

Rapport de Projet Atréides

16 Novembre 2024

Geffard Quentin, Seczkowski Bogdan, Clement Orango, Dyani Keshav, Bolin Victor,
Borrelli Julie



CLES-FACIL
INSA Lyon
France
Année 2022 à 2024

Table des matières

1	Introduction - Genèse du projet	3
2	Concepts théoriques sous-jacents	3
2.1	Le contrôle en roulis	3
2.1.1	Contexte	3
2.1.2	Modèle Physique	4
2.1.3	Contrôleur PID	7
2.2	Trajectographie	9
2.3	Quelques bases de télémétrie	10
3	Design et dimensionnement du projet	11
3.1	Le chaîne de contrôle en roulis	11
3.1.1	Caractéristiques du moteur, du volant et des batteries	11
3.1.2	Démarche expérimentale	13
3.1.3	Prototypage mécanique	16
3.2	La mécanique	16
3.2.1	L'ouverture en coiffe du parachute	17
3.2.2	Le parachute	19
3.2.3	Le compartiment centrale	19
3.2.4	Le compartiment propulseur	21
3.3	L'électronique embarquée	23
3.3.1	Le séquenceur	25
3.3.2	La carte-mère	26
3.3.3	La redescende des données par télémétrie	27
4	Fabrication et intégration	28
4.1	Le montage et la fabrication mécanique	29
4.2	Le volant	30
5	Chaîne de mesure et exploitation des données post-vol	31
6	Derniers instants avant le décollage	33
7	Chronologie du lancement	34
8	Conclusion	35

Table des figures

1	Exemple de roue à inertie pour l'orientation des satellites	3
2	Schéma d'une machine électrique	4
3	Cours d'électricité de Mr Bruno François, qui rappelle les équations régissant une machine à courant continu (MCC) (1)	5
4	Cours d'électricité de Mr Bruno François, qui rappelle les équations régissant une machine à courant continu (MCC) (2)	6
5	Diagramme bloc d'un PID pour un asservissement quelconque	7
6	Diagramme bloc du contrôleur complet	8
7	Machine à état du système	8
8	Stabilité	9
9	Trajectoire	9
10	Elements et caractéristiques à prendre en compte pour une chaîne de télémesure	10
11	Valeurs pour un moteur d'aéromodélisme commercial	12
12	Tour d'horizon des différents types de moteurs électriques	12
13	Premier prototype de volant d'inertie	13
14	Montage test du volant	14
15	Gauche - Design CAD / Milieu - Banc de test / Droite - le volant	14
16	Banc de test assemblé	15
17	Schéma global d'Atréides	17
18	CAD de la coiffe	18
19	CAO du Compartiment principal sur la version 2023	20
20	CAO du Compartiment principal sur la version 2024	21
21	CAD du propulseur	22
22	Premiers schémas d'architecture électronique pour Atréides	23
23	Schéma de l'électronique embarquée lors du lancement	24
24	Gauche - v1 de l'électronique avec un PCB Bus (2023) - Droite - CAD de l'intégration de l'électronique (C'Space 2024)	24
25	L'électronique embarquée au C'Space 2024	25
26	Gauche - Le séquenceur au C'Space 2023 - Droite - Schéma C'Space 2024	25
27	Gauche - PCB, Milieu - v2 de la carte-mère, Droite - version finale	27
28	Schématique de la carte mère au C'Space 2024	27
29	Gauche - Routage, Droite - Schématique	28
30	Schématique de l'intégration de l'expérience isolée	32
31	Schématique de l'intégration de l'expérience isolée	32
32	Code de la configuration du MPU9250, la configuration est réalisée à l'aide de la datasheet qui fournit les adresses des registres ainsi que les valeurs correspondants aux différents paramètres réglables du composant, notamment la plage de mesure ainsi que la précision de celles-ci	33

1 Introduction - Genèse du projet

Le projet a démarré à la rentrée de l'année 2021, à l'initiative des anciens membres du CLES. Le nom a été choisi à la création du projet, marquant son coup d'envoi. Après avoir lancés les nouveaux sur l'état de l'art des différentes expériences possibles sur une fusée expérimentale (fusex), le groupe s'est orienté vers la mise en œuvre d'un contrôle en roulis à l'aide d'un volant d'inertie. Atréides passe ainsi la RCE1 de Novembre 2021 et obtient l'accord pour l'utilisation d'un moteur Pro75 pour son lancement au C'Space. Un premier dimensionnement a eu lieu rapidement, et le projet s'est orienté vers un lanceur d'1,80m, composé d'un cylindre d'aluminium de 130 mm de diamètre. Il s'avère qu'à cette période, le Covid venait tout juste de s'achever, et les membres initiaux manquaient cruellement d'expérience. C'est ainsi que le projet s'est rapidement trouvé aux cœurs de dissensions fortes sur les choix techniques. L'association battant également de l'aile, il aura donc fallu trois ans pour réussir à faire décoller la fusée expérimentale et relancer l'association. Le document qui suit retrace la démarche expérimentale suivie par le projet : les concepts théoriques sous-jacents au contrôle de véhicule en roulis, le design technique et dimensionnement des composantes du projet, l'intégration des chaînes résultantes dans la fusée, l'exploitation des données post-vol ainsi que le déroulé chronologique du lancement : de la qualification à la mise à feu.

2 Concepts théoriques sous-jacents

2.1 Le contrôle en roulis

2.1.1 Contexte

Il a été observé, lors de la plupart des vols de fusées effectués, un phénomène de rotation sur l'axe de roulis de la fusée. Ces vitesses de rotations sont variables, mais peuvent dans certains cas nuire au bon déroulement du vol. Par exemple, une vitesse de rotation trop importante peut mener à des difficultés d'éjections du parachute, pouvant compromettre le bon déroulé de la redescente de l'appareil. Plusieurs solutions technologiques ont été proposées, comme un contrôle en roulis par éjection de gaz (ayant déjà été réalisé) ou à l'aide de gouvernes mécaniques à l'extérieur de la fusée. La solution retenue et qui agira en tant qu'expérimentation de bord est un volant à réaction (ou « Reaction Wheel »).

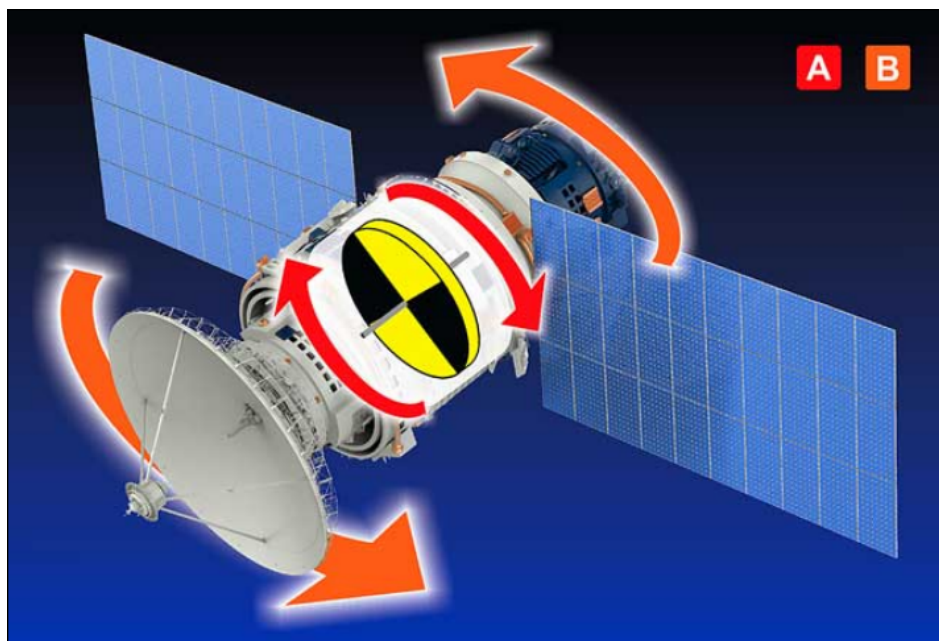


FIGURE 1 – Exemple de roue à inertie pour l'orientation des satellites

Un contrôle en roulis par volant d'inertie est un système qui se base sur la troisième loi de Newton : « L'action est toujours égale et opposée à la réaction ; c'est-à-dire, que les actions de deux corps l'un sur l'autre sont toujours égales, et dans des directions contraires. » Les deux corps étant dans notre cas, la fusée et le volant, un cylindre d'acier en rotation libre à l'intérieur de celle-ci. Un fois propulsé dans les airs, on peut, pour notre modélisation, considérer le système isolé. L'accélération angulaire du volant résulte en une contre réaction sur le support du moteur, ici la fusée. Grâce à ce phénomène, il est possible de contrôler l'orientation d'un appareil (comme un satellite) et dans notre cas, la fusée en plein vol. Cette solution a l'avantage d'internaliser le système de contrôle à l'intérieur du corps de la fusée et permet un contrôle plus précis de la vitesse de roulis, contrairement à des solutions de contrôle en roulis à l'aide de gouvernes. Un autre avantage réside dans la forme d'énergie utilisée : l'énergie électrique, celle-ci ne nécessite pas d'éjection de gaz ou carburant quelconque. Le stockage est ainsi plus aisé, il faut toutefois veiller au poids des batteries. Néanmoins, il faut tenir compte de la force emmagasinée par l'appareil, cela peut devenir un inconvénient si celle-ci est trop importante. De plus, ce type de système possède une flexibilité de dimensionnement très restreinte, limitant ainsi l'efficacité de la solution pour une fusée en plein vol. Cependant, bien que l'efficacité d'une roue à réaction ne soit pas optimale pour contrôler l'orientation de la fusée, son développement et sa mise en oeuvre représente une grande richesse technique et scientifique. De plus, l'étude qui aura été faite pourra permettre au CLES-FACIL de disposer d'une solution technique pour gérer l'orientations de ses futures fusées, le principe pourrait être testé sur un ballon-sonde voir, des satellites.

2.1.2 Modèle Physique

NOTA BENE Une première version du modèle physique a été rédigée en 2022 et est toujours disponible dans les documentations fournies sur SCAE. Il s'avère que cette version s'avère insuffisante pour comprendre les problématiques et paramètres dimensionnants de l'expérience. Ce constat a été réalisé au moment de la réalisation de ce rapport. Le modèle physique a ainsi été entièrement revu. Il est donc important de noter que le projet a été réalisé avec une compréhension beaucoup moins fine de la physique sous-jacente, ce qui a entraîné des difficultés lors de la mise en oeuvre de l'expérience. Nous avons choisi de prendre le temps de revenir sur les bases de notre expérience dans ce rapport afin que les futurs membres désireux de se lancer dans un contrôle en roulis possèdent une base solide sur laquelle s'appuyer.

On désire utiliser un moteur électrique pour mettre le volant en rotation. Tout moteur électrique se base sur le principe du couplage magnétique. L'énergie électrique est transformée en énergie mécanique à travers ce couplage. Un moteur électrique est composé de deux circuits magnétiques : le stator (partie fixe) et le rotor (partie mobile). En ce qui concerne le moteur à courant continu, le stator est constitué d'un aimant permanent qui engendre un champ magnétique. Le rotor, ou induit, est alimenté par un courant continu. Le courant électrique traverse le rotor. Ses conducteurs sont immergés dans le champ.

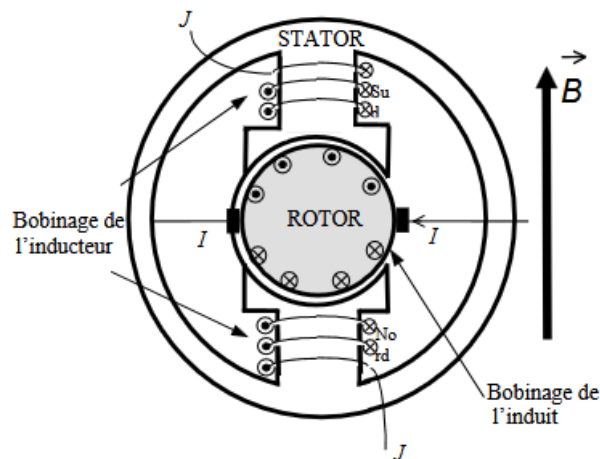


FIGURE 2 – Schéma d'une machine électrique

Soumis à la force F (Laplace), le rotor tourne et le couple du moteur est généré. Le courant transmis au collecteur par les balais traverse le conducteur rotorique et change le sens de commutation, ce qui conserve la magnétisation du rotor perpendiculaire à celle du stator. Le couple est créé par l'interaction magnétique entre le stator et le rotor où le champ statorique est presque inexistant sur les conducteurs. La magnétisation transversale du rotor reste la même durant la rotation. Parce que le pôle statorique exerce une action sur le pôle rotorique, le moteur tourne. On peut calculer facilement le couple en utilisant la force de Laplace créée par le champ statorique. Cette force exerce une action sur les conducteurs rotoriques traversés par le courant d'intensité. Elle est issue de l'action réciproque et est semblable en module pour deux conducteurs rotoriques diamétralement opposés. Cependant, les sens des courants étant inverses, les forces sont également opposées. La force créée est alors fonction de l'intensité et des champs magnétiques comme le couple moteur est proportionnel à ces deux grandeurs.

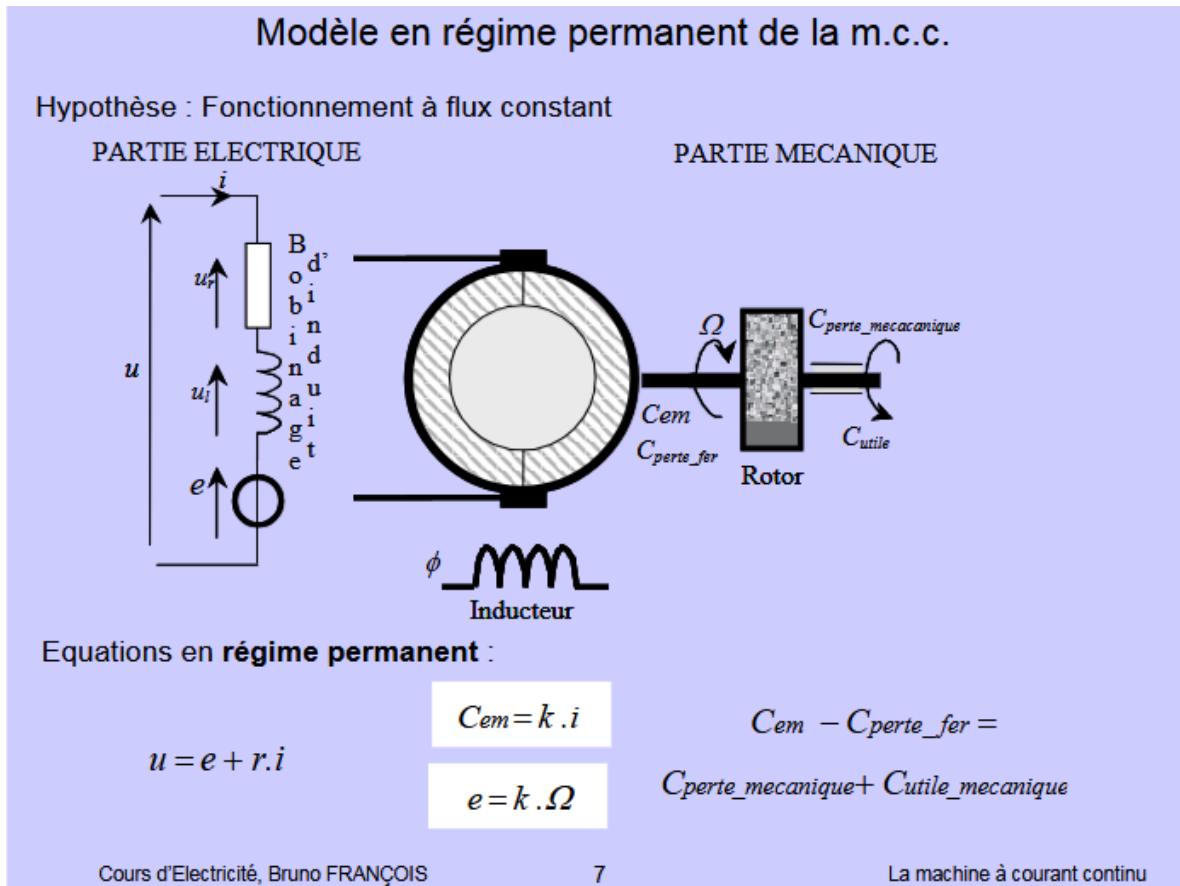


FIGURE 3 – Cours d'électricité de Mr Bruno François, qui rappelle les équations régissant une machine à courant continu (MCC) (1)

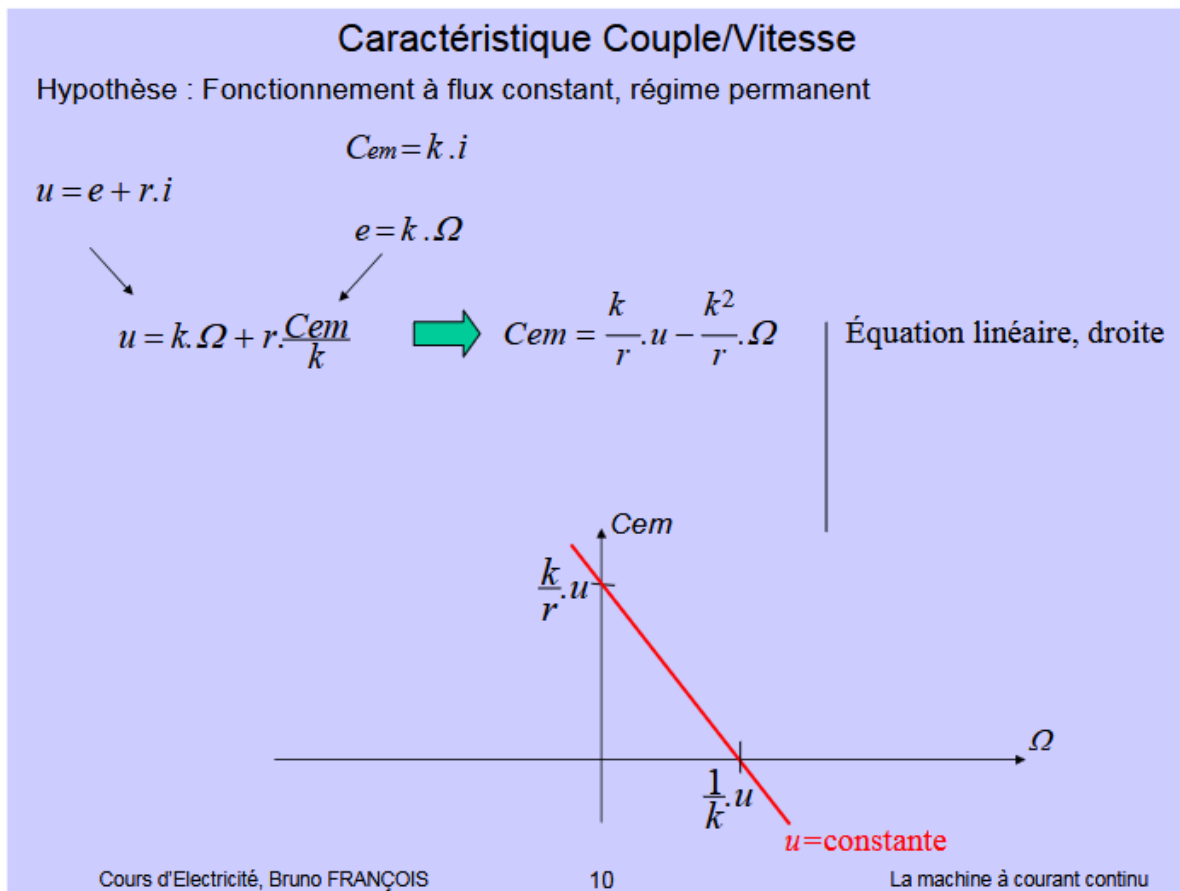


FIGURE 4 – Cours d'électricité de Mr Bruno François, qui rappelle les équations régissant une machine à courant continu (MCC) (2)

Chaque moteur est ainsi caractérisé par une courbe Couple/Vitesse qui permet de choisir le moteur électrique le plus adapté à notre cas d'usage. Pour une machine à courant continu, on a alors :

$$C = C_{max} - k\omega \quad (1)$$

avec

- C couple délivré par le moteur en N/m
- C_{max} couple maximal à l'arrêt ($\omega = 0$)
- ω vitesse angulaire en $rad.s^{-1}$
- k constante liée à la pente de la droite, dépend des caractéristiques moteurs, généralement renseignée dans les datasheets des moteurs électriques.

Il faut désormais déterminer la relation entre le couple induit au volant par le rotor du moteur, et déterminer l'effet de celui-ci la rotation angulaire selon l'axe de roulis de la fusée.

La seconde loi de Newton, pour une dynamique en rotation donne la relation entre le couple C_v exercé par le rotor sur un volume, l'accélération angulaire du volume selon l'axe du rotor α_v et l'inertie I_v du volume.

$$C_v = I_v * \alpha_v \quad (2)$$

avec

- α_v en rad/s^{-2} ,
- I_v en $kg.m^2$.
- C_v en N/m

En remplaçant C par l'expression de C_v (1) devient : $I_v * \alpha_v = C_{max} - k\omega \quad (3)$

Par définition : $\alpha_v = \frac{d\omega}{dt}$, en remplaçant et ré-organisant, on obtient une équation différentielle linéaire du premier ordre :

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{C_{max}}{I_v} - \frac{k}{I_v} * \omega \quad (4)$$

On considère ω_0 la vitesse initiale, celle-ci ne sera pas forcément toujours nulle dans notre cas d'application, notamment si la rotation induite par les forces aérodynamiques entraîne une nouvelle accélération angulaire sur le système, il est donc important de la prendre en compte. La résolution de l'équation donne :

$$\omega(t) = \frac{C_{max}}{k} + (\omega_0 - \frac{C_{max}}{k}) * e^{-\frac{k}{I_v} \cdot t} \quad (5)$$

En dérivant

$$\alpha(t) = -(\omega_0 - \frac{C_{max}}{k}) * \frac{k}{I_v} * e^{-\frac{k}{I_v} \cdot t} \quad (6)$$

En appliquant la loi fondamentale de la dynamique en rotation sur le volant, on a :

$$\sum C = I * \alpha_v \Rightarrow C_{em} - C_v = I_v * \alpha_v \Rightarrow C_v = I_v * \alpha_v + C_{em} \quad (7)$$

avec

- C_m couple exercé par le rotor du moteur sur le volant
- C_v couple exercé par le volant sur la fusée

Le principe d'action/réaction permet à nouveau de déduire la relation entre le couple du volant C_v et l'accélération angulaire α_f de la fusée, en ayant connaissance de l'inertie I_f de cette dernière.

$$\begin{aligned} C_v &= I_f * \alpha_f \\ \Rightarrow I_v * \alpha_v + C_{em} &= I_f * \alpha_f \\ \Rightarrow \alpha_f(t, i) &= \frac{I_v}{I_f} * \alpha_v(t) + k \cdot i \quad (8) \end{aligned}$$

avec i (A) courant envoyé dans le moteur (8)

Puisque la courbe caractéristique du moteur est fournie à l'achat, on est ainsi en capacité de modéliser tout le système, de l'envoi d'une commande en vitesse ou en courant au moteur jusqu'à la rotation induite sur le lanceur.

2.1.3 Contrôleur PID

L'objectif est d'atteindre la stabilité en contrôlant la vitesse de rotation d'un modèle à partir de mesures effectuées par un gyroscope. Le choix du gyroscope a été orienté par l'historique du club, on a donc choisi de partir sur un MPU9250. C'est une centrale inertielle intégrant 3 gyroscopes MEMS indépendants pour les mesures des accélérations angulaires de notre système. Le fonctionnement de ce genre de système est expliqué à de multiples reprises sur internet, ici par exemple : [An Introduction to MEMS Vibratory Gyroscopes](#) .

Le système complet est en boucle fermée, où le moteur pas à pas influence la vitesse de rotation (Process Variable), mesurée ensuite par le gyroscope (sensor). Le cadre mathématique pour analyser et concevoir de tels systèmes est fourni par la théorie du contrôle.

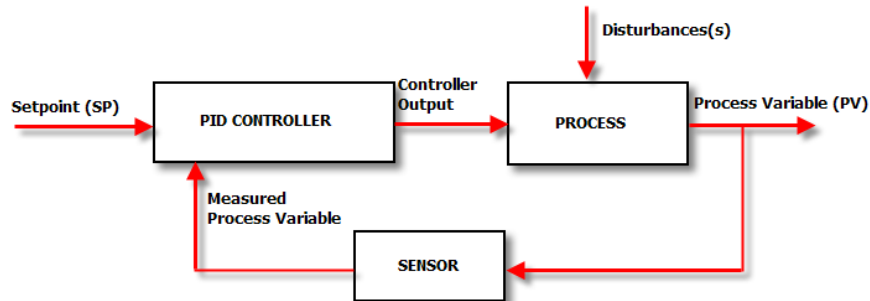


FIGURE 5 – Diagramme bloc d'un PID pour un asservissement quelconque

La boucle de rétroaction est généralement représentée par un diagramme fonctionnel illustrant comment les mesures du gyroscope influencent le contrôle du moteur. Dans ce contexte, la détermination d'une fonction de transfert pour le contrôleur est essentielle pour garantir la stabilité. On utilise couramment un contrôleur PID (proportionnel-intégral-dérivé), dont les coefficients P (proportionnel), I (intégral) et D (dérivé) sont ajustés empiriquement pour optimiser les performances du système.

Pour le contrôle de la vitesse, un contrôleur PD (un PID avec un coefficient I nul) est mis en œuvre. Ce contrôleur est invoqué toutes les x millisecondes sur la base des mesures du gyroscope, et sa sortie est ajoutée à la vitesse actuelle du moteur. La fréquence d'appel au contrôleur est à déterminer lors de la mise en œuvre de la chaîne complète. Le processus d'ajustement consiste à modifier les termes P et D de manière itérative afin d'atteindre stabilité et réactivité. Une fusée est un environnement qui subit de nombreuses vibrations, il se peut que celles-ci viennent perturber la qualité de la mesure. Pour pallier à ce problème, un filtre à moyenne glissante peut-être appliqué aux relevés de vitesse pour atténuer les vibrations affectant les données du gyroscope.

Il est à noter que des modifications du moment d'inertie du volant (par exemple, l'ajout ou le retrait de masse) ne nécessitent pas une reconfiguration complète de l'algorithme. Les coefficients PID peuvent être adaptés en les multipliant par le rapport de changement du moment d'inertie, à condition qu'il n'y ait pas d'autres effets parasites.

Une fois le système stabilisé, le contrôle d'attitude devient la prochaine priorité. Plutôt que de concevoir un contrôleur distinct pour l'attitude avec son propre ensemble de paramètres, une solution plus efficace est proposée : le contrôleur de vitesse existant est utilisé pour gérer la vitesse angulaire, et un second contrôleur PID est introduit pour déterminer la vitesse idéale permettant de réduire l'erreur de position. Toute la logique de contrôle est illustrée dans un diagramme fonctionnel, mettant en évidence les interactions entre les deux contrôleurs. Lors de la mise en œuvre d'un second contrôleur PID, il faut accorder une attention particulière sur l'interaction des deux contrôleurs et vérifier que ceux-ci ne se perturbent pas.

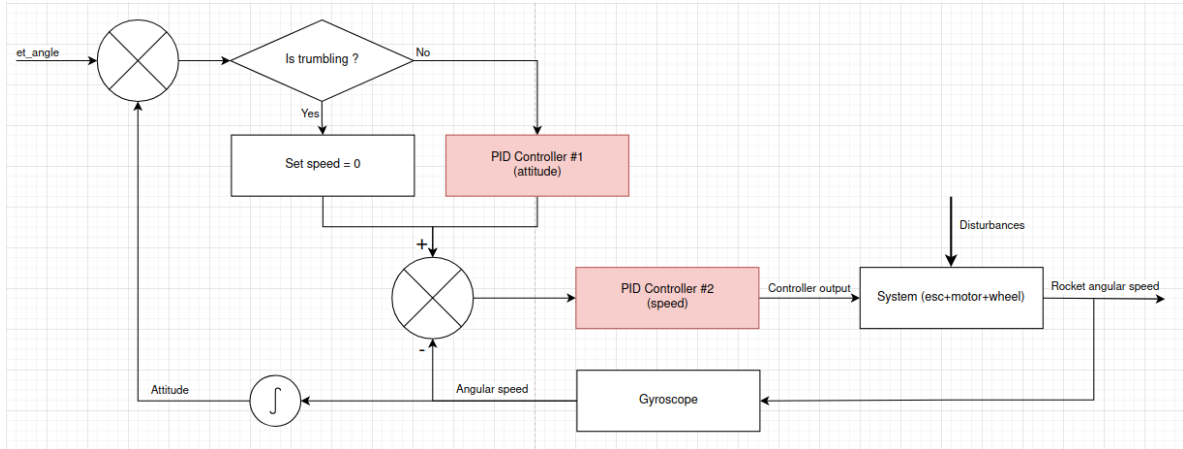


FIGURE 6 – Diagramme bloc du contrôleur complet

Pour identifier si le système est en rotation incontrôlée ou non, une machine à états finis (FSM) simple à deux états est implémentée dans le code. Les critères de transition entre états se basent sur la vitesse angulaire actuelle, avec une certaine hystérésis, garantissant une réponse fluide.

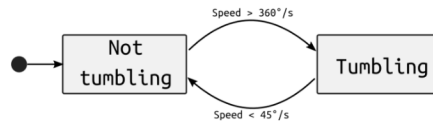


FIGURE 7 – Machine à état du système

Cette approche complète illustre l'intégration des principes de la théorie du contrôle dans le développement d'un système stable et réactif pour la désaturation et le contrôle d'attitude.

2.2 Trajectographie

Pour chaque fusée expérimentale, il est nécessaire de réaliser les calculs de trajectoire grâce aux lois du mouvement de Newton et des bases d'aérodynamiques. Planètes Science met à disposition des étudiants un excel : le stabtraj. Il permet l'automatisation des calculs de trajectoire une fois un certain nombre de paramètres définis, notamment la masse et les dimensions générales de la fusée (valeurs que nous avons estimé dans un premier temps, puis affiné au fur et à mesure de l'évolution du design interne). Les captures suivantes sont les dernières calculées lors du C'Space, dans la même configuration que la fusée lors de son lancement.

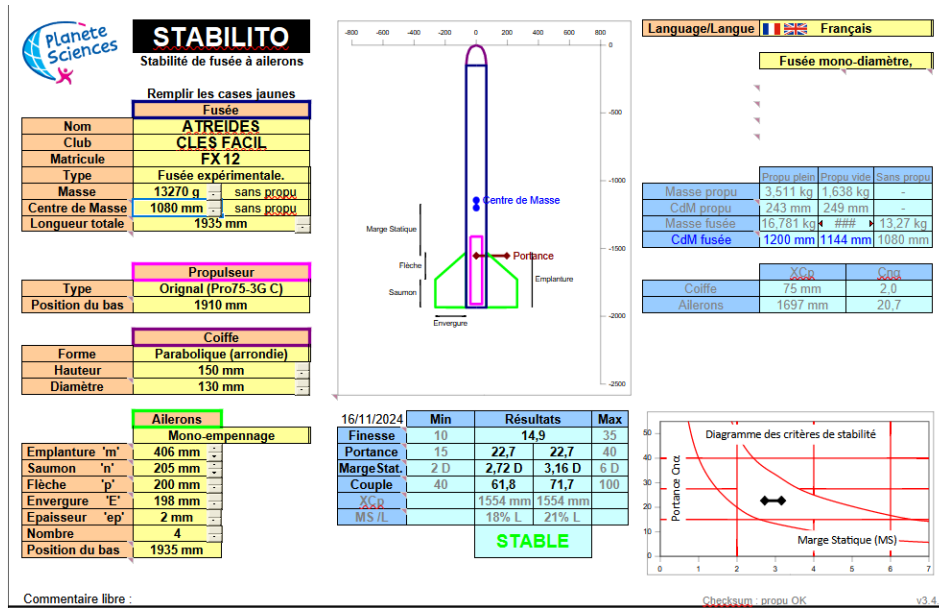


FIGURE 8 – Stabilité

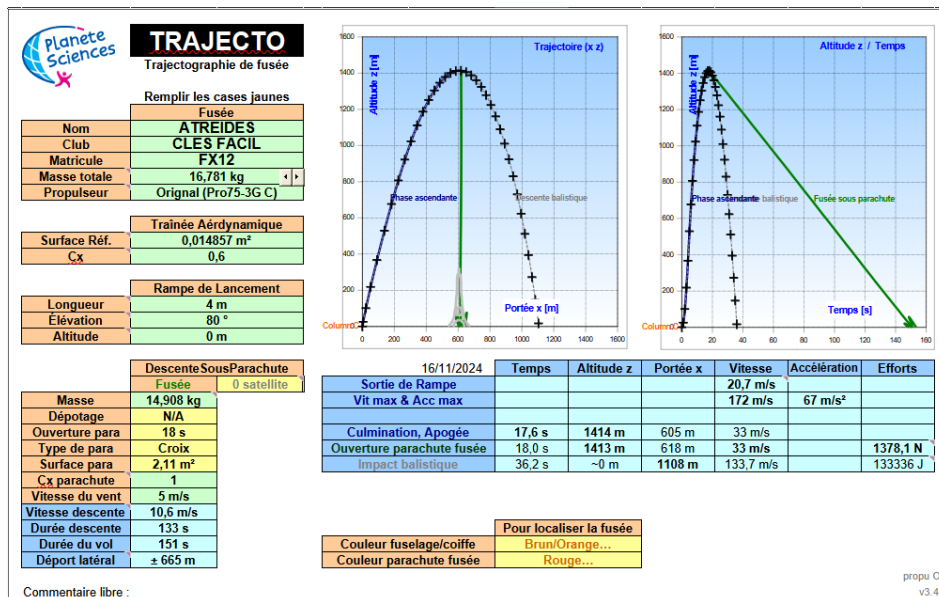


FIGURE 9 – Trajectoire

2.3 Quelques bases de télémétrie

Il était initialement prévu d'implémenter un système de télémétrie développé par les étudiants. Nous avons donc suivi les indications du cahier des charges pour ce genre de projet et avons étudié les différents composants à intégrer pour réaliser une télécommunication à 868 Mhz entre notre fusée et une station de réception au sol. Cette chaîne a été dimensionnée selon les critères du cahier des charges fusex (paragraphe 3.2.2.3. [Autres systèmes de télémétrie](#)). Avant d'acheter les composants, il est nécessaire de calculer le bilan de liaison de la chaîne de mesure. Pour cela, il faut représenter les différents éléments qui la compose et qui auront une influence sur la qualité du signal transmis. La figure suivante illustre la chaîne de télémétrie pour une fusée expérimentale.

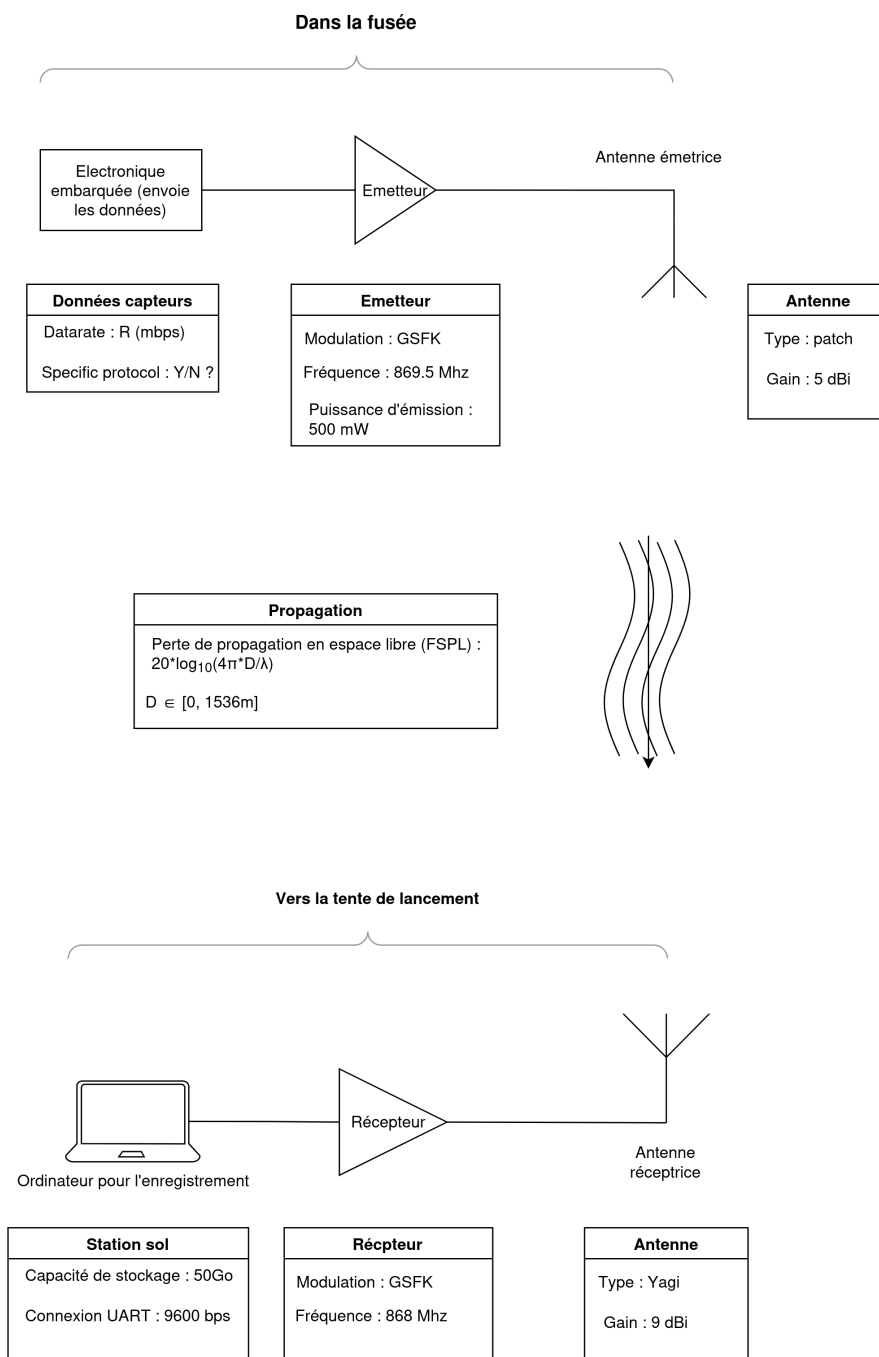


FIGURE 10 – Elements et caractéristiques à prendre en compte pour une chaîne de télémétrie

Le calcul du bilan de liaison se fait ensuite grâce à la formule suivante :

$$(log)E_b/N_o = P_{tx} - 10log_{10}(kBT) - 10log_{10}(R) + G_{tx} + G_{rx} - L_{fs} \text{ bilan de liaison (5)}$$

avec

- E_b/N_o rapport signal à bruit pour un bit (dB)
- P_{tx} puissance de l'émetteur (dBW)
- $k = 1.3 * 10^{-23}$ constante de Boltzman (J.K⁻¹)
- $T = 291$ température du système (K)
- B bande passante (Hz)
- R datarate (bps)
- G_{tx} et G_{rx} gain des antennes en émission et réception (dBi)
- $L_{fs} = 20log_{10}(\frac{4\pi * D}{\lambda})$

3 Design et dimensionnement du projet

Pour chacun des systèmes, nous sommes partis du retour d'expérience historique de l'association ainsi que des spécifications du cahier des charges pour dimensionner et designer les différents composants.

3.1 Le chaîne de contrôle en roulis

Le dimensionnement s'appuie directement sur le modèle physique. A l'aide de mesures effectuées sur des vols antérieurs, nous pouvons définir les grandeurs et paramètres que devront satisfaire les éléments du système pour atteindre les objectifs. Comme vu précédemment, nous avons pu établir par une approche quantitative les grandeurs limitantes de notre système. Nous allons donc à partir d'informations des vols précédents et du cahier des charges déduire les limites de notre système.

Il est à noter que ce dimensionnement a été réalisé en surdimensionnant la masse et le temps de vol afin de s'assurer d'avoir un volant avec suffisamment d'inertie pour obtenir une rotation facilement mesurable. Bien que non viable lors de réelles missions spatiales, il vaut mieux surdimensionner les systèmes pour ce genre de projets afin de palier aux erreurs à rattraper liées au manque d'expérience. Nous avons également appliqué une philosophie similaire pour l'électronique. Cela ne nous a malheureusement pas permis d'éviter tous les problèmes d'intégration.

3.1.1 Caractéristiques du moteur, du volant et des batteries

NOTA BENE : Les lignes qui suivent ont été rédigé en 2022 par les premiers membres ayant travaillé sur l'expérience. Bien que celles-ci soient insuffisantes pour le dimensionnement de notre expérience, elles constituent la base sur laquelle nous avons travaillé, et nous avons souhaité les conserver afin de garder l'historique de la démarche réalisée, erreurs comprises.

1. Nous retiendrons des vols précédents que la fusée dans un cas extrême exploitable que la fusée admet une vitesse de rotation maximale de $N_f = 60$ tours/min. Le temps de vol de la fusée entre la fin de combustion du moteur et l'atteinte de l'apogée est d'une durée d'environ $T_{vol} = 45s$, avec un couple extérieur $C_a = 1$ N.m. On considèrera aussi que la fusée admet une masse maximale de $m_f = 20Kg$ avec moteur. Et un rayon de masse de $R = 8cm$. Enfin, nous allons définir une marge de sécurité de 10% afin d'obtenir un minimum de flexibilité en cas d'atteinte des limites fixées. Nous avons appris par un bénévole du C'Space qu'il est également possible de calculer les trs/min d'une fusée via le logiciel [Openrocket](#) en supposant un angle faible (type 0.1° à 0.5°) sur les ailerons.
2. Nous allons définir le couple maximum que devra exercer le moteur afin de corriger l'orientation de la fusée. La fusée doit atteindre une vitesse de rotation nul en 45s depuis une vitesse maximale, ajouté à cela le couple extérieur qui s'applique. On en déduit le couple à exercer :

$$C_v = m_f * \pi * R^2 * \frac{\Omega_f}{T_{vol}} + C_a \quad (6)$$

On trouve numériquement $C_v = 1.28$ N.m, qui correspond au couple que doit développer le volant pour satisfaire le cahier des charges. D'après l'équation 2, on peut estimer la vitesse maximale du moteur en fin de fonctionnement pour un volant de 300g et un rayon 6cm :

$$\Omega_{vmax} = T_{vol} * \frac{C_v}{m_v * \pi * r^2} \quad (7)$$

Après calcul numérique on obtient $\Omega_{vmax} \approx 17000 \text{ rads/s}$ La vitesse maximale nécessaire est trop élevée pour un moteur, même de bonne qualité. On devra donc augmenter la masse du volant. Il faut à présent vérifier les grandeurs électrique qu'un tel couple implique.

3. Le couple (3) nous permet de déduire le courant maximum que le moteur sera amené à tirer dans le cas étudié. Il est important de noter que beaucoup de paramètres sont considérés comme idéaux, c'est pourquoi nous allons surdimensionner par un facteur deux pour s'assurer de remplir les exigences.

$$C_v = 3 * I * E * \cos(\psi)$$

En supposant la machine à vitesse de synchronisme et avec un déphasage tension/courant de $\psi = 0$, on en déduit le tableau ci-dessous (fig.8) :

Nombre de cellule batterie (LiPo)	Tension d'alimentation (V)	Courant (mA)	Nmax (tr/min)
1S	3.7	144	3700
2S	7.4	72	7400
3S	11.1	48	11 100
4S	14.8	36	14 800

FIGURE 11 – Valeurs pour un moteur d'aéromodélisme commercial

Ces valeurs nous permettent de dimensionner le volant pour ce moteur-ci : il devra peser environ 3 Kg pour respecter le cahier des charges (avec une batterie 3S), masse non négligeable compte tenu de la masse totale du lanceur (environ 15 Kg). Nous chercherons donc à privilégier un moteur de haute vitesse, plutôt qu'un couple élevé.

4. Pour le dimensionnement de la batterie, on privilégie une batterie fournissant une tension importante. Considérant les courants développés, on peut estimer dans notre exemple d'étude que la batterie devra être capable de fournir 48mA + 100mA (moteur + système) pendant une durée de 5min (temps de fonctionnement global minimum). Ce qui amène à une capacité de 12.5 mA.h, ce qui est très faible ! Dans ce cas, une batterie LiPo suffira à assurer le fonctionnement du système.

NOTA BENE : À la suite des difficultés rencontrées due à la confusion des relations entre vitesse et couple pour diriger le volant, nous avons décidé de revenir sur les paramètres à considérer et les choix qui s'offraient à nous pour mettre le volant en rotation. Le paragraphe qui suit a été rédigé A POSTERIORI du vol.

Une fois les principes fondamentaux des machines à courant continu et la modélisation physique de notre expérience comprise, il est important de s'arrêter sur les différents types de moteurs existants sur le marché et de leurs caractéristiques. Celle-ci sont résumées dans le tableau suivant.

Type de moteur	Avantages/Inconvénients	Applications courantes	Rapport couple/vitesse	Remarques
DC à balais	+ contrôle simple + couple élevé à bas régime - usure des balais	Trains, grues, jouets	Linéaire	Linéaire dans la plage nominale
Brushless DC (BLDC)	+ efficace + peu d'entretien - nécessite un contrôleur électronique	Drones, véhicules électriques	Linéaire	Similaire au moteur CC
Pas à pas	+ Positionnement précis - couple faible à haute vitesse	Imprimante 3D, CNC, robots	Exponentielle décroissante	
Synchrone	+ très efficace + haute densité de puissance - onéreux	Éolienne, véhicules haut de gamme	Couple dépend de l'angle de charge ($\sin(\delta)$)	
Universel	+ puissant + fonctionnement en AC ou DC - usure rapide des balais	Aspirateur, perceuses, électroménager	Relation complexe et fortement non linéaire	

FIGURE 12 – Tour d'horizon des différents types de moteurs électriques

Il est important de noter que la liste ci-dessous n'est pas exhaustive. Mais elle constitue un bon point de départ pour le choix du moteur. Si l'expérience devait être réitérée, il faudrait regarder les différentes caractéristiques de ces moteurs, notamment la relation entre couple/vitesse et consommation. Il faudrait alors vérifier que les caractéristiques du système convienne à notre problématique, qui est de compenser la rotation angulaire pouvant aller jusqu'à $N_f = 60$ tours/min d'un cylindre d'environ 15 Kg (la fusée). La recherche des moteurs disponibles sur le marché, répondant aux critères suivants :

- abordables pour les budgets d'une association
- possédant des plages de fonctionnement en adéquation avec les couples trouvés par les calculs (il faut faire la remontée des équations en repartant de l'équation (8))
- dont l'interfaçage avec l'électronique embarqué soit maîtrisée de bout en bout par les étudiants (ie protocoles de communication type UART, SPI, etc...)

devrait permettre d'isoler un ou deux candidats. On laissera les projets futurs déterminer les derniers critères sélectifs.

3.1.2 Démarche expérimentale

A l'aide d'un banc d'expérimentation, nous pouvons concevoir les règles de commandes et le système d'asservissement. L'expérimentation se compose d'une maquette qui simule le comportement du système global étudié, et d'un ensemble de capteur permettant le retour d'information complet des phénomènes physique en jeu. Nous sommes entrés en contact avec un ingénieur/chercheur en système embarqué du laboratoire Ampère situé sur le campus de l'INSA de Lyon. Ayant une riche expérience en asservissement d'appareils semblables au nôtre, il a généreusement accepté de nous expliquer ses méthodes et outils de développement, ainsi que de nous prêter du matériel pour débiter nos expérimentations dès la semaine du 07/02/2022. L'expérimentation consistera en un appareil de control de moteur polyvalent de MicroShip permettant d'implémenter des lois de commandes et d'asservissement via les logiciels Matlab et Simulink. Cette méthode de développement permet de développer rapidement des solutions de commandes tout en s'affranchissant des contraintes au niveau Hardware. Un premier prototype (fig.9) suivant cette architecture a été développé et tester. La personne porteuse de cette démarche a malheureusement dû partir en Erasmus à la rentrée 2022 et l'expérience a été reprise par d'autres membres. Ce changement de dynamique dans le projet a fait que nous avons perdu le contact avec le laboratoire d'Ampère et une partie des efforts réalisés sur la première année du projet. Il était en effet initialement prévu de valider un prototype fonctionnel avant de créer un PCB maison composé des éléments et fonctionnalités nécessaire à la mise en oeuvre de l'expérience.

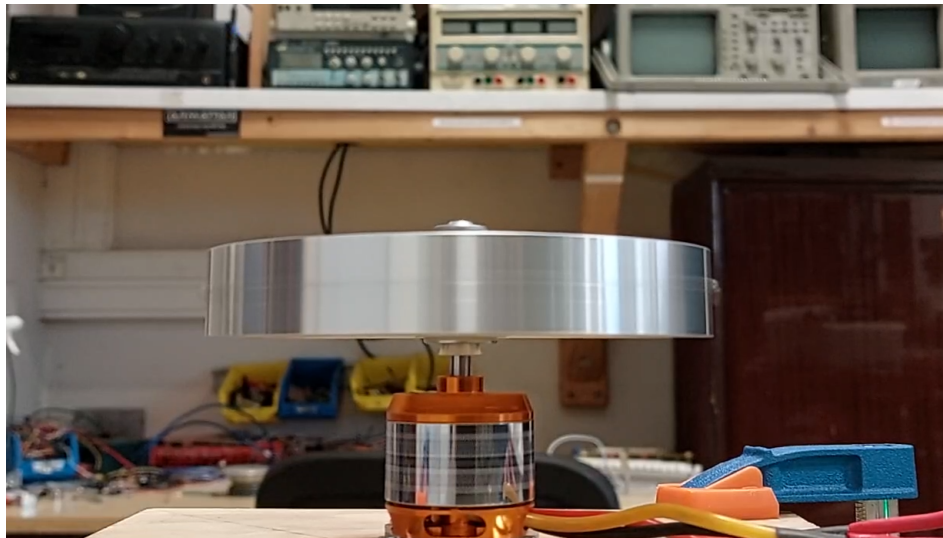


FIGURE 13 – Premier prototype de volant d'inertie

Cette approche a malheureusement dû être abandonnée. Par manque d'expérience, nous avons préféré avoir recours à des cartes disponibles sur le marché pour notre cas d'usage, les VESC. Nous reparlons de ces composants dans la suite de ce rapport.

Face aux puissances manipulées, il nous a été demandé de vérifier la solidité et l'intégrité de l'expérience avant d'intégrer celle-ci dans le corps de la fusée. nous souhaitions également réaliser expérimentalement le réglage du PID. Il s'est ainsi avéré nécessaire de réaliser un banc d'essai pour notre expérience. Le choix de réaliser un banc d'essai à côté de la fusée vient du fait que le design d'Atréides manquait de maturité et permettait aux équipes de travailler en parallèle. Les difficultés de communication interéquipe ont également joué en la faveur de cette solution. La réalisation de celui-ci nous a occupé une bonne partie de l'année 2022-2023. Bien que chronophage, cette étape nous a permis de déverminer bon nombre de difficultés que nous allons croiser par la suite.

Reprenant la suite du travail de Victor, nous avons donc réalisé un banc maison et piloté le moteur à distance à l'aide d'un module ESP32 accolé au VESC des premiers prototypes.

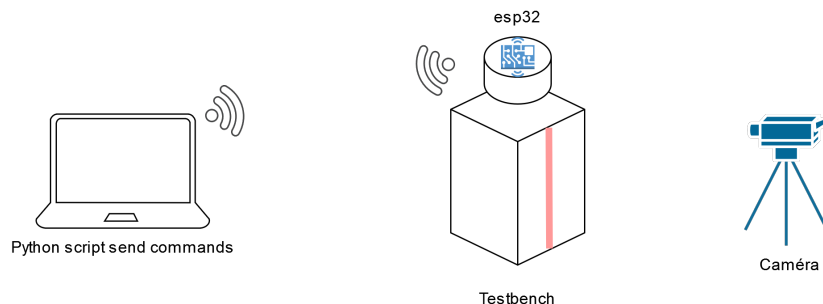


FIGURE 14 – Montage test du volant

Le banc a été réalisé à la main : il se compose d'un cube en bois creux à l'intérieur duquel il est possible de visser une portion de la fusée avec l'expérience intégrée dedans ainsi que l'électronique nécessaire à son fonctionnement. Nous avons essayé de nous rapprocher au mieux de la dynamique réelle de la fusée, en centrant les masses sur le même axe que la roue à inertie. On pouvait choisir le poids en fonction du besoin. Au niveau de l'électronique, on retrouve un ESP32 relié en UART au vesc qui permet le contrôle du moteur. L'ESP32 est un MCU compatible Arduino (et donc facilement prenable en main) qui a la particularité de posséder un module wifi pouvant servir de point d'accès, permettant l'envoi de commande en wifi à l'aide de script python depuis un ordinateur connecté à la wifi du module. L'ESP32 possède une sortie UART, sur laquelle nous souhaitions communiquer à terme grâce aux Black Pill embarquées. Cependant, une fois l'expérience embarquée, nous n'avions plus besoin de bluetooth pour piloter l'expérience. L'utilisation temporaire d'ESP32 nous permettait de commander à distance notre expérience. Cela permet de tester l'expérience sans s'encombrer de la problématique des câbles, et d'avoir un système (volant+fuselage) parfaitement isolé à l'intérieur du cube.



FIGURE 15 – Gauche - Design CAD / Milieu - Banc de test / Droite - le volant

Cette démarche nous a permis de valider les différentes briques software et électroniques de l'expérience. Il s'avère que le premier VESC était sous-dimensionné par rapport aux besoins en courant pour obtenir les accélérations voulues. Il nous a donc fallu acheter l'année d'après un VESC beaucoup plus puissant. Il s'avère également que ce système induisait une inertie supplémentaire du fait des frottements au niveau des roulements à billes et du poids de la structure du banc. Pour les tests et réglages finaux, nous avons préféré suspendre Atréides directement aux murs du local et de faire tourner l'expérience à l'intérieur.



FIGURE 16 – Banc de test assemblé

Pour ce qui est de l'électronique finale, il était question au début du projet de séparer celle-ci du reste de l'électronique de la fusée. Par manque de membres travaillant sur l'électronique, l'idée d'un PCB VESC développé par l'association et réalisant l'entièreté du contrôle en roulis a été abandonnée. Nous sommes arrivés au C'Space 2024 avec deux solutions d'intégration possibles (il nous restait encore à finir celle-ci) : réglage du PID grâce aux features du VESC sur lequel il était possible de connecter une centrale inertielle (MPU9250) OU une communication UART depuis une arduino pouvait commander le VESC.

Par ailleurs, on désire tester un système de manière expérimentale, il faut donc prévoir des solutions pour la récupération et l'analyse des données. On possède en effet un système qui va atteindre les 170m/s dont la récupération est incertaine (lors du C'Space 2023, la moitié des fusex ont fait un vol ballistique). Nous avons donc travaillé sur plusieurs chaînes d'enregistrement et d'analyse des données. Au niveau software, plusieurs solutions techniques ont été considérées, celles-ci pouvant être interchangeables très rapidement, du fait de la modularité finale de l'électronique : on trouvait ainsi une redondance des IMUs, plusieurs points de mesure envisageables en fonction des chaînes de commande et expériences envisagées. Nous avons en effet réfléchi à plusieurs scénarios en fonction de notre maturité sur la compréhension du système.

Par ordre décroissant de complexité :

- **Contrôle PID double** : on réussi à implémenter l'intégralité du système de la FIGURE 3, l'IMU de la carte-mère enregistre la rotation induite par les vents lors du vol, envoie une première consigne de correction qui est atteinte grâce au retour en temps réel sur la vitesse de moteur qui permet de corriger les défauts du système. Les deux PID étaient réglés expérimentalement en suspendant Atréides au mur.
- **Contrôle PID simple** : le VESC est contrôlé à l'aide d'une commande UART sans retour sur le comportement moteur. Ce scénario arrive lorsque les capteurs à effet Hall dysfonctionnent : ce qui est arrivé plusieurs fois au cours du développement du projet. Il n'est alors possible de configurer que le PID d'attitude du lanceur grâce aux retours de l'IMU.

- **Mise en oeuvre d'un échelon** : c'est le scénario de secours en cas de manque de temps pour le réglage/l'implémentation des PIDs, à cette époque-là, nous ne savions pas encore quels problèmes allaient être rencontrés au C'Space, il était donc important d'avoir un scénario moins chronophage mais suffisant pour le passage des contrôles. Il consiste à ségréger l'expérience et de la connecter uniquement à une Arduino, de détecter le décollage et d'envoyer une commande échelon pendant un temps certain sur la phase de post-combustion. L'IMU sur la carte-mère était ensuite capable d'enregistrer l'accélération angulaire du lanceur sur tout le vol. En connaissant la chronologie de vol, il est ensuite possible d'analyser les données capteurs récupérés à condition que celles-ci possèdent une référence de temps. Si on observe une variation importante de la vitesse angulaire sur la phase correspondant à l'envoi de l'échelon, on pourra analyser l'effet de la commande programmée, et avoir un retour sur l'expérience.

NOTA BENE : *Pour la solution à 2 PIDs, il aurait été nécessaire de creuser la notion de temps réel au moment de la mise en oeuvre de celui-ci. En effet, la définition d'un système "temps réel" peut varier selon le système considéré (temps réel en simulation, en informatique, pour des systèmes embarqués...)*

Pour ce qui est de l'enregistrement et la récupération des données, nous avons également travaillé sur deux solutions : l'enregistrement à bord sur une carte SD ainsi que la transmission à l'aide d'une télémétrie. Bien que prévoir plusieurs scénarios semble aux premiers abords une bonne idée, il faut cependant garder en tête que plus il y a de solutions, plus il faudra de temps pour comprendre et mettre en oeuvre les différentes chaînes. Un point d'attention sur le rapport temps investi/validation des minimums requis du cahier des charges est à considérer dans ce genre de projet. La dernière semaine de C'Space a ainsi amené à des choix assez drastiques sur les systèmes qui décolleraient. Nous y reviendrons.

3.1.3 Prototypage mécanique

Compte tenu de la forme géométrique d'un volant, ie un cylindre, il est possible de calculer l'inertie de celui-ci en connaissant le rayon R (m) et la masse m (kg) totale du volume :

$$I = \frac{1}{2} * m * R^2$$

Le design englobe une roue en acier pesant environ 2 kilogrammes, délibérément évidée pour maximiser la masse à l'extérieur. Ce choix de conception vise à assurer le moment d'inertie le plus élevé dans la même plage de poids. Le moment d'inertie est un paramètre crucial lié à la résistance d'un objet aux changements de rotation. En concentrant la masse vers les bords extérieurs de la roue, cela améliore sa stabilité rotationnelle. L'intérieur de la roue a été rempli d'un matériau conçu sur mesure, tenant compte de l'idée susmentionnée tout en fournissant les fixations nécessaires et les supports pour les roulements et le moteur. Ce remplissage sert un double objectif, contribuant à l'intégrité structurelle globale de la roue tout en maintenant la distribution de masse souhaitée. En plus de la structure de la roue, le design intègre un moteur à courant continu sans balai (BLDC) alimenté par deux batteries de 15V. Ce moteur a une vitesse de rotation maximale de 30 000 tours par minute (tr/min). La sélection de ce moteur particulier résulte d'essais méticuleux, garantissant qu'il répond précisément aux besoins de rotation d'un objet massif. Les spécifications exceptionnelles de puissance et de tr/min du moteur BLDC le rendent bien adapté à l'objectif prévu, fournissant le couple nécessaire pour faire tourner efficacement l'objet massif. En résumé, le design intègre des considérations réfléchies pour la distribution de masse, le moment d'inertie et le support structurel, associées à un moteur BLDC puissant, pour atteindre des performances optimales dans la rotation d'un objet massif.

3.2 La mécanique

Le corps d'Atréides se décompose en trois parties démontables :

- La coiffe, dans laquelle est stockée le parachute,
- le compartiment central dans lequel sont stockés l'électronique, les batteries, et l'expérience
- le compartiment propulseur.

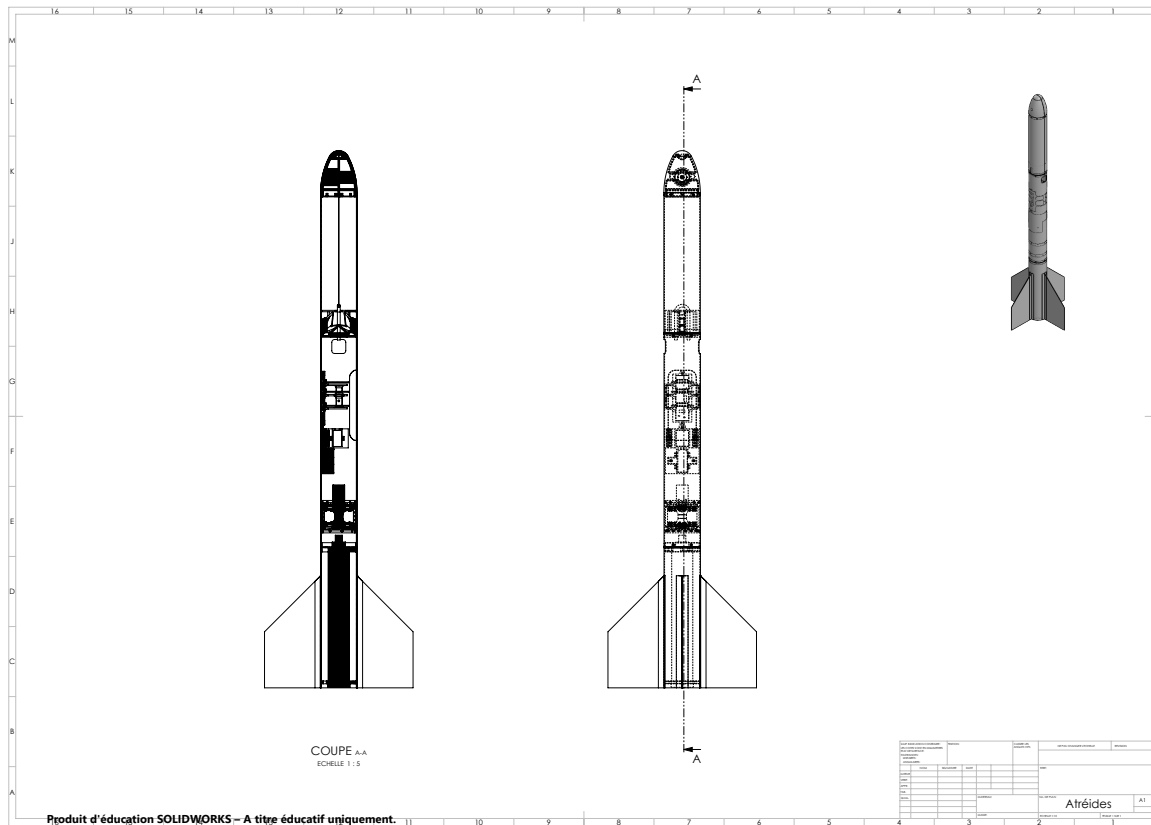


FIGURE 17 – Schéma global d'Atréides

3.2.1 L'ouverture en coiffe du parachute

L'idée de stocker le parachute dans une coiffe est venue au cours de l'année 2021-2022. Une première conception avait été réalisée, et quelques pièces avaient été imprimées (marquées Mk I), mais, à cause de difficultés au sein du club, la concrétisation de ce projet n'arrivera que l'année suivante. Le premier prototype utilisait un solénoïde avec une goupille en fer pour ouvrir la coiffe. Le solénoïde était placé à la verticale dans le nez de la coiffe. La goupille était placée en dessous et venait bloquer les deux demi-coiffes ensemble. La gravité et l'accélération devaient venir bloquer la goupille en position basse et l'empêcher de remonter spontanément, plus tard, on s'est rendu compte que pendant la phase balistique du vol, la fusée pouvait subir -2 g d'accélération, ce qui aurait eu pour effet de faire remonter la goupille et libérer le système prématurément, un ressort devait donc être ajouté dans le solénoïde pour compenser la décélération. Arrivé à l'apogée, on envoyait un courant dans le solénoïde. La goupille rentrait dans le solénoïde et libérait le système. Des ressorts venaient ensuite écarter les 2 demi-coiffes. Le prototype Mk II a été assemblé en février. Plusieurs problèmes sont rapidement apparus. Premièrement, la puissance du solénoïde était insuffisante, elle ne permettait pas de lever la goupille si celle-ci était trop basse. Il a alors été décidé de réhausser la tension de fonctionnement de 12 à 20 V. De plus, l'équipe avait des craintes quant au ressort qui devait être installé dans le solénoïde (mais qui n'était pas encore installé) et qui aura très certainement empêcher le système de fonctionner. Enfin, le troisième problème était l'arc-boutement de la goupille lorsque le système était verrouillé, cela était causé par les ressorts chargés d'ouvrir la coiffe. Il était donc impossible de libérer le système. Cette accumulation de problème nous a poussé à abandonner le système de solénoïde. Pour le second prototype (Mk IV), on a alors imaginé un système plus simple : une ventouse à aimant permanent. Le principe est le suivant : la ventouse est collée à une plaque en acier par la force de l'aimant, puis lorsque l'on envoie du courant dans la ventouse, le champ magnétique s'annule et vient libérer la plaque d'acier. Ce système a été utilisé de nombreuses fois dans l'histoire du club, et a su démontrer sa fiabilité. Nous avons repris un solénoïde identique à celui de la fusée FSX-32 (2016). La ventouse est alors placée dans le nez de la coiffe, dans une des demi-coiffes. Une plaque en acier est placée dans l'autre demi-coiffe. Un unique

ressort est placé au-dessus pour permettre l'ouverture de la coiffe. Ce nouveau prototype a été présenté à la RCE3, où un certain nombre de problèmes ont été soulevés (notamment une flèche importante, et un ressort trop faible). Ce prototype sera amélioré, et donnera la version Mk V, qui sera embarqué sur la fusée pendant le C'Space 2023. Le petit ressort a été supprimé, et remplacé par 2 ressorts plus imposant placés à droite et à gauche de la ventouse. Un détrompeur a été ajouté au sommet de la coiffe pour empêcher le cisaillement des 2 demi-coiffes et limiter en partie la flèche. Un cache a été rajouté au-dessus des charnières, des joints ont été collés pour étanchéifier la coiffe, et des cordes ont été rajoutées pour prévenir de casse des charnières à l'ouverture. Cette 5ème version a passé les tests au C'Space 2023 et 2024 avec succès (flèche, test d'ouverture, test de compression à plus de 100 kg).

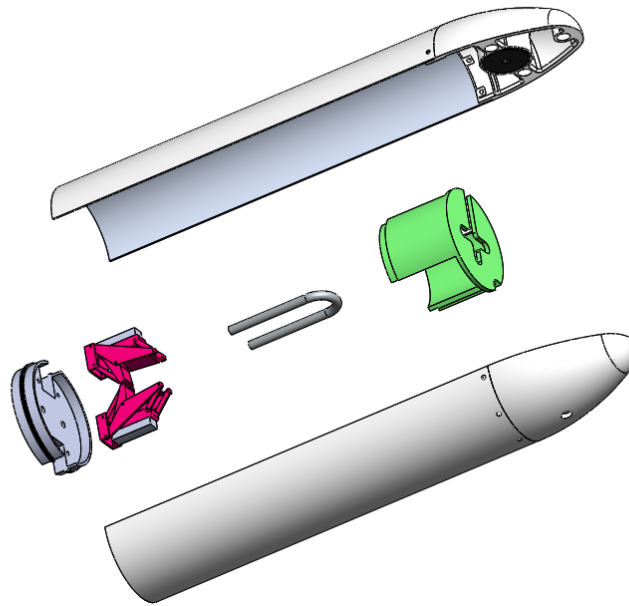


FIGURE 18 – CAD de la coiffe

Le système retenu est donc une ventouse à aimant permanent. Elle attire un objet en acier lorsqu'elle est au repos, et relâche l'objet lorsqu'on lui envoie un courant. Elle est placée dans le nez d'une des demi-coiffes et fait face à l'autre demi-coiffe dans laquelle est placée la plaque. La ventouse est en liaison encastrement avec le nez. La plaque quant à elle n'est pas en liaison encastrement avec le nez, un système de rotulage a été imaginé pour laisser 3 degrés de liberté (3 rotations) et permettre à la plaque d'épouser parfaitement le solénoïde. En effet, un décalage de 0,5 mm entraîne une baisse de 80% de l'effort de la ventouse sur la plaque. Ce rotulage a été réalisé avec une vis et des ressorts. Les ressorts permettent aussi la translation de la plaque, améliorent le contact avec la ventouse, et absorbent les vibrations. La ventouse est alimentée en 12 V par 2 fil qui court le long de la coiffe dans une gaine en plastique, et viennent rejoindre le timer situé dans le compartiment du dessous. Il est nécessaire de laisser du mou au câble pour qu'il ne s'arrache pas lors de l'ouverture. Deux ressorts ont été placés de part et d'autre de la ventouse pour permettre à la coiffe de s'ouvrir en grand. Un détrompeur a été ajouté au dessus pour empêcher les deux demi-coiffes de glisser latéralement.

Le nez de la coiffe, ou ogive, est réalisé en impression 3D en PLA ou PETG. (L'ABS a été écarté car il y avait trop de contrainte liées à la fabrication.) Les demi-tubes sont issues d'un tube d'aluminium de 130 mm de diamètre, coupé en 2 dans le sens de la longueur. Il y avait un écart important entre les deux demi-tube en position fermée. Cet écart a été comblé par une joint en caoutchouc. Les charnières du système sont des charnières Ikea "Utrusta" avec un angle d'ouverture de 153°. Elles ont subi des modifications : on a enlevé les ressorts car inutiles dans notre cas, et les amortisseurs car ces éléments freinaient l'ouverture de la coiffe (le cahier de charge demandant une ouverture franche). Elles ont aussi subi un peu d'usinage pour les adapter à la forme des bagues. Une corde vient relier chaque demi-coiffe à l'anneau du parachute pour éviter de perdre les éléments en cas de casse en vol. Des adaptateurs en aluminium permettent de fixer les demi-coiffes aux charnières. Les charnières sont fixées à la bague avec plusieurs vis autour afin d'assurer la rigidité de l'assemblage.

La bague qui supporte le système est fabriquée en aluminium. Sur cette bague sont fixées les charnières, l'anneau de fixation du parachute et un cache. Ce cache a pour fonction d'empêcher les cordes du parachute de se coincer dans les charnières. De plus, il doit rigidifier la structure en réduisant la flèche.

3.2.2 Le parachute

Le parachute a été développé par un professionnel, qui l'a conçu initialement pour résister à une force de 20 kg par suspente. Des tests ont été réalisés et ont démontré que les 20 kg pouvaient être supportés sans difficulté. Cependant, une fois arrivés au C'Space, on nous a informés que le règlement avait changé et qu'un coefficient de sécurité x2 devait être appliqué sur chaque suspente. La charge supportée passait ainsi à 40 kg par suspente. Lors des tests, le parachute s'est déchiré au niveau de l'attache des suspentes.

Le parachute a ensuite été confié à une couturière pour le renforcer, mais aucun test n'a été réalisé depuis, le vol ayant été annulé en raison d'autres problèmes.

Les tests réalisés au C'Space 2024 ont montré que le parachute n'était toujours pas assez solide. Les fixations des suspentes sur le parachute ont été renforcées avec du fil de pêche pour que les coutures ne se déchirent plus. Les nouveaux essais réalisés par la suite ont validé les modifications du parachute.

3.2.3 Le compartiment centrale

Version présenté au C'Space 2023

Le compartiment central est celui dans lequel sont stockés tous les systèmes embarqués de la fusée, à l'exception du parachute et du propulseur. Cela comprend l'électronique, les antennes de télécommunication, les batteries, les caméras et l'expérience (ici, un volant d'inertie).

Le corps est réalisé à partir d'un tube en aluminium de 130 mm de diamètre extérieur et 126 mm de diamètre intérieur. Il est relié en haut à la bague du parachute par 10 vis, et en bas à la bague de poussée par 8 vis.

Tout en haut, sous la bague du parachute, se trouve l'antenne, logée dans un petit caisson imprimé en 3D. Une fenêtre a été découpée dans l'aluminium pour permettre aux ondes de passer. On trouve

également une fenêtre équipée de deux prises jack (placées à 45° par rapport aux patins) et une série de trous permettant de laisser passer trois LED (voir section électronique).

En dessous, on trouve l'électronique de bord. Un support, imprimé en 3D, avait été conçu pour accueillir le rack électronique. Le rack était clipsé dans son logement. Des passages pour câbles ont été prévus sur les côtés. Le support est fixé au fuselage via deux trous, l'un en haut et l'autre en bas. Les écrous sont incrustés dans le support pour faciliter le montage.

Une trappe de visite est située à la hauteur de l'électronique, permettant d'assembler les cartes et les batteries. Cette trappe est fixée au fuselage à l'aide de quatre vis, vissées sur deux pièces en aluminium, elles-mêmes rivetées au fuselage. Des écrous sont collés au verso de ces pièces pour fixer les vis. L'étanchéité de la trappe est assurée par un joint en silicone. Une caméra GoPro est fixée sur la trappe grâce à un boîtier imprimé en 3D. Un trou est percé dans la trappe pour laisser sortir l'objectif de la GoPro. Le boîtier comporte des ouvertures pour actionner les boutons et visualiser l'écran. Il est maintenu en place par deux vis.

Sous le support de l'électronique se trouve un deuxième support imprimé en 3D, qui accueille le VESC du moteur de l'expérience ainsi que trois batteries. Le VESC est placé au centre. Les deux petites batteries (alimentant la carte mère et le timer) sont positionnées de part et d'autre du VESC, tandis qu'une troisième batterie, plus grande, qui alimente le VESC/moteur, est placée en dessous du VESC. Le VESC est fixé au support par des vis, tandis que les batteries sont encastrées dans leurs compartiments respectifs et maintenues par des scratchs. Une attention particulière doit être portée à leur orientation.

Enfin, en bas du compartiment se trouve l'expérience. La bague du moteur brushless est située en haut et la bague de maintien du volant en bas. Chaque bague est fixée au fuselage par huit vis. Pour plus de détails, consultez la section consacrée à l'expérience.

Un dernier élément, très important : les patins nécessaires pour monter la fusée sur les rampes de rails. Il y en avait deux sur ce compartiment (un en haut et un en bas) et un autre en bas du compartiment propulseur. Le patin du milieu sera enlevé durant le C'Space 2024. Ils sont placés à 90° par rapport à la trappe et réalisés en polyoxyméthylène ou POM (un plastique auto-lubrifiant).

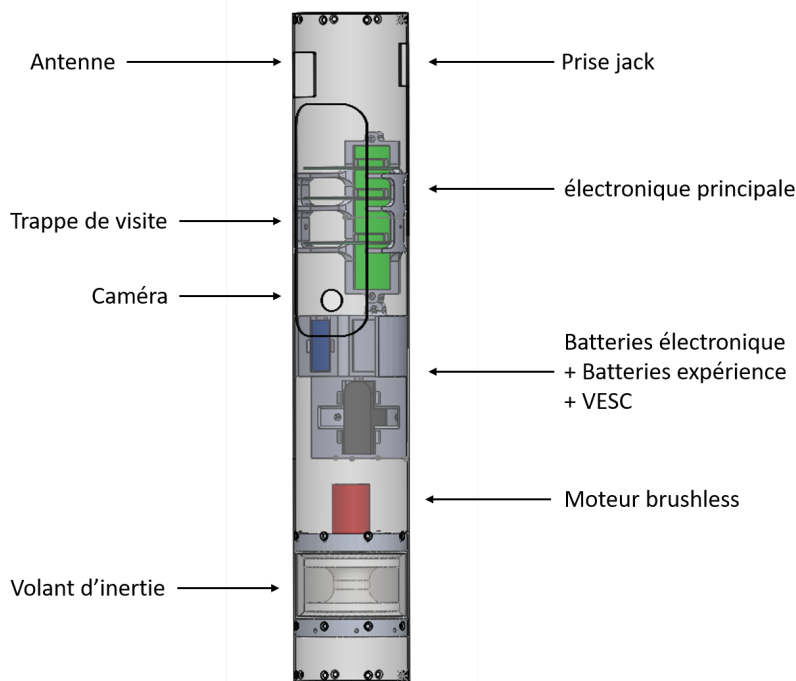


FIGURE 19 – CAO du Compartiment principal sur la version 2023

Version présenté au C'Space 2024

La version 2024 possède de nombreuses modifications de sa structure interne par rapport à 2023.

L'électronique ayant changé durant l'année 2023-2024, un nouveau support a été réalisé. Celle-ci, qui a été considérablement amélioré, prenait beaucoup moins de place. Sur ce nouveau support, nous trouvons donc, le nouveau rack élec, les 2 batteries servant à le faire fonctionner (batteries qui était auparavant placé sur un autre support), et 2 BMS. Ce nouveau support a été placé au même endroit que l'ancien.

Autre lourde modification qu'a subit la fusée : c'est l'expérience. Le nouveau VESC est beaucoup plus gros que l'ancien, et une batterie a été rajouté, portant à 2 le nombre de batteries de l'expérience. 2 nouveaux supports ont été crée, 1 pour le VESC, et 1 pour les batteries, les 2 supports se faisant face à l'intérieur du fuselage.

Le reste de la fusée (antennes, prises jack, volant d'inertie) n'a pas changé.

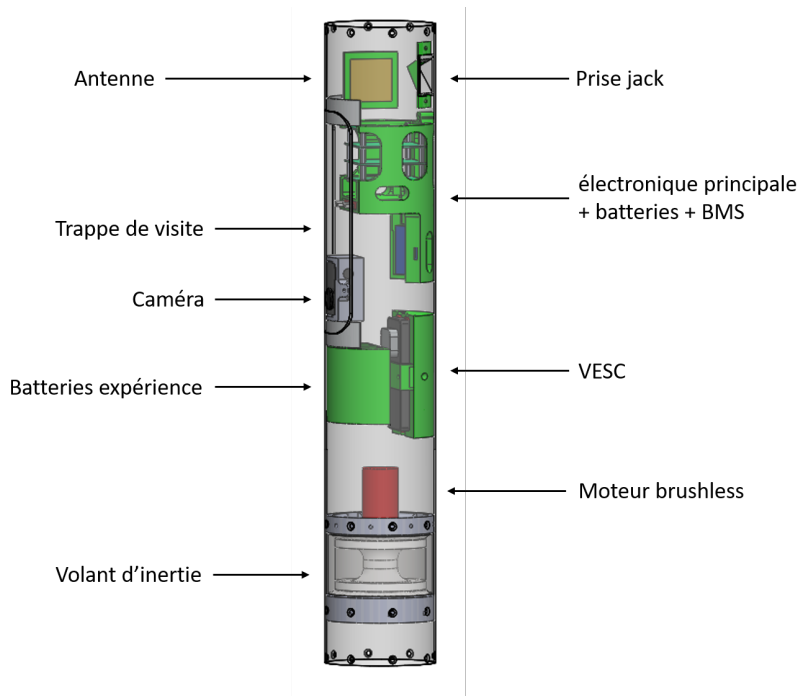


FIGURE 20 – CAO du Compartiment principal sur la version 2024

3.2.4 Le compartiment propulseur

Ce compartiment est destiné à recevoir le propulseur Pro75. Le fuselage est constitué d'un tube en aluminium de 130 mm de diamètre extérieur et 126 mm de diamètre intérieur, sur lequel viennent se fixer les ailerons et diverses bagues. Le propulseur est maintenu par trois bagues :

- La bague de poussée (en haut) : elle est en aluminium. Elle reçoit la poussée du propulseur et doit être robuste. Elle fait la liaison entre le compartiment propulseur (auquel elle est reliée par 8 vis) et le compartiment principal (reliée également par 8 vis). Sa forme est conçue pour permettre de centrer le propulseur.
- Une bague de centrage (au centre) : réalisée en impression 3D en PLA, elle aide le pyrotechnicien à guider le propulseur vers la bague de poussée.
- La bague de retenue (en bas) : elle est en aluminium et sert à maintenir le propulseur pour éviter qu'il ne tombe. Elle est fixée au compartiment par 4 vis.

Sur la bague de retenue, une bride de retenue est installée. Cette pièce en aluminium plié pivote pour permettre l'insertion du propulseur, puis le bloque en position. La fusée est équipée de quatre ailerons en aluminium de 2 mm d'épaisseur, dimensionnés pour stabiliser la fusée par rapport à son centre de masse. Ils sont fixés au fuselage grâce à des profilés en aluminium en forme de L, adaptés pour épouser la forme arrondie du fuselage. Chaque aileron est pris en sandwich entre deux profilés et boulonné. L'ensemble est ensuite vissé au fuselage.

Enfin, un troisième patin est fixé en bas du compartiment pour compléter les deux autres situés sur le compartiment principal.

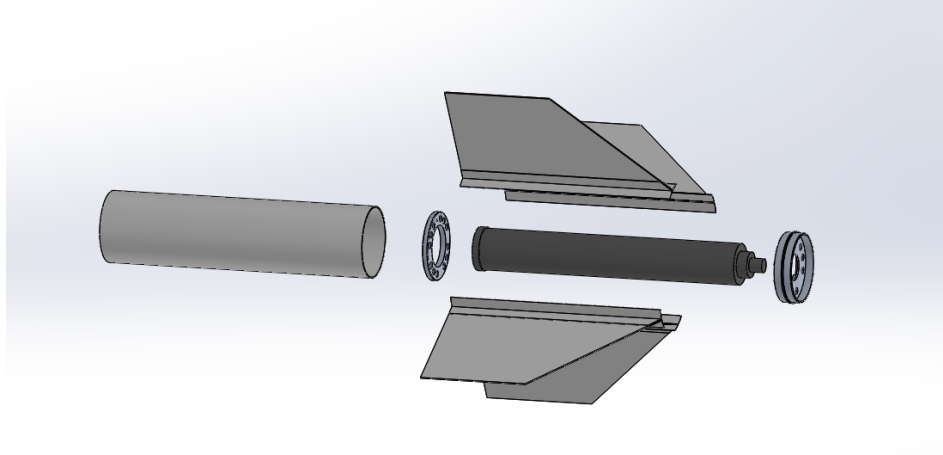


FIGURE 21 – CAD du propulseur

3.3 L'électronique embarquée

Pour l'électronique de la fusée, le groupe s'est lancé dans la réalisation de PCB dessinés à la main à l'aide du logiciel opensource Kicad. Il s'avère que même si ce savoir-faire était présent au CLES à la rentrée 2021, les disponibilités des personnes initialement motivées se sont vues drastiquement réduites, ce qui fait que le design de l'électronique n'a commencé que tardivement dans le projet, lorsque Bogdan et Julie commencent à s'investir réellement dans les différentes parties techniques du projet. A ce moment-là, nous n'avions que des plans d'ensemble haut niveau de l'électronique embarquée.

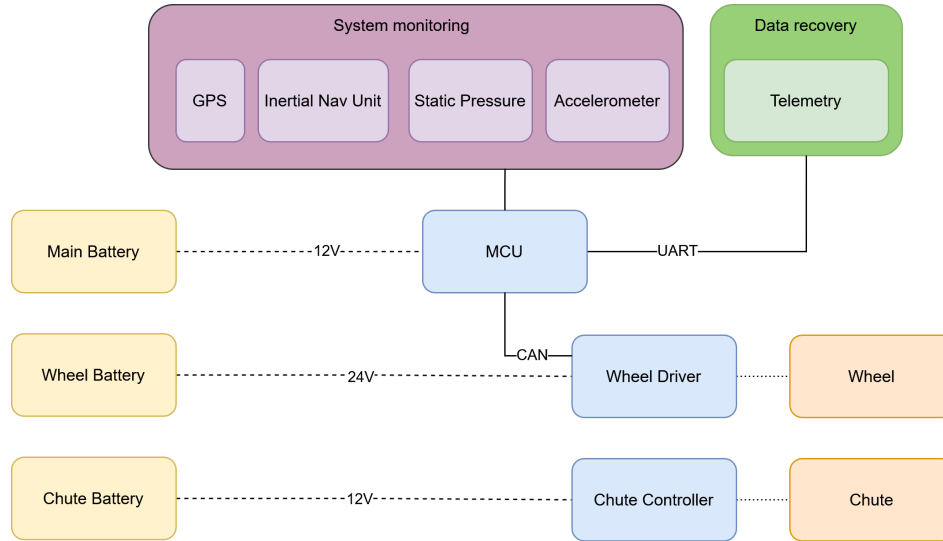


FIGURE 22 – Premiers schémas d'architecture électronique pour Atréides

L'électronique s'étant développée de manière itérative, à coups d'essais et de composants brûlés, de problèmes découverts et de PCBs retravaillés. La figure suivante montre le schéma de l'architecture présente dans la fusée lors de son lancement au C'Space 2024. La case électronique en elle-même a connu plusieurs versions. Le premier système imaginé reprenait les modèles des fusex précédentes. Celles-ci intégraient un PCB à l'horizontal composé de connecteurs Sub-D sur lesquels venaient se plugger les différentes cartes électroniques. Ce système a l'avantage de réduire grandement les nombres de fils externes pour assurer l'interconnexion des cartes. Il est une bonne solution lorsque la complexité des cartes augmente. Le problème est que ce genre de design est sources d'erreur lorsque chaque carte est réalisée indépendamment (ce qui est le cas lorsque celles-ci sont réalisées à l'aide de KiCad). Compte tenu des nombreux bricolages de dernières minutes pour rerouter les pins lors du C'Space 2023, cette approche a été abandonnée l'année d'après. Pour le C'Space 2024, le design de la case électronique s'inspirait de ce qui est réalisé en aérospatial. Les cartes font toutes la même dimensions et sont empilées les unes au-dessus des autres à l'aide d'entretoise. Cette architecture possède l'avantage d'être résistante à l'accélération subit lors du décollage. Elle est également facilement intégrable et démontable, l'emplacement des connecteurs ayant été pensés pour se situer en face de la trappe. Pour l'interconnexion des cartes, des connecteurs JST ont été utilisés. Des passages pour les câbles électroniques ont ainsi été ajoutées dans le support en 3D. Pour la gestion de puissance, le cahier des charges demande l'ajout de BMS si l'apport en puissance est réalisé à l'aide de batteries lithium-ion (LiPo). Pour les petites (3S 450mAh), nous avons acheté des kits BMS trouvé sur AliExpress. Pour l'alimentation du moteur, compte tenu des puissances mises en jeu, le BMS était directement intégré dans l'ESC. Celui-ci était relié à deux LiPo 4S 1300mAh. Pour le raccordement des différentes pièces hardwares, les câbles ont été directement raccordés entre eux par soudure, protégée par une gaine thermo-plastique. Lorsque cela était pertinent, des connecteurs Wago ont aussi été utilisés. Certaines connectiques ont nécessité la réalisation de connecteurs spécifiques (un Y pour les batteries du moteur, resoudé à 2 jours du lancement).

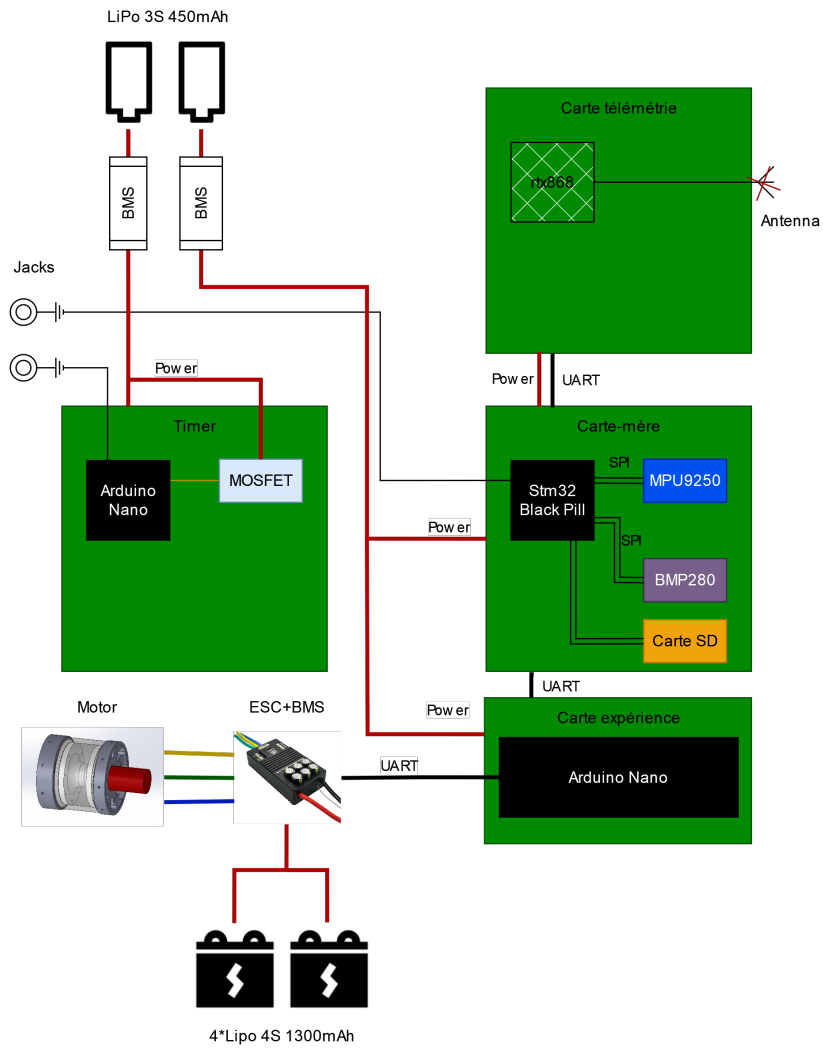


FIGURE 23 – Schéma de l'électronique embarquée lors du lancement

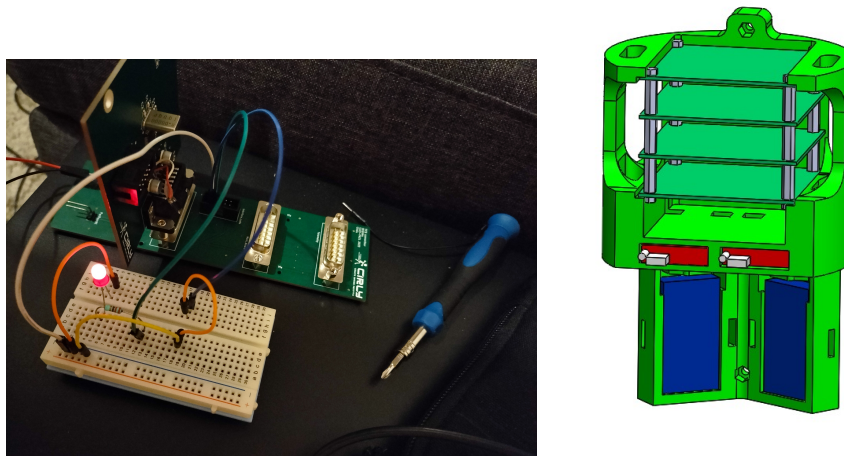


FIGURE 24 – Gauche - v1 de l'électronique avec un PCB Bus (2023) - Droite - CAD de l'intégration de l'électronique (C'Space 2024)

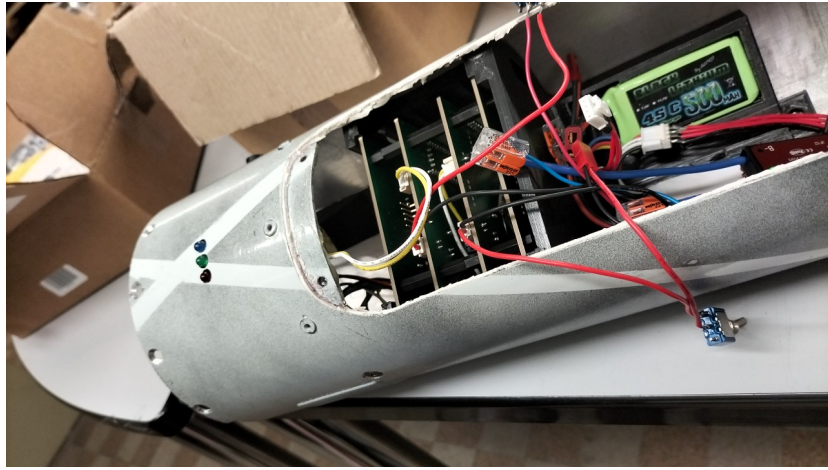


FIGURE 25 – L'électronique embarquée au C'Space 2024

3.3.1 Le séquenceur

L'histoire du séquenceur est révélatrice des problèmes de gestion de projet rencontrés au cours des trois années de développement de la fusée. Clément a été le porteur de cette partie, mais du fait de son cursus à l'INSA, il a dû par deux fois partir à l'étranger sur les périodes estivales, à l'approche du C'Space, ce qui fait que le reste de l'équipe a dû reprendre en main un design qu'ils ne maîtrisaient pas forcément. Plusieurs timers ont ainsi été développés sur Atréides. Au C'Space 2023, la version présentée était basée sur une atmega328 (core de la Arduino Nano). Nous avons en premier lieu décidé de réaliser nous même la carte autour. Pour cela, un circuit de gestion de puissance est ajouté en amont de l'entrée en courant Vcc de la puce. Un cristal d'horloge doit aussi être intégré, et quelques capacités sur les bus de communication pour assurer une transmission fluide du signal. Un connecteur de programmation permettait de flash les codes sur le MCU à l'aide d'un adaptateur FTDI. Enfin, un Sub-D permettait de relier la carte au PCB bus qui assurait la connection à une LiPo dédiée uniquement au fonctionnement du séquenceur. Un optocoupleur était également accolé à la carte pour libérer le courant dans le solénoïde. Cette version fonctionnelle a passé les qualifications lors des contrôles du C'Space.

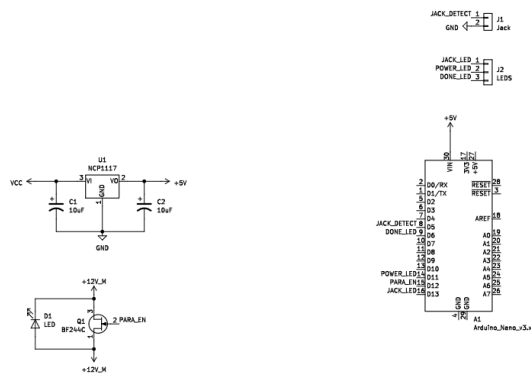
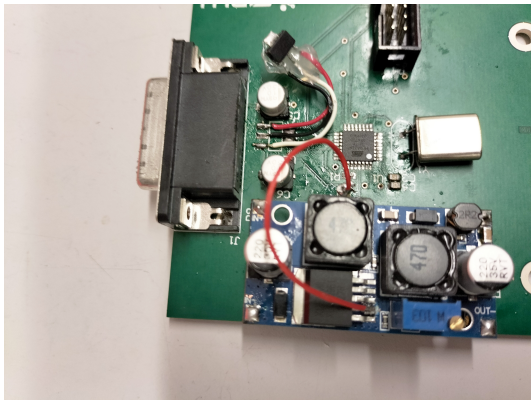


FIGURE 26 – Gauche - Le séquenceur au C'Space 2023 - Droite - Schéma C'Space 2024

L'année d'après, le même schéma s'est reproduit et par manque de temps, une Arduino Nano a été soudée directement sur un PCB routé de la même manière que celui de la carte mère (les design étaient pensés modulaires). Les composants et soudure nécessaire pour la relier aux différents éléments hardware dont elle dépendait (puissance et jack) ont ensuite été réalisées et un mosfet est venu remplacer l'optocoupleur. Le code était sensiblement le même d'une année sur l'autre (voir en Annexes). Le tout était alimenté par une LiPo 3S, soit 11.6V et jusqu'à 450mAh.

3.3.2 La carte-mère

Le choix du micro-contrôleur a été arrêté sur le stm32 Black Pill pour sa facilité d'utilisation et de prise en main pour des membres peu expérimentés dans le domaine. Il offrait par ailleurs un panel raisonnable d'I/O et de fonctionnalités pour l'utilisation que nous allions en faire. Nous avons besoin d'intégrer une centrale inertielle : nous avons utilisé les modèles présents au club et utilisés ceux des années passées. Nous décollerons donc avec un MPU9250/6500. Nous avons également des capteurs de pression et température à disposition, les BMP280-GY. Une carte SD est nécessaire pour le stockage des données. Le routage de la carte s'est fait de manière itérative au fur et à mesure des contraintes rencontrées : position de la trappe, interconnexions, placement de l'IMU et les règles de routage KiCad. Sur le PCB, on retrouve des montages pour la gestion de puissance, deux liaisons SPI, 2 UART pour communiquer avec l'expérience et l'émetteur de télémétrie ainsi que la liaison avec la carte SD.

On peut constater le processus itératif du design de la carte-mère sur les deux photos ci-dessous. La principale évolution est le placement de du mpu9250 au centre de celle-ci, on vieillera également à ce que le PCB soit maintenu au centre du fuselage afin d'enregistrer les mouvements de la fusée par rapport à son centre de masse. Les connecteurs ont été tournés vers l'extérieur pour faciliter l'intégration et la mise en fonctionnement de l'électronique. Il était nécessaire de pouvoir réaliser facilement les branchements les plus courants depuis la trappes d'accès.

NOTA BENE : *Pour un retour sur le roulis induit, placer le gyroscope sur l'axe de rotation du lanceur est suffisant. Néanmoins, si l'on souhaite exploiter l'entièreté des mesures de l'IMU (accélération linéaire en x, y, z et accélération angulaire en x, y, z), il faut prendre en compte le bras de levier entre l'emplacement de l'IMU et le centre de masse de la fusée. Il est également nécessaire de calibrer le capteur par rapport au système. Autre subtilité, le centre de masse va varier au fur et à mesure que le propulseur brûle la poudre (environ 2kg). Ces phénomènes doivent être pris en compte lors de la phase d'exploitation des données.*

Sur la carte finale, tout à droite :

En haut => vers la trappe, facile d'accès

1. La connectique de puissance : on souhaite raccorder les batteries LiPo au plus tard dans la chronologie de lancement pour limiter la décharge des batteries en rampe (la fusée pouvant rester plusieurs dizaines de minutes avant de décoller).
2. La connexion avec l'expérience : plus facile pour l'intégration, le VESC étant situé en dessous du rack électronique.
3. Le connecteur pour la programmation du Black Pill : cela permet de flasher les programmes en laissant la case électronique complètement intégrée dans la fusée. Cela permet de modifier le logiciel à volonté sans avoir besoin de démonter le matériel, ce qui est très utile lors de l'intégration finale.

A gauche

1. Le micro-contrôleur stm32 Black Pill, en charge de faire tourner le programme de vol

En bas => fond du fuselage, difficile d'accès

1. le capteur de pression
2. l'emplacement pour la carte SD, celle-ci étant intégrée lors de la mise en rack des cartes

A droite

1. le raccord avec la carte de télémétrie (puissance+UART)
2. le raccordement avec le jack qui permet de détecter électro-mécaniquement le décollage

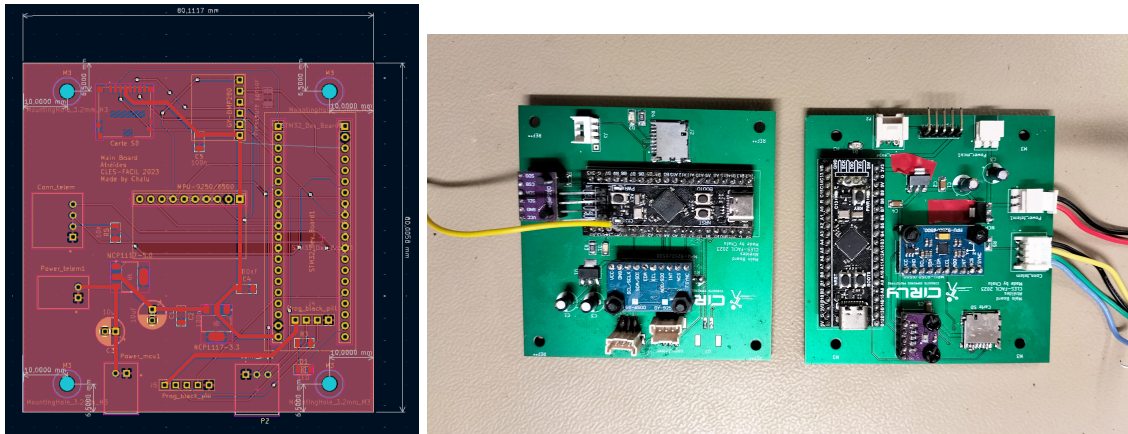


FIGURE 27 – Gauche - PCB, Milieu - v2 de la carte-mère, Droite - version finale

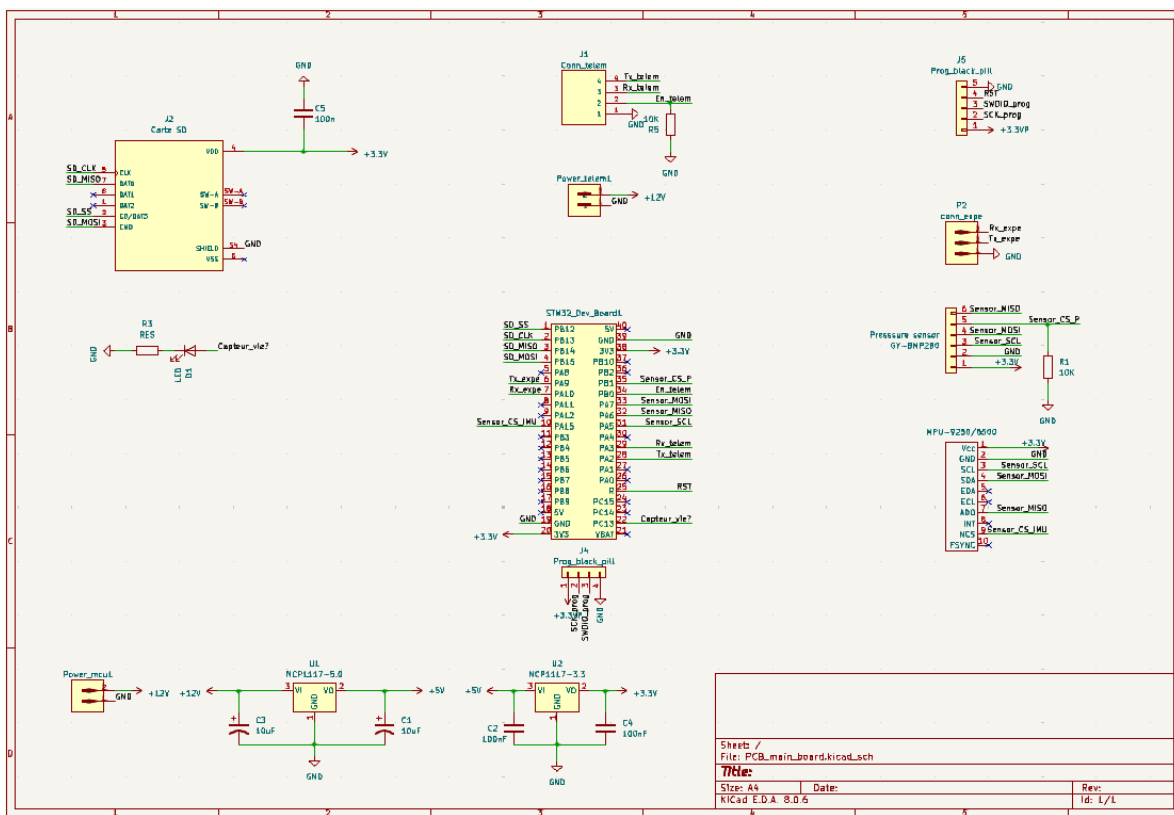


FIGURE 28 – Schématique de la carte mère au C'Space 2024

3.3.3 La redescence des données par télémétrie

Pour la redescence des données, nous avons assez tôt dans le projet décidé de partir sur une télémétrie développée par l'association à l'aide d'une antenne patch Taoglas 868 Mhz, un rtx968 long-range et de développer la carte qui accompagne l'émetteur. Les premiers PCB de cette chaîne ont été imprimés avant les premières réflexions sur l'intégration des cartes électroniques. Des tests longues portées depuis les hauteurs de Lyon avait été réalisés courant 2022. Une antenne Yagi assurerait la réception. Le choix du rtx a été fait sous les conseils des anciens membres du club. La carte a l'avantage d'être qualifiée pour les environnements industriels avec une prise en main assez facile. Elle pouvait servir tout aussi bien d'émetteur que de récepteur. Nous verrons dans un instant que ce genre d'émetteur n'est pas le plus optimisé pour un vol de fusée expérimentale. À l'aide des distances calculées par le stabtraj', on

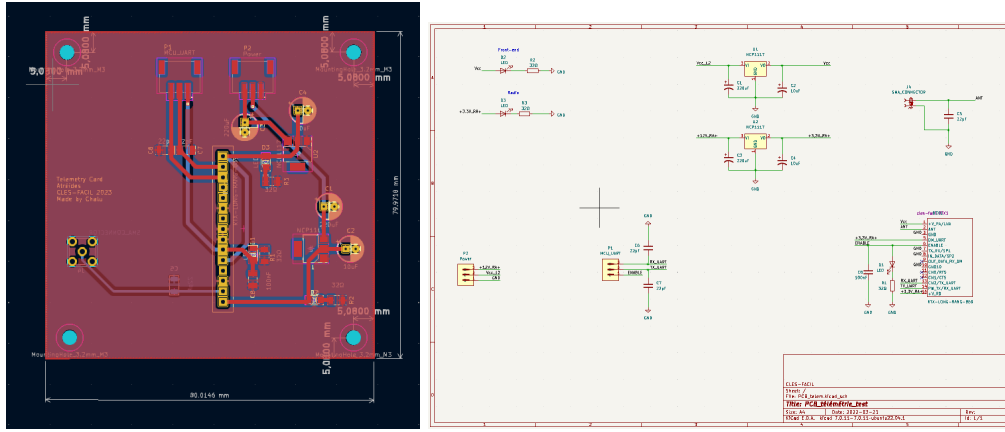


FIGURE 29 – Gauche - Routage, Droite - Schématique

pourrait déterminer la distance maximum nécessaire pour la télémétrie, cependant, compte tenu de l'influence de la distance dans le bilan de liaison et des capacités d'émission de la puce, un arrondi à 5 kilomètres suffit pour les calculs. En partant de la datasheet de la puce, on trouve une sensibilité du récepteur $Eb/No > -118dBm$.

On connaît les variables suivantes (cf Figure 7 et les datasheets des éléments respectifs) :

- le gain de l'antenne en réception $G_{rx} = 9dBi$
- l'antenne en émission $G_{tx} = 5dBi$
- la bande passante : $B = 25kHz$
- la puissance d'émission : $P_{tx} = 27dBm$
- la fréquence : $f = 868.5Mhz$
- la distance $D = 5000m$
- le datarate $R = 1200bps$

Application numérique pour (5) :

$$Eb/No = 27 + 5 + 9 + 204 - 10\log_{10}(25 * 10^3) - 10\log_{10}(1200) - 20\log\left(\frac{4 * \pi * 5000 * 868.5 * 10^6}{3 * 10^8}\right)$$

$$Eb/No = 65dBm > -118dBm$$

On a donc confirmation par le calcul que la chaîne de télémétrie est correctement dimensionnée. Cependant, la puce est conçue pour émettre sur de longues portées à de faibles débits. C'est ce que l'on retrouve avec le faible débit indiqué dans le bilan de liaison. Il s'avère avec du recul qu'il peut être intéressant d'émettre à des débits plus importants, et de sacrifier l'aspect "qualification industrielle" de la puce émettrice. Des technologies comme le LoRa ou ZigBee feraient tout à faire l'affaire dans le cas d'un vol de fusée, et permettraient d'obtenir de meilleurs débits et donc une meilleure redescende de données. Ce choix erroné et surdimensionné est le reflet du manque d'expérience initial des élèves au démarrage du projet. Le système étant toutefois conforme aux exigences du cahier des charges et assurant une redondance sur la récupération des données, le développement de la chaîne télémétrie a continué tout au long du projet. Deux routages différents étaient possibles pour la puce de télémétrie, nous avons choisi de partir sur le mode dit "paquets" qui intégrait toutes les fonctionnalités dont on avait besoin. Il suffisait d'envoyer les données sur le bus UART de la puce et celle-ci se chargeait du reste.

4 Fabrication et intégration

Avec trois ans de développement et un nombre certain de systèmes différents, il s'est avéré primordial d'accorder un soin tout particulier à la fabrication et l'intégration de des différents composants de la fusée. L'agencement de ceux-ci à donner lieu à une vraie réflexion afin que l'entièreté des systèmes puissent fonctionner ensemble, sans se gêner les uns les autres. Les notes qui suivent s'arrêtent sur les détails techniques de la fabrication du projet.

4.1 Le montage et la fabrication mécanique

La coiffe - Note de fabrication : Pour l'ogive, le PLA et le PETG sont à privilégier par rapport à l'ABS. En effet, l'ABS nécessite une cage pour l'impression (en raison des vapeurs toxiques) et, pour des pièces de cette taille (150x130 mm), les couches se décollent facilement, ce qui est à éviter compte tenu des contraintes que subira la fusée. Aucune étude n'a été réalisée concernant l'orientation optimale pour l'impression afin de supporter les contraintes. Il a été décidé d'imprimer l'ogive à plat, face plate vers le bas, car cette méthode était la moins coûteuse en matériaux. Il est déconseillé d'imprimer avec la face plate vers le haut, car les supports (qui soutiennent alors le côté extérieur de l'ogive) sont difficiles à retirer et génèrent une surface irrégulière. Les pièces ont été réalisées sur une imprimante Prusa appartenant à un membre du club, puis sur la nouvelle imprimante Bambu Lab du club. Le motif de remplissage utilisé est cubique, avec un taux de remplissage d'environ 25 %. Les demi-tubes ont été découpés par un membre du club travaillant chez Renault Trucks, directement dans l'usine. Aucune information sur la technique utilisée n'est disponible. Toutefois, un enlèvement excessif de matière a été constaté, nécessitant l'ajout d'un joint en caoutchouc pour combler le vide. La bague a été usinée au Fablab Astech, près de l'université Lyon 1. Cette pièce a subi plusieurs retouches au cours du développement afin de répondre aux contraintes.

Le compartiment central - Note de fabrication : Le fuselage a été découpé à la scie à ruban au Fimitech, puis poncé à chaque extrémité. Les petites ouvertures (antenne et prises jack) ont été réalisées à l'aide d'une Dremel : quatre trous ont été percés à la perceuse dans chaque angle, puis les lignes ont été coupées avec un disque fin monté sur la Dremel. Les trous pour les LED ont été réalisés à la perceuse. La trappe de visite a été découpée à la scie sauteuse du Fimitech, équipée d'une lame pour métaux. Une première fente de 5 cm environ a été réalisée à la Dremel, munie d'un disque fin, pour insérer la lame de la scie sauteuse. Un patron en papier a été collé sur le fuselage pour servir de guide. La chute obtenue lors de la découpe est ensuite récupérée pour fabriquer la trappe. Il est donc indispensable d'être très soigneux lors de la découpe, car aucune erreur n'est tolérée. Les pièces imprimées en 3D ont été réalisées en PLA, à l'aide de l'imprimante Bambu Lab du club, avec un motif de remplissage cubique et un taux de remplissage d'environ 20%. Les écrous sont insérés dans la pièce à l'aide d'un fer à souder : l'écrou est chauffé pour s'enfoncer dans le matériau. Une fois refroidi, l'écrou reste solidement encastré dans la pièce. Pour le retirer, il suffit de le chauffer à nouveau. Cette méthode évite de perdre les écrous lorsque la pièce est assemblée dans la fusée. Les patins ont été récupérés sur d'anciennes fusées. Ils sont en POM (polyoxyméthylène), un plastique auto-lubrifiant qui réduit les frottements sur la rampe de lancement. Ils ont probablement été fabriqués à l'aide d'un tour. Pour la peinture, l'aluminium doit d'abord être dégraissé avec de l'acétone. Ensuite, une peinture en bombe spéciale carrosserie peut être appliquée.

Le compartiment central - Notice d'assemblage : Voici les étapes à suivre pour assembler la fusée Atréides. Il est conseillé de respecter cette chronologie, car elle est assez efficace, elle permet d'éviter les conflits lors du montage et de ne pas avoir à tout démonter pour insérer un élément. Il s'agit d'une des chronologies possibles, certaines étapes peuvent être réalisées plus tôt ou plus tard.

1. **Montage par le bas du compartiment :**
2. Insérer les écrous dans les différentes pièces imprimées en 3D (voir les notes de fabrication).
3. Visser le VESC sur le support dédié.
4. Insérer le support des batteries du VESC et le visser sur le fuselage.
5. Insérer le support VESC (avec le VESC) et la bague du moteur électrique (le VESC et le moteur étant lié par les fils d'alimentation).
6. Visser le support du VESC
7. Orienter correctement la bague du moteur électrique puis le visser.
8. Insérer le volant d'inertie
9. Insérer la deuxième bague du volant, puis la visser.
10. **Montage par le haut du fuselage**
11. Assembler l'électronique et les BMS sur le support dédié

12. Insérer le support en question, et le visser.
13. Insérer et visser le support d'antenne, le support leds, le support des prises jacks et le patin.
14. Brancher le cable de la coiffe, puis assembler la coiffe et le compartiment central.

Le compartiment central est maintenant assemblé. Il ne reste plus qu'à préparer la fusée pour le vol.

Le compartiment propulseur - Note de fabrication : Les bagues sont usinées dans des bruts d'aluminium de 150 mm de diamètre sur les machines du Fimitech. Les trous sont ensuite percés à la main à l'aide d'un gabarit, puis taraudés. Il a été nécessaire de ré-usiner les bagues au tour, car elles étaient trop petites pour le propulseur. Remarque importante : pour percer les trous, il faut assembler à vide toutes les pièces, puis percer un trou traversant toutes les pièces concernées. Il faut boulonner provisoirement ce trou avant de passer au suivant. Cela garantit le bon alignement des trous. Les ailerons sont découpés avec la cisaille du Fimitech. Les profilés sont ensuite coupés aux bonnes dimensions, et les angles sont arrondis à la meule. Les profilés ont été arrondis à l'aide d'un étau et d'un marteau.

Le compartiment propulseur - Notice d'assemblage : Les étapes suivantes doivent être suivies dans cet ordre pour éviter les conflits de montage. Certaines pièces peuvent cependant être montées plus tôt ou plus tard.

1. Si ce n'est pas déjà fait, assembler chaque plaque d'ailerons avec les profilés. Attention à bien respecter les numéros gravés sur les pièces !
2. Monter la bague de poussée, en veillant à bien aligner la pièce (utiliser les marques gravées sur les pièces).
3. Assembler ensuite les ailerons, ne monter que les 2 premières rangées de vis du haut ! Respecter les numéros gravés sur les ailerons et le fuselage.
4. Après avoir assemblé les 2 rangées de vis du haut, fixer la bague de centrage verte (4 vis sont nécessaires).
5. Assembler les autres rangées de vis des ailerons, sauf la dernière.
6. Fixer la bague de retenue, 4 vis sont nécessaires. (Veiller à aligner les marques gravées sur les pièces.)
7. Assembler la bride de montage sur la bague de retenue.
8. Ne pas fixer la dernière rangée de vis des ailerons, elle gêne l'assemblage du propulseur pour les pyrotechniciens.
9. Le compartiment est prêt à être assemblé avec le reste de la fusée.

4.2 Le volant

Le volant est usiné dans un cylindre, creux et en acier, grâce au tour du club. Il mesure 122mm de diamètre, avec une épaisseur 10mm, et est chanfreiné de chaque côté, sur la face intérieure, afin de faciliter le centrage de la pièce. Il est assemblé sur un support en impression 3D constitué de 3 pièces : un tronc central autour duquel se place le volant ainsi que deux pièces en forme de cône tronqué qui maintiennent le volant en translation et permettent le centrage de celui-ci ; ces deux pièces se vissent sur le tronc central. Cet ensemble est lui-même également maintenu en translation à l'aide de deux bagues, avec des roulements à billes. La bague du haut sert également de support pour le moteur brushless, vissé sur la bague. Un adaptateur usiné en acier permet de faire la jonction entre le moteur et le volant pour transmettre le mouvement de rotation. Chaque bague est réalisée en impression 3D dans du plastique, et avec un remplissage de 50% afin de supporter les 1,5kg lors du vol (une accélération de 10g était prévu, soit un effort de 150N exercé sur la bague ; la bague a été dimensionnée pour un effort de 300N). Chaque bague contient huit trous, dans lesquels ont été mis des inserts à l'aide d'un fer à souder, afin de fixer la bague sur le fuselage.

Le moteur actionnait la roue via une clavette insérée dans le noyau du cylindre. Cependant, lors des premiers tests, il a été constaté que le moteur produisait un couple insuffisant en raison de sa constante KV élevée (1800 KV), favorisant la vitesse au détriment du couple. Plutôt que de redéfinir l'ensemble du système autour d'un nouveau moteur, il a été décidé d'utiliser un driver moteur à courant plus élevé pour améliorer les performances.

Des tests ultérieurs ont mis en évidence une autre problématique : le noyau en plastique a cédé sous contrainte, la clavette ayant dégradé son logement. Pour résoudre ce problème, la pièce en plastique en contact avec la clavette a été remplacée par une pièce en aluminium usinée en CNC, ce qui a considérablement amélioré la durabilité. Cependant, des vibrations ont été observées à certaines vitesses, probablement dues à un couplage lâche entre le moteur et la roue.

Avec du recul, le projet présentait des défauts dès le départ en raison du choix d'un moteur inadapté. Il est envisagé de continuer l'amélioration du design grâce à l'utilisation d'un moteur avec une constante KV plus faible (220), ce qui augmente considérablement la constante de couple. Ce moteur, conçu pour des hélices de drones, est également équipé de roulements intégrés robustes, supprimant ainsi le besoin de roulements externes. Ce choix simplifie l'assemblage et améliore la fiabilité tout en résolvant un problème antérieur lié au positionnement précis des roulements dans la structure de la fusée.

5 Chaîne de mesure et exploitation des données post-vol

Une expérience n'est rien sans un plan de collecte et d'analyse des données. Les données permettent en effet d'avoir un retour sur le fonctionnement des systèmes implémentés. Nous n'avons pas eu l'occasion de mettre en oeuvre cette étape du projet étant donné qu'il est nécessaire de récupérer la carte SD (et donc la fusée) ou d'avoir une télémetrie fonctionnelle lors du décollage. Cela n'a malheureusement pas été le cas. Toutefois, une réflexion théorique et des développements logiciels ont été réalisés sur les différents scénarios de mesure en fonction des différentes issues possibles de l'intégration finale. Nous tenons à présenter ceux-ci pour les lecteurs désireux de connaître l'évolution chronologique des scénarios et implémentations.

Après avoir abandonné l'idée de la réalisation d'un ESC maison, nous avons commandé un premier VESC contrôlable en UART. Lors du C'Space 2023, la communication et la programmation de celui-ci n'ont pas posé de difficultés majeures. Nous étions à l'époque capable d'envoyer une commande et de récupérer la vitesse de rotation du moteur qu'on désirait enregistrer sur la carte SD. Nous avions ainsi plusieurs points de mesure sur le système. D'un côté, la carte-mère était capable de récupérer les données du gyroscope, de l'autre, on était capable d'enregistrer la réponse en temps réel du PID implémenté ainsi que la consigne de courant envoyée, il était ainsi facile d'analyser l'influence des différents coefficients et d'adapter ceux-ci. Une erreur de routage dans la carte SD a fait que la fusée n'a pas pu passer les qualifications et donc décoller. Les différents points de mesure nous ont cependant aidé tout au long de l'intégration et des tests (à l'aide du banc) pour comprendre l'influence des différents paramètres et le fonctionnement du moteur. Nous sommes ainsi repartis en 2024 avec l'idée de poursuivre dans la même direction et d'affiner l'implémentation du PID au cours de l'année suivante. Il s'avère que le premier VESC était sous dimensionné par rapport aux besoins de notre expérience. On ne pouvait pas faire passer de courant supérieur à 50A. Or pour atteindre l'accélération requise, on avait besoin de courants aux alentours de 140A. Nous avons donc racheté un VESC capable de gérer plus de puissance. Celui-ci possédait une autre fonctionnalité intéressante : on pouvait brancher directement une IMU et configurer le PID à l'aide du logiciel [VescTool](#).

Sur les dernières semaines, les méthodes de communication entre l'expérience et la carte-mère n'ont fait qu'évoluer. En effet, deux méthodes d'implémentation de l'expérience avaient été étudiées :

L'expérience isolée : Le VESC prend connaissance d'un roulis induit et corrige lui-même la rotation à l'aide d'un PID paramétré sur VescTool (1) et réalisé à l'aide de l'ajout d'une IMU dont les bus de communication sont directement rattachés au VESC (2). Cette approche possède le grand avantage de correspondre exactement au contrôle en roulis d'un système spatial. Les valeurs de l'IMU sur la carte-mère (3) permettent d'enregistrer la réponse du système en temps réel dans la carte SD (4), et de valider le bon fonctionnement du PID. L'inconvénient de cette solution réside dans le fait que cette fois-ci, le hardware du VESC était légèrement différent, et l'UART se situait sur les mêmes pins que le bus de données pour la mpu9250. Connecter une IMU revenait ainsi à isoler l'expérience de la carte-mère, et limitait le nombre de point de mesures : le seul retour étant en effet la vitesse de rotation du lanceur (via (3)). Nous nous retrouvons donc sans aucune info sur les commandes envoyées, ni même les valeurs de l'IMU (2) enregistrées par le VESC.

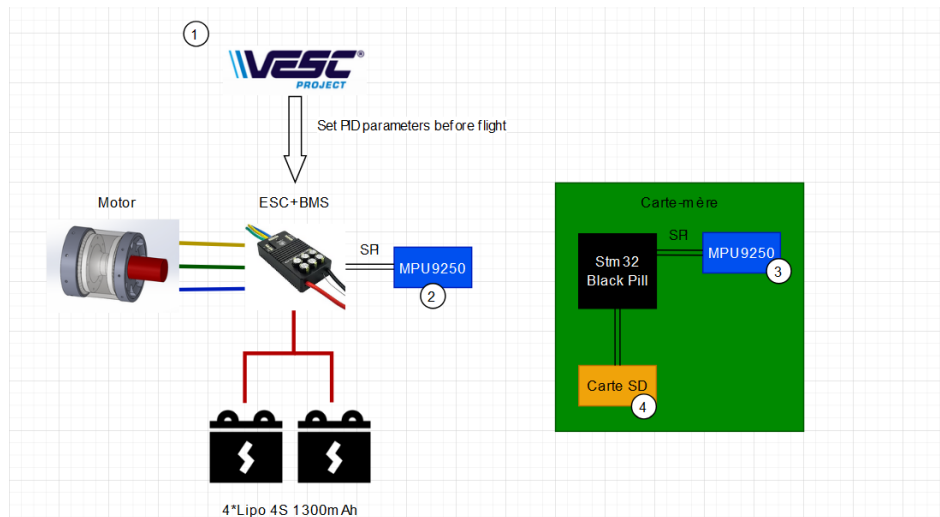


FIGURE 30 – Schématique de l'intégration de l'expérience isolée

L'expérience commandée en UART : Sur le nouveau VESC, il était possible de commander celui-ci à l'aide d'une librairie Arduino (1). Le MCU de la carte-mère étant un stm32, nous avons donc soudé une Arduino sur un PCB de la carte-mère (celui-ci étant modulaire, il pouvait être utilisé pour monter rapidement des cartes facilement intégrables), et grâce aux JST, il était facile de connecter l'Arduino au stm32 via un UART (2). On avait à ce moment-là la possibilité de connaître la mesure envoyée et de programmer le PID dans le code du stm32 (3). On gardait également la récupération des données de l'IMU sur la carte-mère (4) et l'enregistrement de celles-ci sur la carte SD (5).

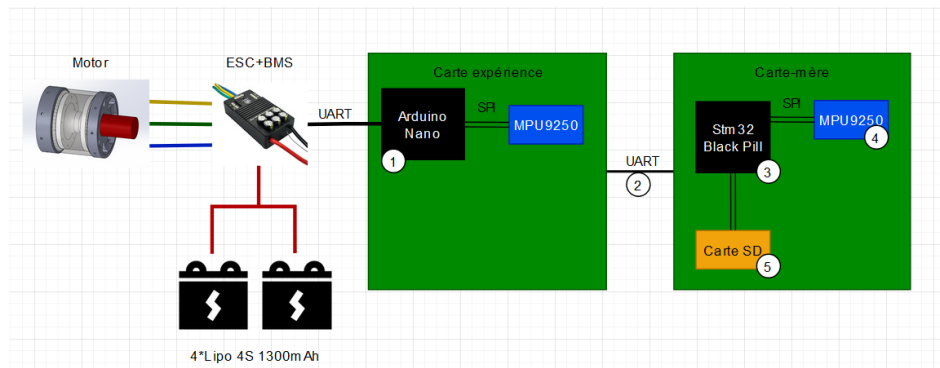


FIGURE 31 – Schématique de l'intégration de l'expérience isolée

Nous nous sommes penchés dans un premier temps sur l'intégration de l'expérience isolée. Même si cette méthode limitait le nombre de paramètres enregistrés, elle avait l'avantage de permettre la mise en oeuvre de l'entiereté du système et le développement de celle-ci nous a paru dans un premier temps plus facile (moins de code, de cartes électroniques et de câblage à réaliser). Il s'avère que la connectique du VESC avec une IMU était très sensible, et que le mpu9250 que nous avions à disposition étaient très mal reconnus par le VESC. Au bout de quelques essais, nous avons abandonné cette piste car nous n'avions plus le temps de recommander un autre type d'IMU. La découverte de la source de dysfonctionnement du VESC est arrivée très tard dans le projet (le mardi soir de la semaine du C'Space). Compte tenu des ressources restantes avant la deadline pour les qualifications, nous sommes passés sur notre solution de secours, qui avait fait ces preuves l'année dernière.

Avant de conclure sur l'état de l'expérience lors du lancement, il convient de revenir sur la dernière solution imaginée pour la récupération des données. Lors du décollage d'une fusée, il est courant

que le parachute ne fonctionne pas comme prévu. En 2023, nous avons constaté que la moitié des fusées expérimentales ont réalisé un vol balistique. Tout au long de l'année 2024, nous avons donc continué le développement des PCB pour la télémétrie. Il s'avère cependant que la télémétrie n'étant pas nécessaire pour qualifier le projet, celle-ci a été relayée au second plan lorsqu'il a fallu prioriser les dernières actions restantes. Ce choix a été fait en raison du nombre de personnes ayant travaillé sur l'expérience tout au long de l'année. Bien qu'il ne manquait que peu de briques pour avoir une télémétrie fonctionnelle, nous avons choisi de faire décoller Atréides sans le récepteur en raison du prix de celui-ci et du fait que ce système n'était pas fonctionnel lors de la qualification.

Nous avons donc soudé une Arduino sur un PCB de la carte mère et programmé le déclenchement d'un échelon sur le VESC pendant la phase de post-combustion. Si le système fonctionnait, on aurait pu enregistrer une différence d'accélération angulaire sur les données de l'IMU enregistrées sur la carte SD. A partir des concepts théoriques et des équations présentées plus haut dans ce rapport, il aurait été possible d'exploiter les données capteurs pour déterminer l'influence du volant sur la rotation du système. Au niveau software, nous avons repris des drivers existants sur github pour communiquer en SPI avec le MPU9250. Le choix du SPI a été orienté après avoir essayé l'I2C au C'Space 2023 et constaté que nous préférons un débit rapide pour l'enregistrement des données. Nous avons ensuite configuré le capteur pour un enregistrement de la trajectoire (accélération x, y, z et gyroscopie x, y, z). Les données étaient ensuite enregistrées au format .csv sur la carte SD, ce qui avait pour objectif de faciliter le post-traitement et de pouvoir tracer rapidement les courbes du vol. La conversion en valeurs exploitables (suite de bits convertis en une valeur physique exploitable) était également réalisée directement dans le code du micro-contrôleur. L'entièreté des codes embarqués peut être retrouvé sur le répertoire Github suivant : https://github.com/cles-star/fusex-atreides-main_board.

```

72 void MPU9250_Init(SPI_HandleTypeDef hspi){
73     // Désactiver le module de gestion de l'alimentation pour permettre la configuration
74     MPU9250_SPI_Write(MPU9250_REG_PWR_MGMT_1, 0x00, &hspi);
75
76     // Configurer d'autres registres selon vos besoins
77     // ...
78
79     // Par exemple, configurer la fréquence d'échantillonnage
80     MPU9250_SPI_Write(MPU9250_REG_SMPLRT_DIV, 0x07, &hspi); // 1kHz sample rate
81
82     // Configurer le mode de mesure gyroscopique et accélérative
83     MPU9250_SPI_Write(MPU9250_REG_CONFIG, 0x00, &hspi); // DLPF disabled, gyro 250Hz, accel 250Hz
84     MPU9250_SPI_Write(MPU9250_REG_GYRO_CONFIG, 0x10, &hspi); // +/- 500dps
85     MPU9250_SPI_Write(MPU9250_REG_ACCEL_CONFIG, 0x10, &hspi); // +/- 8g
86
87     // Réactiver le module de gestion de l'alimentation
88     MPU9250_SPI_Write(MPU9250_REG_PWR_MGMT_1, 0x01, &hspi);
89 }

```

FIGURE 32 – Code de la configuration du MPU9250, la configuration est réalisée à l'aide de la datasheet qui fournit les adresses des registres ainsi que les valeurs correspondants aux différentes paramètres réglables du composant, notamment la plage de mesure ainsi que la précision de celles-ci

6 Derniers instants avant le décollage

Nous nous sommes heurtés à de nombreux problèmes d'intégration lors du C'Space 2024, problèmes liés à l'intégration des différents systèmes dans le lanceur, et la mise en oeuvre d'une expérience passée de main en main au fil des ces trois années. Le matin de la qualification, le moteur ayant lâché dans la nuit du mercredi, nous n'étions plus en capacité de fournir l'inertie nécessaire au volant pour créer un mouvement de roulis sur Atréides. Heureusement, le C'Space est une aventure étudiante et les difficultés sont monnaies courantes dans les clubs. Il suffisait en effet d'avoir un capteur qui enregistre en tant qu'expérience pour pouvoir décoller. Nous avons donc choisi de faire décoller la fusée au stade

où elle en était, car nous n'avions de toute façon plus de temps et déjà beaucoup trop d'heures sur ce projet. Il était temps pour Atréides de prendre son envol. Nous avons retiré la chaîne de télémétrie pour préserver les composants, le développement de celle-ci ayant dû s'arrêter pour achever l'expérience principale. Atréides sera ainsi la dernière fusée à décoller au C'Space 2024, après 3 ans de travail réalisé par les membres du CLES. Le système de coiffe ne survivra finalement pas à l'accélération, et la fusée disparaîtra dans les nuages. Malgré la localisation depuis la tente du CNES et plusieurs heures de fouille, nous n'avons pas retrouvé le corps de la fusée, empêchant l'exploitation des données post-vol. Il est quasi-sûr que le parachute a fait une torche autour de la fusée, ne freinant que très peu sa chute.

7 Chronologie du lancement

Durée	Lieu	Opération	Personne
10 min	Ateliers	Imprimer la chronologie 4 fois	Quentin
	Ateliers	Veille au soir	
10 min	Ateliers	Changer nom de fichier SD	Julie
1h	Ateliers	Recharger 2 batteries élec	Julie
2h	Ateliers	Recharger 2 batteries expe	Julie
1h	Ateliers	Recharger GoPro	Quentin
2h	Ateliers	Rechargement ordinateurs + tous les téléphones	Julie/Quentin
2h	Ateliers	Recharger Appareil Photo	Quentin
	Ateliers	Le matin du lancement	
15min	Ateliers	Préparer le matériel (voir liste matos)	Julie
5min	Ateliers	Mise en place des cartes SD VIERGES vierge GoPro	Quentin
5min	Ateliers	Assurer que le wifi de la GoPro est désactivé	Quentin
15min	Ateliers	Démonter la coiffe	Quentin
5min	Ateliers	Attention ! Mettre scotch sur carte SD FuseX	Julie
10min	Ateliers	Connecter tous les cables sauf batteries	Julie
15min	Ateliers	Remonter la coiffe (veiller à connecter le cable de la coiffe)	Quentin
5min	Ateliers	Ouvrir coiffe	Julie
10min	Ateliers	Mettre le parachute dans la coiffe	Julie
5min	Ateliers	Refermer la coiffe (fusée couchée)	Julie
1min	Ateliers	Mettre anneau de sécurité sur la coiffe	Quentin
5min	Ateliers	Refermer trappe élec (ne pas serrer)	Quentin
15min	Ateliers	Vérifier liste matériel + Organisation sac	Quentin
20min	Ateliers	Transport (à définir)	Julie/Quentin
		En tente public	
5min	Zone public	Démonter trappe élec	Julie
10min	Zone public	Insérer batteries (x4)	Julie
5min	Zone public	Vérifier que les batteries sont correctement fixées et ne risquent pas de tomber	Julie
5min	Zone public	Brancher les batteries (vérifier que tout est branché)	Julie
5min	Zone public	Test allumage complet (séquenceur/moteur)	Julie
5min	Zone public	Tout éteindre	Julie
5min	Zone public	Refermer la trappe (ne pas serrer)	Quentin
15min	Zone public	Vérification et Reserrage de toutes les vis	Quentin
5min	Zone public	Scotcher clé à pipe 8mm sur aileron	Quentin
10min	Zone public	Préparation déplacement fusée : câble jack + pince + tournevis x2 + scotch + cams	Julie/Quentin
		Zone rampe	
5min	Zone rampe	Démonter trappe élec	Quentin
5min	Zone rampe	Revérifier tous les câblages (s'assurer qu'aucun câble n'a été déconnecté dans le transport)	Julie

5min	Zone rampe	Test allumage des LEDs de debug dans la fusée	Julie
5min	Zone rampe	Allumer et mettre en route la GoPro	Quentin
5min	Zone rampe	Visser la GoPro sur la trappe	Quentin
5min	Zone rampe	Remonter la trappe sur la fusée	Quentin
1min	Zone rampe	Enlever anneau de sécurité coiffe	Quentin
		Mise en rampe de la fusée	
1min	Rampe	Allumer l'électronique (3 interrupteurs)	Julie
1min	Rampe	Vérifier LED power timer	Julie
5min	Rampe	Attacher jack timer	Julie
1min	Rampe	Brancher jack timer	Julie
1min	Rampe	Vérifier LED jack timer	Julie
5min	Rampe	Attacher jack carte mère	Julie
1min	Rampe	Brancher jack carte mère	Julie
1min	Rampe	Vérifier que LED déploiement de parachute est éteinte	Julie
1min	Rampe	Vérifier que la clé à pipe est toujours là	Julie
		Orientation de la rampe	
		Évacuation des lieux	
		Tente pupitre pyrotechniciens	
5min		Allumer appareil photo	Quentin
		Lancement de la fusée	Quentin
		Décollage	

8 Conclusion

L'écriture des dernières lignes de ce rapport marque la fin du projet Atréides. Projet qui aura permis au CLES de retrouver une activité forte sur les trois années de sa réalisation. Nous gardons espoir que le corps de la fusée soit un jour retrouvé et que celui-ci puisse rejoindre le panthéon des fusées ayant décollé, à l'entrée de notre local. Ce rapport constitue la contribution des membres du projet au savoir technique de l'association. Il a été rédigé dans le but d'être lu par les futurs membres de l'association. Nous avons eu à cœur de revenir sur nos erreurs et les différents essais réalisés afin que les futurs membres évitent les écueils que nous avons pu rencontrer (parachute, surdimensionnement, lacunes de compréhension des concepts théoriques, difficultés dans la gestion de projet...)

Un travail important de réalisation de vidéos retranscrivant le RETEX des différents membres du projet a été réalisé dans les 6 mois post C'space 2024. De nombreux conseils et anecdotes techniques sont abordées à travers les interviews et la description technique du projet. Vous pouvez les retrouver aux adresses suivantes :

- 2 Minutes dans le ciel - CLES-FACIL : view [link](#)
- Podcast fusée CLES-FACIL Part 1 (VF) view [link](#)
- Podcast fusée CLES-FACIL Part 2 (VOST) view [link](#)

En remerciant l'ami du CLES qui a été désireux de retracer l'histoire de notre projet, merci à lui pour son temps et son travail.

Annexes - Photos



