyser les secousses dues aux turbulences afin de caractériser l'ambiance vibratoire que les systèmes électroniques doivent supporter pendant un vol à haute vitesse. Cette expérience vise à étendre les mesures effectuées par AJACS en 2022, en prenant des mesures à des vitesses de vol plus importantes. PHENICS enregistrera via les accéléromètres embarqués les vibrations de basses fréquences ($<5\text{kHz}$), et enregistrera les vibrations de plus hautes fréquences via deux microphones (situés sur la carte électronique MELVIN). Les mesures permettront par la suite de valider les futurs assemblages électroniques qui pourront être produits pour nos prochaines fusées.

Le traitement des données sera réalisé après le vol, d'où la nécessité de retrouver la fusée et d'assurer l'intégrité des données en cas de vol balistique. Ces exigences seront satisfaites par une transmission radio périodique des coordonnées GPS de la fusée, et par des moyens mécaniques de protection des cartes SD.

IV Structure mécanique

IV.1 Géométrie générale de la fusée

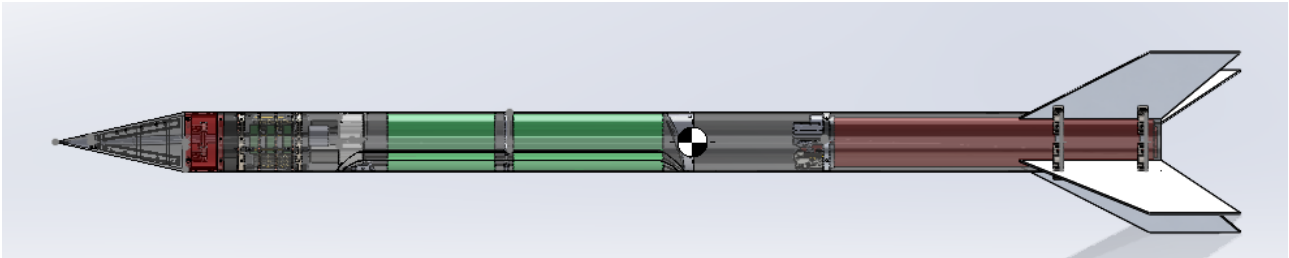


FIGURE 8 – Vue en coupe légendée

La fusée mesure 1700mm de long (tube et coiffe) et le diamètre intérieur du tube principal est de 90mm. Le diamètre externe est de 91.8mm (l'épaisseur de carbone est de 0.9mm). La coiffe est de forme conique et mesure 200mm de la pointe à la base. Sur la figure 9 sont présentés les éléments principaux positionnés au sein de la fusée. Les masses de ces éléments peuvent être retrouvées dans la partie II.3 Bilans de masse de la fusée.

Une attention particulière est portée au moteur qui est légèrement décalé par rapport à la limite inférieure du tube pour des raisons de fixation de ce dernier. Afin de faciliter la sortie des parachutes, nous avons réalisé une butée visible sur la figure ?? . Les parachutes sont représenté par les cylindres verts. La butée par la pièce grise.

Les deux parachutes seront séparés par une bague imprimée en ASA. Cette bague a 2 objectifs : - Rigidifier le tube et la porte en ajoutant un maintien supplémentaire, - Créer une séparation entre les parachutes afin d'éviter que les vibrations et la très forte accélération ne les emmêlent. Le choix du matériau, l'ASA permettra une bonne résistance même aux fortes températures auxquelles sera soumise PHENICS ainsi qu'au températures auxquelles elle sera soumise sur la rampe de lancement. Cependant, les deux parachutes sortiront par une même et unique porte. Les 2 parachutes sortiront l'un après l'autre lorsque le système de libération les y autorisera.

IV.2 Tube structurel

Le tube principal est fabriqué à partir de fibres de carbone (maillage Sergé) et réalisé par nos soins. La méthode de fabrication du tube a été complètement revue pour assurer la rectitude de la ligne moyenne du tube et donc minimiser la flèche de la fusée. Cette méthode de fabrication permet aussi d'améliorer l'état de surface ainsi que les caractéristiques mécaniques du composite par rapport à une méthode de moulage intérieur comme cela avait été fait sur AJACS.



FIGURE 9 – Le tube en carbone après démoulage

Le tube en carbone a été moulé en un seul morceau, après avoir effectué plusieurs tests sur de petites longueurs. Nous avons moulé le tube autour d'un tube PVC. Afin d'éviter que la flèche du PVC ne se propage sur le tube final, nous avons encastré le moule sur une barre en aluminium sur laquelle des cales ont été fixées. Remarquons que les cales permettent également de rigidifier le tube en plus de rectifier sa flèche.

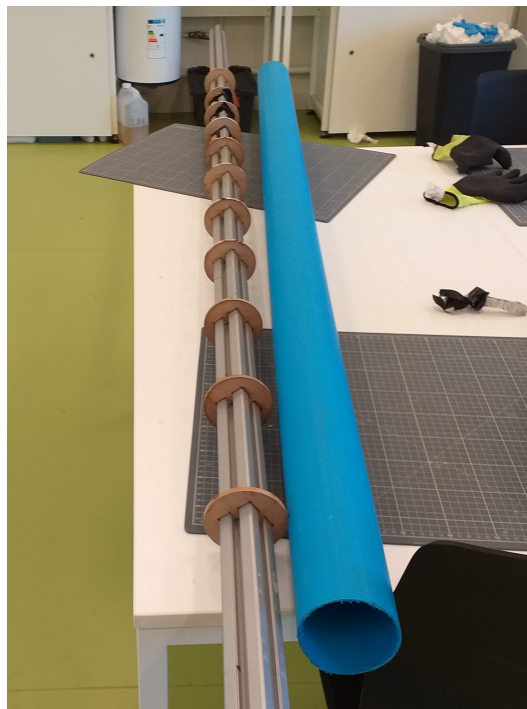


FIGURE 10 – Moule du tube en carbone

Afin de faciliter le démoulage, nous avons utilisé du papier sulfurisé que nous avons enroulé en spirale autour du tube, puis fixé aux extrémités avec des bandes d'adhésif. Nous avons ensuite enroulé le carbone en une seule fois en appliquant de la résine epoxy 60 min entre chaque couche. Cela permet de bien coller chaque fibres entre elles et ainsi obtenir un résultat homogène. Afin d'enlever le surplus d'epoxy et d'éviter le risque de délaminage, nous avons ensuite utilisé du shrink tape (adhésif thermo-rétractable). Une fois enroulé lui aussi en spirale et fixé aux extrémités avec de l'adhésif, nous l'avons chauffé pour qu'il se rétracte et comprime le composite pendant

la polymérisation de l'époxy.

IV.3 Bague de reprise de poussée

La bague de reprise de poussée et les bagues de guidage du moteur. Ces bagues étaient amplement surdimensionnées dans le cadre de AJACS. Cette année, nous avons décidé d'optimiser leur dimensionnement. Nous réalisons pour cela des simulations de contraintes sur SolidWorks pour la bague de reprise de poussée (reprise de poussée s'effectuant par le haut du propulseur). On obtient les résultats suivants pour une bague en aluminium 2024 d'épaisseur 1cm :

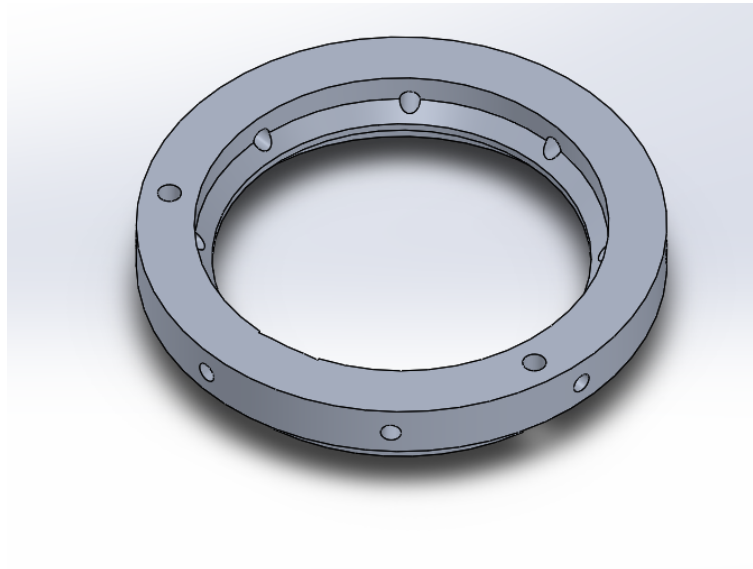


FIGURE 11 – Bague de reprise de poussée

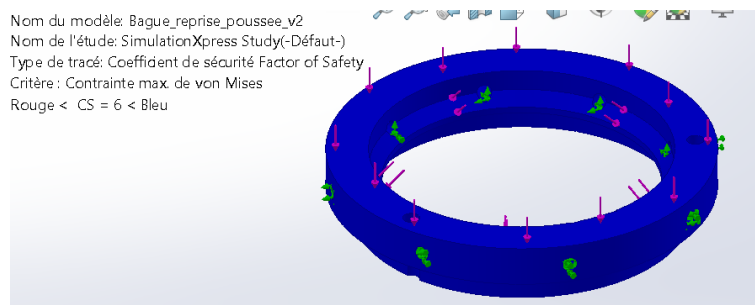


FIGURE 12 – Simulation de contraintes sur le bague de reprise de poussée

Le coefficient de sécurité minimal vis-à-vis de la contrainte de Von Mises est supérieur à 6. Nous retenons alors ce dimensionnement pour la bague de reprise de poussée.

Nous avons usiné cette pièce dans de l'aluminium grâce à un tour.

IV.4 Bague de guidage moteur

Pour les bagues de guidage moteur (au nombre de deux), vont permettre de fixer les ailerons au tube et de renforcer leur accroches.

Elles ont été imprimé en plastique polycarbonate, afin d'être moins lourde que de l'aluminium mais de résister à de hautes températures. De plus pour que les vis s'accrochent bien dans la bague et que l'on puisse visser et dévisser plusieurs fois sans abîmer le matériau, nous avons placé des hélicoils pour pouvoir visser les vis.



FIGURE 13 – Bague de guidage moteur

IV.5 Soutien du moteur

Avant la mise à feu du moteur et après la poussée de celui-ci, le moteur ne sera pas en appui sur la bague de reprise de poussée mais sera soutenu en bas du tube.

Nous avons choisi comme système de soutien une goupille qui traversera le tube de part en part et permettra une installation simple.

IV.6 Ailerons

Ailerons	
Mono-empennage	
Emplanture 'm'	250 mm
Saumon 'n'	140 mm
Flèche 'p'	200 mm
Envergure 'E'	130 mm
Epaisseur 'ep'	3 mm
Nombre	4
Position du bas	1550 mm

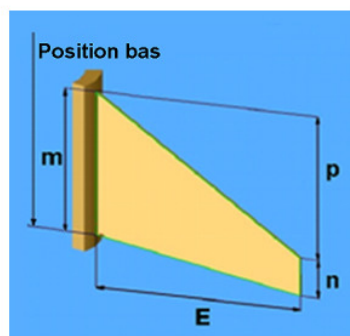


FIGURE 14 – Géométrie des ailerons

La figure 14 présente la géométrie retenue pour les ailerons. Les ailerons sont en aluminium, tout comme les équerres supportant les ailerons. Des vis à tête plate sont utilisées pour lier ces équerres au corps de la fusée, et des rivets lient les équerres aux ailerons. Des efforts important de simulation ont été conduits pour dimensionner correctement ces équerres et minimiser leur masse.

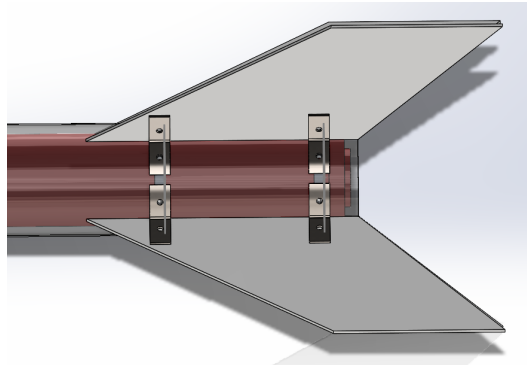


FIGURE 15 – Décalage des ailerons

Nous avons également biseautés les ailerons sur votre demande afin que l'installation du moteur soit possible et usiné les équerres pour que elles suivent bien le tube afin d'être les plus discrètes possibles.

IV.7 Coiffe

Dans l'objectif d'installer des capteurs de pression dans la coiffe, nous avons décidé de diviser la coiffe en 2 parties. En effet, nous souhaitons mesurer la pression au bout de la coiffe, ainsi pour des raisons pratique (montage du capteur) et d'étanchéité nous poserons le capteur en haut de la partie basse de la coiffe qui sera par la suite complétée par la pointe. L'étanchéité est ici importante car nous voulons mesurer seulement la pression extérieur lors du vol. Nous avons ainsi construit en conséquences des trous pour les capteurs de pression qui seront rendues étanches à l'aide de joint rond entourant le capteur.



FIGURE 16 – La coiffe

Lors du vol, la coiffe est soumise à certaines pressions et températures qui nous ont contraint dans notre conception de cette dernière. En effet, lorsque la vitesse de la fusée est proche de mach 1, nous avons simuler

une température de surface d'environ 90°C qui se rapproche de la température de transition vitreuse du PLA ou de l'ASA, les matériaux de nos premiers prototypes. Ainsi, nous avons testé dans les conditions réelles la résistance de la coiffe aux forces de pression combiné à une température élevée. Ces tests ont révélés que la coiffe se déforme sous ces efforts.

Nous avons choisi de construire la pointe en aluminium. Cependant ce matériau peut être modifié contre du laiton ou de l'ABS afin de pouvoir modifier si nécessaire le centre de gravité. La partie inférieure de la coiffe est en ABS.

IV.8 Rallongement du tube

Le rallongement du tube correspond à une section circulaire liant la coiffe au tube en carbone. Cette pièce comprend notamment :

- L'antenne LoRA
- Le GPS
- Les PCBs liés à l'antenne LoRA
- Les interrupteurs
- Des supports pour les PCBs verticaux



FIGURE 17 – Allongement de la fusée imprimé en plastique ABS

IV.8.1 Support pour l'antenne LoRA

Pour placer l'antenne LoRA dans la fusée, nous avons dû minimiser l'occupation d'espace de LoRA. Nous avons donc conçu un support pour LoRA situé dans l'allongement de la fusée, de telle sorte que LoRA passe par le trou de l'allongement et ne vienne pas heurter la plaque située au niveau de la section métallique de la coiffe. Ainsi, les PCBs associés à l'antenne LoRA viennent se fixer sous le support, vissés, tandis que le module GPS est fixé au dessus. L'antenne LoRA est alors pliée à 90° à sa base pour prendre le moins de place possible. On retrouve sur cette pièce également des supports pour les interrupteurs, qu'il est possible d'activer en retirant les flammes sur le flanc de la fusée, qui retirent des tiges en acier permettant le déclenchement des interrupteurs.

IV.9 Ouverture Porte

Pour le déploiement du parachute, une porte latérale est réalisée (plus simple à mettre en place qu'une séparation de tube). Une attention particulière sera portée aux efforts appliqués sur cette porte. Par conséquent, nous n'utiliserons pas de ventouse magnétique pour commander l'ouverture de la porte (comme pour AJACS) : une retenue mécanique (avec un servomoteur) sera employée.

Nous veillerons à ne pas avoir d'ouverture autour de la découpe de la porte. Enfin, des renforts seront réalisés au niveau de cette ouverture (qui fragilise le tube) : ...



FIGURE 18 – La porte fraîchement découpé

IV.9.1 Pente Parachute

La pente parachute se trouve au niveau du bas de la chute. Il s'agit d'une pente pour aider à la sortie du parachute, et de manière générale le maintenir au niveau de la porte. La pièce est vissée au tube de la fusée. On y retrouve notamment 2 fentes dont l'utilité sera discutée dans les modules pour retenir la porte.

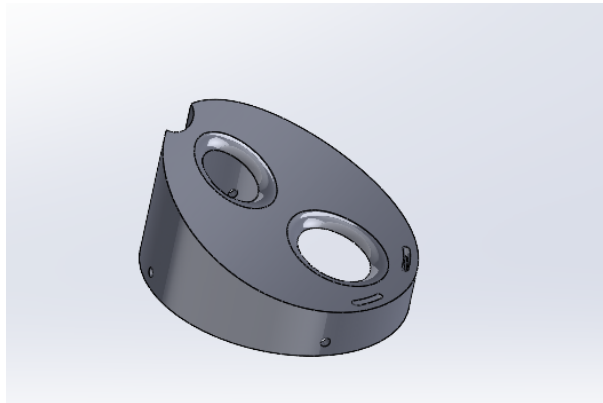


FIGURE 19 – La pente parachute

IV.9.2 Modules pour retenir la porte

Pour éviter un décrochement de la porte qui ne serait pas induit par le servo, ainsi que d'un point de vue étanchéité, nous optons pour plusieurs options dans le but d'éviter la torsion transversale et longitudinale de la porte ainsi que son éjection pendant le vol. D'une part, la pente parachute est dotée de deux fentes proches de la porte (qui sont suffisamment petites pour éviter que le parachute ne se coince à l'intérieur). Ces fentes hébergent un composant possédant 2 accroches liées à ces fentes et reliées par un arceau lui même collé à la porte. Ceci évite des phénomènes de torsion transversale de la porte pendant le vol, ainsi qu'un éventuel soulèvement par le bas de la porte qui pourrait l'ouvrir à un moment non désiré. L'autre module ajouté consiste en petits morceaux imprimés en 3D fixés à la colle époxy sur les bords de la porte. Ces morceaux permettent d'éviter des phénomènes de torsion longitudinale et ainsi évitent que la porte ne s'enfonce dans la fusée.

IV.9.3 Système goupille-servo d'ouverture

Nous avons choisi d'utiliser un système de goupille lié à un système de bielle - servomoteur. Le servomoteur soulève la goupille, libérant la pièce liée à la porte qui coulissait avec la goupille, et ainsi permettant à la porte de se libérer par la commande du servo moteur.

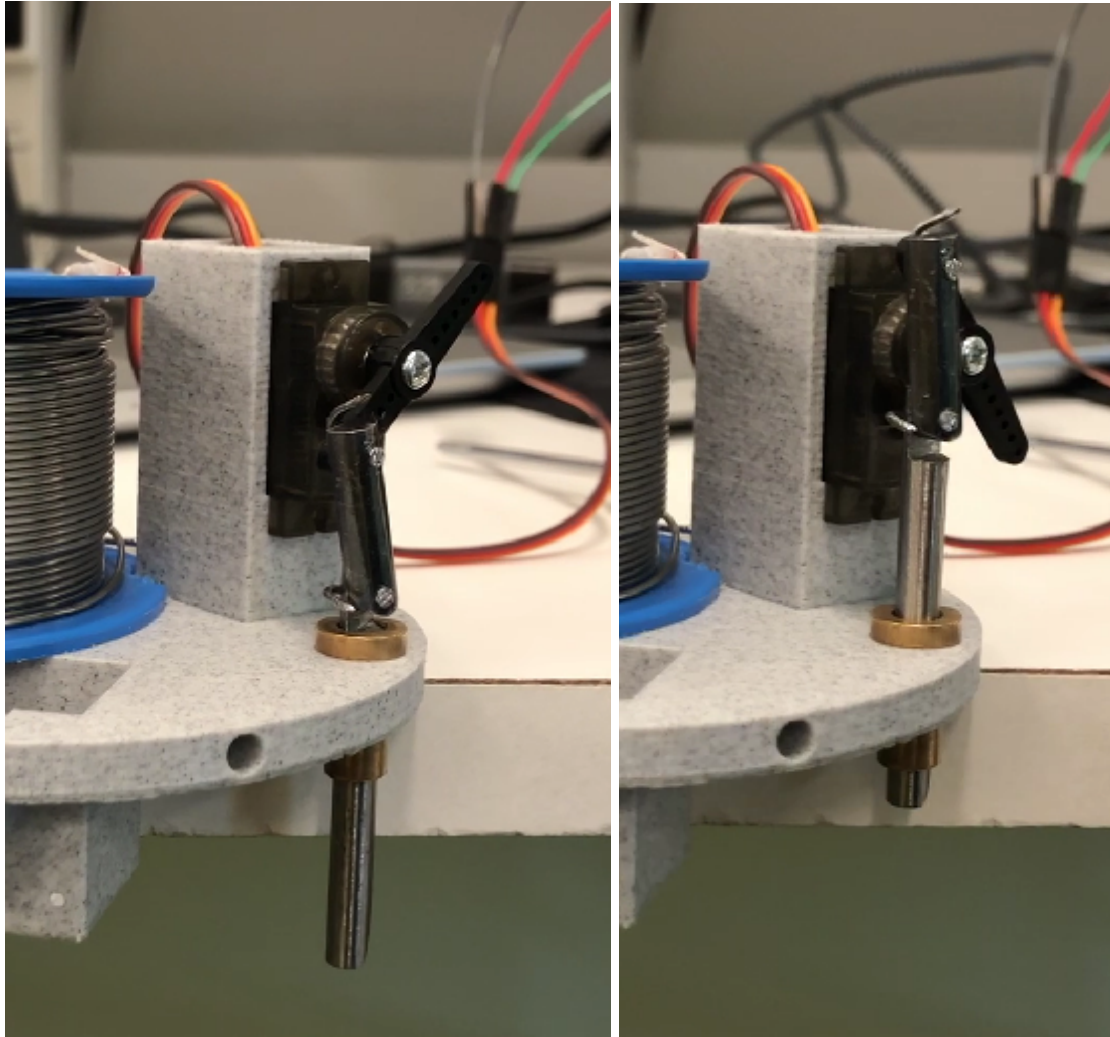


FIGURE 20 – Le servomoteur en action

Le choix technique s'est porté sur une goupille et une bielle en acier, ainsi qu'une gaine en laiton : le coefficient de frottement entre le laiton et l'acier est plus faible.

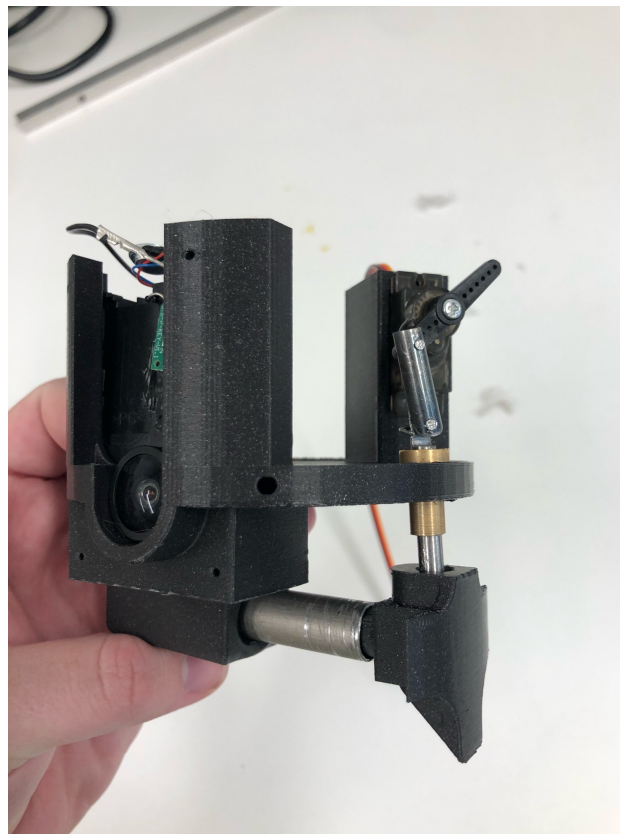
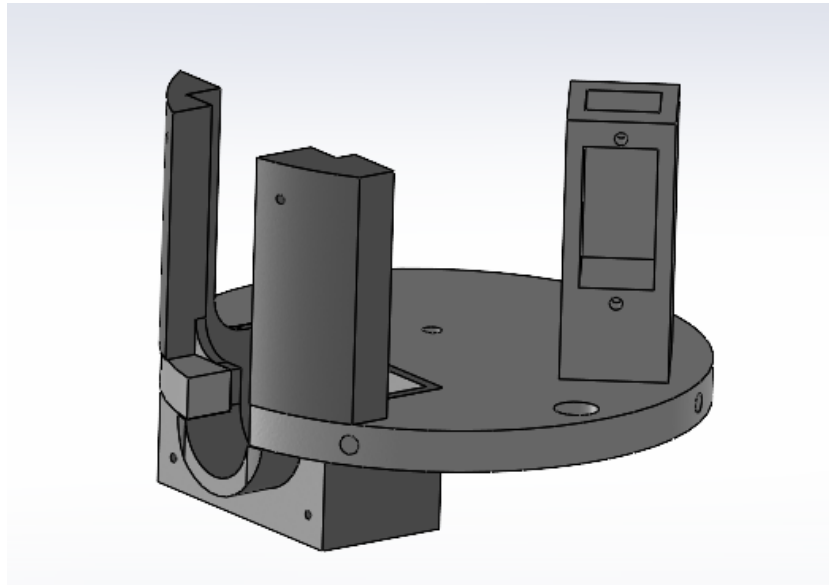


FIGURE 21 – La pièce complète, comprenant le support caméra et le support

IV.9.4 Système d'éjection par ressorts

La pièce maintenant la goupille dans la porte possède également une autre fonction : pousser un ressort dans un tube en aluminium (pour éviter les frottements). Ce ressort ainsi comprimé permet une éjection fiable et rapide de la porte une fois la goupille libérée. Le ressort est également vissé à son support pour permettre une adaptation modulable de sa longueur en utilisant un des quatre trous de vis prévus à cet effet, ce qui fixe de plus le tube en aluminium à son support. Ejecter rapidement la porte via le relâchement du ressort après compression permet également d'expulser rapidement la porte. Fixée au parachute, elle l'entraîne avec lui, ce qui permet de libérer le parachute haute-vitesse complètement, ainsi que d'aider à sa libération.

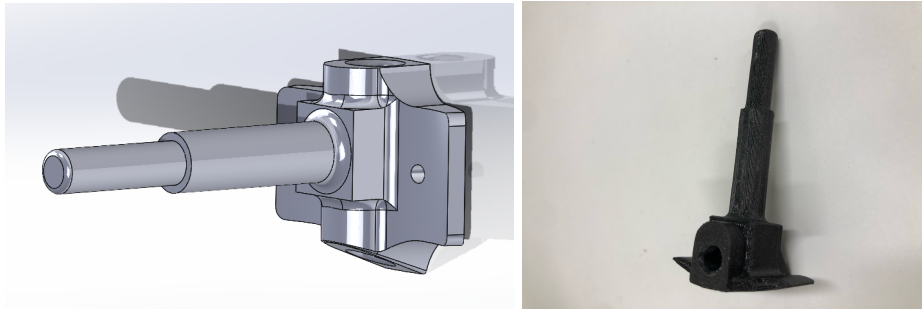


FIGURE 22 – Pièce sur la porte servant de guide pour le ressort et la goupille

Le ressort est également poussé dans le tube en aluminium lors de la fermeture de la porte par la pièce ci-dessus. Le premier cylindre glisse à l'intérieur du ressort et sert de guide, tandis que le deuxième cylindre est plus épais et comprime le ressort. Au plus proche de la pièce se trouve le trou pour la goupille : lorsque la goupille se retire, la porte est alors immédiatement éjectée.

IV.10 Parachutes

Nous avons construit deux parachutes afin de ralentir PHENICS. Le premier parachute, nommé parachute haute vitesse, sera libéré en premier et a pour objectif de ralentir la fusée avant l'apogée, afin que la vitesse à l'apogée soit la plus faible possible. Puis à ce moment là, la boucle intermédiaire sera décrochée de la fusée grâce au système présenté au prochain paragraphe, et le parachute principal sera tiré par le parachute haute vitesse hors de son compartiment.

Les deux parachutes sont donc en série. Les deux boucles correspondent aux points de reprise d'efforts des parachutes.

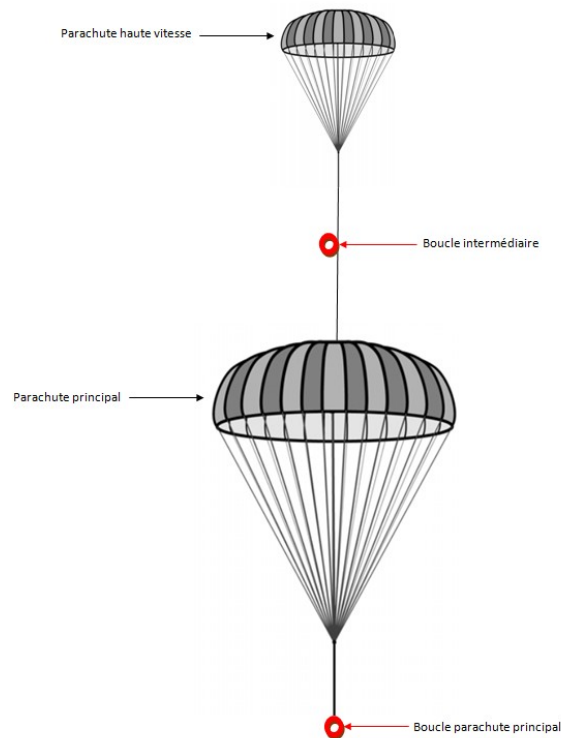


FIGURE 23 – Schéma des deux parachutes en série

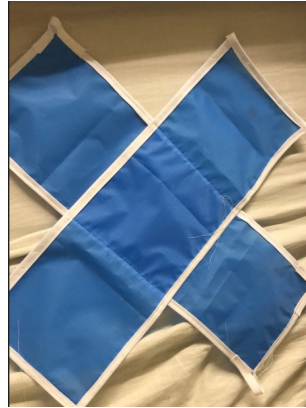


FIGURE 24 – Le parachute haute vitesse



FIGURE 25 – Le parachute principal

Nous avons choisi une forme de croix pour le parachute haute vitesse, pour que celui-ci soit plus résistant et freine la fusée jusqu'à l'apogée. Le parachute haute vitesse, mesure 45 cm dans sa plus grande longueur, tandis que le parachute principal est circulaire, afin de mieux freiner et a un diamètre extérieur de 400mm et de 34mm à l'intérieur. La cheminée au centre du parachute permet de favoriser l'écoulement de l'air et d'éviter qu'il se balance.

Nous avons également renforcé les zones stratégiques du parachute grâce à du biais de couturier.

De plus, afin que les suspentes ne s'emmêlent pas nous avons également choisi de mettre un anneau anti-torche.

IV.11 Libération des parachutes

Le parachute haute vitesse sera libéré en premier et sera emporté à l'extérieur de son compartiment par la porte à laquelle il est lié.

Il est ensuite relié à la fusée grâce à des suspentes dimensionnées selon les efforts puis à une pièce nommée "crochet". Cette pièce est à l'instant initial bloqué par une pièce nommée "avocat" et ne peut pas entrer en rotation. A l'instant décidé, le servomoteur commence à tourner, entraîne avec lui la bielle et l'avocat. Ainsi le crochet est libre de tourner, ce qu'il fait du à l'effort exercé par le parachute.

Pour fixer ce système à la bague de reprise de poussée, il y a une équerre fabriquée aux bonnes dimensions et une pièce nommée T fixation qui s'accroche à la bague de reprise de poussée grâce à une vis M5 qui subira un effort en cisaillement.

Nous avons ensuite testé la résistance de ce système en statique pour 100kg afin de vérifier si il supporterait le choc de l'ouverture du parachute, ce qui est bien le cas. Puis nous l'avons testé en ouverture et vérifié que le parachute sera bien libéré dans les conditions de vol. En effet le système a été capable sans lubrification de libérer jusqu'à 8kg.

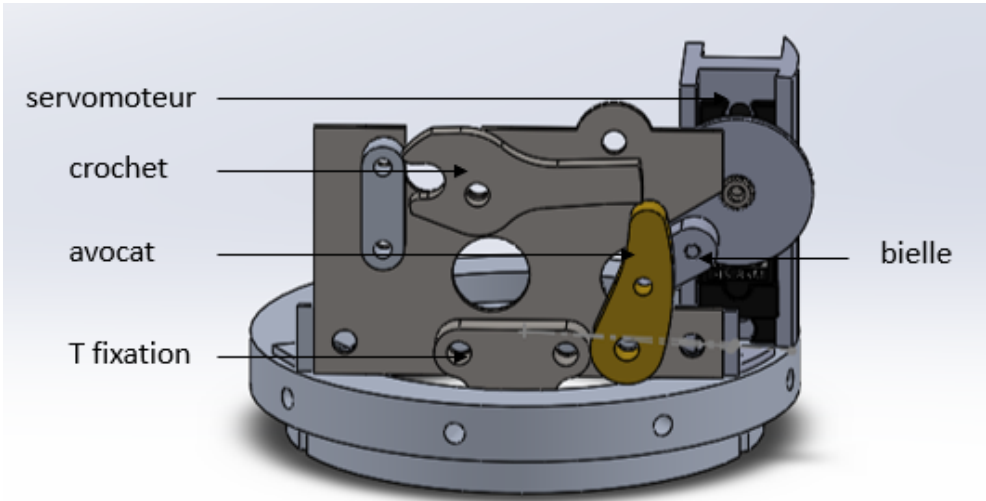


FIGURE 26 – Système libération parachute

IV.12 Caméra

La caméra est installée sur la bague soutenant le système d’ouverture de porte (figure 20). La coque originelle de la caméra a été démonté de telle sorte à économiser du volume. La caméra est placée affleurante à la surface du tube et ainsi permettre d’avoir le plus grand champ de vision possible.

IV.13 Bilan de masse

Les éléments de la fusée imprimés en 3D ont été fait à partir d’ABS, d’ASA ou de PC, afin de minimiser la masse mais d’avoir des matériaux résistants thermiquement. Pour les éléments ayant une forte exposition à la chaleur, des études thermiques ont été effectuées, comme pour la coiffe, afin d’ajuster les épaisseurs ou de vérifier la faisabilité d’utiliser de tels matériaux.

Élément	masse (g)
Carte THOMAS	42.7
Carte HARRY, régulateurs, piles, support piles	133.2
Carte ELIO, antenne GPS et Lora, modules	126.1
Carte CLEMENT	62
Carte CLAIRE	41.7
Support cartes électroniques	103.5
Carte MELVIN	61

FIGURE 27 – Bilan de masse de l’électronique

Élément	masse (g)
Coiffe	127
Pointe coiffe	22.9
Rallongement tube	69.8
Tube en carbone	478.6
Porte (sans ses renforts)	39.7
Ailerons	784
Equerres Ailerons	320
Système d'ouverture de porte	128.3
Parachute haute vitesse	183
Parachute basse vitesse	268.5
Rampe parachute	35
Séparation compartiment parachutes	12.4
Bague de reprise de poussée	80.8
Système libération parachute	135.8
Bagues de guidage	24.4
Moteur	3511
Autres éléments non modélisés (dont vis)	60

La masse totale de la fusée s'élève donc à 6,850 kg. La nouvelle position du centre de masse, à vide (sans propulsion), en prenant comme origine le haut de la coiffe est de 990mm.

Nous pouvons donc remarquer une différence de 2 cm par rapport au dossier de stabilité. Cependant, d'après le stabtraj, la fusée reste stable. Nous pouvons aussi remarquer une différence d'environ 200g avec le précédent dossier. Cela n'impactera que très peu le caractère supersonique de la fusée ($V_{max} = 357\text{m/s}$ au lieu de 360m/s).

Afin de respecter la précédente masse, nous proposons de surélever les ailerons de 3 à 4 cm et de faire des équerres en aluminium contre en acier actuellement. Cela nous permettrait de garantir masse et stabilité. Nous vous proposons d'en discuter à la RCE3.

V Systèmes électroniques embarqués

V.1 Architecture générale

L'électronique de PHENICS se décompose en 6 parties distinctes, réparties sur 10 circuits imprimés achetés sur JLCPCB et assemblés par nos soins.

- Les 5 cartes ELIO accueillent les capteurs de pression. Ces cartes sont intégrées dans la surface de la coiffe et de l'allongement, dans des emplacements prévus à cet effet.
- La carte HARRY est la carte d'alimentation. Elle comprend deux cellules Li-Ion, leurs sécurités et un régulateur de tension.
- La carte CLEMENT gère la communication avec le sol, le traitement des données issues des cartes ELIO, et effectue un certain nombre d'autres tâches "longues" à basse fréquence.
- La carte THOMAS gère les données des capteurs dont la fréquence d'échantillonnage est élevée (microphones, accéléromètres).
- La carte CLAIRE gère la séquence de déploiement des parachutes.
- Enfin, La carte MELVIN accueille les microphones et leur convertisseur analogique-numérique.

Une caméra est également présente et déclenchée par l'électronique de la fusée. Les cartes de traitement (CLEMENT, THOMAS et CLAIRE) sont empilées à la manière de shields Arduino, et forment l'ordinateur de bord. Ce dernier est isolé mécaniquement du reste de la fusée via des entretoises en caoutchouc, permettant de limiter l'effet des vibrations sur ces cartes. De plus, si ces dernières partagent une structure commune, les circuits des expériences sont bien isolés électriquement de la carte de déclenchement des parachutes, les échanges d'informations étant isolés via optocoupleurs.

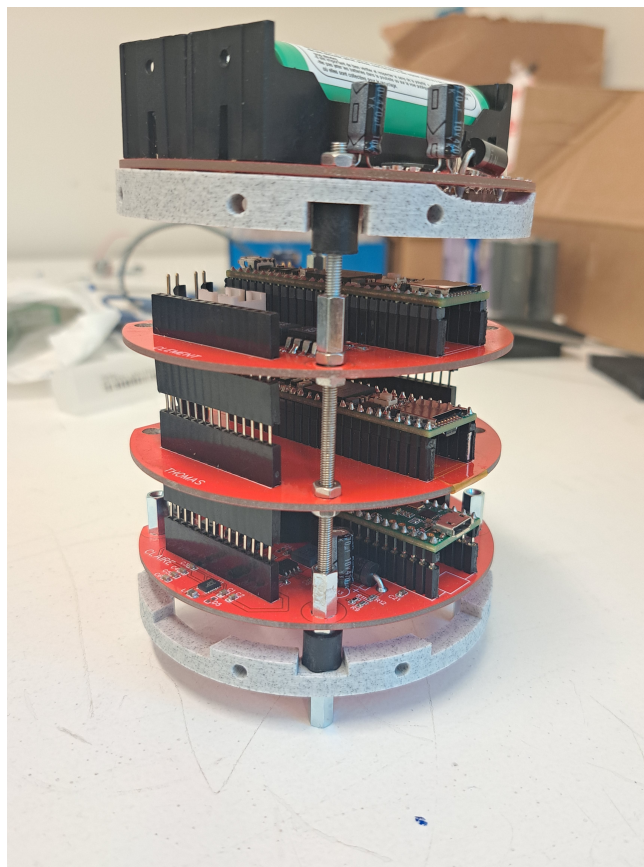


FIGURE 28 – ordinateur de bord assemblé sur une structure de support prototype.

V.2 Carte séquenceur C.L.A.I.R.E

Le séquenceur permettra de déclencher deux parachutes à l'aide de servomoteurs :

- Le parachute "haute vitesse" qui s'ouvrira avant l'apogée et permettra de ralentir la fusée avant l'ouverture du parachute principal
- Le parachute principal qui ralentit la fusée à une vitesse de 10 m/s environ.

Le séquenceur utilisera un signal de détection d'apogée de l'ordinateur de bord pour le déclenchement du parachute principal et une détection de vitesse optimale pour le parachute "haute vitesse".

Pour éviter d'attendre la fin de la fenêtre de déclenchement en cas de dysfonctionnement, on implémente un signal de bon fonctionnement de l'ordinateur de bord. Si l'ordinateur considère qu'il n'aura pas d'apogée précise ou si il s'éteint il pourra abaisser ce signal de bon fonctionnement. Dans ce cas le séquenceur n'attend pas le signal d'apogée et déclenche l'ouverture des parachutes aux durées prévues par les simulations t_1 et t_2 .

L'heure du décollage t_0 est déterminée par le décrochage d'un aimant, aimanté à la fusée et retenu par une corde au bâti de lancement.

La carte se présente ainsi :

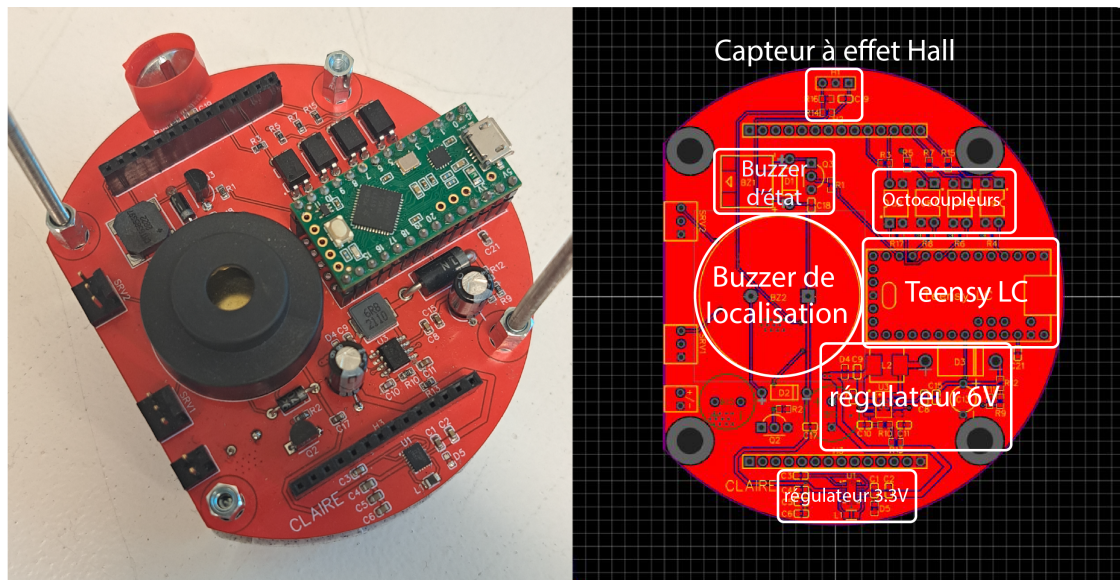


FIGURE 29 – Carte Séquenceur CLAIRE, assemblée et sous forme d'EDA.

Elle se compose d'un microcontrôleur Teensy LC, alimenté via un régulateur 3.3V qui module la tension de sortie de la cellule Li-ion dédié au séquenceur. Cette Teensy LC vient communiquer avec le reste de l'électronique via 4 optocoupleurs servant de liaison binaire (1 sortant et 3 entrants). Le décollage est détecté à l'aide d'un capteur à effet Hall situé au devant d'une petite masse d'acier, permettant de retenir l'aimant situé sur la paroi de la fusée tout en mesurant le flux magnétique lié à la présence de l'aimant. Ces informations permettent donc au microcontrôleur de déclencher au bon moment deux servomoteurs alimentés en 6V, un pour chaque parachute. Enfin, cette carte dispose de 2 buzzers, l'un servant à communiquer l'état de la carte, et l'autre, plus puissant, servant à aider à localiser la fusée après le vol.

Diagramme des états :

Les figures 30 et 31 illustrent les divers états de la carte Claire ainsi que les conditions permettant de passer d'un état à un autre. Le processus d'exécution est composé de quatre étapes distinctes : l'initialisation, le pré-vol, le vol et le post-vol. Pendant la phase de vol, les parachutes peuvent être éjectés de deux manières différentes : soit par l'envoi d'un signal (PARA1 et PARA2) provenant de la carte Clément, soit par un chronomètre interne à la carte qui vérifie si les parachutes doivent être éjectés selon un intervalle préétabli. Le signal SIGNAL_UP transmet à la carte Clément l'état actuel du déclenchement des parachutes.

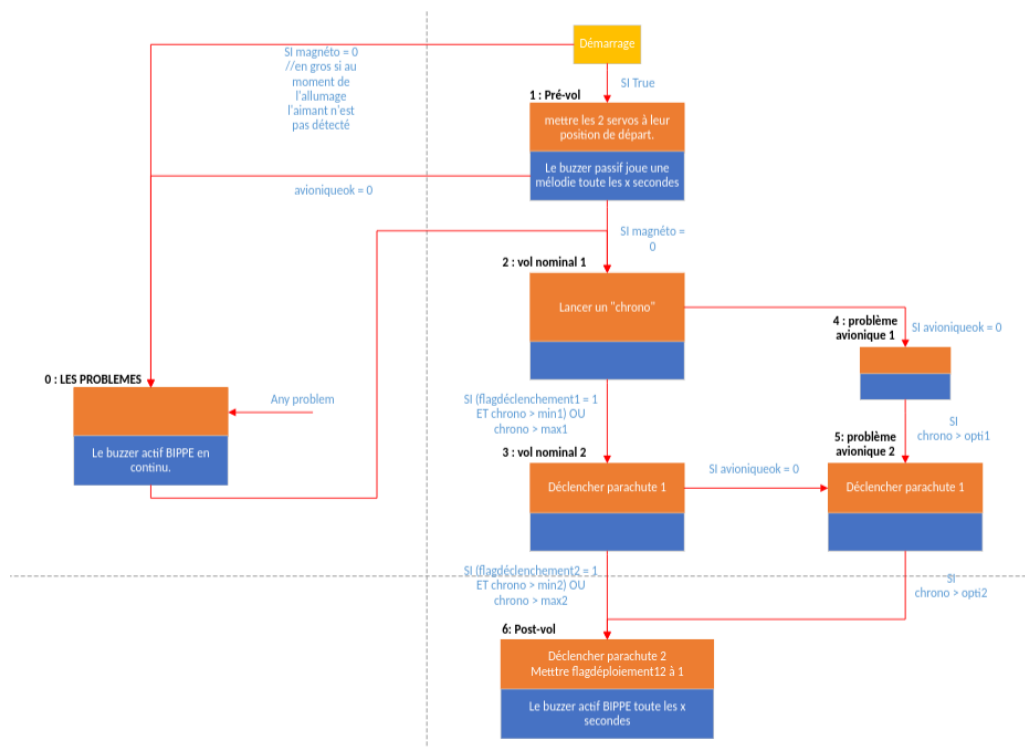


FIGURE 30 – Diagramme des états pour la carte Claire

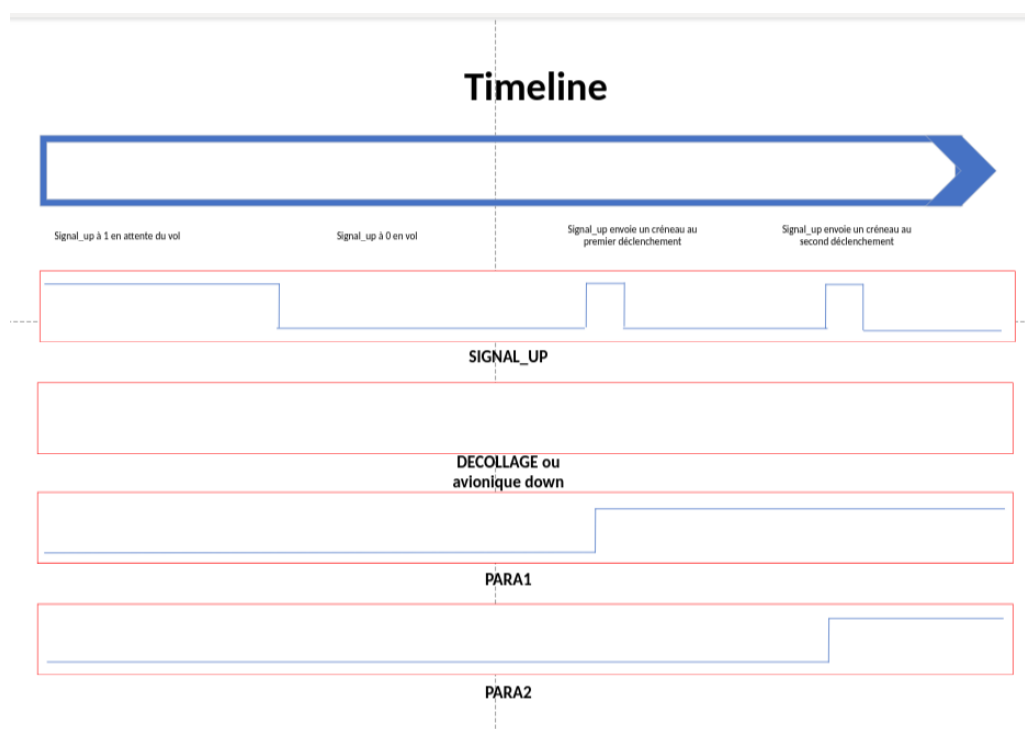


FIGURE 31 – Chronogramme des états de la carte Claire

V.3 La carte T.H.O.M.A.S : échantillonnage haute fréquence

L'objectif est d'avoir une carte dédiée aux capteurs nécessitant une fréquence d'échantillonnage élevée. On utilise un micro-contrôleur ARM M7 situé sur une Teensy 4.1 (particulièrement rapide) connecté via des liaisons

I^2C , I^2S et SPI aux périphériques. Les périphériques connectés sont les suivants :

- Une carte SD sur la Teensy 4.1
- 8Mo de RAM en supplément de celle déjà dans le microcontrôleur.
- Deux accéléromètres 16G pour les phases de faible accélérations.
- Deux accéléromètres 64G pour les phases de fortes accélérations.
- Un buzzer d'indication d'état.
- Un CAN connecté à deux micros, le tout situé sur la carte MELVIN.

Le logiciel de cette carte, pas encore terminé à ce stade, devra gérer la lecture des données de ces capteurs au rythme de 10,5 MBit/s.

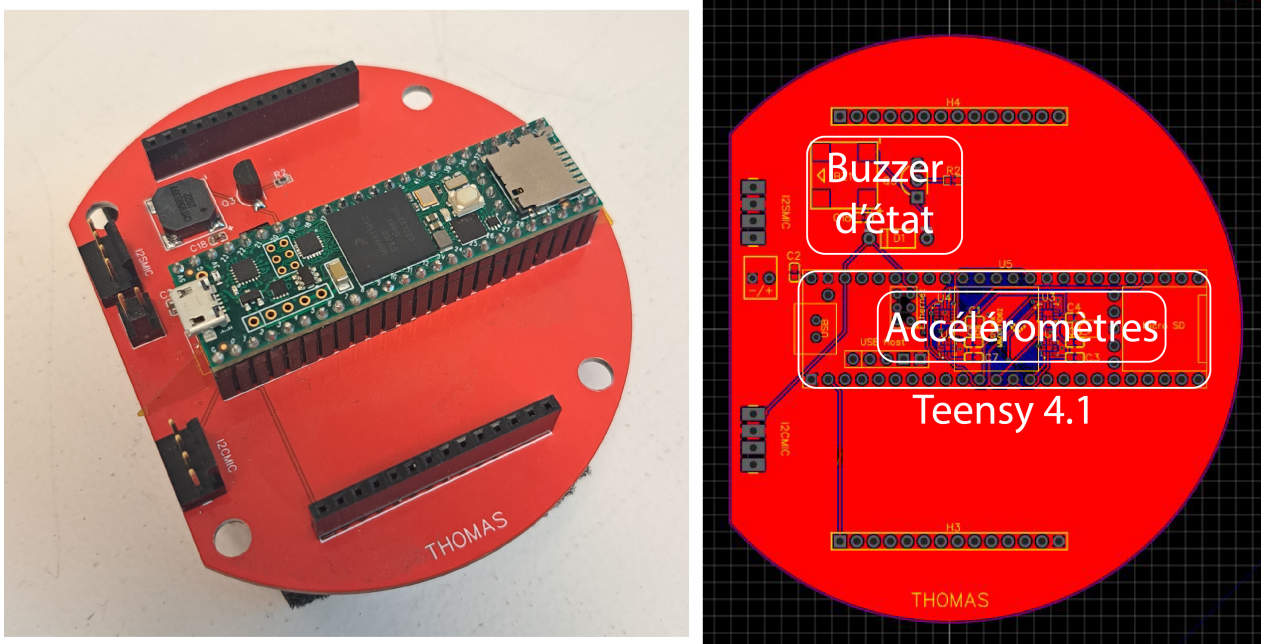


FIGURE 32 – Carte THOMAS : expériences haute fréquence (les accéléromètres sont situés sous la Teensy)

V.4 La carte C.L.E.M.E.N.T : expériences basses fréquences, gestion des états et communication

La carte CLEMENT forme "l'ordinateur central" de la fusée, communiquant avec les deux autres microcontrôleurs de la fusée, donnant les "ordres" (en déclenchant par exemple la caméra au décollage) et renvoyant la télémétrie au sol. Elle enregistre également les mesure des capteurs de pression de la coiffe, faite par les cartes ELIO. L'objectif est de permettre des mesures à une fréquence de l'ordre de 100 Hz. La carte CLEMENT accueille également des optocoupleurs linéaires permettant de mesurer la tension des batteries au cours du vol, mais ils sont au moment d'écrire ces lignes non fonctionnels. La carte CLEMENT comprend ou est connectée aux éléments suivants :

- Une Teensy 4.1
- Une carte SD sur la Teensy
- Un buzzer d'indication d'état
- Un capteur de pression
- Une antenne GPS
- un Module LoRa E5
- des optocoupleurs linéaires

— une caméra

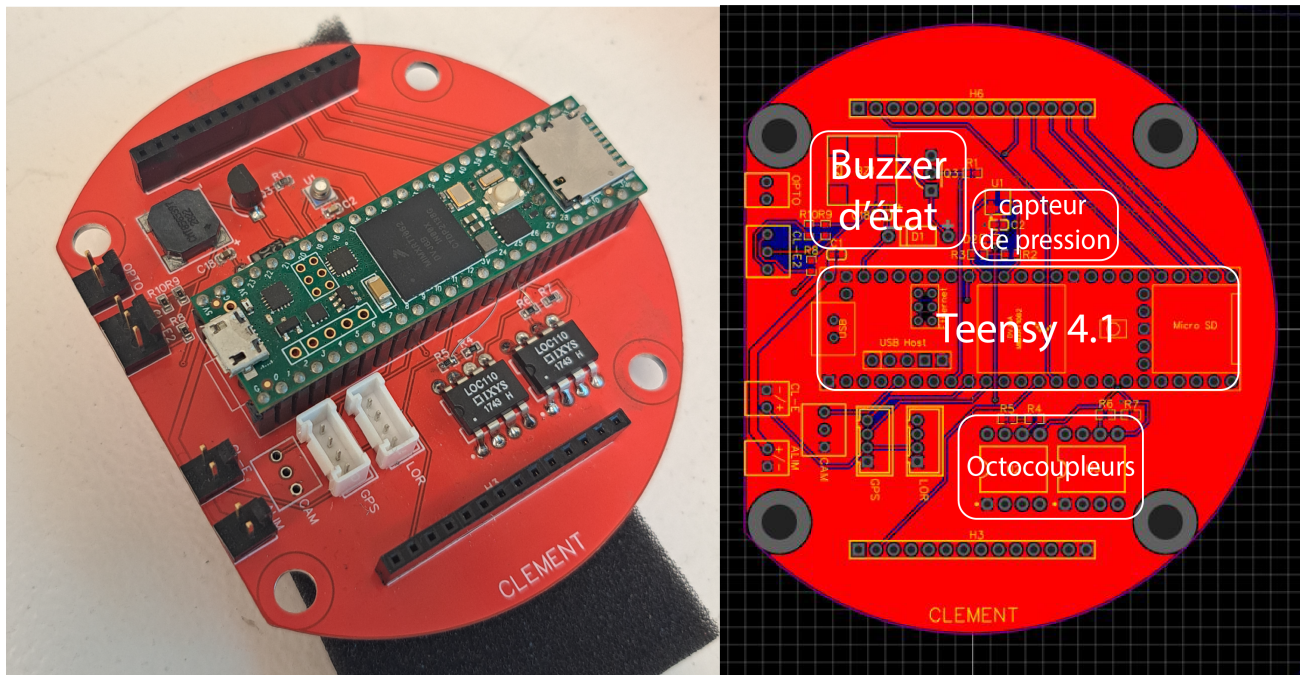


FIGURE 33 – Carte CLEMENT : expérience et communications

V.5 L'ensemble E.L.I.O : supports de capteurs dans la coiffe

L'ensemble ELIO sert de support aux capteurs de pression et antennes dans la coiffe, et est uniquement connecté à la carte CLEMENT. Cet ensemble se divise en 5 cartes électroniques, toutes reliées au même port I^2C de CLEMENT. Ces cartes répartissent les capteurs de pression en différents points de la coiffe et de l'allongement du corps de la fusée.

- ELIO 1 sert uniquement de support au capteur de pression installé dans la pointe de la coiffe.
- ELIO 2 et 3 sont installées de manière diamétralement opposées contre le bord de la coiffe. Elles portent respectivement 3 et 4 capteurs de pression ainsi qu'un multiplexeur par carte qui permet d'assurer la répartition de la communication I^2C entre la carte CLEMENT et chacun des capteurs.
- ELIO 4 et 5 sont placées dans l'allongement du corps de la fusée et portent chacune 2 capteurs de pression et un multiplexeur.

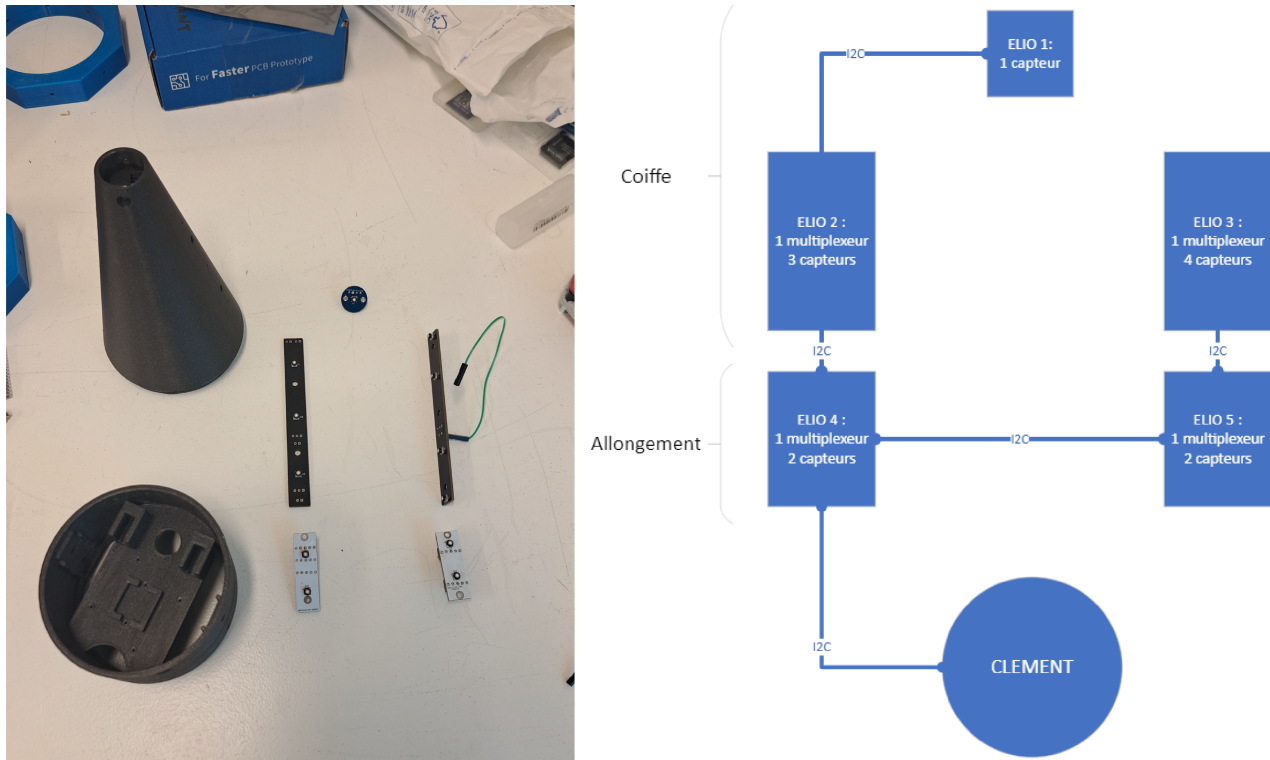


FIGURE 34 – Cartes ELIO : supports des capteurs de pression

V.6 La carte M.E.L.V.I.N : Microphones en stéréo

La carte MELVIN comporte 2 microphones et l'électronique de traitement des signaux audio. Le tout est connecté via 2 liaisons (I^2C et I^2S) à la carte d'échantillonnage haute fréquence THOMAS. La carte sera suspendue dans une toile élastique au sein de la fusée, afin de l'isoler au maximum des vibrations mécaniques qui pourraient être transmises par des supports rigides.

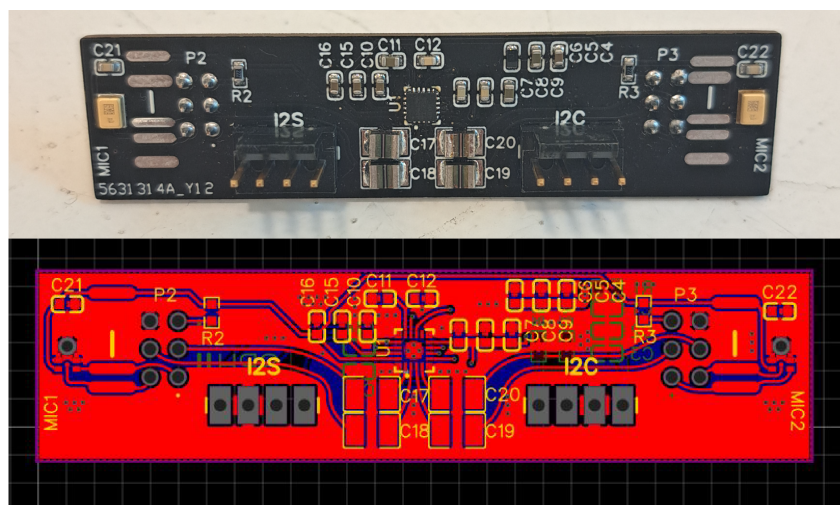


FIGURE 35 – Carte MELVIN : Microphones en stéréo

V.7 La carte H.A.R.R.Y : Alimentation électrique

Enfin, la carte Harry, qui se situe en haut de l'ordinateur de bord, est chargée d'alimenter toute l'électronique embarquée. Elle accueille deux cellule Li-ion, choisie pour leur densité énergétique et leur capacité à délivrer d'importants courant. La carte comporte deux circuits de sécurité permettant de protéger ces cellules Li-ion et un régulateur 5V, servant à alimenter la partie expérience de l'électronique. L'électronique séquenceur régule elle-même la tension en sortie de son circuit de sécurité, comme détaillé dans la partie V.2. . Sur cette carte également, les circuits parachute et expérience sont séparés électriquement, masse exceptée.

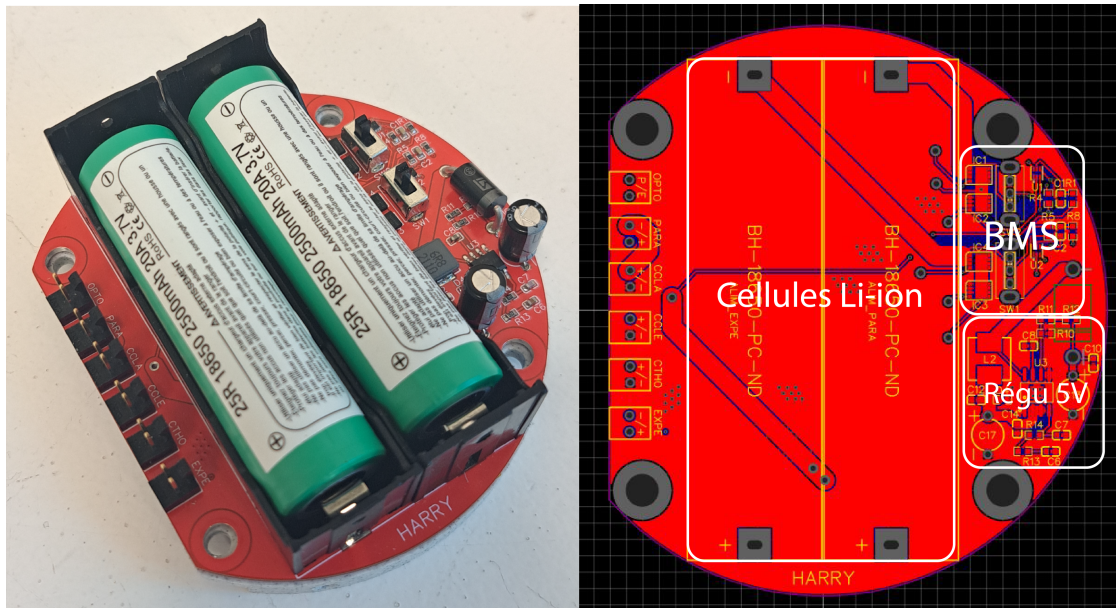


FIGURE 36 – Carte HARRY : Alimentation électrique

V.8 Schéma récapitulatif de l'architecture électronique

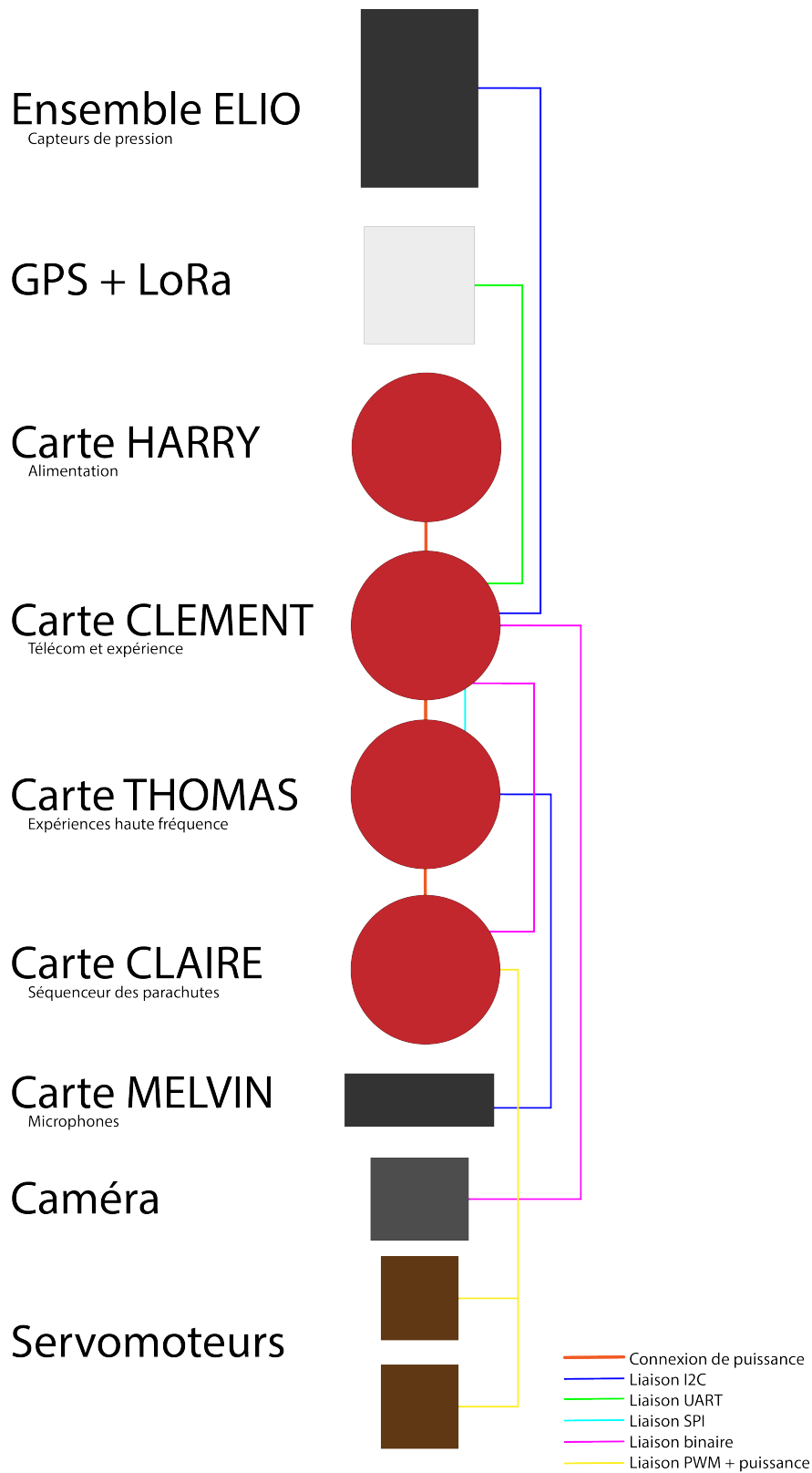


FIGURE 37 – Architecture électronique complète.

VI Aérodynamique et stabilité

VI.1 Stabilité

Comme expliqué dans le dossier de stabilité, nous avons effectuées de nombreuses simulations sur le logiciel Fluent afin de déterminer les coefficients de traînée de la fusée en fonction de la vitesse et pouvoir ainsi les injecter dans le Strabtraj. Nous avons également fait des simulations avec les logiciels RASAéro et AéroLab afin de déterminer le centre de poussée et les coefficients de traînée. Les résultats nous ont tous permis de montrer que la fusée était stable et les démonstrations peuvent être retrouvés dans le dossier de stabilité.

VI.2 Trajectographie

Nous avons également évalué sa trajectographie pour une rampe de 80 degré.

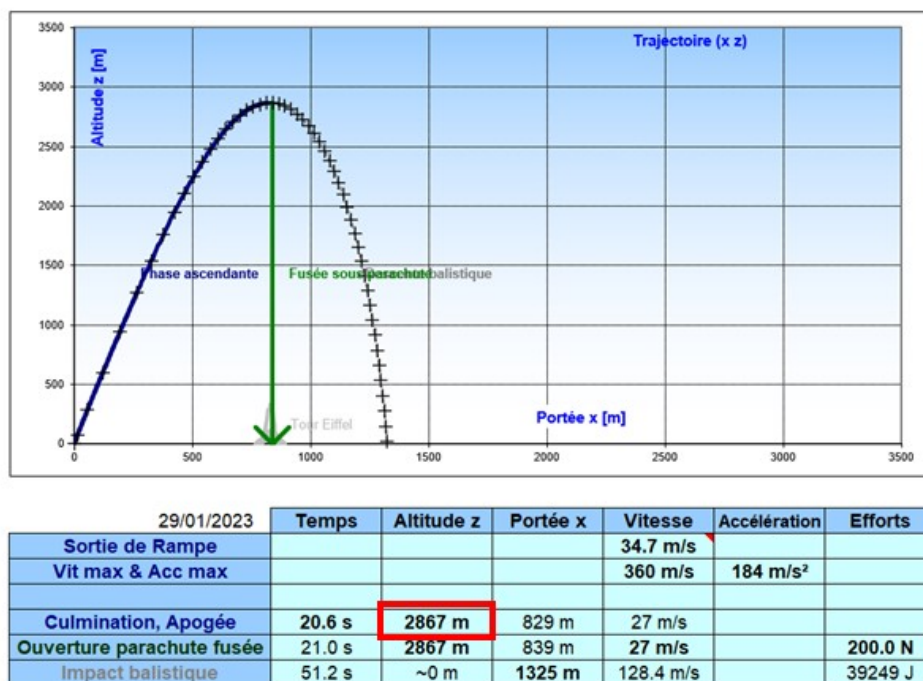


FIGURE 38 – Trajectographie sous rampe 80°

L'altitude maximale atteinte par la fusée est bien inférieure aux 3000 mètres réglementaires. La vitesse maximale atteinte par la fusée est de 360m/s et la vitesse à l'apogée est de 27m/s.

VII Analyse des données post vol

L'analyse des données provient d'un grand travail de fond du software, à la fois pour la programmation des cartes, des expériences, de l'enregistrement des données, de la télémétrie, de la station sol, puis enfin du post-processing des données des cartes SD.



FIGURE 39 – Arbres de branches du gitlab du software

Nous présentons ici les données issues du vol ainsi qu'une analyse de celles-ci. d'après les données, le vol a duré au total 4 minutes et 28 secondes.

VII.1 Données issues de la pression sur la coiffe

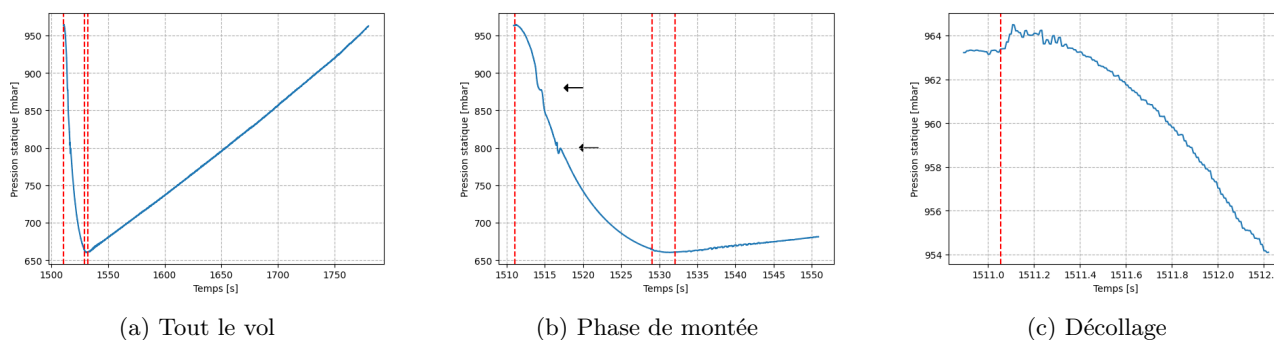


FIGURE 40 – Pression statique dans la fusée. Le capteur de pression se trouve sur la carte Clément

VII.1.1 Pression statique

La Figure 40 montre la pression statique mesurée sur la carte Clément. Les pointillés rouges montrent respectivement l'instant de décollage, d'ouverture du premier parachute (à 18s) puis du deuxième parachute (à 21s).

On voit que la pression statique baisse pendant la phase de montée puis augmente de manière quasi-linéaire quand les parachutes sont déployés.

On peut émettre des doutes légitimes sur la fiabilité de ces mesures, en effet pour s'assurer que la pression à l'intérieur de la fusée soit bien statique, nous avons mis du scotch sur les trous des removes before flight sur la coiffe, mais ceux-ci n'étaient pas présents quand nous avons récupéré la fusée et se sont donc certainement

décollées lors du vol à cause de la différence de pression entre l'intérieur de la fusée et l'extérieur. Il est possible que les perturbations indiquées par les flèches noires sur la figure du milieu soient dues à ce décollement.

VII.1.2 Altitude

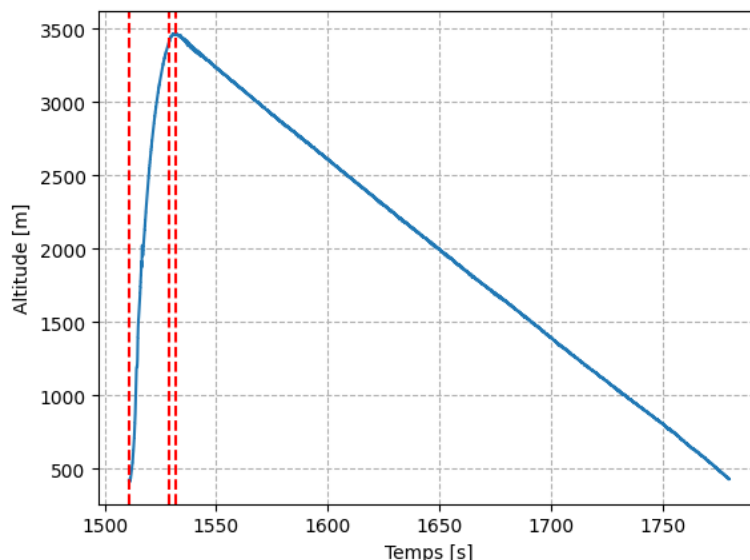


FIGURE 41 – Altitude calculée à partir de la pression statique

Grâce à la pression statique et une formule simple, on obtient une courbe de l'altitude (voir Figure 41). On trouve alors une hauteur maximale atteinte de 3044 m et une vitesse constante de 12.0 m/s quand les parachutes sont déployés.

Ces deux valeurs ne sont pas affectées par l'enlèvement des bouts de scotch car à faible vitesse la pression sur la coiffe est très proche de celle sur la carte Clément. (voir Figure 42)

VII.1.3 Pression et température sur la coiffe

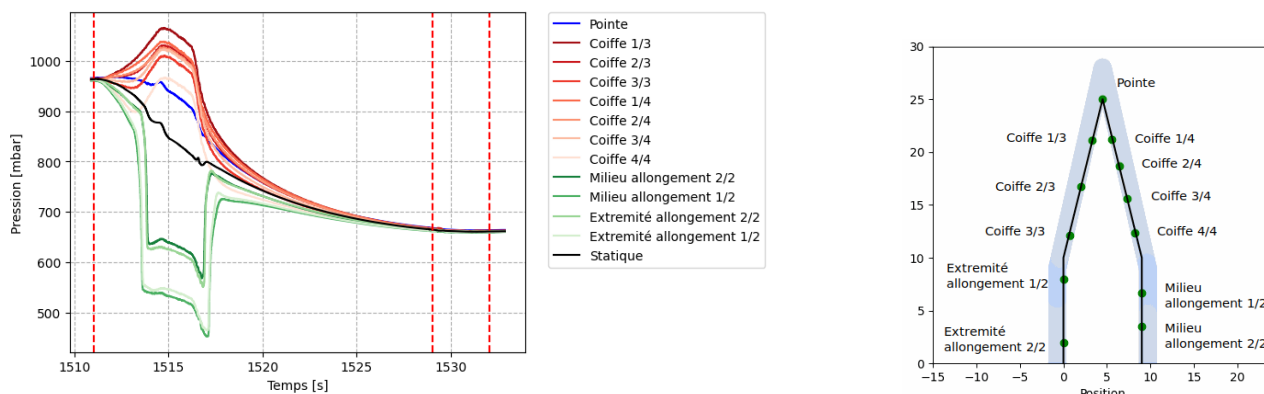


FIGURE 42 – Pression mesurée par tout les capteurs (a) et coiffe annotée (b)

On voit sur la Figure 42 les courbes de pression sur la coiffe et sur l'allongement de la coiffe ainsi que sur la pointe de la coiffe et la pression statique. Comme attendu, la pression sur la coiffe est plus grande que la pression statique et la pression sur l'allongement est plus basse.

La forte chute de pression sur l'allongement peut effectivement indiqué que le passage au transsonique puis au supersonique a bien eu lieu. Les données d'accéléromètre nous permetrons de confirmer cela dans la suite.

On voit qu'après la phase propulsive, les mesures de pressions sont toutes presque égales entre-elles.

On remarque cependant une différence avec les simulations : la pression sur la pointe de la coiffe n'est pas la plus grande. Cela pourrait être dû à une distance trop grande entre la position du capteur et le trou en bout de coiffe. En effet avant d'atteindre le capteur, l'air devait parcourir environ 2cm de profondeur et de plus la section s'élargissait.

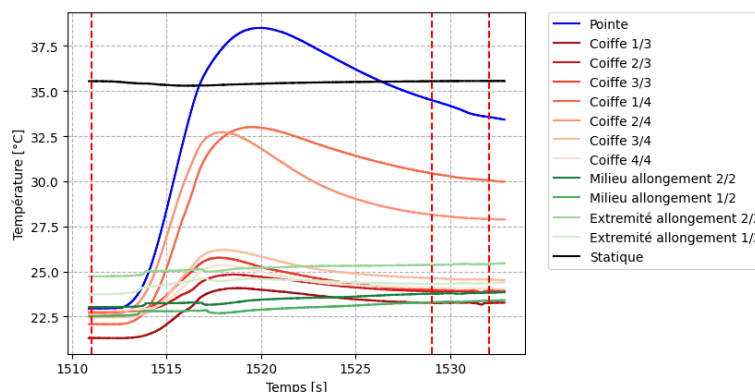


FIGURE 43 – Température des capteurs de pression

Les capteurs de pression fournissent aussi la température (voir Figure 43). Celle-ci est difficile à interpréter car elle est influencée par la position du soleil et par la température des composants électroniques à proximité.

VII.1.4 Pression dynamique

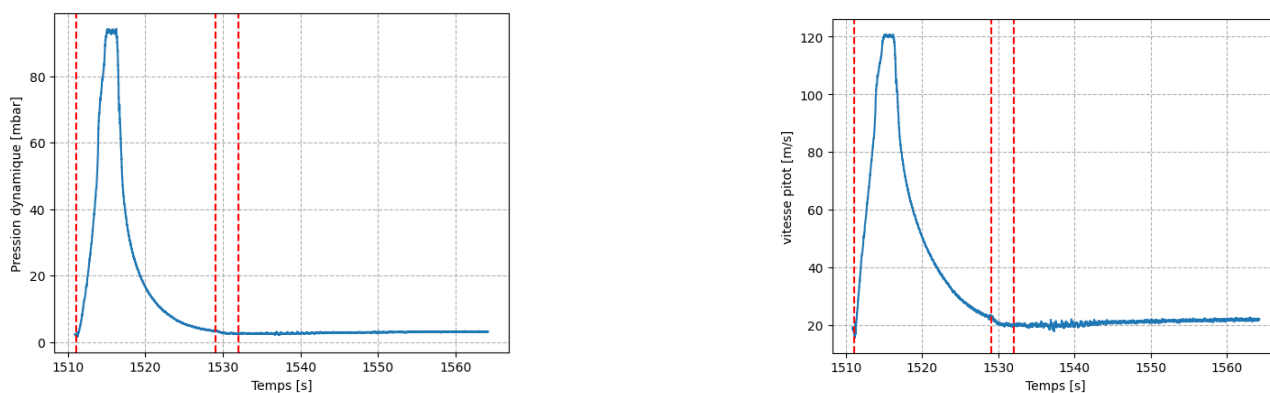


FIGURE 44 – Pression à la pointe de la coiffe moins pression statique (a) et vitesse calculée à partir de la pression dynamique (b)

La pression dynamique correspond à la différence entre la pression à la pointe de la fusée et la pression statique. Elle permet d'estimer la vitesse de la fusée grâce à la formule de Bernoulli (tube de Pitot). Dans la Figure 44, on peut voir que la pression dynamique est plus faible que ce qui était attendu, ce qui se traduit par une vitesse pitot faible. En effet les hypothèses du théorème de Bernoulli ne s'appliquent pas ici, le fluide ne peut pas être considéré en régime permanent et son écoulement est bien trop rapide.

VII.1.5 Détermination de la vitesse à partir de la pression

Nous avons prévu une autre formule afin de déterminer la vitesse à partir des pressions, qui est valable en supersonique.

En effet, L'écoulement étant à l'arrêt au niveau du capteur de la pointe de la coiffe, celui-ci mesure la pression d'arrêt isentropique du gaz.

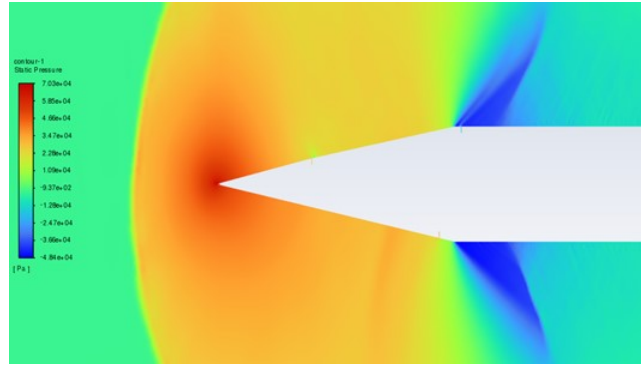


FIGURE 45 – Simulation de l'onde de choc

En régime supersonique ($M_\infty > 1$), une onde de choc détachée va se former devant la coiffe, comme visible sur la figure 45.

On vérifie aisément sur la figure 46 que l'onde de choc est détachée et non attachée via la figure suivante qui montre que pour un Mach compris entre 1 et 1.1, l'angle au sommet de notre coiffe ne permet pas l'apparition d'une onde de choc attachée. Cela permet également de vérifier la cohérence de nos simulations CFD.

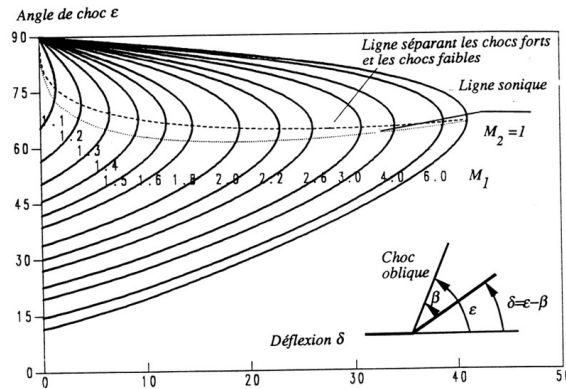


Figure 3. Angle de choc ϵ en fonction du nombre de Mach amont M_1 et de la déflexion δ .

FIGURE 46 – Abbaque des ondes de chocs

Pour obtenir notre formule, nous considérons également que la coiffe avait subi un choc droit, mais nous verrons ensuite que la fusée avait en fait un angle de 15 degré avec le vent, ainsi cette hypothèse n'est en fait pas vérifiée.

La fonction fournissant le rapport de la pression d'arrêt isentropique après le choc, p_{2i} mesuré par le capteur, à la pression statique avant le choc obtenue avec un modèle simple dépendant de l'altitude $p_1 = p_0 e^{z/H}$, en fonction du Mach amont est la suivante :

$$\frac{p_{2i}}{p_1} = \frac{\gamma+1}{2} M^2 \frac{\frac{\gamma+1}{2} M^2}{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \frac{1}{\gamma-1}$$

Nous avions prévu d'utiliser cette formule, cependant les valeurs de pression mesurées par les capteurs sont trop basses, et particulièrement celles sur la pointe de la coiffe pour que cette méthode de détermination soit utilisable. La méthode de détermination de la vitesse depuis les accéléromètres semble donc être la plus prometteuse.

VII.2 Données issues de l'accéléromètre et des gyroscopes



FIGURE 47 – Accélération et vitesses de rotations dans le référentiel de la fusée. L'axe Z est l'axe de la fusée.

On peut voir dans la figure 47 les courbes issues des accéléromètres. On peut y observer les différentes phases du vol (avant le décollage, phase propulsive, phase de décélération, et l'ouverture des deux parachutes).

L'accélération maximale au décollage est de 23.5g. On peut aussi observer que la fusée a eu un certain roulis pendant le vol (courbe en vert des gyroscopes).

Grâce à ces données, on peut réaliser une trajectographie sur le début du vol. L'intégration des IMUs souffre en général du problème du drift du principalement à la qualité des gyroscopes. En effet, pour effectuer l'intégration des accéléromètres, il faut retirer le vecteur g et pour cela il est nécessaire de connaître très précisément l'orientation de la fusée pour retirer g sur le bon axe. Néanmoins, on peut avoir confiance en ces résultats pour les premières dizaines de secondes de vol.

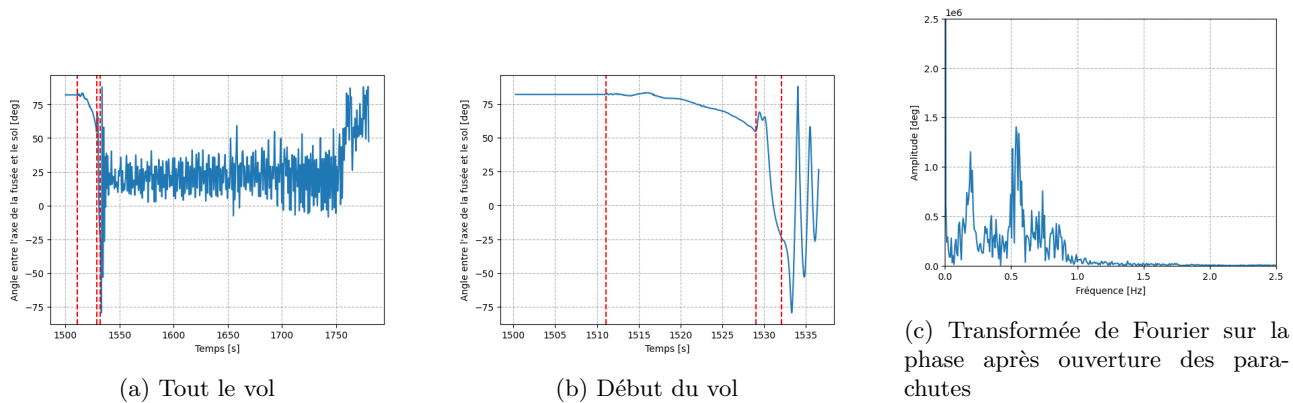


FIGURE 48 – Angle entre l'axe de la fusée et le sol.

Pour ce qui est de l'orientation de la fusée, au décollage on se trouve à 80° , puis à l'ouverture du premier parachute à 53° et enfin à -25° à l'ouverture du deuxième parachute (voir Figure 48). La FFT quand à elle nous permet de dire que la fusée oscillait en pendule à 0.5Hz quand les parachutes étaient déployés.

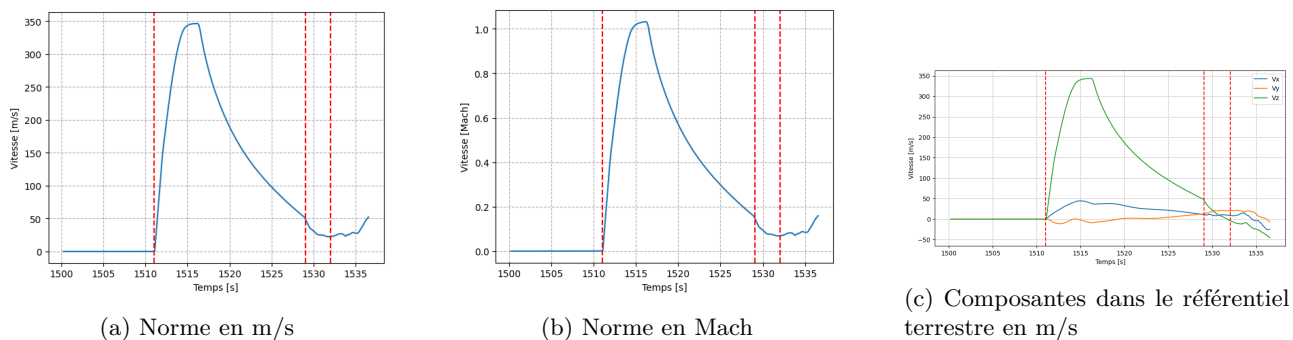


FIGURE 49 – Vitesse de la fusée.

Pour ce qui est de la vitesse, d'après l'intégration des données, on déduit que la fusée a atteint la vitesse de 346.1m/s, soit 1.03 Mach en tenant compte de l'altitude. La fusée est restée au dessus du mur du son pendant 1.95s (voir Figure 49). L'objectif supersonique est donc atteint.

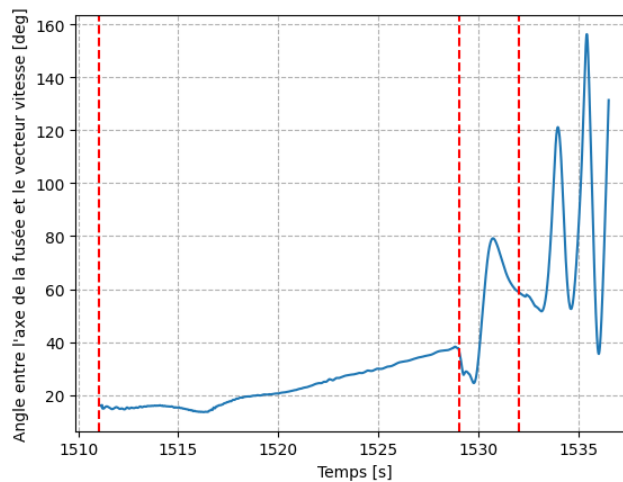


FIGURE 50 – Angle entre le vecteur vitesse et l'axe de la fusée

Une autre courbe intéressante est l'angle entre l'axe de la fusée et le vecteur vitesse de la fusée (voir Figure 50). Dans un cas idéal il est sensé être nul, or dans notre cas, on observe qu'il est de l'ordre de 15° pendant la phase propulsive. Cela est sûrement dû au vent qui fait que la vitesse de la fusée a une composante transversale.

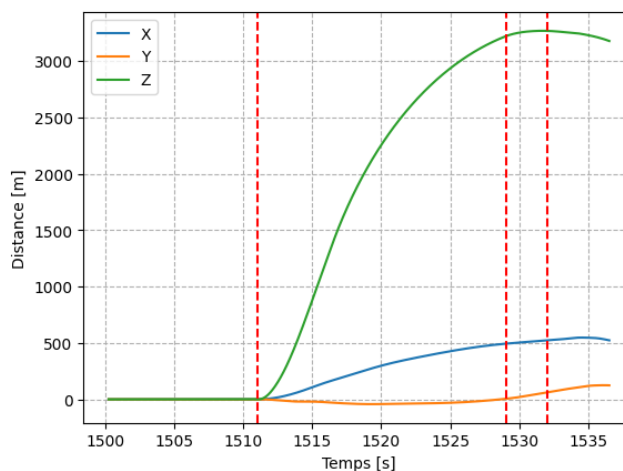


FIGURE 51 – Trajectoire de la fusée dans le référentiel terrestre

Enfin, le calcul de la trajectoire nous permet d'estimer que la fusée a atteint une hauteur maximale de 3267 m et que les parachutes se sont déployés pendant l'apogée (voir Figure 51). Cette hauteur maximale est à mettre en perspective avec celle déduite de la pression statique. Mais au vu des divers problèmes dont souffre le calcul de l'altitude par la pression, en particulier le doute sur le fait qu'elle soit bien statique, la validité de la formule utilisée pour avoir l'altitude et la qualité de la calibration des capteurs de pression, nous pensons que la valeur obtenue grâce aux IMU est plus proche de la réalité.

VII.3 Analyse des vibrations

VII.3.1 Les vibrations vues par l'accéléromètre

Transformée de Fourier par phase de vol :

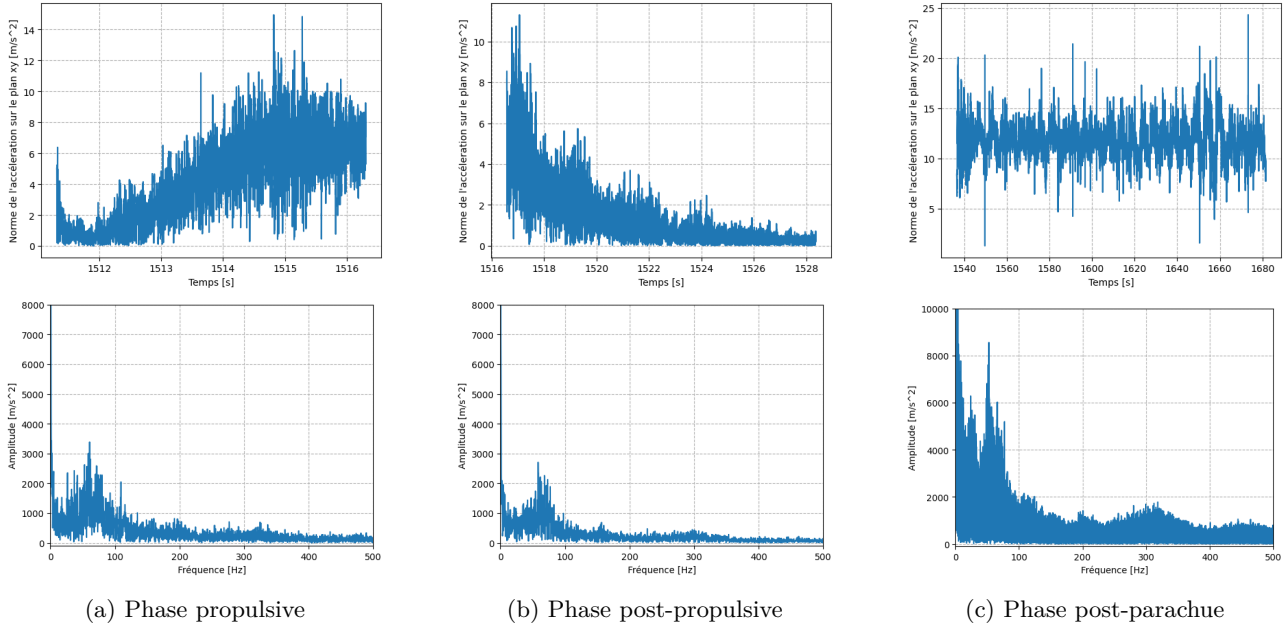


FIGURE 52 – Norme de l'accélération sur le plan transversal de la fusée et transformée de Fourier pour chaque phase de vol

Une première manière de caractériser les vibrations est de réaliser une transformée de Fourier sur chaque phase de vol pertinente. On l'applique ici à la norme du vecteur accélération sur les axe xy dans le référentiel de la fusée.

Pour la phase de propulsion du moteur, le pic se trouve à une fréquence de 60.7Hz, pour la phase après propulsion et avant parachute le pic a une fréquence de 58.3Hz et pour la phase après déclenchement du parachute la fréquence des vibrations est de 52.8Hz.

Amplitude de l'enveloppe :

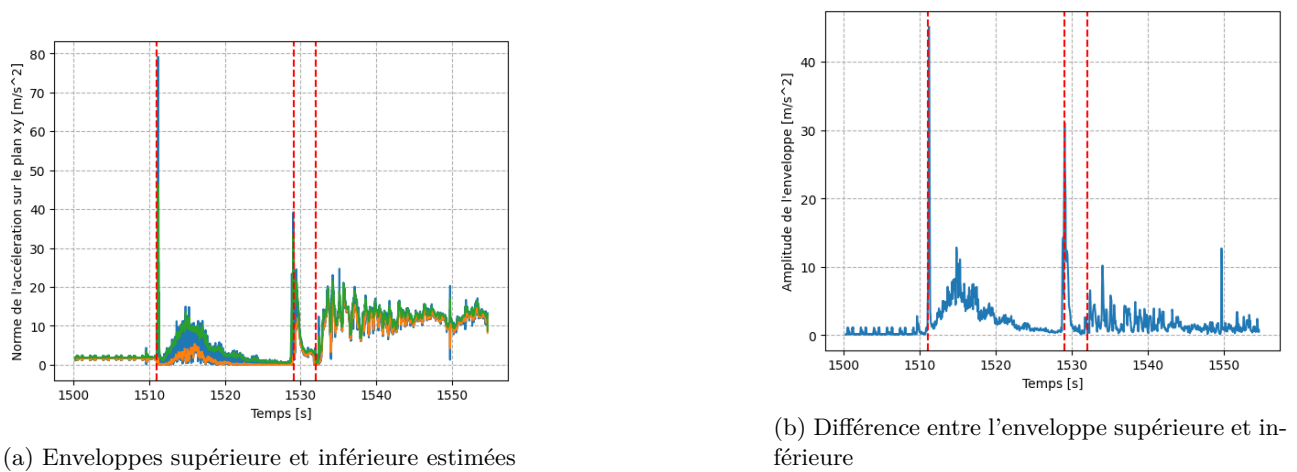


FIGURE 53 – Amplitude de l'enveloppe pour la norme de l'accélération sur la plan transversal

L'amplitude de l'enveloppe nous permet de connaître l'allure de l'amplitude des vibrations (voir Figure 53). On peut observer que l'amplitude des vibrations augmente pendant la phase propulsive quand la fusée gagne en vitesse, puis les vibrations diminuent quand la vitesse diminue. Les pics périodiques avant le décollage correspondent au son que produisait le buzzer.

Dérivée de l'accélération, le jerk :

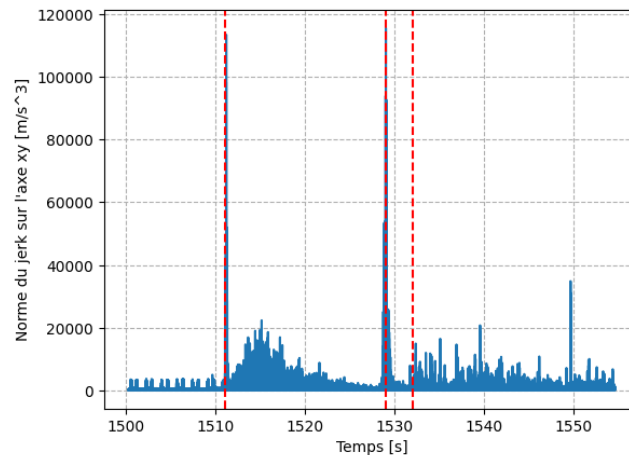


FIGURE 54 – Norme de la dérivée de l'accélération sur l'axe transversal de la fusée

On observe sur la Figure 54 que l'allure du jerk concorde avec l'amplitude des enveloppes dans la Figure 53. Les valeurs sur l'axe des ordonnées n'ont pas beaucoup de sens car la dérivée amplifie beaucoup le bruit présent sur les mesures d'accéléromètre.

Spectrogramme :

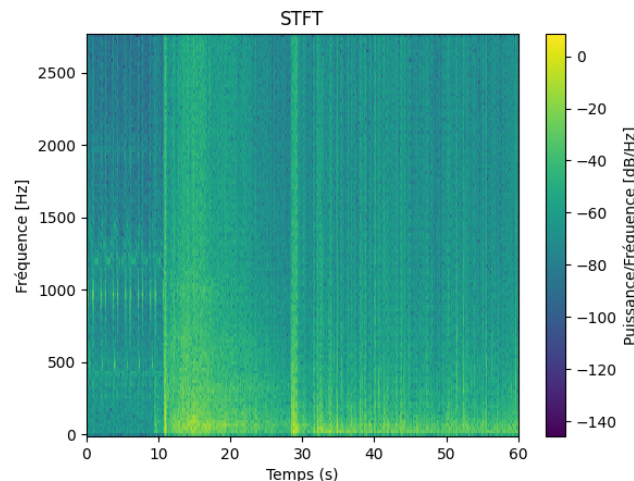


FIGURE 55 – Spectrogramme de la norme de l'accélération sur l'axe transversale de la fusée

On présente sur la Figure 55 un spectrogramme de la norme de l'accélération sur l'axe transversale de la fusée. Celui-ci nous permet d'observer l'évolution de l'amplitude des vibrations au cours du temps pour chaque fréquence. On peut aussi y observer les instants de décollage et des ouvertures parachute.

VII.3.2 Les vibrations vues par le capteur sonore

Malheureusement, l'expérience du capteur de son est un échec. En effet, elle souffre de problèmes de saturation et la majorité de l'enregistrement est vide. Le son coupe périodiquement 4 cinquièmes du temps. Les données sont inexploitable. Nous espérons faire revoler cette expérience lors d'un futur projet de fusex, avec cette fois-ci un micro-contrôleur dédié, ce afin d'éviter tout conflit avec une autre expérience fonctionnant en parallèle.

VII.4 Analyse des données vidéo

L'expérience de caméra embarquée fût également un échec. La raison en est simple, le code permettant de déclencher la caméra ayant été écrit la veille du lancement, les procédures d'allumage et d'arrêt de la caméra n'ont pas été implémentés dans la checklist prévol. Ces procédures consistaient au fait qu'il était nécessaire, après chaque arrêt de l'électronique, de rallumer l'électronique à nouveau pendant 7 à 11 secondes afin que cette dernière envoie l'ordre à la caméra de s'éteindre (car la caméra était sur une batterie indépendante, et nécessitait donc l'envoi d'un ordre de la part de l'électronique d'expérience pour s'éteindre). Le matin du jour du vol, la caméra s'est donc démarrée lors d'un allumage de test de l'électronique, et ne s'est plus éteinte jusqu'à épuisement de sa batterie, 1h46 plus tard. Elle a durant cette période enregistré 22Go de vidéo au sol, durant l'assemblage et le transport de PHENICS. La caméra ayant été récupérée intacte, nous comptons user de ce retour d'expérience pour faire revoler ce système, cette fois-ci en prenant en compte sa spécificité dans la checklist prévol.

VII.5 Discussion sur les méthodes de recherche employées

VII.5.1 Le GPS

La méthode de recherche privilégiée par l'expérience de cette fusée fut le système GPS, dont on récupérait les données en temps réel à 1Hz d'échantillonnage. Cependant, la veille du vol nous avons constaté des problèmes de détection des satellites pour la géolocalisation, dont nous estimions provenir d'un effet cage de Faraday malencontreusement négligé dans la coiffe, à cause de la présence de nombreux capteurs, câbles et PCBs.

Une étude de l'électronique à posteriori a mis en évidence le fait que la longueur des cartes de pression Elio (située devant l'antenne, sur les parois de la coiffe) étaient de la forme la plus inadaptée possible électromagnétiquement, avec une forme longiligne (créant un effet d'antenne) et une longueur de 11.6cm, longueur caractéristique d'une antenne demi-onde idéale pour l'émission ou la réception des fréquences GPS (entre 1200 et 1300MHz). Les parasites créés par la mise en résonance de ces cartes peuvent potentiellement expliquer pourquoi le GPS ne fonctionnait pas dans la fusée, alors même qu'il fonctionnait lorsqu'il était situé en dehors de la coiffe.

Cependant, lors de la mise en rampe notre station télémétrie a réussi à recevoir les données du GPS correctement calibrées pour le vol, ce que nous estimons provenir de la rampe métallique qui a pu aider à canaliser les signaux GPS. En vol toutefois, le GPS s'est bloqué dû à l'accélération (restriction du composant à 4g). Nous connaissions ce défaut, mais nous ne savions pas comment le GPS allait se comporter ensuite : devait-il se recalibrer sur des satellites, ou gardait-il en mémoire sa position, par exemple ? Malheureusement, il a perdu sa position et n'a jamais réussi à se recalibrer, ce qui fait que nous recevions à chaque fois des données bloquées à la même position (environ 2s après le départ) et nous n'avons pas pu extraire les données pour en déduire une position d'arrivée.

VII.5.2 Pistes exploitables

Nous avons envisagé diverses pistes pour retrouver la fusée en cas d'échec du GPS, que nous détaillons ci dessous.

- Nous avons récupéré la carte des vents à plusieurs altitudes différentes pour simuler la chute sous parachute à l'aide d'OpenRocket et en interpolant la vitesse des vents pour obtenir une carte des vents selon l'altitude. Bien que les calculs, effectués de deux façons différentes, étaient cohérents entre eux, nous avons constaté après l'avoir retrouvée une grande marge d'erreur, d'environ 800m. Ces méthodes n'étaient donc pas assez fiables.
- Nous avons également employé les méthodes backup de la fusée : d'une part le buzzer, qui possédait une autonomie de 40h, nous a enjoint de commencer tôt les recherches, pour tenter de l'entendre (a posteriori, ceci aurait été impossible dû à la déconnexion de l'électronique suite au choc de l'atterrissage)

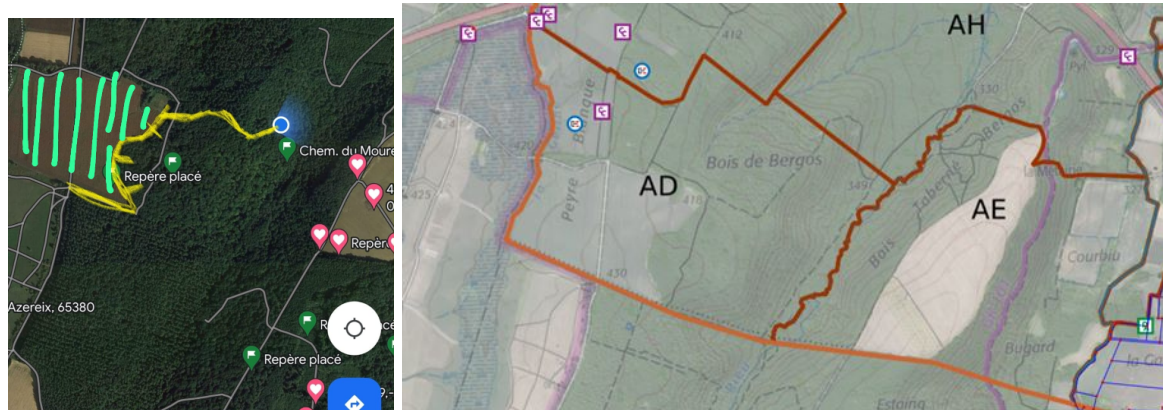


FIGURE 56 – a) Exemples des recherches entreprises et b) AD : cadran où PHENICS a été retrouvée

- L'autre méthode backup, d'autre part, était l'antenne LoRa, censée émettre encore plusieurs heures après le lancement (de même, la déconnexion de l'électronique a empêché ceci d'arriver). Cependant, en partant avec plusieurs stations télémétrie dans la forêt, nous avons capté des paquets de différentes tailles à notre fréquence d'émission. Nous avons d'abord supposé qu'il s'agissait de paquets corrompus, mais après plusieurs heures nous en avons déduit qu'il s'agissait de paquets provenant de sources externes sur la même fréquence d'émission que notre propre télémétrie, car c'est une fréquence relativement classique pour des antennes LoRa par exemple.
- Nous avons également emprunté l'antenne Yagi au club MSE pour tenter de récupérer d'autres paquets, que nous remercions. Finalement, nous nous sommes restreints à une zone proche des paquets trouvés, même s'il ne s'agissait pas des paquets de notre fusée.
- Le pôle localisation du C'Space a heureusement aperçu la fusée redescendre (ou alors c'était une personne du public qui a communiqué la vue, nous ne sommes plus sûrs) dans une direction (plus ou moins vers Tarbes, depuis la zone de lancement). Une photo a été prise avec un trait rouge pour symboliser la direction de chute. Il s'agissait de notre piste la plus solide.

Au bout des 4 minutes 28 de vol nous n'avons plus reçu de données de la fusée par télémétrie. Les deux derniers paquets reçus par télémétrie semblaient corrompus, ce qui pouvait, compte tenu de la vitesse de chute, suggérer des obstacles sur le passage de la télémétrie, notamment une chute en forêt, ce que nous confirmons a posteriori.

Nous avons donc couvert toute la zone où nous pensions pouvoir retrouver PHENICS. Les coeurs sur la carte correspondent aux positions d'interception de signal LoRa lors des premières recherches post lancement. Nous avons retrouvé PHENICS dans la forêt, dans le cadran AD, le lendemain du vol, vers 17h40, soit environ 24h après le lancement. Nous l'avons aperçue lorsque l'un de nos membres a aperçu un parachute bleu suspendu à un arbre (il s'agissait du parachute principal). Nous avons également eu une certaine chance que la fusée heurte un arbre mort, ce qui l'a empêchée de se coincer dans la canopée de la forêt.

VII.6 Analyse mécanique de la fusée post vol

Une fois PheniCS retrouvée, nous avons découvert que le tube était cassé en deux parties, qui ont atterri au pied d'un arbre. De plus l'allongement en plastique reliant la coiffe au tube s'était aussi cassé, séparant la coiffe du tube. Cela a eu pour conséquence de rompre la liaison électrique entre l'antenne Lora et l'alimentation, empêchant l'antenne de nous transmettre davantage d'information sur la position de la fusée.

D'après les analyses de vitesses des capteurs embarqués, la fusée a heurté un arbre à l'atterrissage à environ 50 km/h, ce qui a provoqué cette fracture. De plus un bout d'écorce est resté incrusté dans une petite entaille du tube en carbone, confortant cette hypothèse.



FIGURE 57 – La fusée après avoir atterri

Le choix de cette vitesse de descente en régime permanent permettait que la fusée ne dérive pas excessivement de la rampe de lancement afin de maximiser les chances de la retrouver sans que cela ne soit trop dangereux. De plus cela permettait d'avoir une durée totale de vol d'un peu plus de 4min (4min28s d'après la télémétrie) et de ne pas attendre trop longtemps avant d'être sur qu'elle ait atterri.

Nous avons également remarqué que le parachute haute vitesse n'était plus relié à la porte l'ayant éjecté. La colle à l'époxy fixant 3 boulons sur plusieurs points d'accroches s'était décollée. Cela témoigne d'une ouverture de porte très violente car cette méthode d'accroche avait été testé sur une fusée précédente, AJACS, et n'avait pas montré de faiblesse.

Ensuite, nous avons observé que sur la bague d'accroche de la porte, nommée bague de Jean, le support du servomoteur retenant la porte de s'ouvrir s'était complètement détaché de son support, témoignant encore de la violence du choc à l'ouverture de la porte.

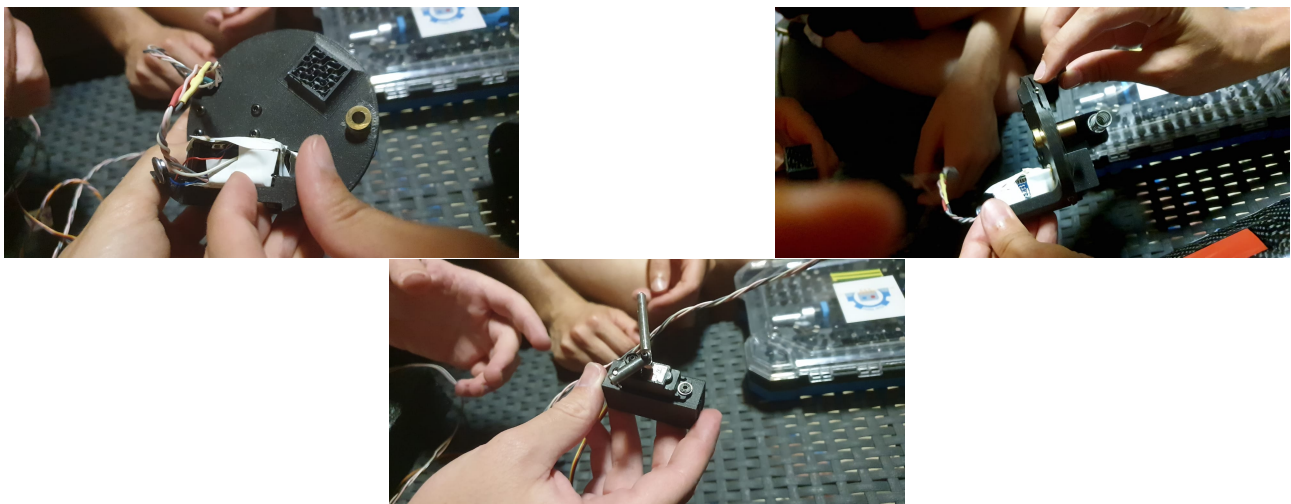


FIGURE 58 – Les dégâts causés sur la bague de Jean

Nous avons vérifié au sol que le servo moteur était capable d'ouvrir la porte sous une force équivalente à 20kg. Cependant la force exercé sur la goupille semble avoir eu une direction parallèle à l'axe de révolution de la fusée, que nous n'avions pas anticipé. En effet les couches d'impression 3D s'arrachent plus facilement dans la

direction orthogonal au plan d'impression. De plus la rupture entre les couches, observable sur la photo, est très nette. L'hypothèse que nous retenons donc pour les dégâts causés sur cette bague est survenue au moment de l'ouverture porte, qui lors du choc d'ouverture semble avoir exercé une force transversale forte sur la goupille, qui s'est transmise en couple au servo moteur, puis en torsion, ce qui a arraché post-ouverture de la porte le support servo à son endroit le plus fragile, d'où la coupe nette.

VIII Retour d'expérience sur la semaine du C'Space

La semaine a été intense pour notre équipe, particulièrement l'équipe software. En effet nous n'avions pas testé l'électronique entièrement assemblé dans le tube mais seulement chaque sous-système indépendamment.

Nous essayerons donc dans le futur de réaliser davantage de tests en système complet plus tôt afin de voir les problèmes plus en amont. Compte tenu de notre calendrier scolaire, cela signifie une fusée quasiment qualifiable lors de la RCE3.

Pour la semaine du C'space, il est important de ramener tout le matériel qui pourra être nécessaire pour usiner ou reprendre des pièces de la fusée. Il est en effet difficile d'acheter du matériel sur place et la semaine est trop courte pour se faire livrer du matériel.

Durant toute cette campagne, il était très intéressant de discuter avec d'autres passionnés et de voir d'autres fusées et de nombreuses autres expériences qui ont l'air passionnantes.



IX Conclusion

Pour toute notre équipe ce projet fut incroyable. Nous avons pris énormément de plaisir à développer les divers systèmes qui la constituent. Malgré les difficultés techniques et humaines que nous avons vécues, un noyau solide est resté présent.

Merci à toute cette belle équipe passionnée et qui a abouti en de nombreuses amitiés.

Nous ressortons tous de cette expérience avec des étoiles pleins les yeux, ce à quoi nous aspirions en arrivant dans cette aventure.

La plupart d'entre nous avons hâte de préparer les formations pour les futurs étudiants de première année de notre association. En espérant que nous serons à la hauteur de nos deuxièmes années les plus dévoués.

Merci également à ArianeGroup pour avoir financé ce projet ambitieux. Merci à La Fabrique de Centrale pour toutes les matières premières ainsi que pour les outillages et les conseils. Merci à PlanèteSciences et au CNES pour l'organisation de cette campagne de lancement qui restera dans nos mémoires.

