



# Fusex Phobos & Deimos (FX22)

## Rapport de projet 2022-2023





## Remerciements

*Laurence Chocinski pour le suivi du projet.*

*Jean-Marie Petit, Thierry Degaey et Loïc Rivière pour l'usinage des pièces.*

*Benoît Lagattu & l'entreprise SAFT pour le prêt de batteries.*

*Les membres impliqués qui ont permis l'aboutissement du projet.*

*L'ISAE-ENSMA pour la mise à disposition de l'atelier et d'un budget suffisant.*

*Les bénévoles de Planète Sciences pour l'organisation du C'Space, et en particulier Xavier Pichot pour l'aide sur le calcul d'attitude.*





# Sommaire

<b>I. Introduction</b>	<b>5</b>
1. Présentation	5
2. Première année	5
3. Deuxième année	6
4. Membres du projet	6
<b>II. Mécanique</b>	<b>9</b>
1. Structure	9
2. Séparation	12
3. Récupération	15
4. Coiffe et masse morte	18
5. Bilan de masse et CdG	22
6. Estimation de la flèche	23
<b>III. Electronique et programmation</b>	<b>24</b>
1. Description générale	24
2. Alimentations	24
3. Capteurs	26
4. Microcontrôleurs et cartes élec	27
5. Signalétique et switches	29
6. Carte d'alimentation inflammateur	30
7. Séquencement du vol	34
<b>IV. Expérience</b>	<b>35</b>
1. Objectifs	35
2. Calibration des capteurs	35
3. Calculs d'attitude en temps réel	35
4. Post-traitement des données	36
5. Caméras	36
<b>V. Echéances</b>	<b>38</b>
1. RCE de 2022	38
2. C'Space 2022	38
3. RCE de 2023	38
4. C'Space 2023	39
<b>VI. Bilan du vol passif</b>	<b>41</b>
1. Déroulement du vol	41
2. Dégradations et défaillances	42
3. Vidéos	43
4. Résultats expérimentaux	43
a. Résumé	43
b. Accélération brutes	44



c. Vecteur gravité	45
d. Accélérations dans le référentiel terrestre	46
e. Vitesse et position	47
f. Algorithme de décision	48
<b>VII. Améliorations</b>	<b>50</b>
1. Structure	50
2. Séparation	50
3. Récupération	51
4. Elec	51
5. Séquencement	53
<b>VIII. Conclusion</b>	<b>54</b>
<b>IX. Annexes</b>	<b>55</b>
1. Stabtrajs	55
a. Stabilito ensemble	55
b. Trajecto ensemble	56
c. Stabilito 2e étage	57
d. Trajecto 2e étage	57
e. Stabilito 1er étage	58
f. Trajecto 1er étage	59
2. Simulations OpenRocket	60
a. Simulation vol passif (sans allumage 2e moteur)	60
b. Simulation vol actif (avec allumage 2e moteur)	60
c. Simulation vol dégradé (échec séparation)	61
3. Schémas élec	62
a. Câblage 2e étage	62
b. Câblage 1er étage	63
c. PCB expérience 1er étage	64
d. PCB expérience 2e étage	65
e. PCB séquenceur 2e étage	66
f. PCB séquenceur 1er étage	67
g. PCB allumage 2e moteur	68
4. Timeline	68



# I. Introduction

## 1. Présentation

**Phobos & Deimos** est une fusex (fusée expérimentale) de l'**ENSMA Space Project** (ESP), club étudiant de l'ISAE-ENSMA. Cette fusex est **bi-étage active**, c'est-à-dire qu'elle est constituée de 2 étages se séparant après la combustion du 1<sup>er</sup> moteur, avant de mettre à feu le moteur du 2<sup>e</sup> étage.

L'**expérience** de la fusée consiste à analyser et comprendre le comportement de la fusée entre la séparation des étages et la mise à feu du 2<sup>e</sup> moteur.

Plusieurs systèmes sont intégrés à la fusée pour réaliser cette expérience :

- Des **centrales inertielles** dans chaque étage dont les données sont enregistrées sur des cartes SD.
- Une **caméra** sur chaque étage orientée vers la jonction inter-étage.

L'expérience est en lien direct avec une contrainte importante pour qualifier la fusée au vol actif : des calculs doivent être réalisés par l'électronique embarqué pendant le vol, à partir des données des IMU, pour obtenir l'**orientation du 2e étage** dans le référentiel terrestre. Ceci permet ainsi de déterminer si l'attitude du 2e étage respecte le gabarit de vol et donc que **l'allumage du 2e étage peut être effectué**.

Le projet a débuté en septembre 2021 et le lancement "passif" (sans 2<sup>e</sup> moteur) a eu lieu le **21 juillet 2023**.

La **complexité de ce projet** réside dans l'élaboration de solutions techniques permettant de respecter le cahier des **charges des fusex monoétage**, mais également de respecter les exigences du **cahier des charges spécifique aux fusex bi-étage**.

## 2. Première année

L'année **2021-2022** a permis de concevoir la structure porteuse en aluminium, le système électromécanique de la séparation des étages avec les nombreux capteurs associés, les différentes cartes électroniques qui gèrent le séquençement du vol et les expériences, ainsi que les parachutes.



**L'objectif initial** était de réaliser un premier vol passif au C'Space 2022 (campagne de lancement organisée par Planète Sciences). Ce vol n'a finalement pas eu lieu à cause de problèmes liés à la récupération.

### 3. Deuxième année

Pendant l'année **2022-2023** :

- Le **système de récupération** (libération et déploiement des parachutes) est repensé.
- Le **système de séparation** est amélioré en faisant usiner les pièces pour limiter les jeux.
- Les **ailerons en carbone** remplacent ceux en aluminium pour diminuer la masse.
- La **pointe de coiffe en bronze** est moulée par fonderie pour apporter la masse morte nécessaire.
- Un système de déploiement d'**aérofreins** est pensé pour fiabiliser la séparation des étages mais ne sera finalement pas intégré par manque de temps.
- Les **caméras embarquées** sont intégrées.
- La carte d'allumage du 2e moteur est conçue et testée.
- Les programmes des séquenceurs sont finalisés de manière robuste en prenant en compte le maximum de scénarios possibles.
- Diverses autres améliorations sont apportées (carte expérience modifiée, supports 3D remplacés, ...).

**Nous sommes contraints à devoir qualifier la fusée d'abord pour un vol passif, puis pour un vol actif dans la même campagne de C'Space.**

### 4. Membres du projet

En 2 ans, **la constitution de l'équipe a changé à plusieurs reprises**. Le nombre de membres a beaucoup varié entre un maximum de 16 personnes impliquées en décembre 2021, jusqu'à un minimum de 3 personnes en juin 2023.

**Un projet aussi complexe présente en effet diverses phases où la motivation et l'attractivité fluctuent beaucoup** : en son début, le projet a attiré de nombreuses personnes, ensuite certains quittent le projet lorsqu'ils réalisent l'ampleur du temps à investir sur le long terme. Le recrutement de nouvelles personnes en 2e année est difficile car le projet est déjà bien avancé. Dans les dernières semaines, des personnes d'autres projets sont venues en aide car le



projet avait de grandes chances d'aboutir. Enfin, le cursus scolaire ne facilite pas les choses car beaucoup d'étudiants partent en stage à l'étranger l'été.

Membres actifs en 2e année (entre septembre 2022 et juin 2023) :

- Quentin GADRET (étudiant A1)
- Emeric DEPOIRE (étudiant A1)
- Maxence BRUNEL (étudiant A2)
- Zacharie BAEUMLIN (étudiant A3, porteur de projet)
- Guillaume HUBSCH (étudiant A2)

Personnes ayant permis la finalisation du projet en juin et juillet 2023 :

- Quentin GADRET\* (étudiant A1)
- Louis GALINIER\* (étudiant A3)
- Arslene CHEBOUROU (étudiant A3)
- Clément HINDERER (étudiant A3)
- Clément JALLEH\* (étudiant B2)
- Thomas LESCOP\* (étudiant A2)
- Zacharie BAEUMLIN\* (étudiant A3, porteur de projet)

*\*présent au C'Space 2023.*

Des divergences de point de vue ont fortement freiné l'avancement du projet. De mauvaises décisions ont été prises (concessions pour optimiser la masse au détriment du système de séparation et du programme embarqué), ainsi qu'un management désorganisé (pas de programme pour fixer des objectifs concrets), et ce malgré un bon avancement en 1ère année. Ajouté à cela la mauvaise gestion des priorités (temps et budget accordé aux caméras et aux ailerons plutôt qu'aux systèmes de récupération et de séparation), et un manque de rigueur sur l'intégration des solutions pour un projet aussi complexe (intégration précipité de l'électronique sans tests préalables entraînant ensuite des pertes de temps importantes en réparation), la probabilité d'une qualification pour un vol en 2023 était de plus en plus réduite.

Le projet a tout de même continué avec le soutien d'une petite équipe, **jusqu'au lancement au C'Space 2023.**



*Photo de l'équipe au C'Space 2023*

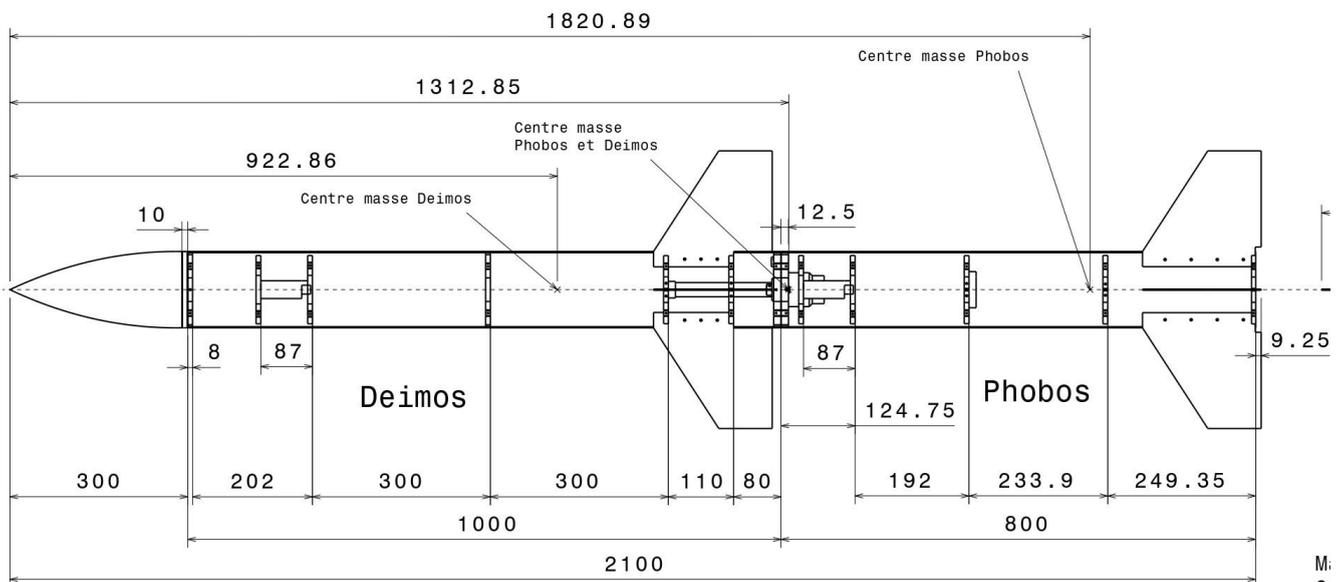
*De gauche à droite :  
Xavier Pichot (contrôleur ayant aidé pour le calcul d'attitude),  
Thomas Lescop,  
Clément Jalleh,  
Zacharie Baeumlin,  
Quentin Gadret,  
Louis Galinier*



## II. Mécanique

### 1. Structure

La fusée est constituée d'un **treilli porteur en aluminium** avec une peau en pvc. La longueur totale est de 2,25 m. Il y a 2 étages et donc 2 empennages. Chaque étage possède son propre parachute, celui de Phobos (1er étage) est bleu et celui de Deimos (2e étage) est rouge.



Plan complet (avril 2022)

Le plan précédent permet d'apercevoir les **bagues intermédiaires en aluminium** encastrées dans les profilés aluminium de section en U (non visibles sur le plan) qui constituent la structure. Les dimensions indiquées ne sont pas exactes car il y a eu des changements en 2e année. Les profilés sont pliés au niveau des parachutes pour laisser plus de place.

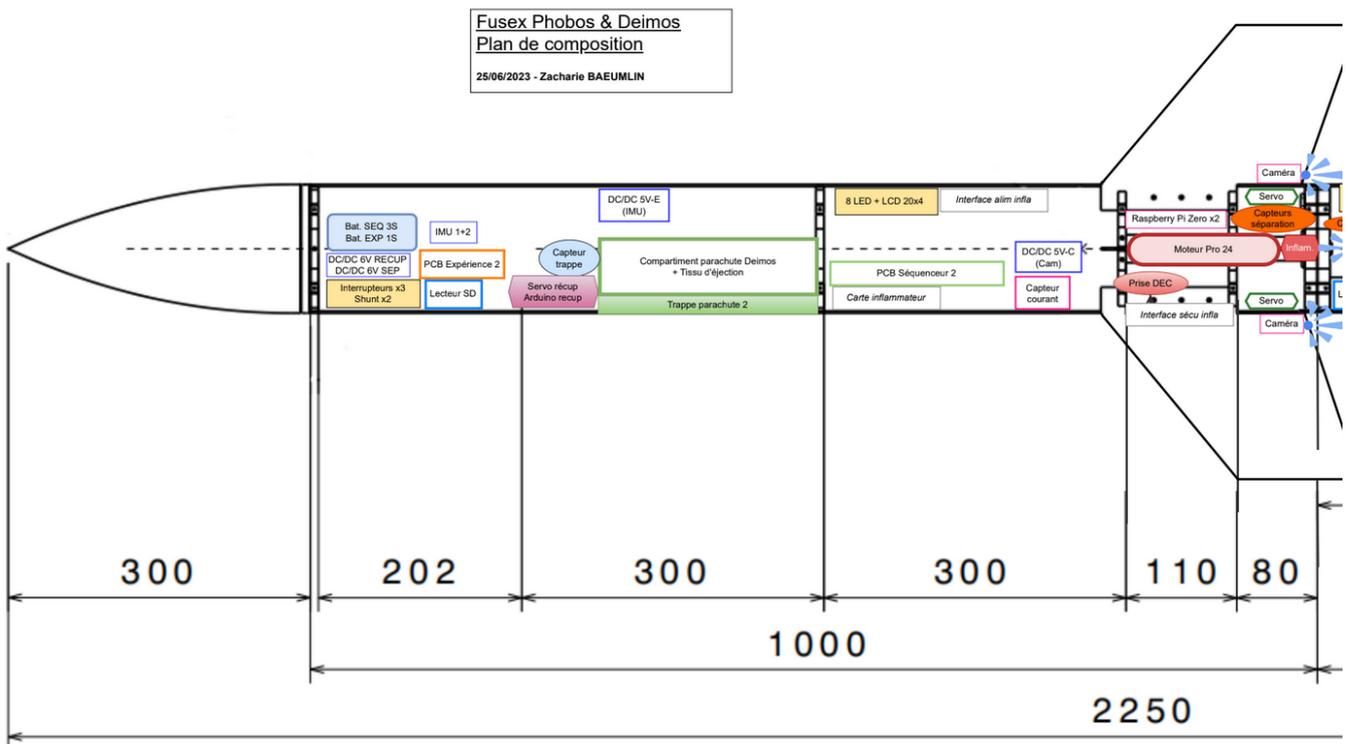
Les **peaux PVC** sont refaites en 2e année, avec des peaux bien plus rigides de 2mm d'épaisseur (contre 1.5mm en 1ère année), ce qui renforce la structure. Il y a une peau de 1m pour chaque étage, chacune pèse 1.1kg. Elles sont ensuite découpées pour libérer l'accès aux interfaces avec interrupteurs, aux prises décollage, aux compartiments parachutes et aux vis de fixation.



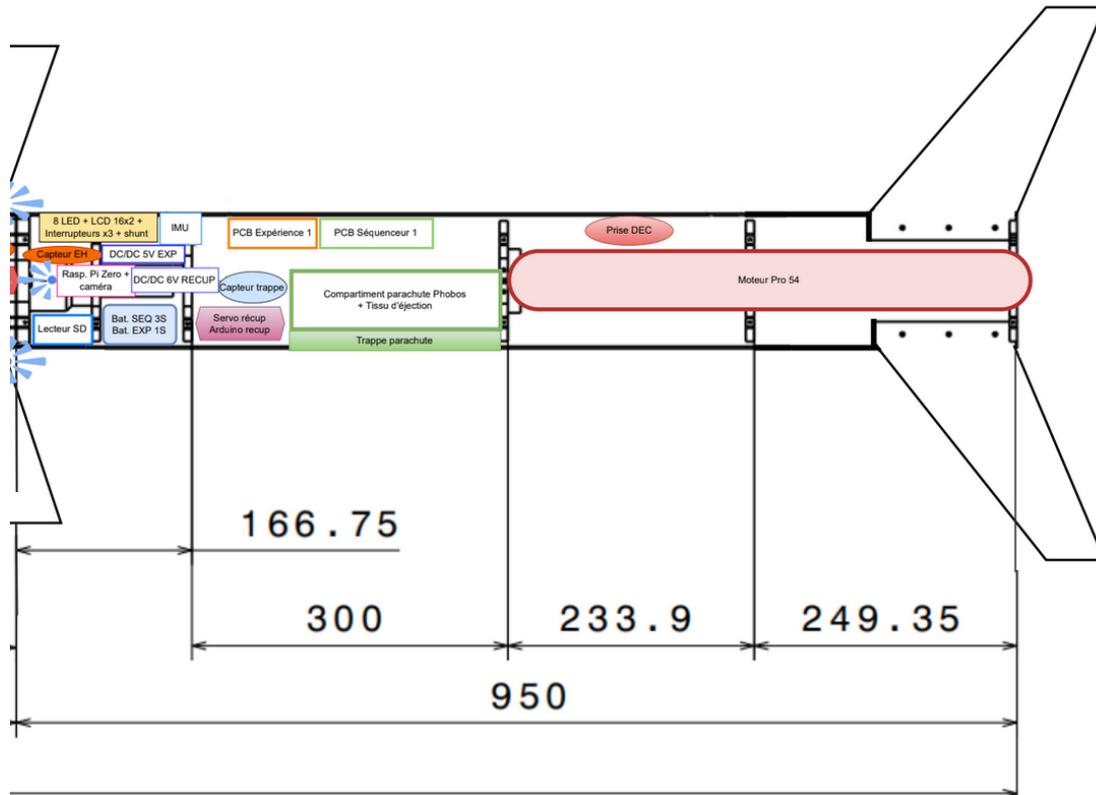
Peau du 1er étage



Peau du 2e étage



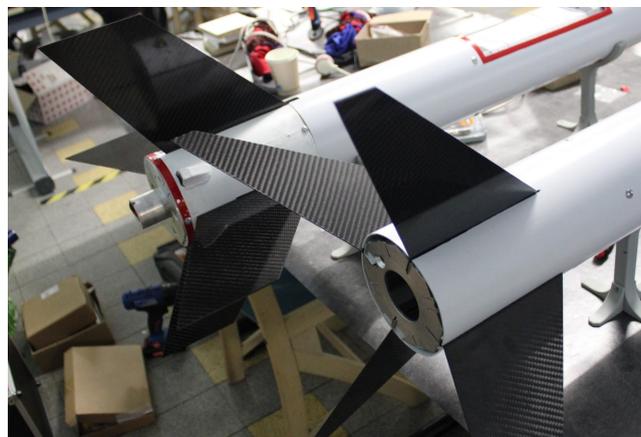
Répartition des composants dans le 2e étage



*Répartition des composants dans le 1er étage*

Le 2e étage a une longueur minimale de 95 cm pour respecter la finesse minimale de 10 du cahier des charges. Une masse morte doit être ajoutée dans la coiffe pour remonter le centre de gravité de l'ensemble.

**Des ailerons en composite fibre de carbone** remplacent les ailerons en aluminium de l'année passée. Ils ont été découpés dans 2 plaques en carbone de 600 x 500 x 2 mm. 6 ailerons sont découpés pour chaque étage, ce qui laisse 2 ailerons de rechange pour chaque empennage.

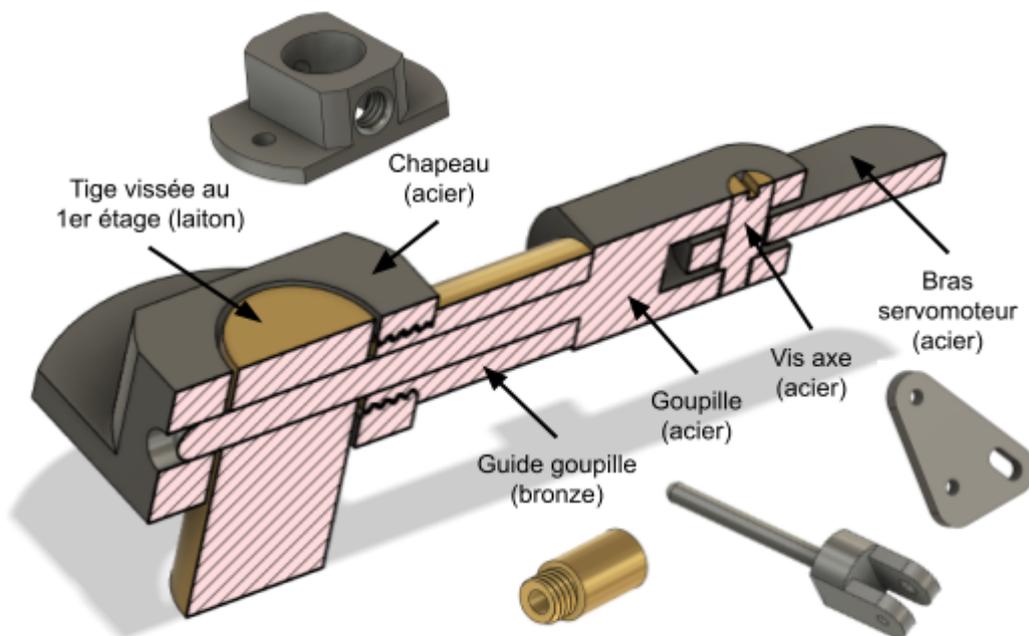


*Ailerons en composite intégrés à la structure*

## 2. Séparation

Le système de séparation est constitué de **2 servomoteurs** associés à leur bras, axe et goupille. Des tests ont été effectués pour s'assurer que le couple fourni par les servos est nécessaire pour déverrouiller les goupilles, malgré les frottements entre les pièces. Ces frottements sont dûs à la force appliquée par les ressorts entre les étages, compensée par l'effort aéro appliqué sur la coiffe.

Les **ressorts** utilisés sont des ressorts en acier de référence D2510 exerçant une force de 212N (2 ressorts) lorsqu'ils sont contractés à une distance minimale de 15.5 mm. Leur allongement est de 51.5mm.



*Vue en coupe d'une partie du système de séparation*

Ce système est **doublé** pour assurer la symétrie du système global. La tige en acier coulisse dans le guide qui est en bronze pour minimiser le frottement. Les différentes liaisons ont été graissées avec de la **graisse solide**. Cependant **la poussière a tendance à se coller à la graisse, ce qui détériore le contact**.



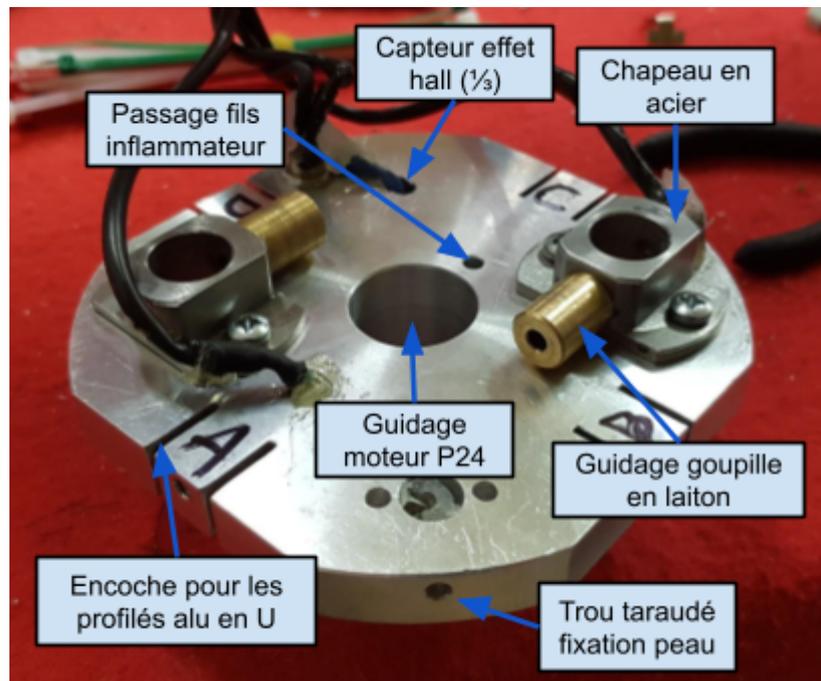
*Ancien système (en bas) VS nouveau système (en haut)*

Le nouveau système se passe de bielle, il n'y a donc plus que la goupille et le bras du servomoteur avec un trou oblong. L'axe bras-goupille est une vis axe usinée en acier avec un axe de 4 mm dont le bout est fileté en M3 pour se visser dans la goupille. Les anciennes goupilles serviront pour les systèmes de récupération.

**Ce nouveau système permet de supprimer les jeux de liaison** et donc de diminuer le temps d'ouverture des goupilles. En revanche il y a **plus de frottements** donc plus d'efforts à fournir pour déplacer les goupilles. C'est pourquoi **les servomoteurs 20kg.cm ont été remplacés par des 35kg.cm.**

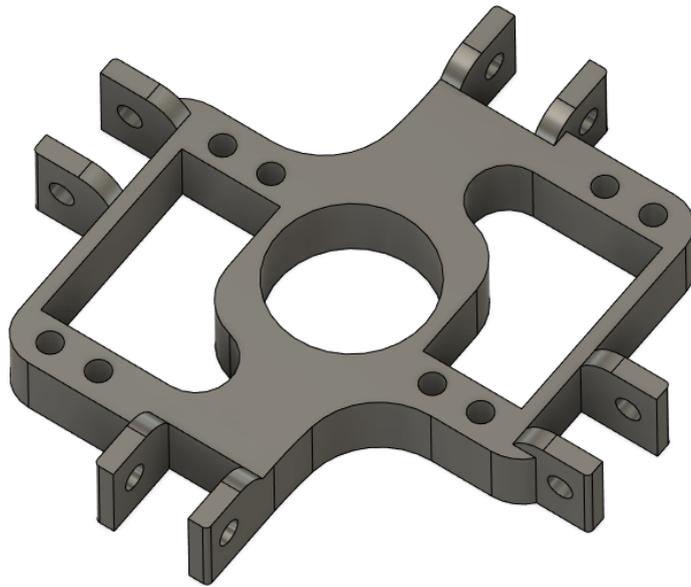


*Haut du 1er étage avec les ressorts autour des tiges en laiton pour le système de séparation*



*Vue de dessus de la bague de séparation supérieure, en bas du 2e étage*

Cet espace est dense en composants ce qui ne facilite pas la maintenance. **Du papier d'aluminium a été ajouté** entre la bague en aluminium et les chapeaux en acier pour diminuer le jeu inter-étage qui ajoute beaucoup de flèche à la fusée. Les capteurs effet hall ont été collés à la colle chaude pour que le dispositif reste démontable, cependant cette colle n'adhère pas au métal qui a entraîné des **décollements fréquents**.



*Pièce de maintien des servomoteurs en PETG*

Cette pièce maintient les servomoteurs en se fixant aux 4 profilés en aluminium. Le second moteur passe au milieu. Le trou arrondi dans l'emplacement des servomoteurs permet de passer un tournevis pour retirer les vis-axe des goupilles quand le système est assemblé.

### 3. Récupération

Le tableau suivant récapitule les choix effectués pour les parachutes :

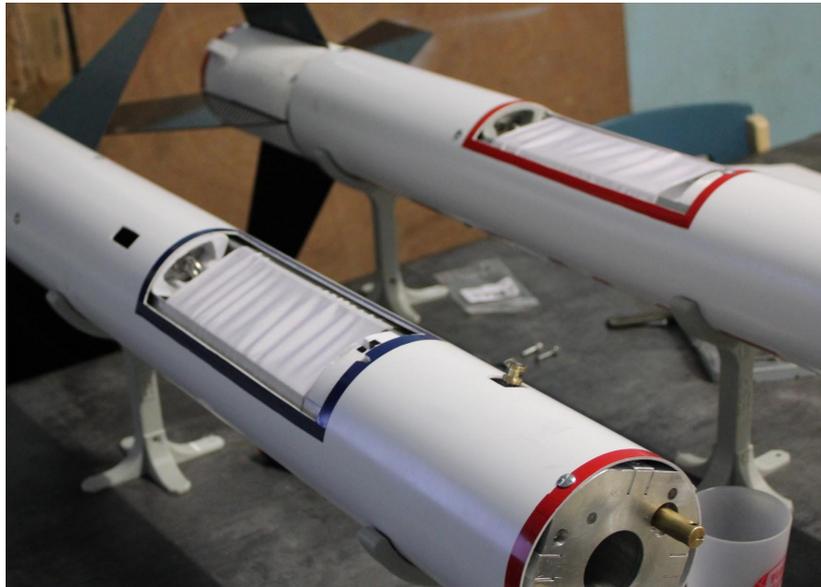
étage	masse(sans moteur)	surface du para	Rexterieur(m)	Rinterieur(m)	Rgonflé(m)	Nb suspentes	Longeur suspentes(m)	Longeur de bande exterieur(m)
2	7,98	1,507964474	0,7	0,1	0,494974747	12	17,81909089	5,026548246
1	5,52	1,036725576	0,58	0,08	0,410121933	12	14,76438959	4,146902303
Total		2,544690049					32,58348048	9,173450548

Vitesse apogée(cf statraj)	Force globale(N)	Force par suspente(N)	Critère rinterieur=Rgonflé/5 ( rint-Rgonglé/5)
26	662,5995898	220,8665299	0,001005051
62	2590,362523	863,4541745	-0,002024387

**De nouveaux parachutes ont été conçus en 2023**, avec des coutures entièrement réalisées à la machine à coudre et des suspentes plus fines pour limiter l'encombrement dans le compartiment parachute. Les nouvelles suspentes se révéleront beaucoup plus fragiles que prévues donc les nouveaux parachutes seront gardés en réserve au cas où un parachute se déchire pendant le premier vol.



*Parachute du 2e étage avec suspentes et trappe*



*Compartiments parachute des 2 étages*

**La longueur des suspentes est supérieure à 1,5 fois le diamètre du parachute.** Elles passent par un **démêleur** en PLA et sont nouées à un **émerillon**. Une grosse corde de la longueur de la fusée relie l'émerillon à l'anneau dans la fusée. Des **nœuds de chaise** ont été faits au départ. Comme ils ont tendance à se défaire tout seul, certains ont été fixés par de la colle chaude, voire remplacés par des **nœuds de 8** avec nœud d'arrêt. Tout a été surdimensionné et rien ne s'est détérioré lors du vol.

**Le système de contrôle de la goupille de verrouillage de la trappe a été repensé.** En effet, en 2021 un choix a été fait de reprendre le système de la fusée Volokna lancée en 2021 qui avait fait ses preuves. Cependant ce système, basé sur

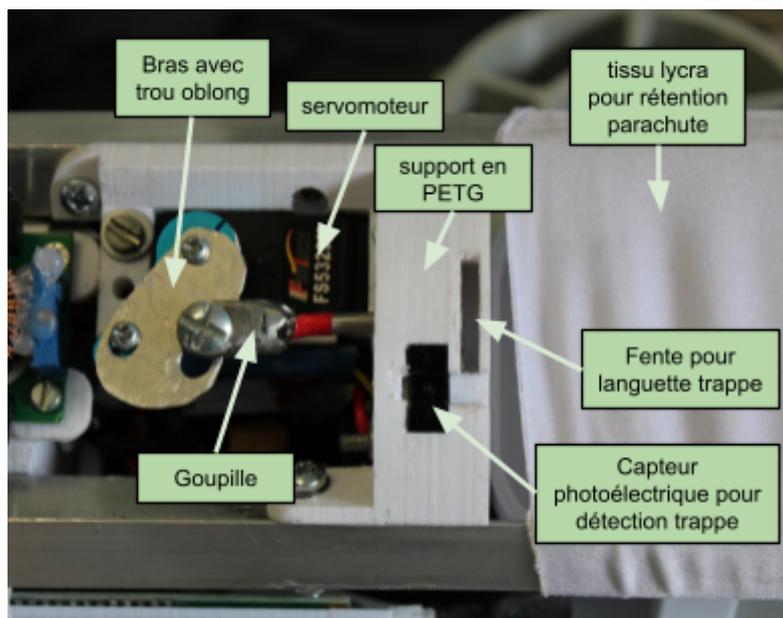


le déplacement linéaire d'une goupille par un solénoïde, s'est avéré être peu fiable pour notre fusex en raison de l'effort plus important à fournir pour déplacer la goupille.

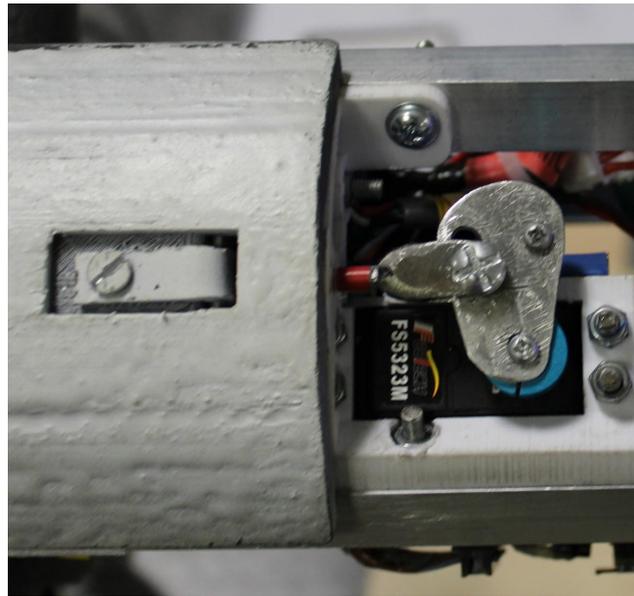
Le **nouveau système** présente une mécanique identique à celle de la séparation, mais avec une seule goupille et des dimensions légèrement différentes pour s'adapter à l'amplitude de déplacement adéquate. Un **servo moteur** pivote un bras. La liaison entre le bras et la goupille est assurée par un **trou oblong** qui permet de supprimer l'usage d'une bielle intermédiaire pour transformer le mouvement de rotation du servo en mouvement linéaire pour la goupille.



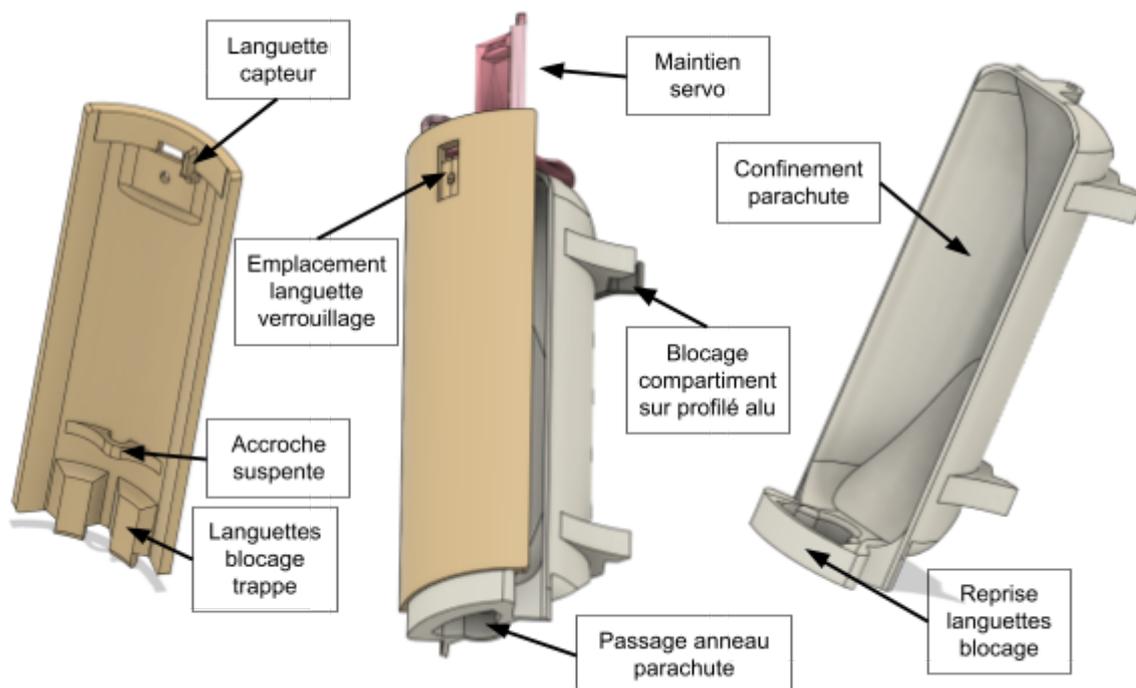
*Languette en acier conçue pour les trappes parachutes*



*Système d'ouverture de la trappe parachute du 1er étage (similaire sur le 2e)*



*Vue du système avec la goupille verrouillée et la trappe fermée*



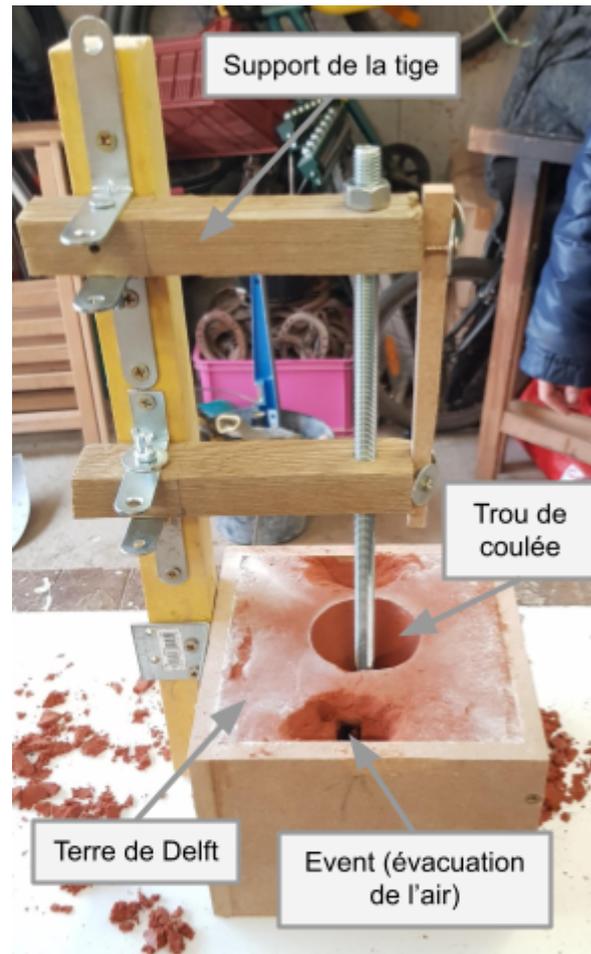
*Pièces modélisés sur fusion 360*

## 4. Coiffe et masse morte

La présence de 2 empennages implique que le centre de gravité de l'ensemble soit positionné plus haut que sur les fusex classiques, d'où la **nécessité d'ajouter une masse morte dans la coiffe**.

N'ayant pas de solution très élaborée pendant la première année, une idée germe en 2e année sur la conception d'une masse morte externe à la pointe de la coiffe. Cette pointe est conçue en bronze par fonderie dans un moule en terre. La tige métallique est piégée dans le bronze juste après la coulée.

Un usinage par tournage aurait permis une fabrication plus rapide et précise, mais **cette fabrication apporte une touche artisanale à la fusée**, ce qui la rend unique, et permet d'impliquer des compétences atypiques au projet.



*Dispositif de support de la tige et moule en terre*



Matière première recyclée (1.3kg)  
89% Cuivre  
5% Etain (+ plomb)  
6% Aluminium

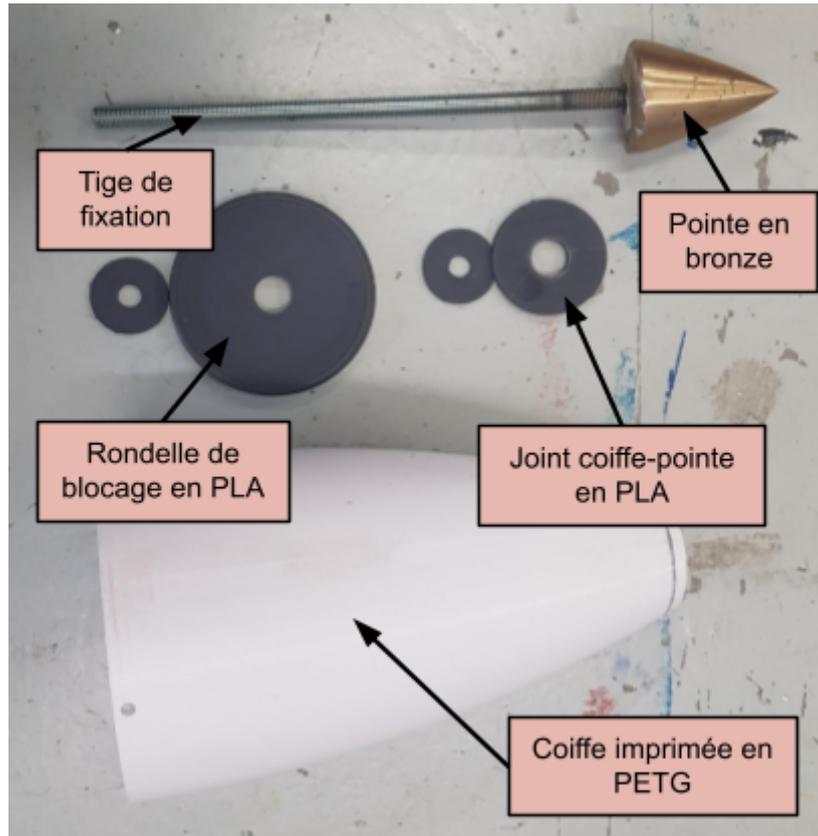
Lingots de bronze (850g)  
35% de perte

*Fabrication de lingots de bronze à partir de matière recyclée*



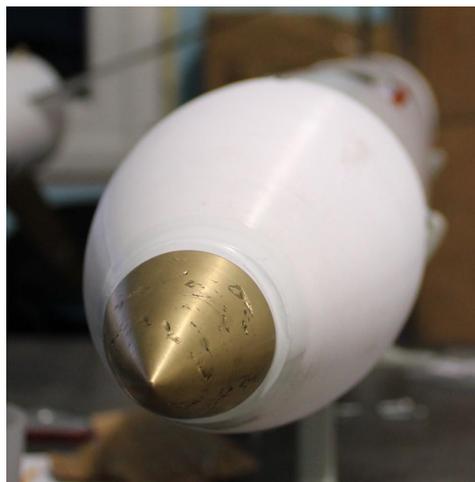
*Coulée du bronze dans le moule*

Ensuite, un assemblage simple a été conçu pour adapter la pointe sur la coiffe en PETG déjà existante :



*Éléments constituant la coiffe de la fusée*

Il est possible d'ajouter des disques d'acier sur la tige filetée s'il y a besoin d'ajouter de la masse supplémentaire.



*Vue de la coiffe avec sa pointe en bronze*



Coiffe et pointe après le vol

## 5. Bilan de masse et CdG

Estimations et mesures CdG et masses		L etage 1	950			
		Ltot (mm)	2250			
TOTAUX	Masse (kg)	Mf (N.mm)	CG/bas (mm)	CG/haut (mm)	CG stabtraj/haut	Différence réel-souhaité (mm)
Phobos sans P54	4,890	137654	551	1699		
Deimos avec P24	7,540	111233	1504	746	759	13
Ensemble	12,430	137654	1129	1121	1140	19

CDG TROP HAUT!  
CDG TROP HAUT!

*Dernière estimation de la position des CdG et du bilan de masse*

Les précédentes estimations (avant assemblage des derniers composants) prévoyaient d'ajouter de la masse supplémentaire. Mais cette dernière estimation apporte une bonne nouvelle : **la masse de la pointe en bronze est suffisante.**



## 6. Estimation de la flèche

<b>I tot 4 U (mm<sup>4</sup>)</b>	<b>346323</b>
<b>E alu (MPa)</b>	<b>69000</b>

	Longueur (mm)	Flèche (mm)	Mf (N.mm)
Phobos	950	5,20	137654,20
Deimos	1300	7,87	111233,03

Longueur contact séparation (mm)	40
Jeu cylindres (sur le diamètre) (mm)	0,1
Flèche due au jeu de la séparation (mm)	3,25

	Calcul théorique	Max admissible
Flèche Deimos (mm)	7,9	13
Flèche totale (mm)	16,3	22,5

*Estimation de la flèche*

Pour l'estimation de la flèche, on considère qu'il y a un fléchissement dû à la déformation de chaque étage et au jeu au niveau de la séparation.

L'hypothèse est qu'il y a une bonne répartition de la masse dans la fusée donc que les efforts sont répartis le long de la fusée. De plus la fusée est considérée comme une poutre : on intègre  $EIY'' = Mf$ .

Ce calcul ne prend pas en compte les jeux des fixations, des trous chanfreinés ont été percés dans les profilés en U pour mettre des vis à tête fraisées mais ceci fragilise la structure.

Avec ces calculs optimistes et la validation du test de flèche au C'Space 2022 (sans les renforts prévu au 1er étage et avec plus de masse morte), **le problème de flèche a été sous-estimé, ce qui a engendré une grosse perte de temps au C'Space 2023.**

Lors des premiers tests au C'Space 2023, 2 côtés dépassaient de plusieurs mm la flèche autorisée. Après des ajustements, plus qu'un côté dépassait de beaucoup, plus de 15 mm de trop sur 22 mm ! Finalement nous avons réussi à répartir la flèche sur chaque côté pour valider le test tout juste sans dérogation.



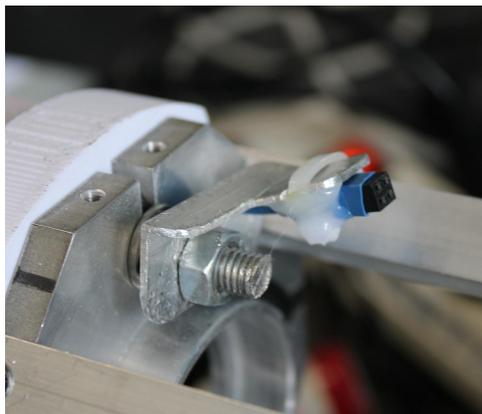
## III. Electronique et programmation

### 1. Description générale

Chaque étage à un **séquenceur** et une carte **expérience**. Chaque séquenceur gère la récupération de son étage. Le séquenceur du 2<sup>e</sup> étage gère en plus la séparation et l'allumage du 2<sup>e</sup> moteur (P24).

L'expérience enregistre les données de la centrale inertielle sur la carte SD et le séquenceur a besoin de ces données pour juger l'attitude du 2<sup>nd</sup> étage et autoriser ou non la mise à feu du 2<sup>e</sup> moteur. On a donc opté pour une liaison optocouplée entre séquenceur et expérience.

Pour la détection du décollage, chaque étage a un connecteur Dupont quadruple qui permet un maintien suffisant tout en conservant un débranchement facile.



*Prise décollage du 1er étage avec son support*

Le support permet de donner une inclinaison correcte à la prise décollage (entre 5 et 10° par rapport à l'axe longitudinal de la fusée) tout en la maintenant fermement (pincement dans la languette en alu + colson + colle chaude).

### 2. Alimentations

Pour l'**alimentation électrique**, chaque étage possède une batterie Li-ion 3S (10.85V) pour le séquenceur et une **batterie Li-ion 1S** (3.65V) pour l'expérience. Ces batteries ont été fournies par **SAFT** selon nos critères. Les éléments ont pour référence MP144350xlr. Elles contiennent les circuits de protection nécessaires. D'après nos estimations le séquenceur de Deimos aura une autonomie de 5h et l'expérience une autonomie de 4h.



### ENERGY

	VL 34570 xtr	MP 144350 xtr	MP 174865 xtr	MP 176065 xtr
Form factor	Cylindrical D	Prismatic	Prismatic	Prismatic
Nominal voltage	3.65 V	3.65 V	3.65 V	3.65 V
Nominal capacity	5.4 Ah	2.6 Ah	5.3 Ah	6.8 Ah
Max. continuous discharge current	11.0 A	5.0 A	10.0 A	14.0 A
Max. pulse discharge rate	21.0 A	10.0 A	21.0 A	27.0 A
Max. charge current	5.4 A	2.6 A	5.0 A	6.8 A
Cycle life	>600	1100	950	1800
(Cycled to 70 % of the cells original capacity)	(100 % DoD, C/2-C/2, + 20°C)	(100 % DoD, C-C/2 + 20°C)	(100 % DoD, C-C/2, + 20°C)	(100 % DoD, C-C/2, + 20°C)
Typical weight	130 g	66 g	121 g	150 g
Discharge temperature range	- 35 / + 60°C	- 35 / + 60°C	- 35 / + 60°C	- 35 / + 60°C
Charge temperature range	- 30 / + 60°C	- 30 / + 60°C	- 30 / + 60°C	- 30 / + 60°C

Typical values relative to cells stored for one year or less at + 30°C max ; Performances vary according to discharge characteristics (current, duration, frequency), temperature conditions, storage conditions prior to usage and applications acceptable minimum voltage.



Batterie SAFT choisie

Les sources et convertisseurs d'énergie pour alimenter les différents systèmes de la fusée sont présentés sur le schéma suivant :

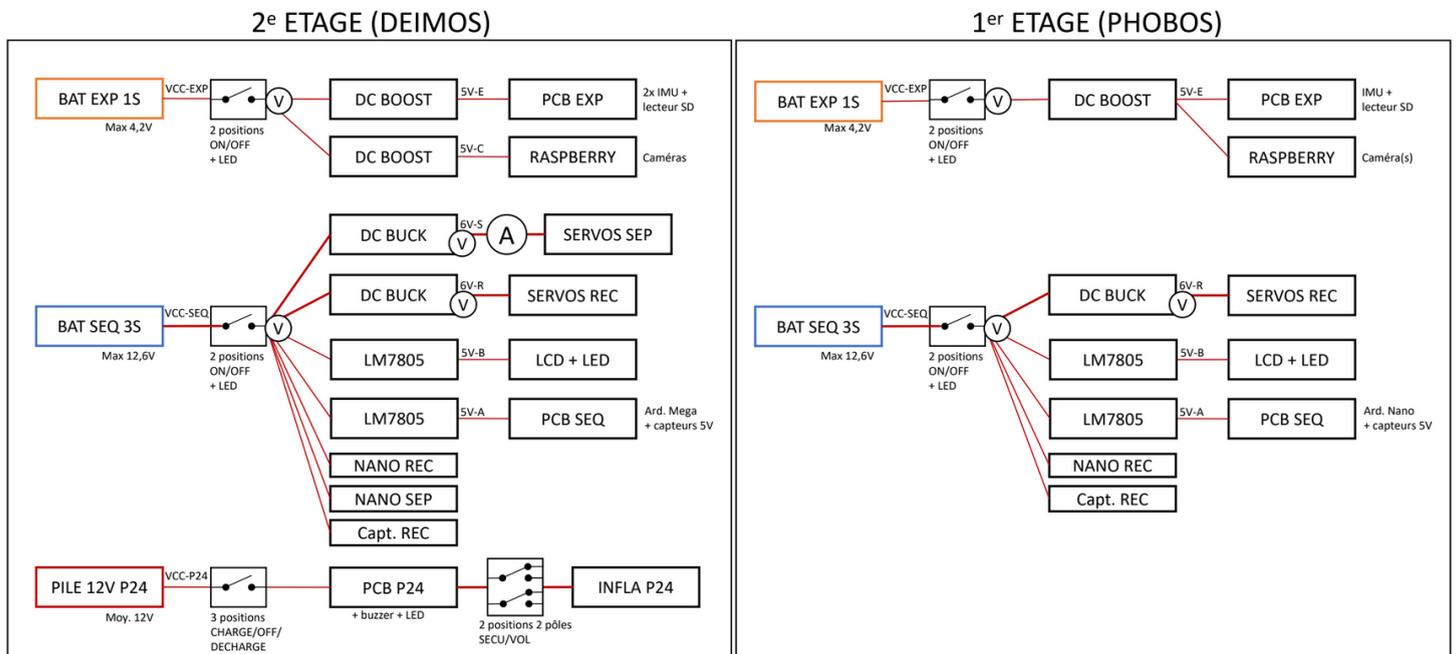


Schéma de distribution des alimentations dans chaque étage

Une modification a été apportée pendant la mise en place des caméras avant le C'Space : l'interrupteur "MP4" sur les interfaces de chaque étage permet



de couper l'alimentation des raspberry (pour allumer l'expérience sans allumer les rasp).

Les **convertisseurs abaisseurs de tension** (type "buck") DC-DC alimentent les **circuits de puissance des servomoteurs** (systèmes de séparation et de récupération). Il possèdent un réglage de la tension qui permet de les ajuster précisément en fonction de la puissance souhaitée : pendant le C'Space, le convertisseur des servos de la séparation a été monté à **7.2 V** pour gagner en force et en vitesse, tandis que ceux des récupérations ont été abaissé à **5.8 V** pour préserver les servos (un servo est tombé en panne la semaine du C'Space).



Convertisseur DC-DC de type "buck" (1/3)

### 3. Capteurs

Pour détecter la **séparation** des étages depuis le 2<sup>e</sup> étage, on utilise 3 **capteurs** à effet Hall associés à des aimants dans le 1<sup>er</sup> étage. Des capteurs supplémentaires de contacts avaient été envisagés mais n'ont finalement pas été intégrés. Un **capteur de courant** mesure le courant consommé par les servos pour savoir s'ils sont bien positionnés. On ajoute un capteur effet Hall dans le 1<sup>er</sup> étage pour que celui-ci détecte la séparation.

Il y a un **capteur de proximité photoélectrique** sur chaque trappe parachute, pour s'assurer qu'elles sont bien fermées.

Une centrale inertielle (**IMU**) de type Pololu est placée dans chaque étage (accéléromètre 3 axes, gyroscope 3 axes, magnétomètre 3 axes, baromètre, et capteur de température). Une IMU de type MPU6050 a été ajoutée au 2<sup>e</sup> étage.

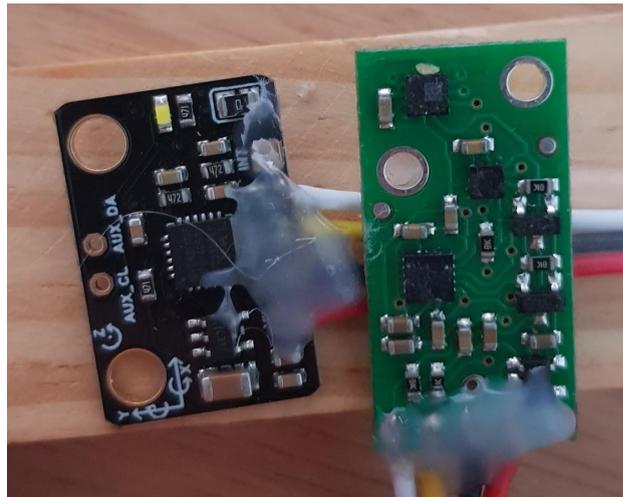


Photo des IMU du 2e étage (MPU6050 en noir et Pololu en vert)

**Toutes les données des IMU sont enregistrées sur une carte micro SD.** Un fichier "info" donne des informations sur les offsets et les données enregistrées. Un fichier "data" contient toutes les données séparées par des ";".

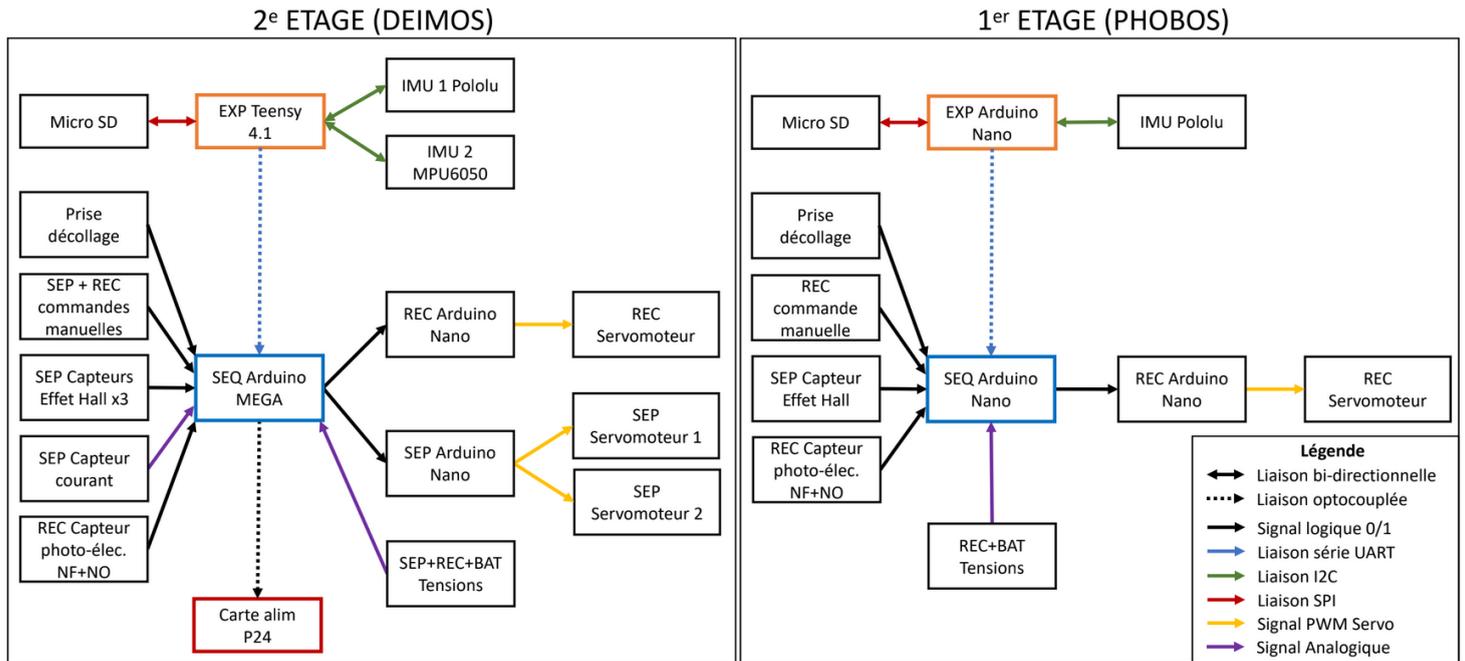
## 4. Microcontrôleurs et cartes élec

Pour les 2 cartes expérience et le séquenceur Phobos (1er étage), on choisit des **Arduino Nano** car le nombre d'E/S et l'espace mémoire sont suffisants. Pour le séquenceur Deimos (2e étage), on choisit une **Arduino Mega Mini** pour avoir un grand nombre d'E/S tout en ayant une carte compacte. C'est cette carte qui contrôle la séparation et le signal de commande de l'inflamateur, en plus de la récupération du 2<sup>e</sup> étage. La carte Arduino Nano de l'expérience du 2e étage a été remplacée par une carte **Teensy 4.1** qui offre une puissance de calcul et un espace mémoire beaucoup plus importants. De plus, elle possède un lecteur de micro SD avec une grande vitesse d'écriture.



PCB expérience 2e étage avec carte Teensy 4.1

Les divers échanges de données entre les systèmes sont présentés sur le schéma suivant :

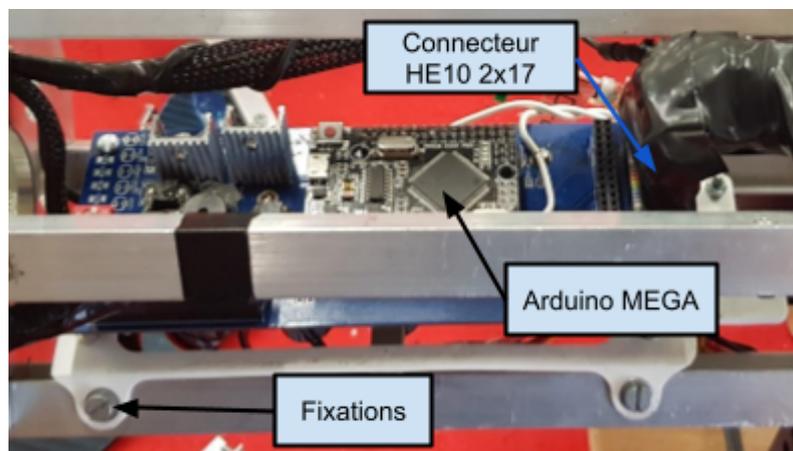


*Flux de données entre capteurs, actionneurs et microcontrôleurs dans chaque étage*

**La fusée comptabilise 7 microcontrôleurs :**

- 5 ATmega328 (Arduino Nano)
- 1 ATmega2560 (Arduino Mega)
- 1 Cortex-M7 (Teensy 4.1)

**Des Arduino Nano sont dédiés au contrôle exclusif des servomoteurs,** elles reçoivent un signal logique des séquenceurs. Ceci évite la mauvaise gestion des servos par les séquenceurs lorsqu'ils gèrent plusieurs tâches. Chacune de ces cartes est emprisonnée dans une gaine thermorétractable et collée au support de servo (celle pour la séparation est sur le PCB du séquenceur du 2e étage).



*Présentation PCB séquenceur 2e étage*

Le démontage des cartes électroniques est pensé pour être simple : il n'y a qu'un seul connecteur sur chaque PCB séquenceur et expérience. Cependant, les vis, l'accès difficile dû à l'encombrement, et la taille du connecteur unique rendent le démontage peu pratique.

## 5. Signalétique et switches



*Ecran LCD et LED du 2e étage*

Pour la **signalétique**, chaque étage est équipé d'un **écran LCD** (2x16 pour Phobos et 4x20 pour Deimos) et de **8 LED adressables WS2812** dont chacune est associée à un état :

Numéro de LED	Interface Deimos (2e étage)	Interface Phobos (1er étage)
1	Power/Initialisation	Power/Initialisation
2	Préparation	Préparation
3	Décollage	Décollage
4	Séparation	Séparation
5	Allumage P24	x
6	Récupération	Récupération
7	Signal descente	Signal descente
8	Signal descente	Signal descente



On place la signalétique proche de la séparation pour faciliter les opérations du pyrotechnicien. L'écran LCD va servir à lister les instructions à ce dernier, ainsi qu'à afficher des informations utiles pendant les tests.

Pour la mise sous tension, chaque étage possède un **interrupteur** pour l'alimentation du séquenceur et un pour l'expérience, ainsi qu'un connecteur pour ouvrir la trappe récupération manuellement pour la mise en place des parachutes. Le 2<sup>e</sup> étage possède en plus un connecteur pour déverrouiller manuellement la séparation. Des interrupteurs se branchent à ses connecteurs. Ces commandes permettent aussi d'activer des modes spéciaux (lecture EEPROM, test expérience, ignorer condition d'altitude).

## 6. Carte d'alimentation inflammateur

**L'inflammateur** doit être piloté par un courant de 4A pendant 30 ms selon le cahier des charges. Les batteries SAFT étant limitées en courant, et par volonté de réduire le nombre de composants tels que les convertisseurs DC-DC, nous avons choisi de concevoir une carte selon le principe suivant : **une petite pile 12V charge lentement** (via une résistance) **des condensateurs qui accumulent assez d'énergie pour allumer l'inflammateur** lorsque des transistors seront commandés. La pile maintient les condensateurs chargés jusqu'à la décharge brutale dans les condensateurs.

Pour choisir la valeur de la capacité, des calculs ont été fait, voici le résultat retenu :

Calcul capacité infla			
Résistance circuit	Tension initiale capa	Tension min commande	Temps commande
R (Ohm)	U0 (V)	Ucom (V)	Tcom (ms)
1,2	12	4	35

*Données de départ*

La résistance est sur-évaluée pour prendre en compte la résistance des fils. La tension de la pile est sous-évaluée pour prévoir une décharge précoce. Une tension minimale est prise en compte : en dessous de 4V, les transistors ne commutent plus.



C unité (mF)	Capacité unitaire	4,7							
Capacité min calculée	Nombre de capa calculé	Capacité choisie	Courant initial		Courant à 30ms	3 tau (décharge à 95%)	5 tau (décharge à 99%)	Energie emmagasinée	
Cmin (mF)	Nb capa	C (mF)	I <sub>max</sub> (t=0) (A)	I <sub>min</sub> (t=Tcom)	I(t=30ms)	T95 (ms)	T99 (ms)	E (J)	
26,5	5,6	28,2	10,0	3,6	4,1	102	169	2,0	

*Valeur de la capacité*

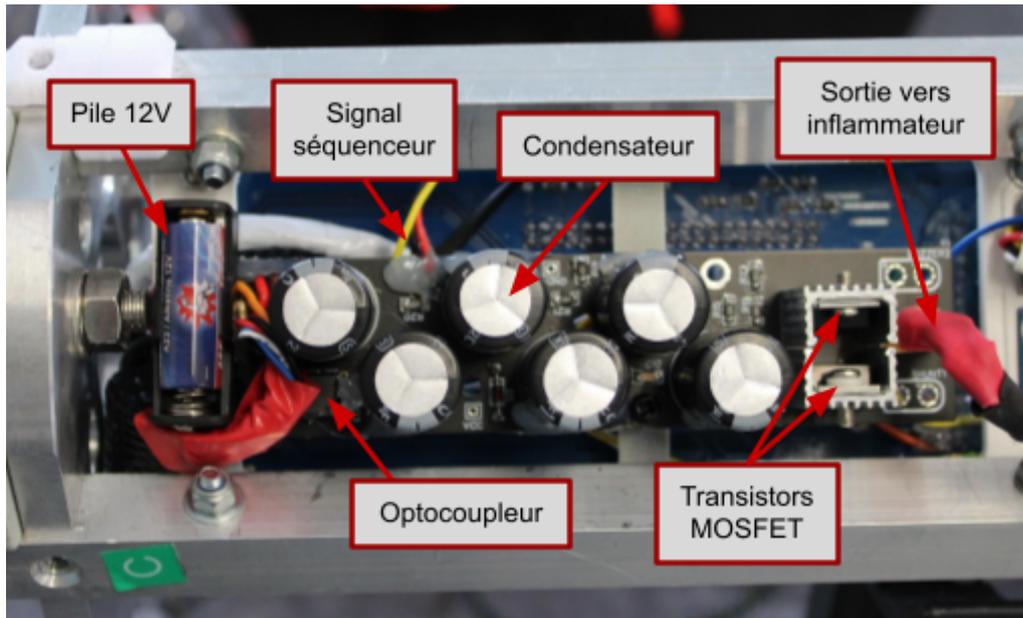
Des condensateurs standards de 4700 µF (16V max.) sont choisis. D'après les données de départ, il faut 6 condensateurs pour que le courant soit au-dessus de 4 A après 30 ms.

R charge (Ohm)	47	Pmax diss (W)	3,22
U charge (V)	12,3		
I <sub>max</sub> charge (A)	0,26		
T charge 95% (s)	T charge 99% (s)		
4,0	6,6		

*Valeur de résistance et temps de charge*

Avec une résistance de 47 Ohms en série avec la pile, les condensateurs sont déchargés à 95% au bout de 4s.

Après dimensionnement de la capacité, le PCB est dessiné puis commandé. Il intègre un optocoupleur pour assurer une isolation galvanique avec le séquenceur. La recharge des condensateurs est assurée par un **interrupteur 3 positions** (charge-neutre-décharge). La fonction de décharge permet de décharger les condensateurs dans une résistance pour une mise en sécurité.



Vue de dessus de la carte d'alimentation du P24

La sortie de la carte de puissance n'est pas directement reliée à l'inflammateur :

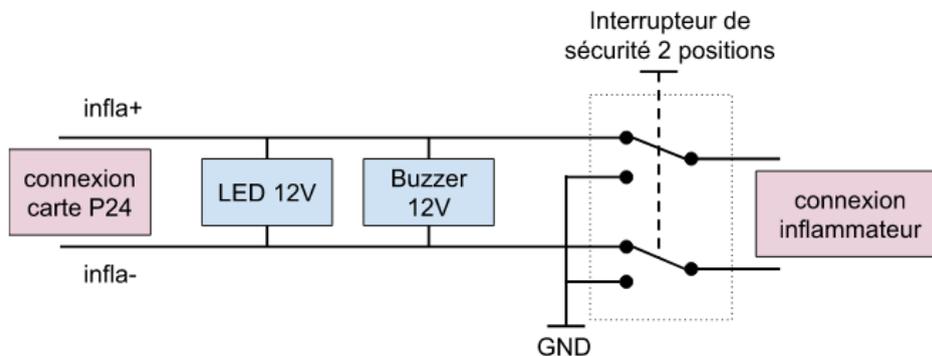


Schéma de principe de fonctionnement de l'alimentation de l'inflammateur

Une LED et un buzzer permettent d'**avertir la mise sous tension** de la sortie de la carte. Une dernière sécurité demandée par les pyrotechniciens se présente sous la forme d'un interrupteur bipolaire 2 positions :

- en mode vol : l'inflammateur est relié au circuit d'alimentation
- en mode sécurité : l'inflammateur est déconnecté du circuit d'alimentation + les deux fils sont reliés entre eux et à la masse de la fusée



*Message informatif sur la peau pour les pyrotechniciens avec la LED et l'interrupteur de sécurité sur le côté*

Dans la chronologie du vol, nous mettons sous tension la carte sur le pas de tir en même temps que le reste du système, puis le pyrotechnicien met le moteur P24, assemble les étages et enfin met l'interrupteur de sécurité en mode vol.

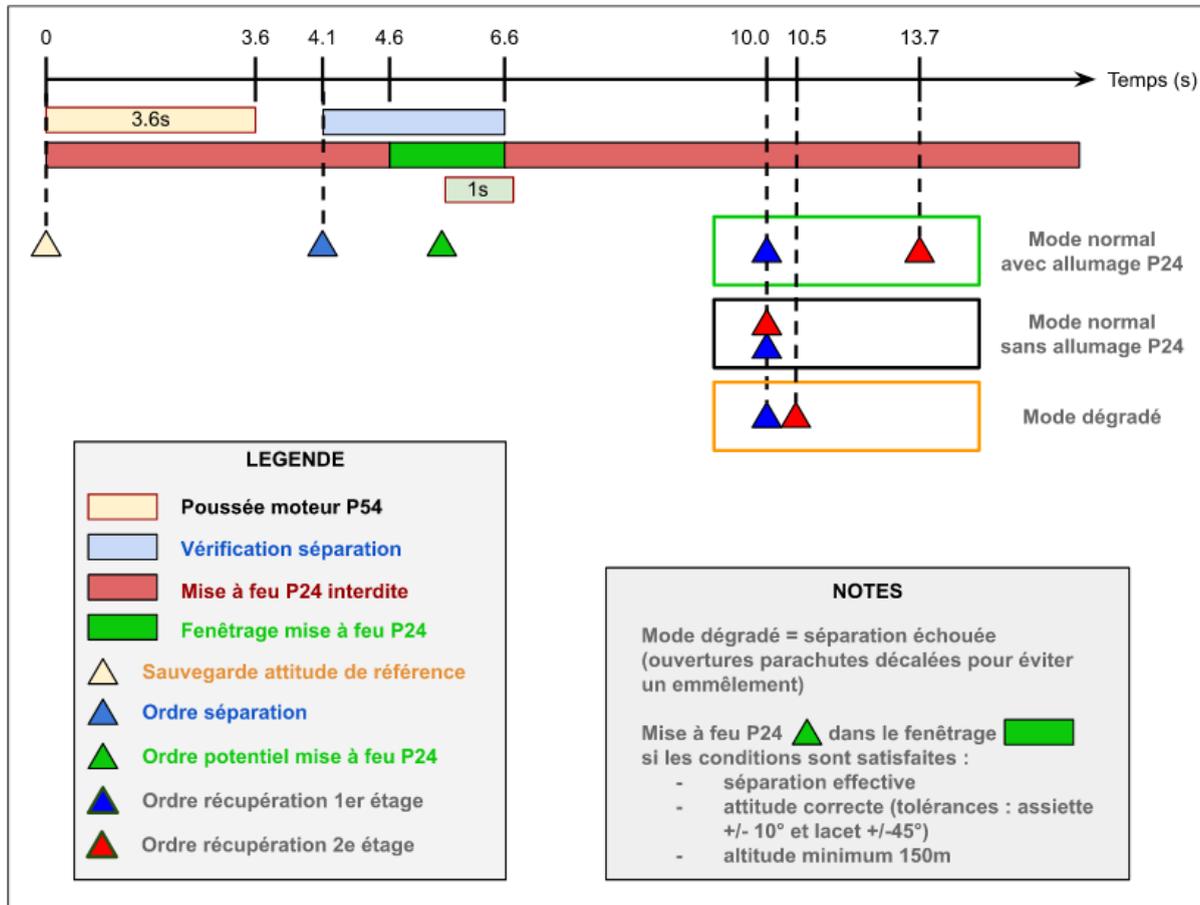


*Interface alimentation carte inflammateur avec interrupteur 3 positions, LED témoin et bouton poussoir pour tester l'alim*

**Pendant le C'Space, ce système de mise à feu de l'inflammateur du P24 à été testé avec un vrai inflammateur pour valider son fonctionnement.**



## 7. Séquencement du vol



### Les différents scénarios possibles sont pris en compte :

- Séparation effective et 2e moteur mis à feu
- Séparation effective et mise à feu 2e moteur annulée
- Mode dégradé : séparation échouée

Dans le cas où la séparation échoue (donnée connue grâce aux capteurs à effet hall), le parachute du 1er étage s'ouvre 1s avant celui du 2e étage pour éviter un emmêlement.

Les différents délais sont facilement **modifiables dans le code** : 500 ms entre la fin de poussée du 1er étage et la séparation, 500 ms entre la séparation et le fenêtrage d'allumage potentiel du 2e étage.

Les délais d'ouverture des parachutes sont ceux données par les **simulations OpenRocket**.



## IV. Expérience

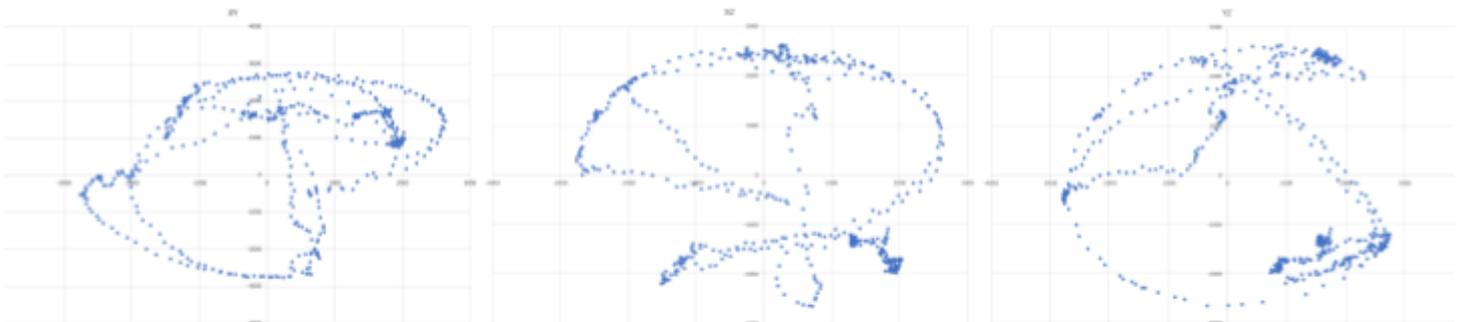
### 1. Objectifs

L'objectif est de **filmer la séparation** des étages, ainsi que de **reconstituer la trajectoire de vol** avec les IMU, ce qui permet d'analyser précisément le comportement des étages lors de leur séparation et lors de la mise à feu du 2e moteur. L'expérience est en lien direct avec le besoin d'obtenir des données d'attitude en temps réel pour la décision de mise à feu du 2e moteur.

L'étude post vol des données permet de **valider ou non les algorithmes de traitement des données** des IMU pour le calcul d'attitude en temps réel, et de **tracer la trajectoire de la fusée**.

### 2. Calibration des capteurs

Les **gyroscopes** et **magnétomètres** requièrent une calibration spécifique. Pour les gyroscopes, on calcul un offset sur chaque axe lorsque la fusée est immobile. Pour le magnétomètre, on doit mesurer toutes les valeurs possibles sur chaque axe que l'on affiche sur des graphiques excel :



*Graphiques des mesures du magnétomètres par paires d'axes*

Les offsets sont ajustés pour centrer les valeurs extrêmes autour de (0,0).

### 3. Calculs d'attitude en temps réel

Les données des IMU doivent permettre d'obtenir des valeurs d'azimut et d'assiette pendant le vol, de sorte à déterminer si, **dans l'intervalle de temps autorisé**, l'attitude du 2e étage est incluse dans le **gabarit de vol prédéfini** qui assure la sécurité dans le cas d'une mise à feu du second moteur.

Le programme embarqué au 2e étage fonctionne ainsi :



1. Récupération des données des IMU 1 (gyroscope, accéléromètre, magnétomètre)
2. Mise à jour des quaternions avec l'algorithme de **Madgwick**
3. Calcul de la **matrice de rotation** à partir des quaternions
4. Calcul du vecteur-Terre par rotation du vecteur-Fusée
5. Calcul de l'**assiette** et de l'**azimut** à partir des composantes du vecteur-Terre

Un autre algorithme, moins performant, est testé avec les données de l'IMU 2. Il calcule les **angles d'Euler** qui permettent d'obtenir des angles de rotation relatifs à la position initiale de la fusée. Il n'est pas retenu comme algorithme principal à cause du phénomène de **blocage de cardan** ("Gimbal lock") ce qui engendre une divergence des valeurs lorsque la fusée réalise une rotation importante sur un des axes. Ce qui est le cas pendant le vol, autour de l'axe longitudinal (roulis).

## 4. Post-traitement des données

Un maximum de **données sont enregistrées pendant le vol sur la carte SD** : accélération linéaire sur 3 axes (2 accéléromètres au 2e étage, 1 au 1er), vitesse angulaire sur 3 axes (2 gyroscopes au 2e étage, 1 au 1er), orientation magnétique sur 3 axes (magnétomètre), quaternions calculés avec IMU 1, azimut et assiette calculés par IMU 1, angles calculés par IMU 2, pression, altitude calculée en temps réel, température, charge de la batterie et divers états du programme.

Le post-traitement des données a pour but de :

- vérifier la cohérence des données enregistrées avec les attentes
- **vérifier les calculs effectués en temps réel** pour valider ou non les algorithmes utilisés
- analyser le comportement de la fusée lors de la séparation
- tracer la trajectoire de la fusée et comparer avec les observations et la vidéo embarquée

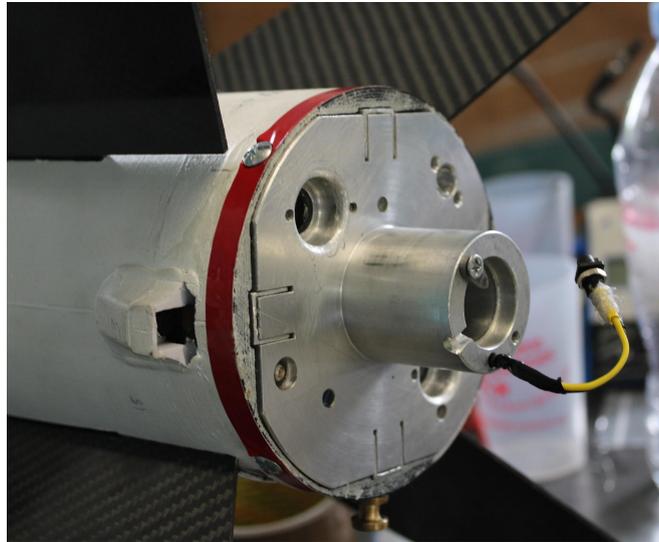
Pour obtenir la trajectoire de la fusée, on calcule les **accélérations linéaires dans le référentiel fusée** en déduisant la gravité des accélérations brutes à chaque instant. Ensuite, en multipliant la transposée de la matrice de rotation par ces accélérations, on obtient les **accélérations dans le référentiel terrestre** que l'on peut intégrer 2 fois pour obtenir la position à chaque instant du vol.

## 5. Caméras

Pour obtenir une qualité vidéo optimale, des **caméras pour Raspberry Pi** ont été sélectionnées. Mais leur mise en place s'est révélée très laborieuse à cause



des nombreux défauts des raspberry (pertes de données intempestives, qualité vidéo bridée à cause de la puissance des raspberry Pi zero).



*Vue du bas du 2e étage avec la caméra sur le côté de la peau et le connecteur pour relier l'inflamateur*

Voici les différentes étapes à réaliser pour mettre œuvre les vidéos embarquées :

1. **Flasher Raspberry Pi OS Lite (32 bits)** sur une carte SD et modifier un fichier de configuration pour **activer le wifi et le ssh** (pour contrôler la carte à distance en wifi)
2. Connecter la caméra à la carte et mettre sous tension
3. Se connecter en ssh sur un PC et tester la connexion avec la caméra
4. Envoi et configuration des scripts (enregistrements des vidéos en boucle dès l'allumage de la carte, nommage des fichiers, gestion des copies)
5. Désactivation du wifi et du bluetooth pour la sécurité sur le pas de tir

Un fichier temporaire est enregistré pendant la prise de vidéo et il est effacé lorsque l'alimentation est coupée si le temps de vidéo n'est pas dépassé. Or on ne sait pas à l'avance le temps exact d'attente sur le pas de tir pour prévoir le **temps d'enregistrement**. De plus que s'il y a des **défauts d'alimentation** pendant le vol, la vidéo sera perdue. De ce fait, un script s'exécute en même que l'enregistrement vidéo pour **copier régulièrement le fichier vidéo** (format compressé h264).

Comme il peut survenir une **dégradation des données** sur la carte SD de la raspberry et que le format n'est de toutes façons pas lisible par Windows, un logiciel de récupération des données doit être utilisé. Nous avons utilisé **TestDisk**.



## V. Echéances

### 1. RCE de 2022

Lors de la **1ère RCE 2** (5 fev. 2022), nous avons présenté un prototype du système de séparation, les schémas électroniques et le positionnement des caméras sur les ailerons.

La **1ère RCE 3** (11 juin 2022) avait pour but de présenter l'avancement des différentes parties : expérience, séparation, récupération, code. La séparation ne fonctionnait pas très bien et la récupération n'était pas au point.

### 2. C'Space 2022

**Des leçons ont été tirées au C'Space 2022, mais la passation des connaissances n'a pas été bien assurée.**

- Contrainte de flèche "largement" respectée ce qui a entraîné une sous-estimation de la flèche lors de la préparation pour le C'Space 2023, ce qui a retardé le vol.
- Masses mortes réglables à prévoir.
- Des supports 3D sont à améliorer.
- Des ailerons en carbone peuvent remplacer ceux en aluminium pour réduire la masse.
- Le système de récupération doit être remplacé par un système avec des servomoteurs et des goupilles.
- Les trappes parachutes doivent être rigidifiées.
- Tous les capteurs doivent être testés car beaucoup ne fonctionnaient pas.

### 3. RCE de 2023

La **RCE 2** (4 février 2023) a permis de montrer le fonctionnement du nouveau système de récupération et de discuter de la carte d'allumage de l'inflamateur et de la gestion des IMU.

La **RCE 3** (10 juin 2023) a permis de discuter de la carte d'allumage de l'inflamateur (sécurité à ajouter), de la mise en place des étages en rampe et des différents scénarios de vol. A ce stade, l'intégration des composants était encore incomplète et le code du séquenceur présentait encore des bugs qui empêchaient de faire un vol simulé complet.



## 4. C'Space 2023



*Fusée sur la rampe de lancement Toutatis*

Nous sommes arrivés le dimanche matin 16 juillet et repartis le samedi matin 22 juillet. L'équipe était composée de 5 personnes (et ce n'était pas de trop !) : Quentin, Louis et Zacharie faisant partie du projet et Clément et Thomas du projet Icarus qui sont venus en aide à Phobos & Deimos pendant la campagne de lancement.

### Divers évènements ont freinés la qualification de la fusée :

- **Test de flèche** compliqué à valider malgré les résultats de l'année précédente. Des ajustements mécaniques (alignements bagues et serrage vis) ont été suffisants pour passer tout juste le test sans dérogation le mardi.
- **L'insertion en rampe** avec 4 patins est complexe. Les patins ont dû être limés pour réduire le frottement. De plus, on perd l'ajustement après chaque désassemblage de la peau.
- Un problème compliqué à identifier engendrait l'échec de l'initialisation de l'expérience du 2<sup>e</sup> étage. Le problème venait de **l'alimentation du convertisseur DC**, l'ajout d'un condensateur a été suffisant. Cette correction a occupé le matin et le début d'après-midi du mardi.
- Le mercredi matin, lors de la mise sous tension du 1<sup>er</sup> étage, le **servomoteur** ne bougeait pas. Il a fallu le remplacer alors qu'il fonctionnait bien la veille...



- Avec l'aide d'un contrôleur (MERCI XAVIER !), un code quasi-fonctionnel a été élaboré pour faire fonctionner l'algo de **traitement de données des IMU** pour obtenir l'azimut et l'assiette en temps réel. Seul le calcul de l'azimut était peu fiable, car à la verticale, la notion d'azimut n'a pas de sens, donc l'angle diverge. On acceptera finalement la dérogation proposée par les contrôleurs pour ignorer les conditions d'attitude. Dans ce cas, si l'attitude était jugée correcte lors du vol passif, on pouvait lancer en actif sans test d'attitude (ce qui était fait normalement pour les précédentes biétage quand il n'y avait pas encore de CdC spécifique). Il n'y avait de toute manière pas le temps de faire 2 vols à cause des interruptions de vols imposées par la tour de contrôle.
- Le jeudi soir après le report du vol au lendemain, on s'est rendu compte que **le chargeur prêté par SAFT pour les batteries IS dysfonctionnait**. Les batteries ont pu être chargées avec un chargeur LiPo de secours.
- Le même soir, en mettant sous tension l'**expérience du 1er étage**, l'Arduino Nano a brûlé. Un PCB de rechange a été mis en place mais ne sera pas utile car le lecteur micro SD ne fonctionnait pas.

Cette campagne de lancement a tout de même été très enrichissante pour tous les participants : apprentissage du traitement des données des IMU qui est loin d'être simple, apprentissage du pliage des parachutes de manière efficace, travail sous contraintes avec nécessité de résoudre les problèmes dans un temps limité. La fusée est qualifiée officiellement après un vol simulé réussi le jeudi.

Toutes les étapes de la chronologie ont été réalisées le jeudi soir jusqu'à la mise en place en rampe, mais **le vol a finalement été reporté au lendemain** à quelques minutes près à cause de la limite horaire pour les lancements.



## VI. Bilan du vol passif

**Phobos & Deimos s'est officiellement qualifiée le jeudi 20 juillet et a décollé le vendredi 21 juillet 2023 à 8h43. Un beau vol nominal a été effectué par chaque étage.**



*Phobos & Deimos au moment du décollage le 21 juillet 2023*

### 1. Déroulement du vol

Visuellement, **le vol fut une réussite**, la fusée a décollé en restant stable avec une trajectoire bien verticale et peu de roulis. La séparation s'est effectuée de manière nette. Le 1er étage a été rapidement freiné tandis que le 2e étage a continué sa course. Les parachutes se sont bien ouverts proche de l'apogée pour chaque étage. Chaque étage est retombé sous son parachute bien déployé. Ils ont atterri à quelques centaines de mètres du pas de tir.

L'analyse des données enregistrées dans la mémoire morte du séquenceur du 2e étage a permis de tirer plusieurs conclusions pertinentes :



- Un des 3 capteurs à effet hall de la séparation ne fonctionnait pas, ce qui est dû aux nombreux montages et démontages de la séparation.
- La batterie du séquenceur a perdu 30% de charge entre la mise en place et le décollage.

## 2. Dégradations et défaillances



*1er étage après l'atterrissage*

Nous ne sommes pas allés récupérer les étages car des militaires l'ont fait à notre place. Quand nous avons récupéré la fusée 6h après le décollage, le séquenceur et l'expérience du 1er étage étaient toujours sous tension, donc le buzzer de récupération bipait. Le séquenceur de 2e étage s'était apparemment éteint peu de temps avant notre arrivée.

### Bilan:

- **Peau du 1er étage très dégradée** car atterrissage sur un chemin, avec seulement un aileron partiellement cassé.
- **2e étage en bon état** mise à part la coiffe en PETG dont la base s'est cassée (une fissure était déjà présente avant le vol), ce qui était prévisible.
- **Sous les peaux, pas de dégâts visibles.** Tout semble intact et propre mise à part les interrupteurs qui sont un peu recouverts de terre puisqu'ils n'étaient pas sous la peau.



- La **caméra du 1er étage** a été arrachée et sera miraculeusement retrouvée par un autre projet. Celle du 2e étage a bien tenue.
- L'électronique est toujours fonctionnelle.

### 3. Vidéos

Le **vidéo du 1er étage n'a pas fonctionné**, ceci étant sûrement dû aux faux contacts des interrupteurs bas de gamme. La caméra a sûrement été arrachée à l'atterrissage et non au décollage.

La **vidéo du 2e étage a bien été enregistrée**. Ce qui permet d'analyser le vol et en particulier la séparation. La vidéo s'est coupée à l'atterrissage et une courte vidéo a été enregistrée lorsque la fusée était au sol.

On peut observer différentes choses sur la vidéo. Lors de la séparation, le premier étage est resté proche du 2e pendant quelques centaines de millisecondes, avant de continuer sa course et d'ouvrir son parachute. Lorsque le 2e étage a commencé à perdre de la vitesse vers son apogée, il a rapidement pivoté la pointe vers le bas à cause de la masse morte dans la coiffe. Mais le parachute s'est ouvert au bon moment.

**On peut en conclure que le système de séparation et les systèmes de récupération sont efficaces et que la séparation des étages ne perturbe pas le 2e étage.**

### 4. Résultats expérimentaux

#### a. Résumé

L'expérience du 1er étage n'a malheureusement pas fonctionné à cause de mauvais contacts électriques, donc nous n'avons pas de données. Pour le 2e étage, il y a plusieurs fichiers ce qui témoigne que l'expérience s'est rallumée plusieurs fois après l'atterrissage.

Le post traitement des données commence par l'**identification du fichier** contenant les données du vol. L'élévation de la rampe a lieu 6 min 40 s après la mise sous tension. Et le décollage 27 min 28 s après la mise sous tension. L'enregistrement des données se coupe **1 min 17 s après le décollage**.

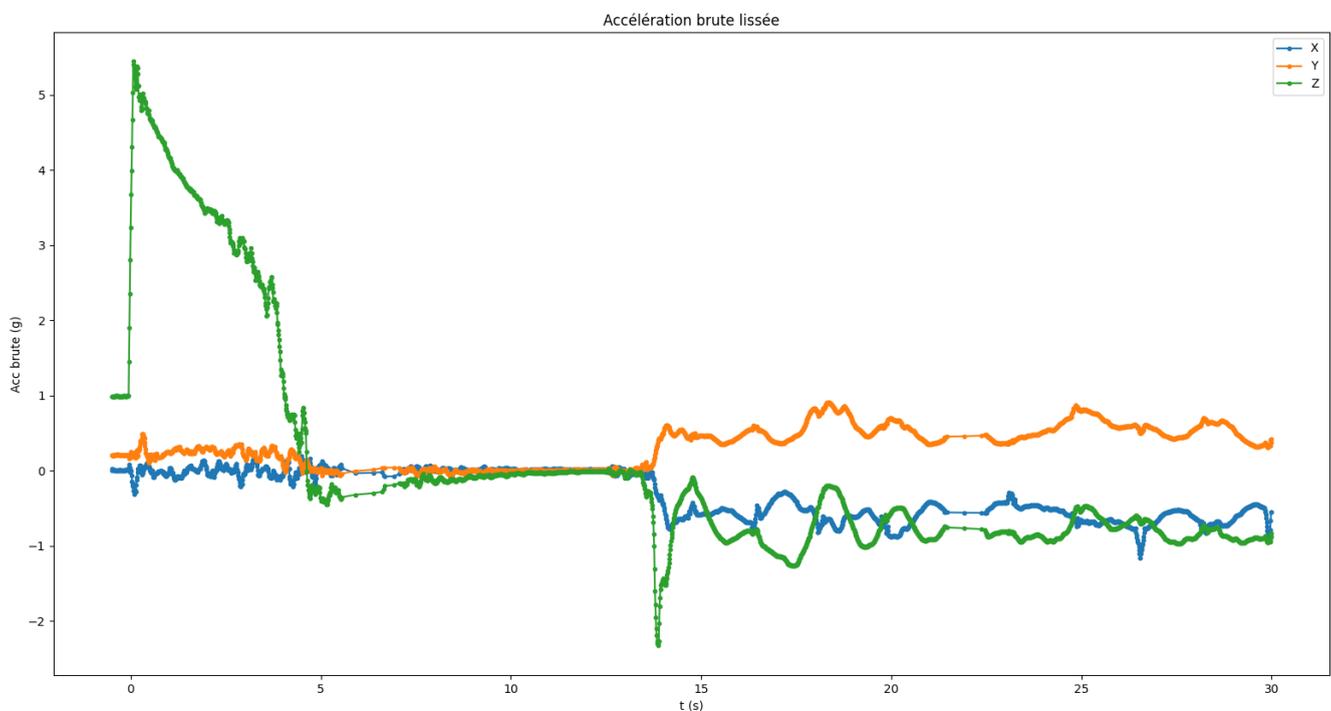


Les données se sont enregistrées à une fréquence de 92 Hz en moyenne pendant le vol. Mais des chutes de fréquence intempestives et cycliques ont lieu ( $< 30$  Hz toutes les 5s environ et  $< 5$  Hz toutes les 10 ou 15s).

On utilise la longue phase d'immobilité pour **recalculer les offsets des gyroscopes**.

Les calculs d'assiette et d'azimut sont vérifiés : **moins de 0.01% d'erreur** entre les angles calculés en vol et les angles calculés en post-traitement, sur 6422 calculs.

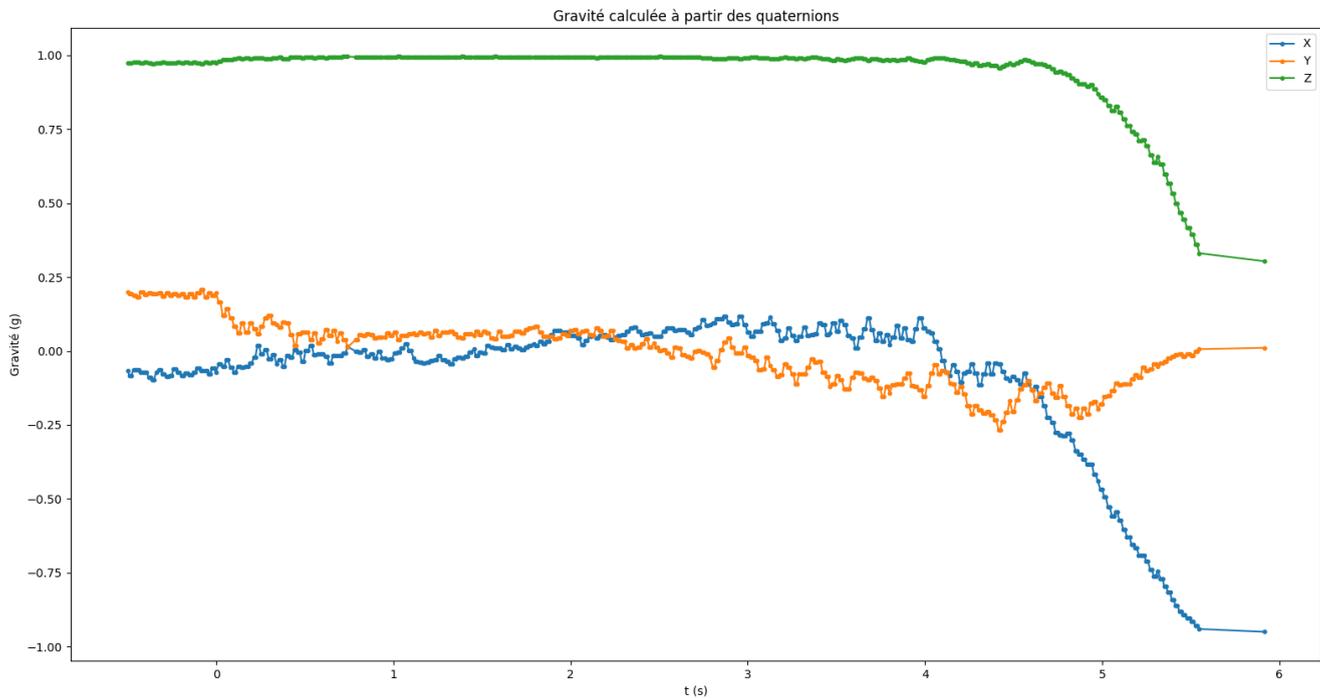
## b. Accélérations brutes



Un **filtre** de moyenne flottante centrée de largeur 5 est appliqué sur les valeurs d'accélération linéaires brute pour lisser les courbes. On voit qu'il y a environ 1 G sur l'axe Z avant le décollage puisque la fusée est quasi à la verticale. Le pic à **T+13.7s** témoigne de l'**ouverture du parachute**.



### c. Vecteur gravité

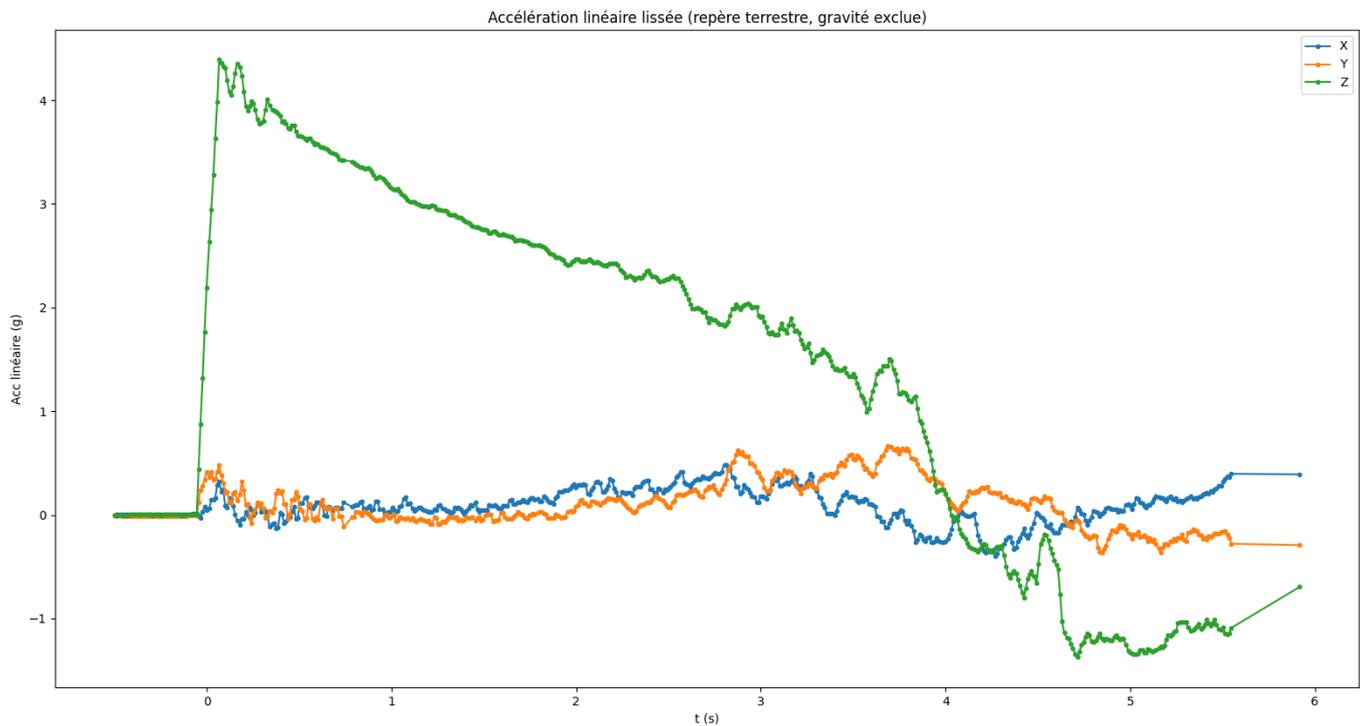


Les **quaternions** calculés en vol (et recalculé en post-traitement) permettent de calculer les matrices de rotation à chaque instant, pour en déduire le **vecteur gravité** à chaque instant.

On observe la rotation rapide du 2e étage d'une orientation cabrée à une orientation en piquée, du fait du moment induit par la masse morte dans la coiffe.



## d. Accélérations dans le référentiel terrestre



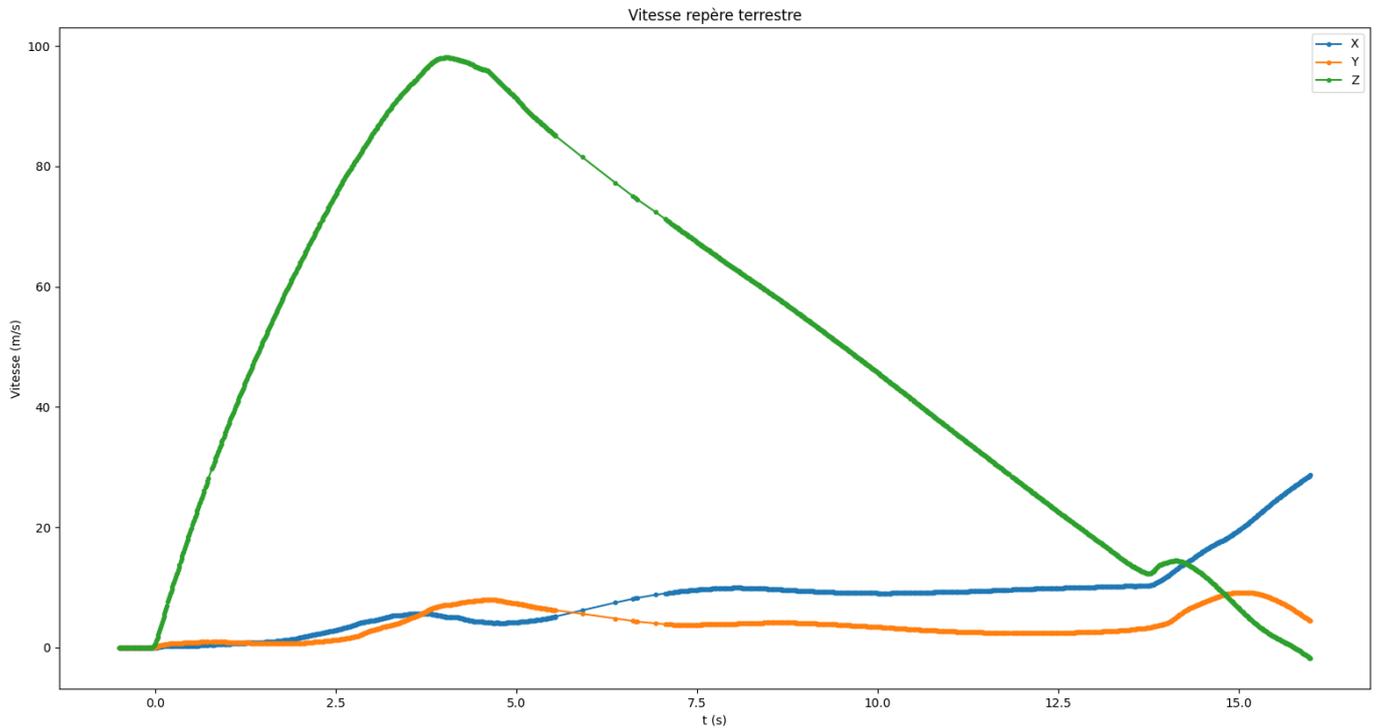
On calcule d'abord les **accélérations dans le repère fusée** en déduisant le vecteur gravité au vecteur accélération brute. Ensuite, on obtient les **accélérations dans le repère terrestre** en appliquant la transposée de la matrice de rotation, à chaque instant.

On retrouve la courbe de poussée caractéristique du propulseur Pro54.

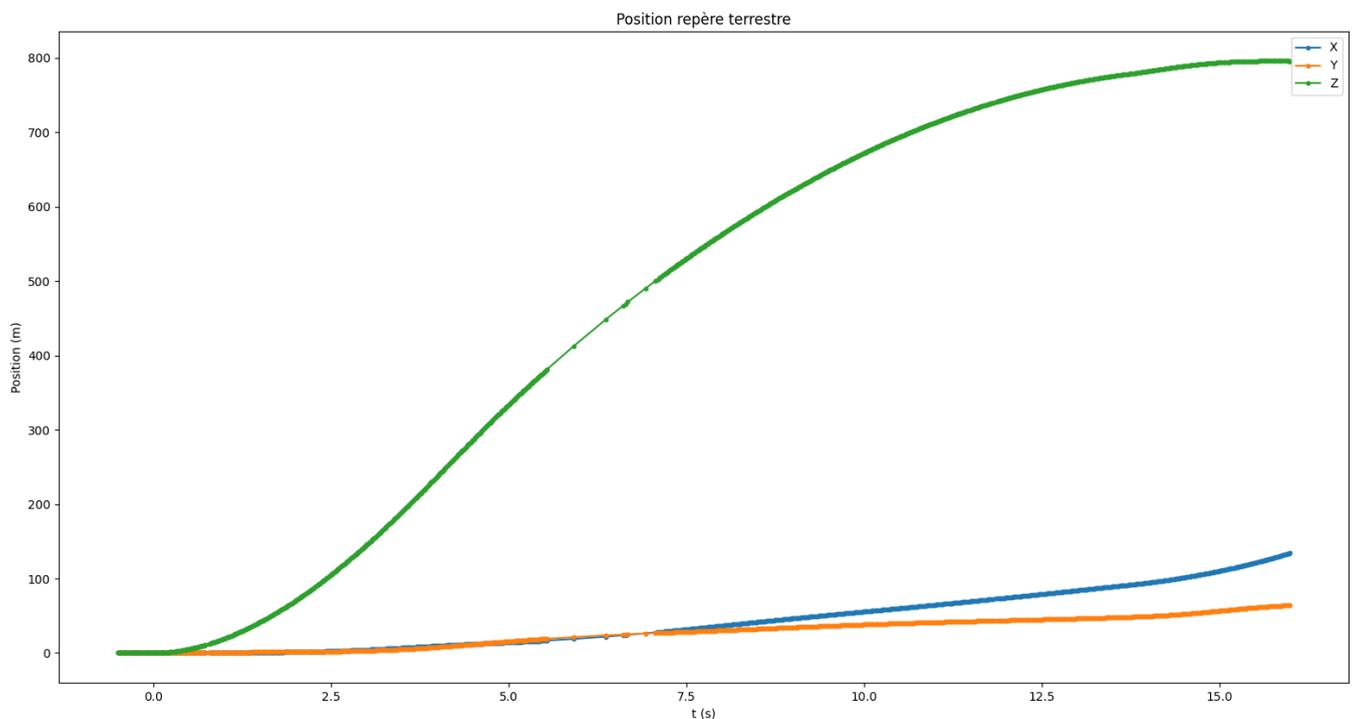
**L'accélération maximale est de 4.4 G.**



### e. Vitesse et position



Les accélérations peuvent être intégrées pour obtenir les vitesses dans le référentiel terrestre. La vitesse verticale devient nulle à T+15.8s, **l'apogée est de 796 m**. La vitesse maximale atteinte est de **99 m/s** (356 km/h)





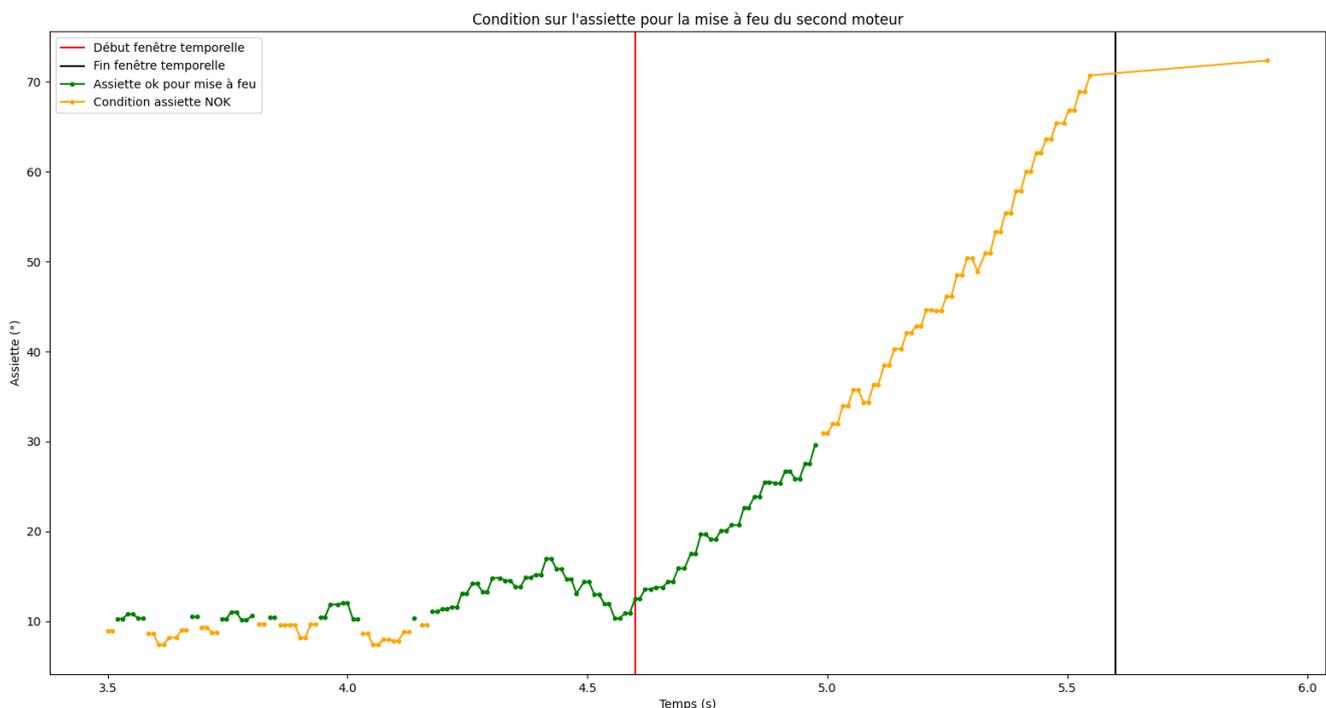
La position est obtenue en intégrant à nouveau. Les valeurs de position après T+15s deviennent trop **imprécises** pour être exploitées.

## f. Algorithme de décision

**L'assiette et l'azimut** sont calculés à chaque instant à partir du vecteur gravité. L'assiette avant le décollage varie entre 12.5 et 13.5° par rapport à la verticale. La valeur n'est donc pas très précise.

L'allumage du second moteur n'est possible que dans une **fenêtre temporelle**, entre T+4.6 s et T+5.6 s (symbolisée par les barres verticales). Si les conditions sont valides dans cet intervalle, la mise à feu du moteur est initiée. Ces conditions portent sur la détection de la séparation, le bon verrouillage de la trappe parachute, et la validation de l'attitude du 2e étage (assiette et azimut compris dans un intervalle définis).

L'assiette au début de l'intervalle (T+4.6s) doit être égale à l'**assiette théorique** prévue à cet instant (16.85° par rapport à la verticale, avec la rampe de lancement inclinée à 10°), à **+/- 10° près**.



Ce graphique permet d'observer que la condition est remplie entre T+4.60s et T+4.97s. Cet intervalle est faible d'autant plus que **l'assiette varie rapidement**.



Pour rappel, un délai arbitraire de 500 ms est exécuté entre l'ordre de séparation ( $T+4.1s$ ) et le début de l'intervalle de sécurité ( $T+4.6s$ ).

On voit que l'assiette a peu varié après le décollage, contrairement à ce qui était prévu par le stabtraj.

**Cet algorithme présente des résultats satisfaisants, bien que les marges de sécurités soient très contraignantes.**

Les résultats de l'azimut ne sont pas montrés car le fait de s'intéresser à l'azimut présente un problème majeur : l'azimut n'est pas défini pour une orientation proche de la verticale.

Le traitement des données pourra faire l'objet d'un rapport plus complet, au vu des observations et conclusions qui restent encore à tirer de toutes ces données.



## VII. Améliorations

### 1. Structure

- **Acheter des profilés avec un alu de meilleure qualité** pour que la structure soit plus rigide. Peut-être ajouter des bagues intermédiaires et ajouter du guidage au niveau de la séparation (risqué car la séparation sera moins franche et l'assemblage en rampe plus complexe).
- Le choix des vis est important pour maximiser le serrage. Des vis à tête fraisée avec un chanfrein dans la structure n'est pas conseillé.
- Pour un projet où la contrainte de flèche est si exigeante, il est indispensable d'avoir un **banc de test** à l'atelier de l'école. Il faut **acheter un laser** Bosch comme celui utilisé par les contrôleurs et **faire usiner un support avec le gabarit du P54** pour tenir la fusée.
- Les peaux en PVC peuvent subir des dégradations importantes à l'atterrissage, il faut donc prévoir les **peaux en double** pour les changer rapidement pour un 2e vol. Ou bien **concevoir des peaux plus solides en aluminium** par exemple, car le découpage des peaux est long...
- Il faut prévoir des outils et supports adaptés à l'atelier pour le découpage des peaux.
- La **fixation de la coiffe** doit être améliorée : refaire une bague de maintien en alu plus adaptée.
- Une **rampe de test** doit être disponible à l'atelier pour tester l'insertion des 4 patins et corriger l'alignement. Ces ajustements ont fait perdre du temps au C'Space à cause de la précision de l'alignement à obtenir pour que les frottements soient faibles avec les 4 patins. Le vissage des patins directement dans les bagues engendre un meilleur alignement.

### 2. Séparation

- **La mise en place des étages doit être simplifiée** pour les pyro qui ne connaissent pas le projet. Le faible jeu entre les 2 étages rend l'assemblage en rampe compliqué.
- La fixation des capteurs à effet hall doit être mieux assurée et les câbles doivent moins gêner les servomoteurs.



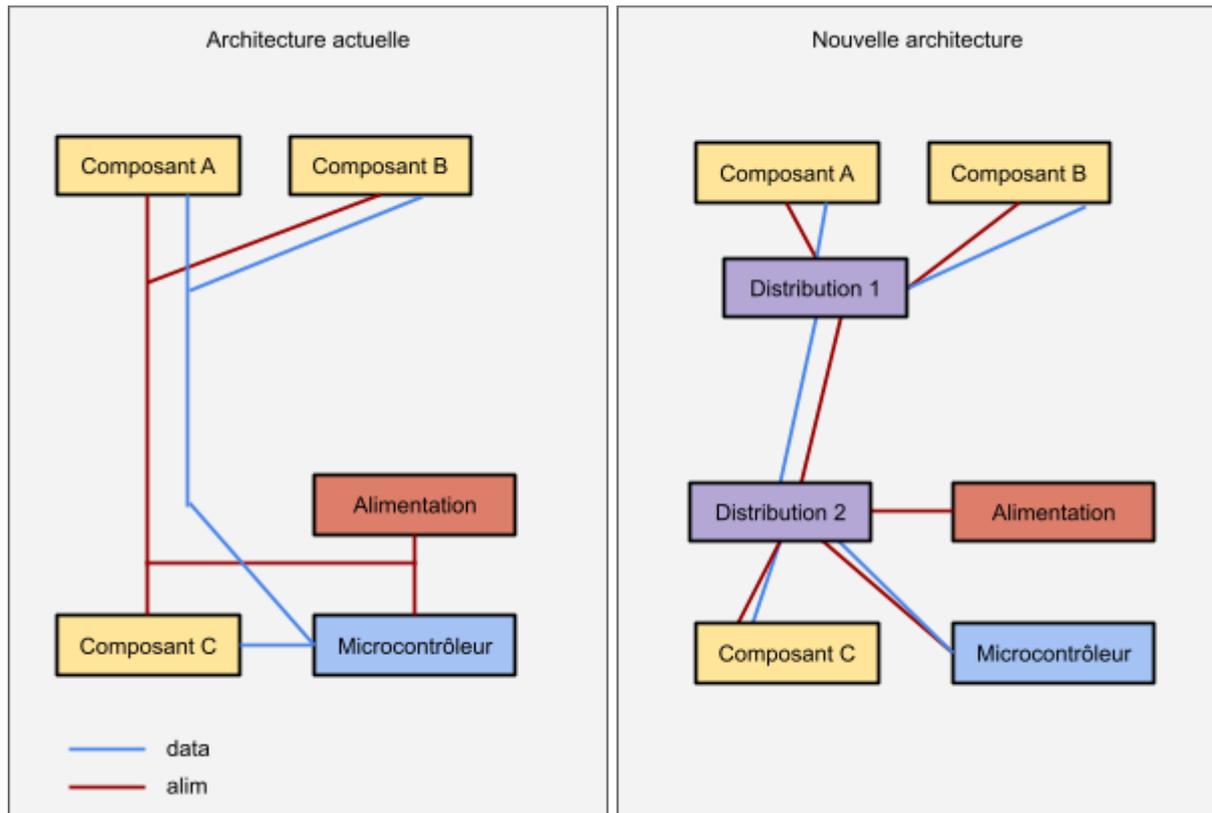
- Un **moyen supplémentaire pour connaître la bonne mise en place des goupilles** permettra de mieux identifier les problèmes lorsqu'il y a blocage, et d'éviter une forte décharge des batteries et usure des servomoteurs quand les servomoteurs forcent (mais que le courant mesuré est quand même en dessous du seuil).

### 3. Récupération

- Revoir la structure pour que **les ailerons ne soient pas dans l'alignement de la trappe**. Il y a en effet un risque de déchirement des parachutes lors de leur libération.
- **Faire usiner les pièces** (bras servomoteur, goupille et axe goupille-bras) comme pour la séparation pour limiter les frottements et éviter les blocages mécaniques.

### 4. Elec

- **Privilégier des interrupteurs plus volumineux mais plus robustes** comme ceux choisis initialement, pour éviter les faux contacts et donc les redémarrages pendant le vol : l'expérience du 1er étage n'a pas fonctionné et celle du 2e étage s'est rallumée à l'atterrissage.
- Le câblage étant bien trop chronophage en raison des changements fréquents à réaliser (quand il y a une panne ou un changement de positionnement de composants), **il faut revoir l'architecture et mettre en place des "points de distribution"** avec des PCB faisant office d'interface entre tous les composants d'une zone et le câblage allant à une autre zone (prévoir aussi des fils de réserve). Ainsi les composants restent indépendants car chacun est relié à un distributeur. Ceci rendrait l'ensemble modulaire (donc facile à modifier) et diminuerait fortement les soudures de câbles à réaliser (et donc les erreurs possibles car il y en a eu beaucoup...). En revanche, ceci implique plus de réflexion en amont et plus de PCB à concevoir. Le schéma suivant montre le concept (on voit qu'il n'y a plus de dérivation en "T" dans le câblage) :



Au 2e étage, il pourrait y avoir une distribution en haut, une au niveau du séquenceur et une au niveau de la séparation. Un système d'**empilement des PCB** peut permet de réduire encore le câblage (principe des "racks" pour changer facilement les PCB).

- Il doit y avoir **un maximum de composants sur chaque PCB** pour réduire le câblage. Par exemple : regrouper expérience, séquenceur et lecteur SD au 1er étage, regrouper les convertisseurs de tension au 2e étage.
- **Ajouter des connexions externes** pour éviter de devoir démonter la peau s'il y a besoin de reprogrammer une carte, charger les batteries ou modifier des modes de fonctionnement.
- **Les systèmes doivent être plus modulaires** pour être changés plus facilement (notamment l'interface avec les interrupteurs et les supports des servos pour les récup)). Il faut **réduire le nombre de boulons** quand cela est possible. Peut-être essayer de mettre un système de goupille ou bille sur ressort.
- Avec un projet qui s'étend sur plusieurs années, il faut un **suivi de l'usure de chaque composant** pour anticiper les pannes potentielles. Les convertisseurs de tension et les servomoteurs sont des composants critiques dont certains ont présenté des problèmes pendant le C'Space : le servo de la récup du 1er étage à cramé à la fin du C'Space et le boost de l'expérience du 2e étage était instable.



- **Ajouter des capteurs de courant** pour les servo de la récup comme pour la séparation. Ce qui permettra d'éviter la dégradation des moteurs.
- Résolution des problèmes de fonctionnement de l'expérience du 1er étage (interrupteurs peu fiables, lecteur SD mal branché). Remplacement du convertisseur DC-DC 5V de l'expérience du 2e étage. **Prévoir plus de convertisseurs de recharge.**
- **Le fonctionnement de tous les capteurs doit être vérifié régulièrement** (à ajouter dans la chronologie, passage en mode "test"), notamment les capteurs à effet hall (1 ne fonctionnait pas pendant le vol).
- **Ajouter la détection de décollage pour l'expérience** pour arrêter d'enregistrer les données sur la carte SD au début du vol et assurer une bonne fréquence de fonctionnement des IMU.

## 5. Séquencement

- **Simplifier la fermeture manuelle des trappes** parachute pour accélérer la mise en place des parachutes.
- Ajouter la sauvegarde de données de vol dans la mémoire EEPROM du 1er étage.
- Identifier les origines de ralentissement du code (boucle principale < 20 Hz) (gestion LCD : ajouter une carte dédiée ?).
- Le code doit être relu avec des contrôleurs en amont du C'Space. A minima les valeurs des constantes choisies arbitrairement.



## VIII. Conclusion

Ce projet s'est avéré être un **défi technique d'ampleur**, qu'il faut aborder avec humilité, d'abord parce qu'au départ, on ne détient pas toutes les compétences requises, mais aussi car on sous-estime en permanence la charge de travail à fournir. Il requiert en effet des **compétences techniques** dans de nombreux domaines, une **organisation rigoureuse** et un **travail en équipe solide** pour atteindre le haut niveau d'exigence requis.

Bien que le vol actif avec un 2e moteur n'ait pas été réalisé, tous les objectifs ont été remplis : valider le test de flèche, implémenter un programme robuste avec toutes les sécurités pour assurer l'intégrité du système, concevoir des systèmes de séparation et de récupération fiables, efficaces et robustes dans le temps, intégrer un système de mise à feu pyrotechnique sûr, assurer la progression du projet pendant presque 2 ans, et enfin qualifier la fusée et réaliser un joli vol doublement **nominal** !

L'issue de l'expérience est satisfaisante, une méthode algorithmique efficace a été mise en place au C'Space pour évaluer avec une précision convenable **l'attitude de la fusée en temps réel**, malgré les contraintes importantes du cahier des charges.

En prenant en compte l'accomplissement des objectifs fixés, l'investissement nécessaire qu'il faudrait pour maintenir un projet aussi complexe, et les aléas potentiels qui peuvent freiner la qualification de la fusée pour 2 vols lors de la campagne de lancement, **la poursuite de ce projet ne paraît donc pas souhaitable.**

C'est avec fierté que *Phobos & Deimos*, avec des moyens modestes, est la première fusex bi-étage qualifiée au C'Space en respectant le cahier des charges spécifique pour les fusex bi-étage actives, en plus du cahier des charges classique, et qu'elle obtient le **prix "coup de cœur" pour les 60 ans du C'Space.**



# IX. Annexes

## 1. Stabtrajs

Les stabtraj suivants sont ceux remplis par les contrôleurs lors du C'Space 2023, à partir de leurs mesures. Les résultats sont très proches des stabtrajs fait au préalable par les membres de l'équipe.

### a. Stabilito ensemble



#### STABILITO

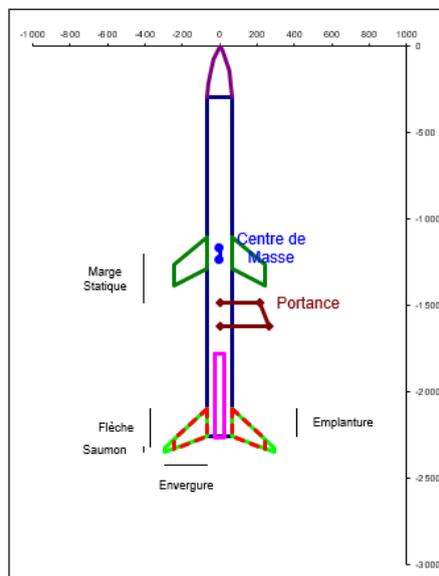
Stabilité de fusée à ailerons

Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	Phobos et Deimos
Club	ENSMA Space Project
Type	Fusée expérimentale.
Masse	11950 g sans propu
Centre de Masse	1128 mm sans propu
Longueur totale	2260 mm
Diamètre Réf.	130 mm

Propulseur	
Type	Barasinga (Pro54-5G C)
Position du bas	2269 mm

Coiffe	
Forme	Ogivale (pointue)
Hauteur	296 mm
Diamètre	130 mm



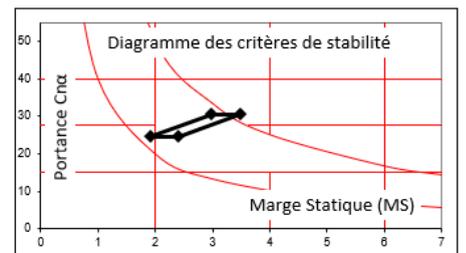
Language/Langue Français

Fusée mono-diamètre.

	Propu plein	Propu vide	Sans propu
Masse propu	1,685 kg	0,652 kg	-
CdM propu	250 mm	240 mm	-
Masse fusée	13,64 kg	12,6 kg	11,95 kg
CdM fusée	1240 mm	1174 mm	1128 mm

	XcP	Cna
Coiffe	138 mm	2,0
Ailerons	2224 mm	8,7
Ail bas entier	2217 mm	14,6
Ailerons haut	1220 mm	13,9
Partie masquée	2206 mm	11,8

	Ailerons bas		Ailerons haut		M	20/07/2023	Min	Résultats		Max
	Bi-empennage									
Emplature 'm'	155 mm	180 mm	155					17,4		35
Saumon 'n'	30 mm	120 mm	57					24,7	30,6	40
Flèche 'p'	220 mm	160 mm	172					1,91 D	3,48 D	6 D
Envergure 'E'	230 mm	180 mm	180					47,1	106,3	100
Epaisseur 'ep'	2 mm	2 mm	2					XcP	1488 mm	1626 mm
Nombre	4	4	4					MS /L	11% L	14% L
Position du bas	2260 mm	1287 mm	###					<b>INSTABLE</b>		
Diamètre	130 mm	130 mm	130							
Ligne mi-corde f	279 mm	222 mm	218							



Commentaire libre :

Checksum : propu OK

v3.4.2



## b. Trajecto ensemble

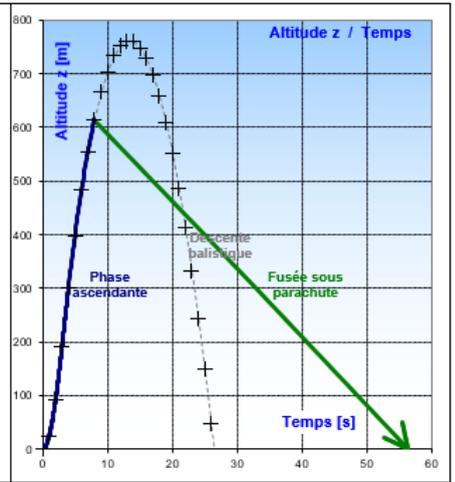
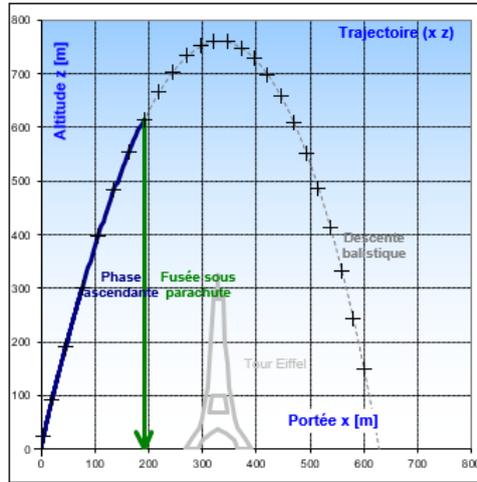


### TRAJECTO

Trajectographie de fusée

Remplir les cases jaune:

Fusée	
Nom	Phobos et Deimos
Club	ENSMA Space Projec
Masse totale	13,635 kg
Propulseur	Barasinga (Pro54-5G C)
Trainée Aérodynamique	
Surface Réf.	0,015113 m <sup>2</sup>
Cx	0,5
Rampe de Lancement	
Longueur	4 m
Élévation	80 °
Altitude	0 m



Descente Sous Parachute	
Fusée	0 satellite
Masse	12,602 kg
Dépotage	N/A
Ouverture para	8 s
Surface para	1,25 m <sup>2</sup>
Cx parachute	1
Vitesse du vent	5 m/s
Vitesse descente	12,7 m/s
Durée descente	48 s
Durée du vol	56 s
Déport latéral	± 242 m

20/07/2023						
	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Efforts
Sortie de Rampe				20,4 m/s		
Vit max & Acc max				116 m/s	56 m/s <sup>2</sup>	
Culmination, Apogée	13,3 s	761 m	329 m	25 m/s		
Ouverture parachute fusée	8,0 s	615 m	191 m	61 m/s		2893,6 N
Impact balistique	26,5 s	~0 m	628 m	108,9 m/s		74712 J

Pour localiser la fusée	
Couleur fuselage/coiffe	Brun/Orange...
Couleur parachute fusée	Rouge...

Commentaire libre :

propu OK  
v3.4.2

Résultats détaillés	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Angle
	s	m	m	m/s	m/s <sup>2</sup>	°
Décollage	0	0	0	0	-	80
Sortie de Rampe	0,41	3,90	0,69	20,4	50,9	80,0
Vit max & Acc max	-	-	-	116	55,8	-
Fin de Propulsion	3,6	258	64	114	14,4	74,2
Culmination, Apogée	13,3	761	329	25	9,8	1,9
Impact balistique	26,5	~0	628	109	5,6	-80,1
Ouverture parachute fusée	8,0	615	191	61	11,0	63,8
Impact fusée sous para.	56	~0	-51   433	13	9,8	-



## c. Stabilito 2<sup>e</sup> étage



### STABILITO

Stabilité de fusée à ailerons

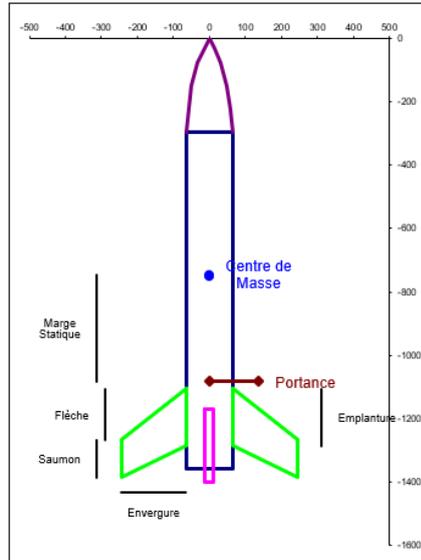
Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	PHOBOS & DEIMOS
Club	Planète Sciences
Type	Fusée expérimentale.
Masse	7200 g sans propu
Centre de Masse	738 mm sans propu
Longueur totale	1360 mm

Propulseur	
Type	Pandora (Pro24-6G BS)
Position du bas	1400 mm

Coiffe	
Forme	Ogivale (pointue)
Hauteur	296 mm
Diamètre	130 mm

Ailerons	
Mono-empennage	
Emplanture 'm'	180 mm
Saumon 'n'	120 mm
Flèche 'p'	160 mm
Envergure 'E'	180 mm
Épaisseur 'ep'	2 mm
Nombre	4
Position du bas	1287 mm



Language/Langue Français

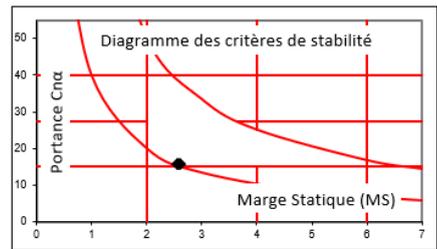
Fusée mono-diamètre.

	Propu plein	Propu vide	Sans propu
Masse propu	0,16 kg	0,084 kg	-
CdM propu	114 mm	114 mm	-
Masse fusée	7,36 kg	7,284 kg	7,2 kg
CdM fusée	750 mm	744 mm	738 mm

	XCp	Cna
Coiffe	138 mm	2,0
Ailerons	1220 mm	13,9

17/07/2023	Min	Résultats	Max
Finesse	10	10,5	35
Portance	15	15,9	40
Marge Stat.	2 D	2,57 D	2,61 D
Couple	40	40,9	100
XCp		1084 mm	1084 mm
MS / L		25% L	25% L

**STABLE**



Commentaire libre :

Checksum : propu OK

v3.4.2

## d. Trajecto 2<sup>e</sup> étage



### TRAJECTO

Trajectographie de fusée

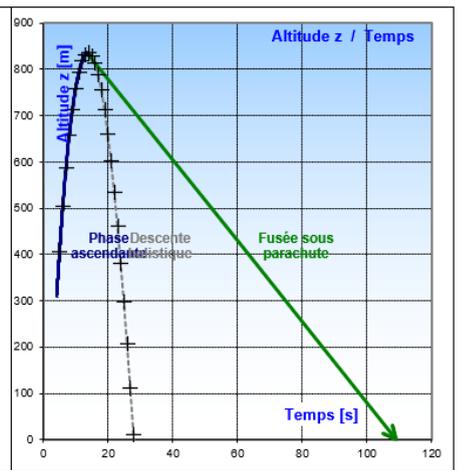
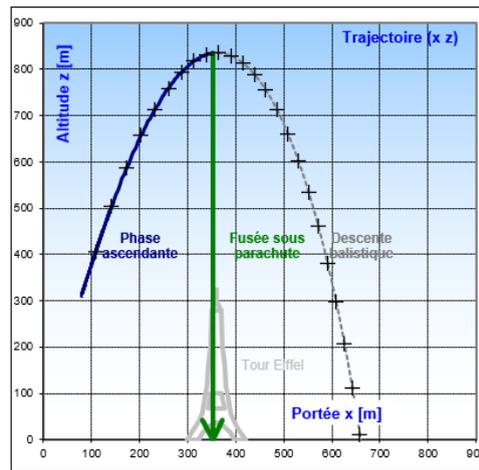
Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	PHOBOS & DEIMOS
Club	Planète Sciences
Masse totale	7,3599 kg
Propulseur	Pandora (Pro24-6G BS)

Trainée Aérodynamique	
Surface Réf.	0,014713 m <sup>2</sup>
Cx	0,5

Rampe de Lancement	
Longueur	4 m
Élévation	73,44 °
Altitude	0 m

Descente Sous Parachute	
Masse	7,2843 kg
Dépotage	N/A
Ouverture para	13,5 s
Surface para	1,53 m <sup>2</sup>
Cx parachute	1
Vitesse du vent	5 m/s
Vitesse descente	8,7 m/s
Durée descente	96 s
Durée du vol	109 s
Déport latéral	± 478 m



#N/A

17/07/2023	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Efforts
Sortie de Rampe				#N/A		
Vit max & Acc max				113 m/s	17 m/s <sup>2</sup>	
Culmination, Apogée	13,8 s	836 m	360 m	25 m/s		
Ouverture parachute fusée	13,5 s	835 m	352 m	26 m/s		622,1 N
Impact balistique	28,2 s	~0 m	660 m	102,6 m/s		38334 J

Pour localiser la fusée	
Couleur fuselage/coiffe	Brun/Orange...
Couleur parachute fusée	Rouge...

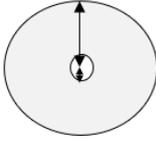
Commentaire libre :

propu OK

v3.4.2



Rayon extérieur	705 mm
Rayon intérieur	105 mm
Surface para	1,53 m <sup>2</sup>



Résultats détaillés	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Angle
	s	m	m	m/s	m/s <sup>2</sup>	°
Décollage	4,1	310,73	79,44	107,11	-	73,44
Sortie de Rampe	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A
Vit max & Acc max	-	-	-	113	16,6	-
Fin de Propulsion	5,2	426	115	108	16,6	71,8
Culmination, Apogée	13,8	836	360	25	9,8	2,2
Impact balistique	28,2	~0	660	103	3,5	-81,8
Ouverture parachute fusée	13,5	835	352	26	9,9	8,8
Impact fusée sous para.	109	~0	-126   830	9	9,8	-

### e. Stabilito 1<sup>er</sup> étage



#### STABILITO

Stabilité de fusée à ailerons

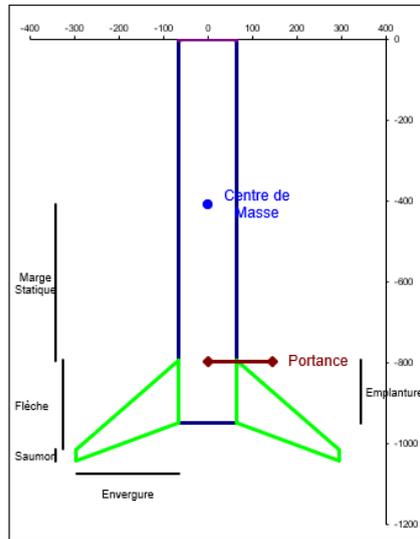
Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	Phobos et Deimos
Club	ENSMA Space Project
Type	Fusée expérimentale.
Masse	5402 g avec propu vide
Centre de Masse	408 mm sans propu
Longueur totale	950 mm

Propulseur	
Type	Aucun (2e ét. inerte)
Position du bas	959 mm

Coiffe	
Forme	Ogivale (pointue)
Hauteur	1 mm
Diamètre	130 mm

Ailerons	
Mono-empennage	
Emplanture 'm'	155 mm
Saumon 'n'	30 mm
Flèche 'p'	220 mm
Envergure 'E'	230 mm
Epaisseur 'ep'	2 mm
Nombre	4
Position du bas	950 mm



17/07/2023				
	Min	Résultats	Max	
Finesse	10	7,3	35	
Portance	15	16,6	16,6	40
Marge Stat.	2 D	3,00 D	3,00 D	6 D
Couple	40	49,9	49,9	100
XCp		798 mm	798 mm	
MS/L		41% L	41% L	

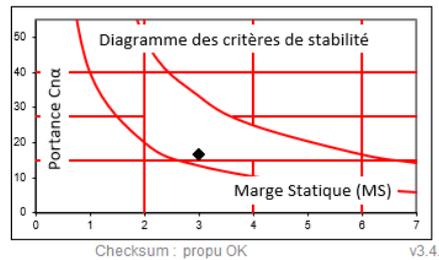
STABLE

Language/Langue Français

Fusée mono-diamètre,

	Propu plein	Propu vide	Sans propu
Masse propu	1E-04 kg	0 kg	-
CdM propu	0 mm	0 mm	-
Masse fusée	5,402 kg	5,402 kg	5,402 kg
CdM fusée	408 mm	408 mm	408 mm

	XCp	Cna
Coiffe	0 mm	2,0
Ailerons	907 mm	14,6



Commentaire libre :



## f. Trajecto 1<sup>er</sup> étage



### TRAJECTO

Trajectographie de fusée

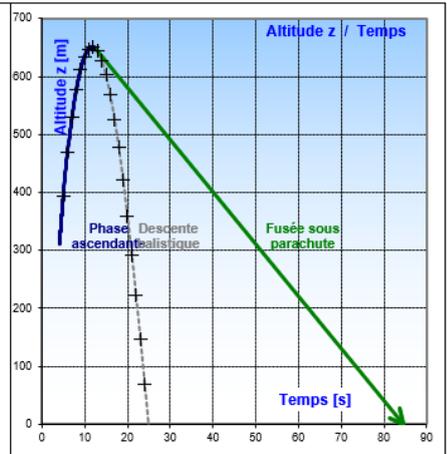
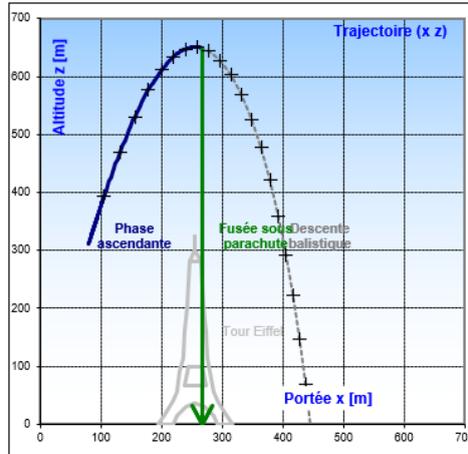
Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	Phobos et Deimos
Club	ENSMA Space Projec
Masse totale	5,4021 kg
Propulseur	Aucun (2e ét. inerte)

Trainée Aérodynamique	
Surface Réf.	0,015113 m <sup>2</sup>
Cx	0,7

Rampe de Lancement	
Longueur	4 m
Élévation	73,48 °
Altitude	0 m

Descente Sous Parachute	
Fusée	0 satellite
Masse	5,402 kg
Dépotage	N/A
Ouverture para	12,4 s
Surface para	1,07 m <sup>2</sup>
Cx parachute	1
Vitesse du vent	5 m/s
Vitesse descente	9,0 m/s
Durée descente	72 s
Durée du vol	85 s
Déport latéral	± 361 m



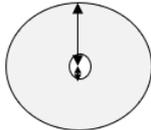
17/07/2023						
	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Efforts
Sortie de Rampe	4,10	310,73	79,44	107,1 m/s		
Vit max & Acc max				107 m/s	23 m/s <sup>2</sup>	
Culmination, Apogée	11,8 s	651 m	256 m	19 m/s		
Ouverture parachute fusée	12,4 s	649 m	267 m	20 m/s		258,6 N
Impact balistique	24,9 s	~0 m	445 m	81,1 m/s		17771 J

Pour localiser la fusée	
Couleur fuselage/coiffe	Brun/Orange...
Couleur parachute fusée	Rouge...

propu OK  
v3.4.2

Commentaire libre :

Rayon extérieur	590 mm
Rayon intérieur	80 mm
Surface para	1,07 m <sup>2</sup>

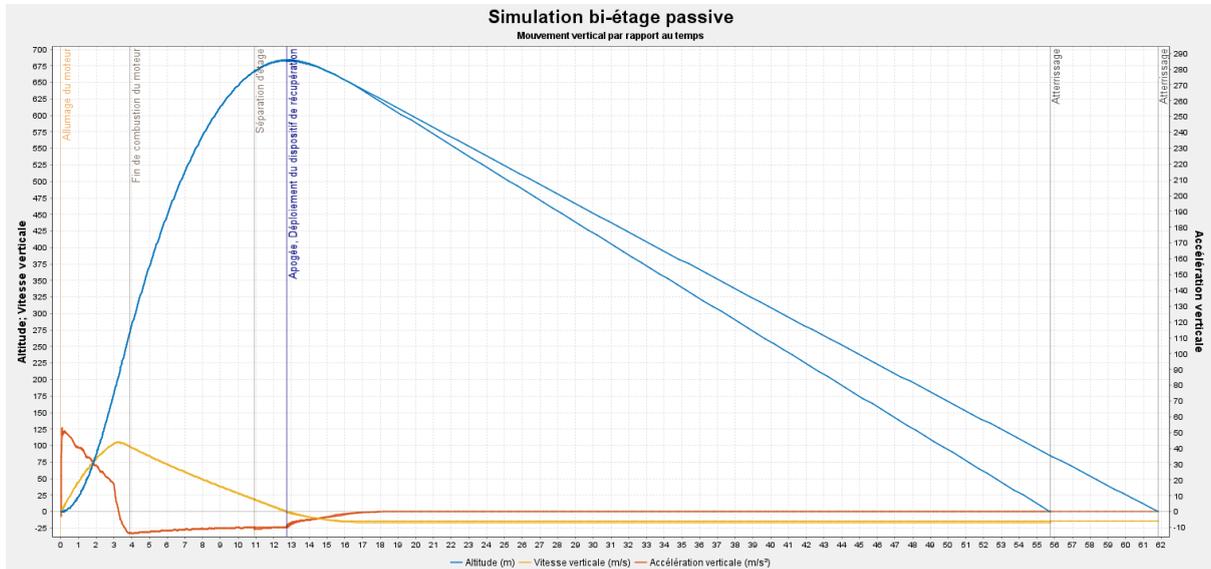


Résultats détaillés	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Angle
	s	m	m	m/s	m/s <sup>2</sup>	°
Décollage	4,1	310,73	79,44	107	-	73,48
Sortie de Rampe	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A	#N/A
Vit max & Acc max	-	-	-	107	22,9	-
Fin de Propulsion	4,3	332	86	102	21,8	73,2
Culmination, Apogée	11,8	651	256	19	9,8	0,3
Impact balistique	24,9	~0	445	81	2,2	-83,9
Ouverture parachute fusée	12,4	649	267	20	9,7	-16,8
Impact fusée sous para.	85	~0	-94   628	9	9,8	-

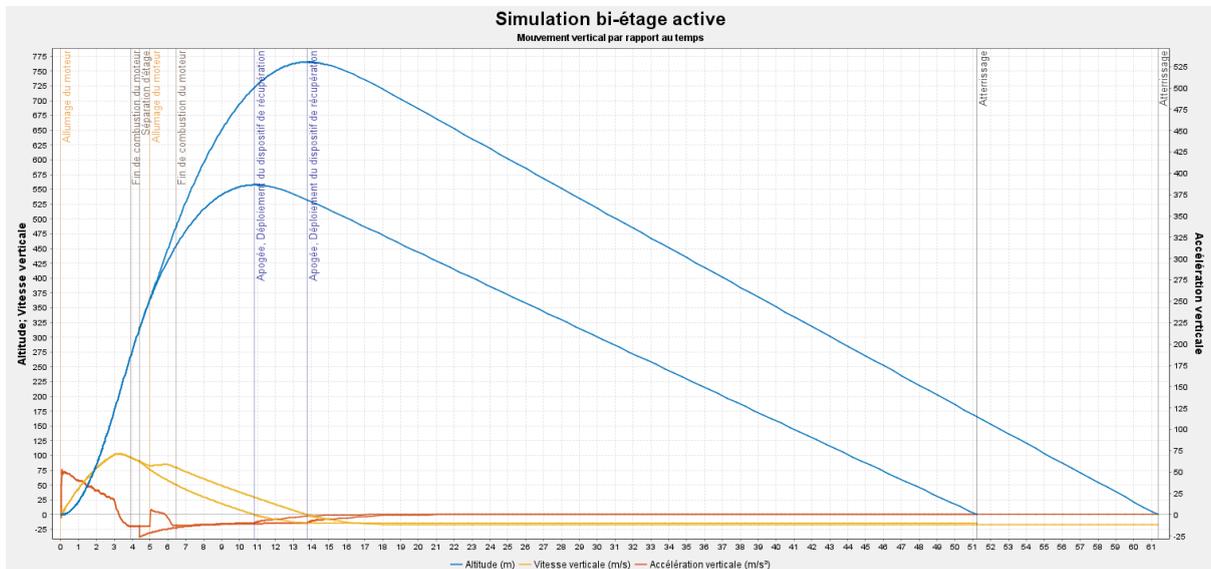


## 2. Simulations OpenRocket

### a. Simulation vol passif (sans allumage 2e moteur)

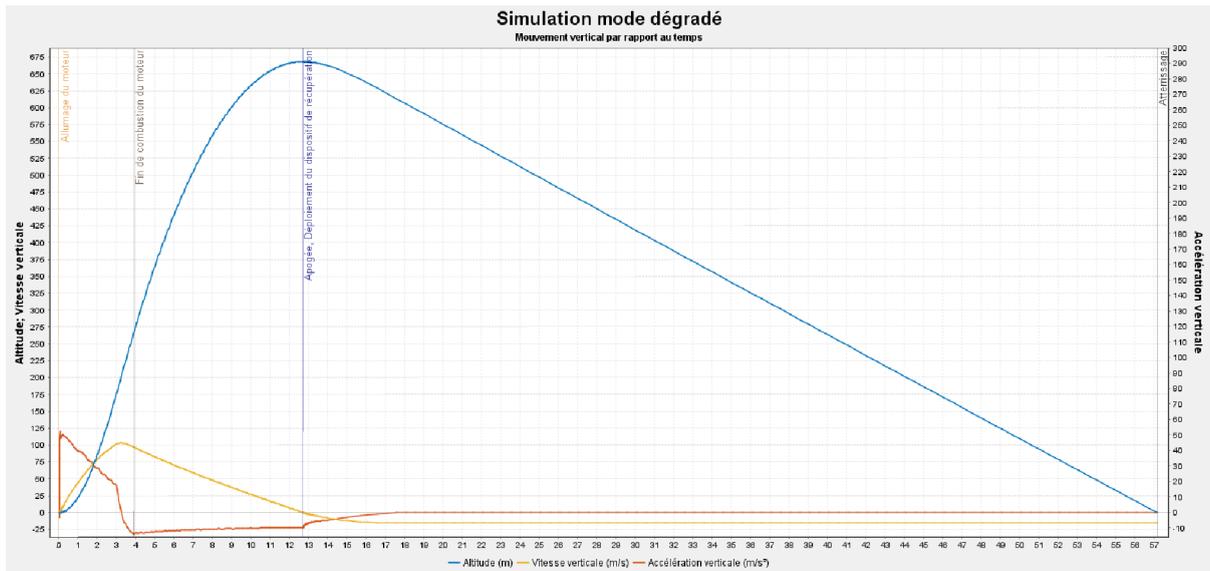


### b. Simulation vol actif (avec allumage 2e moteur)





### c. Simulation vol dégradé (échec séparation)

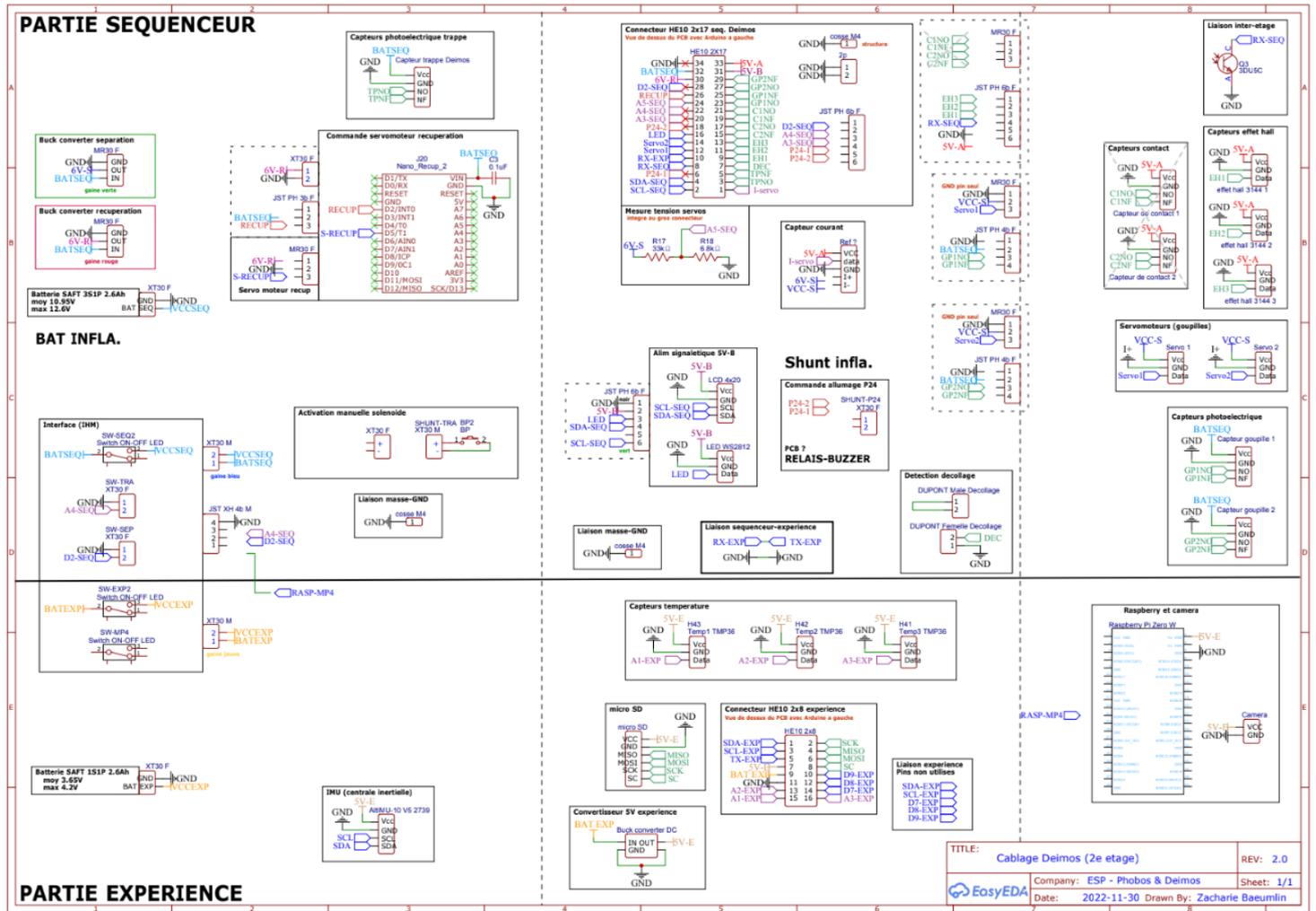


Ces simulations ont permis de vérifier les résultats des stabtrajs et de confirmer les temps d'apogée à mettre dans le code pour l'ouverture des parachutes. Les ordres d'ouverture des parachutes ont lieu 500 ms avant l'apogée théorique.



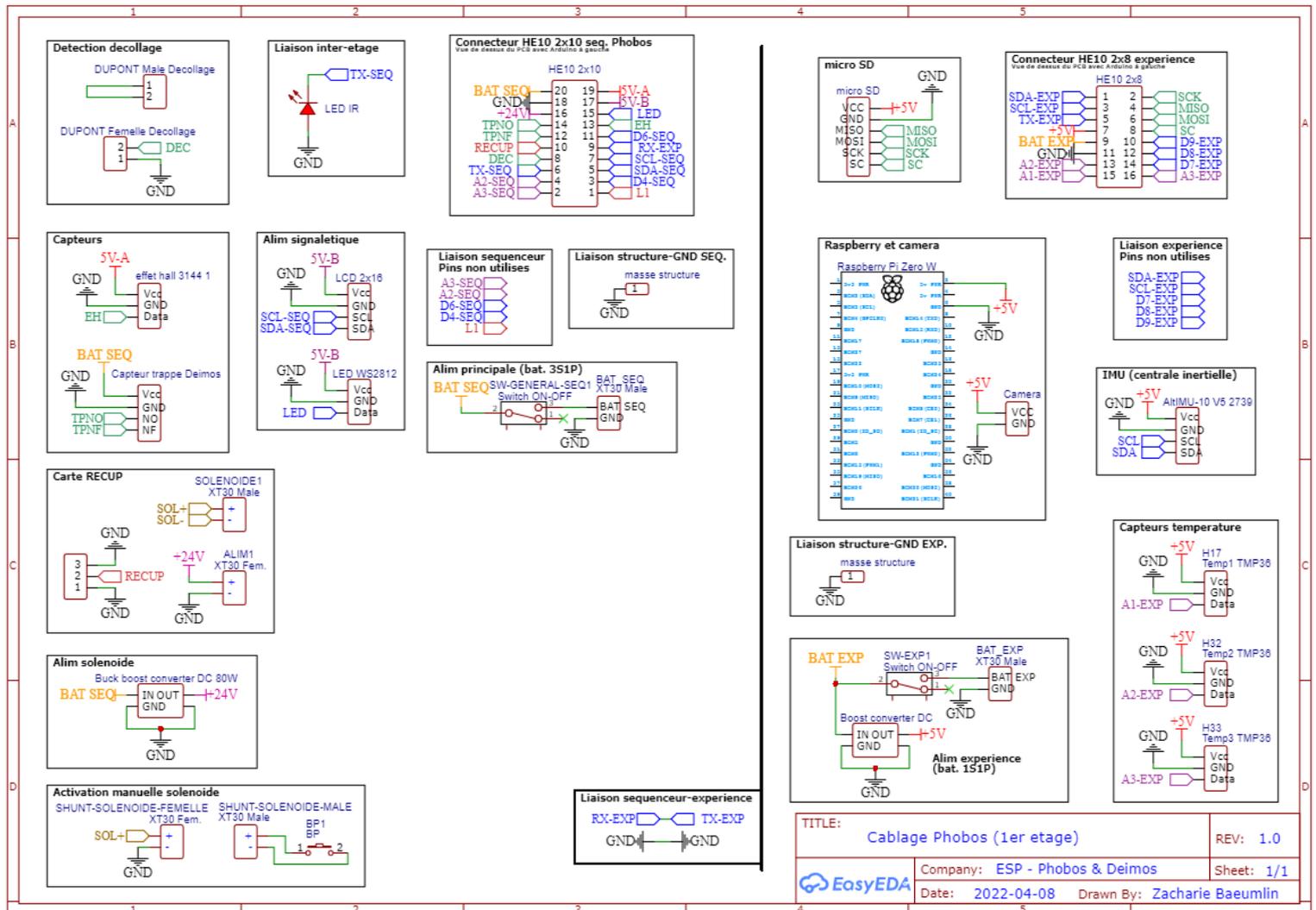
# 3. Schémas élec

## a. Câblage 2<sup>e</sup> étage



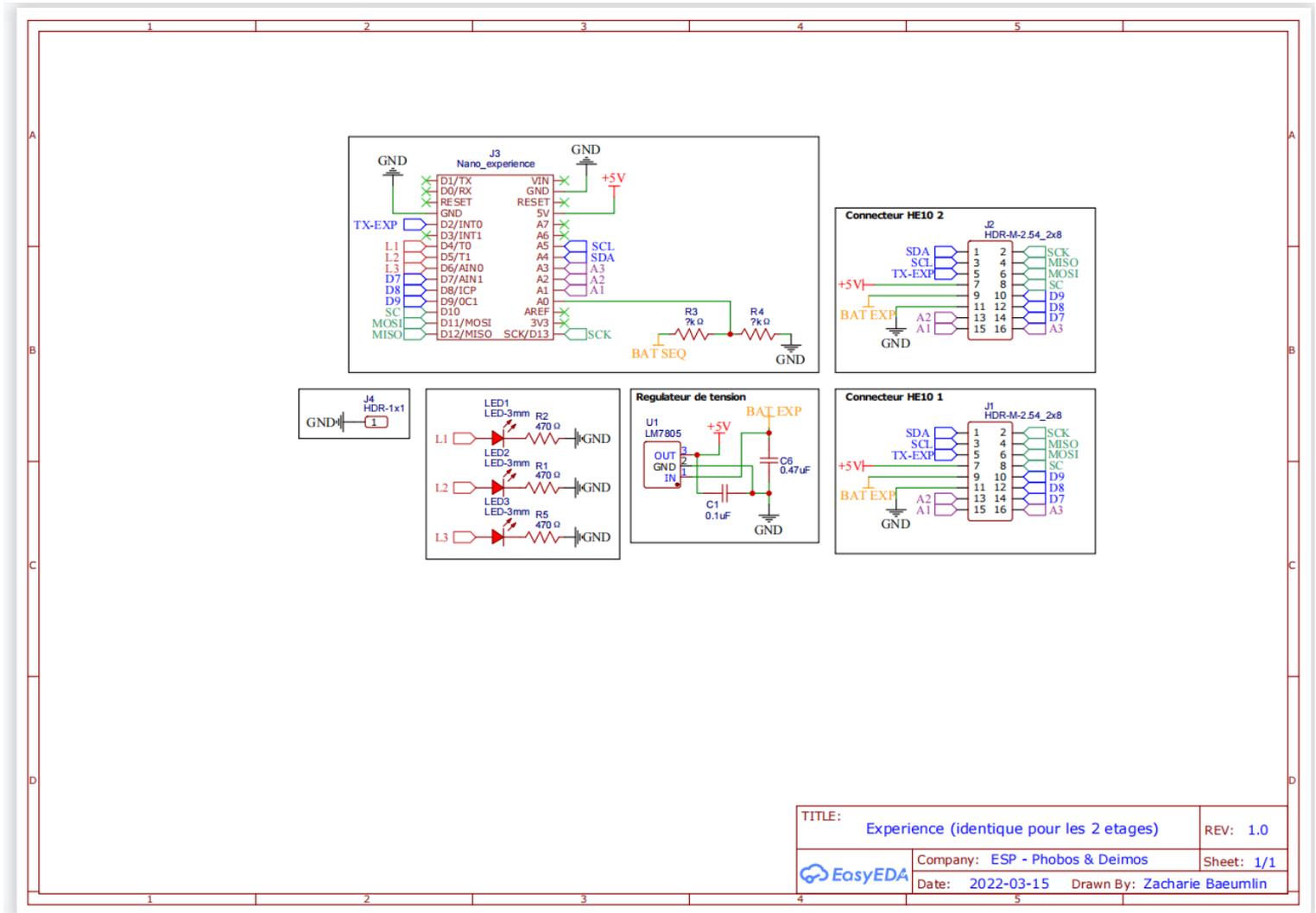


## b. Câblage 1<sup>er</sup> étage





### c. PCB expérience 1er étage

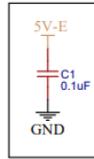
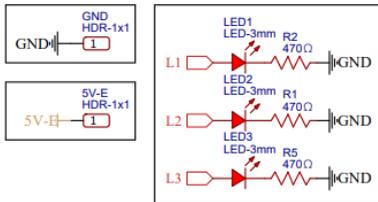
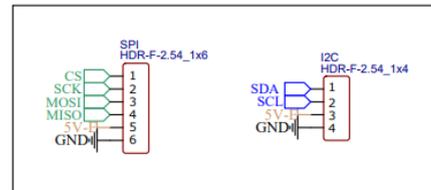
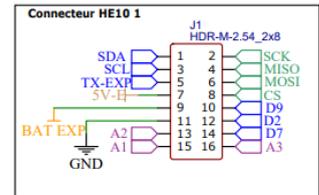
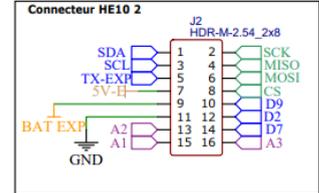
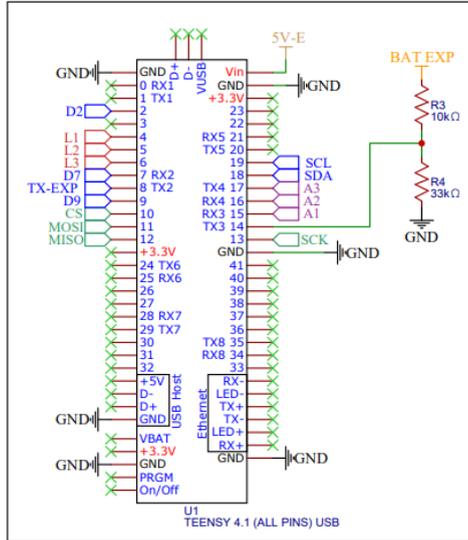


TITLE:	Experience (identique pour les 2 etages)	REV: 1.0
	Company: ESP - Phobos & Deimos	Sheet: 1/1
	Date: 2022-03-15	Drawn By: Zacharie Baeumlin

Contrairement à ce qui est indiqué sur le schéma, il est valable que pour l'expérience du 1er étage, celle du 2e ayant changée au cours du projet.



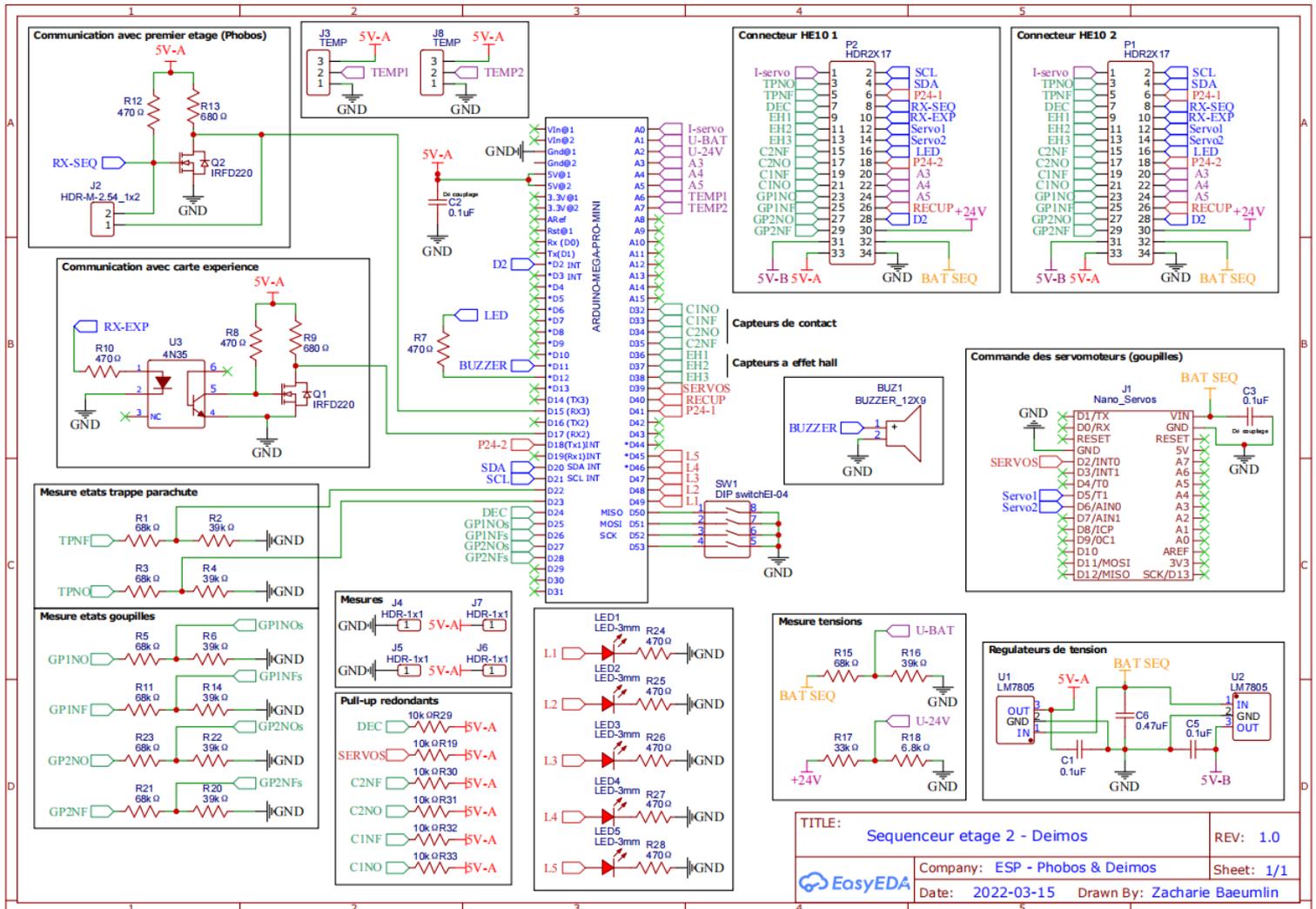
### d. PCB expérience 2e étage



TITLE: PCB Experience Deimos (Teensy 4.1)		REV: 1.0
EasyEDA	Company: ESP - Phobos & Deimos	Sheet: 1/1
	Date: 2023-03-06	Drawn By: Zacharie Baeumlin

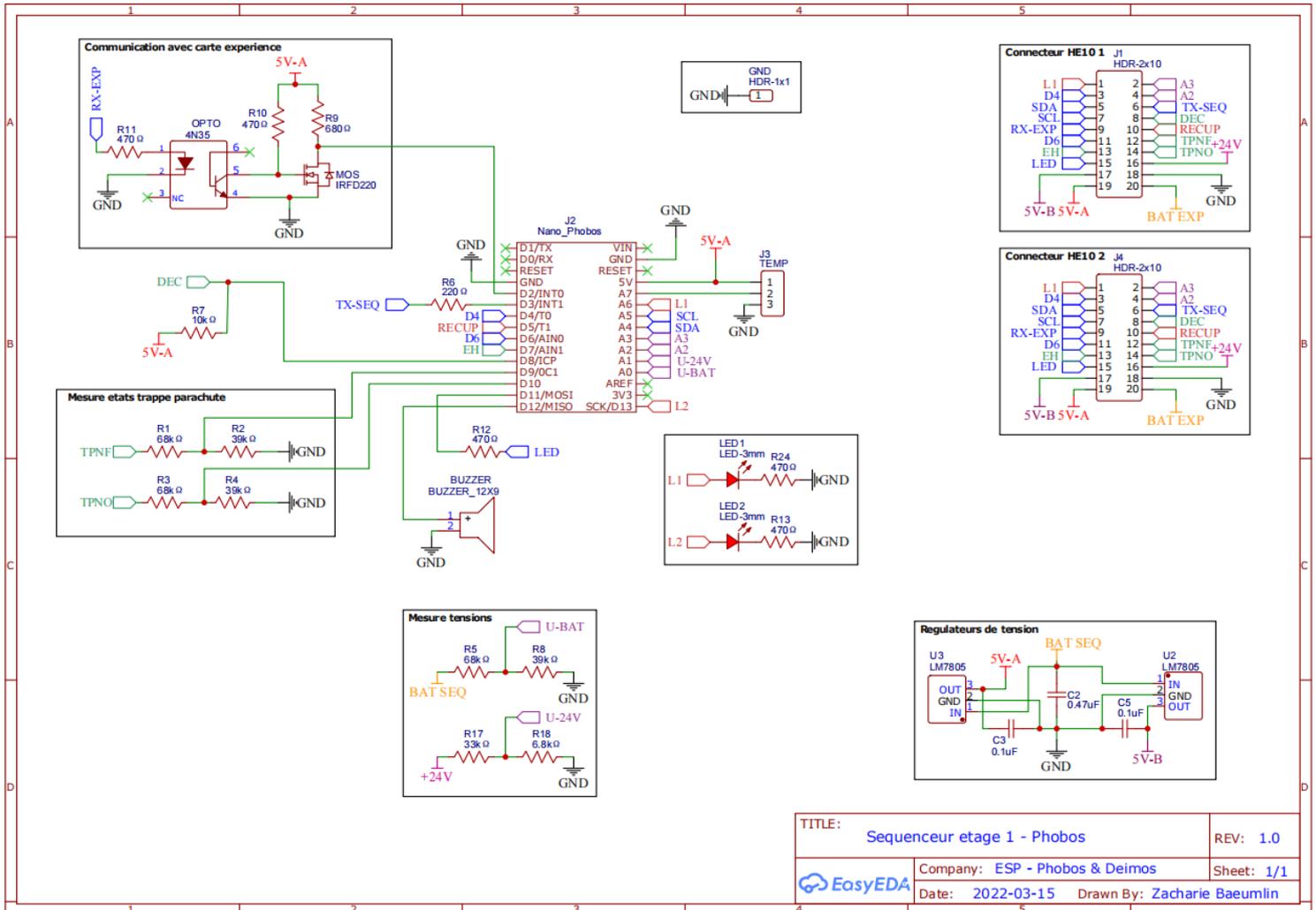


# e. PCB séquenceur 2<sup>e</sup> étage

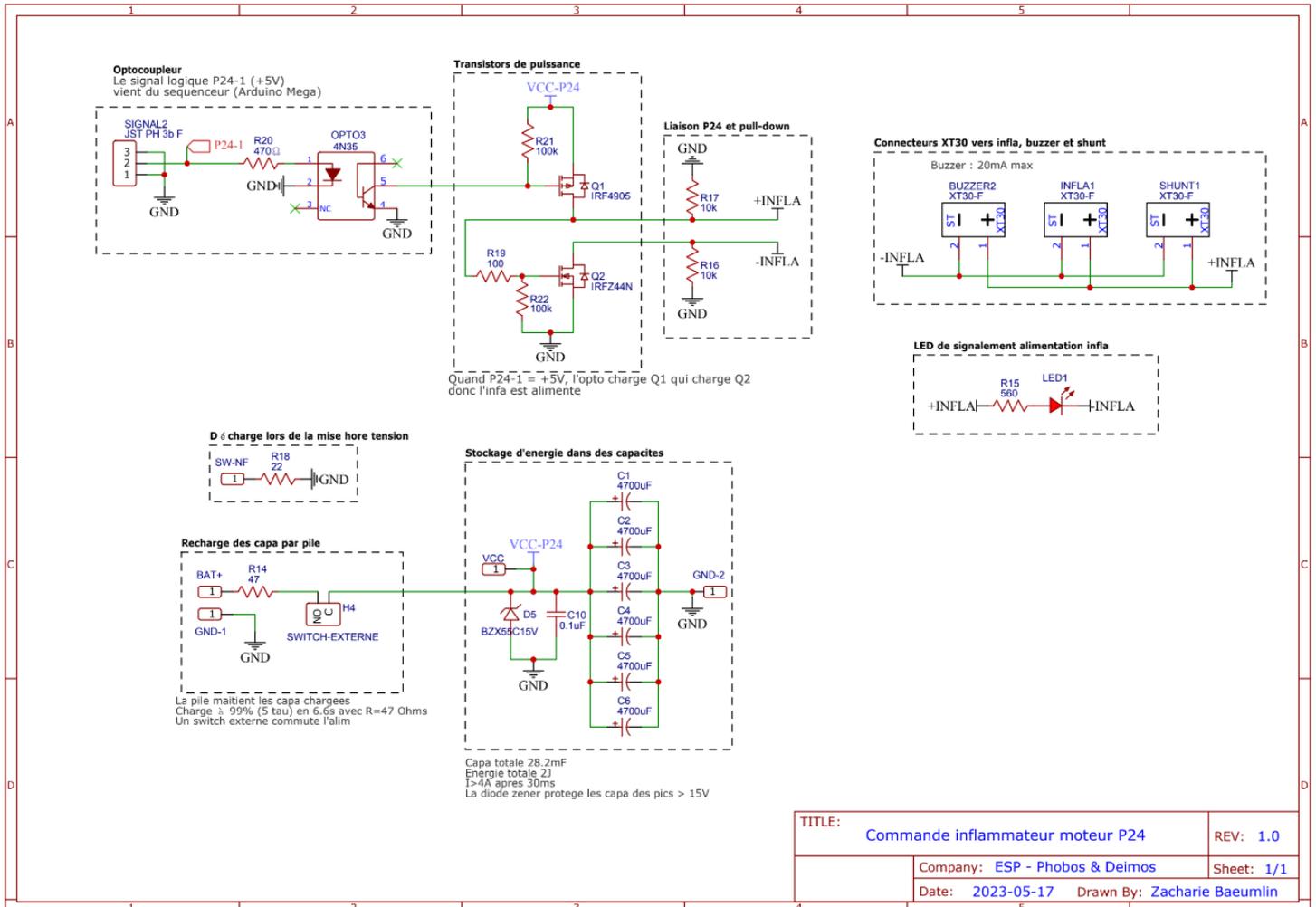




## f. PCB séquenceur 1<sup>er</sup> étage



## g. PCB allumage 2e moteur



## 4. Timeline



## TIMELINE FUSEX

# PHOBOS & DEIMOS

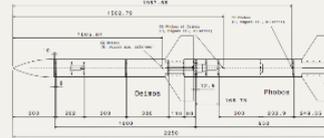
**Oct. 2021**

Début du projet  
Définition des objectifs



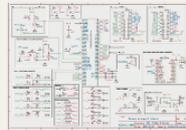
**Nov. 2022**

Modélisation 3D de la structure  
Conception du système de séparation



**Janvier 2022**

Envoi des plans à l'usinage  
Prototypage électronique



**Mars 2022**

Design des circuits imprimés  
Test du système de séparation  
Assemblage structure  
Découpe des parachutes  
Soudage des composants sur les cartes



**Avril 2022**

Test mécanique du fléchissement  
Fabrication d'un modèle de la rampe  
de lancement



**Mai 2022**

Câblage électrique  
Couture parachutes et nouage des suspentes  
Impression de supports en 3D  
Tests électroniques



**Juillet 2022**

Participation à la campagne de lancement  
Fusée non qualifiée car système de  
déploiement de parachute précaire



**Octobre 2022**

Modification structure & câblage  
Conception du nouveau système de  
récupération



**Janvier 2023**

Mise en plan système de séparation amélioré



**Février 2023**

Découpe des tubes en PVC pour les peaux  
Développement des programmes embarqués



**Mars 2023**

Intégration de la récupération



**Avril 2023**

Moulage de la pointe en bronze



**Juin 2023**

Conception du système d'allumage du 2e moteur  
Finalisation de l'intégration des modules  
Tests des programmes embarqués

**Juillet 2023**

Lancement lors de la campagne du  
C'Space, le 21 juillet à 8h43

