

Stella – FX30

Rapport de projet



Table des matières

Table des matières	3
Remerciements	4
L'équipe	5
Petites infos	6
Aspects mécaniques	7
Structure externe	7
Ogive	7
Tube.....	8
Ailerons	9
Structure interne	10
Rack.....	10
Système d'éjection du parachute.....	11
Aspects électroniques	13
VersaFlight	13
ADN et conception versatile de VersaFlight.....	13
Développement hardware et architecture modulaire.....	13
Processus de conception et phase d'identification	14
Particularités du routage et assemblage CMS double face	14
Capacités actuelles de VersaFlight.....	14
Logiciel	16
Avancées du logiciel embarqué	16
Choix matériel et gestion mémoire	16
Configuration et gestion des déclenchements	16
Enregistrement et traitement des données de vol	17
Gestion du buffer pré-décollage et détection de lancement	17
Orientation, calibration et filtration des données	18
Filtre de Kalman adapté aux régimes transsoniques et supersoniques	18
Retour d'expérience.....	18
VersaLink	20
Expérience	21
Objectifs	21
Supports de la jauge de déformation	22
Composants	23
Électronique	24
AeroFlex	24
Alimentation	24
Déroulé du vol	25
Réflexions post vol	26
Conclusion	29

Remerciements

Avant d'amorcer le descriptif de ce projet, résultat d'un an de travail intense et de sacrifices personnels de l'équipe, nous souhaitons remercier tous ceux qui ont contribué à son lancement.

- L'ESIEA, notre école, qui par son soutien financier et par ses infrastructures (notamment son Openlab) nous a permis l'acquisition des matériaux ainsi que l'utilisation d'outils et machines nécessaires à la réalisation mécanique de la fusée.
- Monsieur Loïc Roussel, directeur de L'ESIEA, pour sa confiance, son suivi et son soutien indéfectible durant l'année et le C'Space.
- Planète Science, qui organise le C'Space pour nous donner l'occasion de voir décoller nos créations, tous ses bénévoles, avec une mention particulière pour :
 - o Thomas Devalois pour sa bonne humeur, sa bienveillance, son soutien et son accompagnement tout au long de notre C'Space.
 - o Gilles Tahan qui a su nous apporter son expertise précieuse et nous mettre la pression aux bons moments pour arriver prêts en RCE3
 - o Olivier Boisneau pour ses retours et explications précises et ses conseils concernant notre étude de stabilité
 - o Flavien Denis pour son accompagnement et le temps pris pour nous guider dans la dimension supersonique de notre aventure
 - o Les pyrotechniciens du CNES qui nous permettent la mise en œuvre de nos projets. Votre gentillesse sur le pas de tir nous a aidé à faire face à ce moment de tension. On espère que notre vol ne vous a pas trop traumatisés :)
 - o Hugo Allaire, ton connecteur UFL nous a permis de récupérer les seules données de notre vol
- Merci à l'équipe de m'avoir cru quand je leur ai dit qu'on pourrait lancer un objet plus vite que la vitesse du son en moins d'un an et à trois. Merci pour le travail fourni, les bons moments, les mauvais, merci pour votre soutien indéfectible quand il s'agit de se lancer dans des projets fous. Merci Adrien. Merci Alexandre.

L'équipe

Arthur Dumond : Étudiant ingénieur en 4^{ème} année.

- Resp. Gestion et planification de projet
- Resp. Mécanique structurelle
- Resp. Développement logiciel
- Conception électronique télémétrie
- Système d'éjection

Alexandre Hervieu : Ingénieur en systèmes embarqués.

- Resp. Conception électronique
- Développement logiciel
- Gestion projet
- Mécanique structurelle

Adrien Cartelot : Étudiant ingénieur en 4^{ème} année.

- Resp. Expérience
- Conception électronique
- Développement logiciel
- Mécanique structurelle

Petites infos

Nom : Stella

Matricule : FX30

Hauteur : 1.530m

Diamètre extérieur : 65mm

Masse : 2.130kg

Apogée simulée : 2929m

Vitesse maximum simulée : 388m/s

Accélération maximum simulée : 178.4m/s²

Vitesse en sortie de rampe : 33 m/s

Expériences :

- Filtre de Kalman : fusion de données intégrées avec coefficient de confiance résistant aux erreurs dues au passage transsonique.
- Mesure dynamique de la déformation des tubes.
- Tube unique composite bi-composants.

Aspects mécaniques

Structure externe

Ogive

L'ogive est composée de deux pièces : une coiffe en composites, composée d'une couche de fibre de verre et d'une de fibre de carbone (formée sur une impression 3D) et une pointe en aluminium anodisé plus résistante qu'un composite à l'onde de choc supersonique. L'arrière de cette pièce comprend également un anneau permettant l'accroche de la corde retenant l'ogive.



Tube

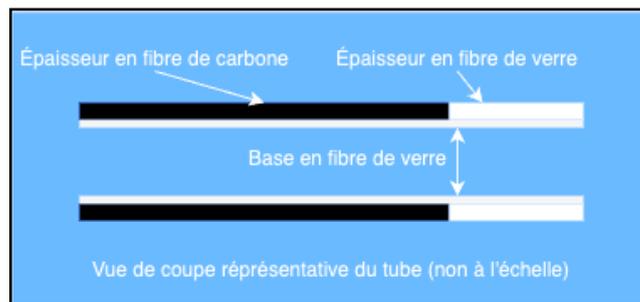
Ne voulant pas faire de compromis entre les propriétés mécaniques d'un tube en fibre de carbone et une bonne réception télémétrique et connaissant les difficultés induites à la création d'une bague de jonction qualitative, notamment en ce qui concerne la flèche, nous avons réfléchi à une véritable innovation.

Un tube de deux sections jointes, une en fibre de verre laissant passer les ondes et l'autre en fibre de carbone.



Notre méthode de fabrication a été la suivante :

Une première couche très fine de fibre de verre enduite de résine époxy a été appliquée sur un tube pvc servant de support puis des couches en épaisseur de fibre de carbone et verre entremêlées à leur jonction, également enduites d'époxy et compressées avec un ruban adhésif spécial.



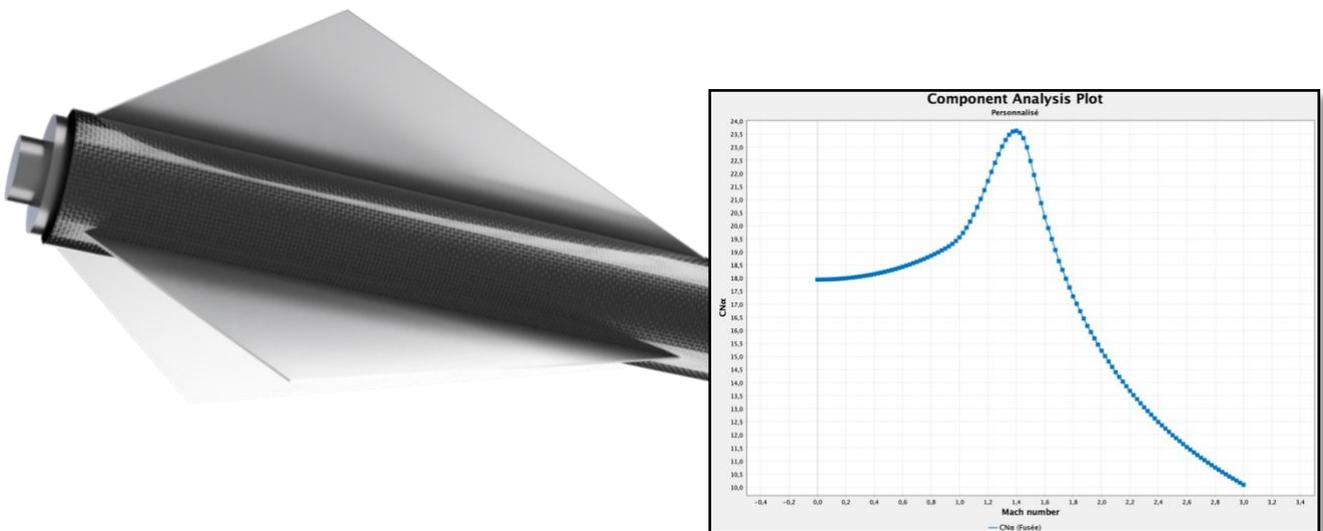
Ce processus bien que réalisé avec des méthodes manuelles a permis un résultat qualitatif qui n'a pas manqué d'intriguer et intéresser de nombreuses personnes. Nous comptons le développer avec des méthodes de fabrication plus industrielles, fiables et précises. Nous pensons notamment à une enrouleuse filamentaire à double tête.

Ailerons

Les ailerons sont les pièces validées les plus tardivement dans le projet. Conscients de leur rôle critique dans la stabilité du projet, et de l'impact d'un vol supersonique sur la portance de la fusée (pique puis chute de portance $C_{n\alpha}$ aux alentours de mach un), nous avons attendu le retour du CNES en RCE3 sur notre étude de stabilité.

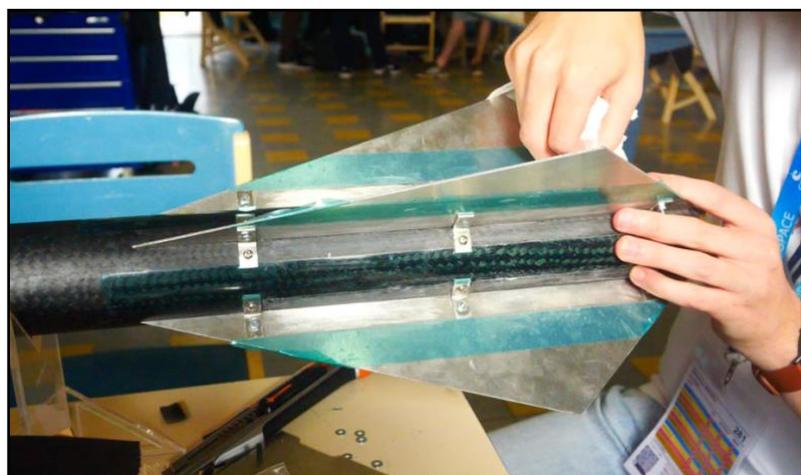
Nous avons cependant déjà choisi des plaques d'aluminium d'un millimètre et demi d'épaisseur et effectué une découpe des ailerons à la CNC.

D'une forme atypique, nos ailerons se sont révélés très efficaces pour contrer une trop grosse sur-stabilité à hautes vitesses comme l'a révélé l'étude de stabilité du CNES.



Tracé du coefficient de portance en fonction de la vitesse

Chaque aileron comporte deux petites encoches qui se glissent dans le tube. Pour la fixation, trois petites équerres en aluminium par face ont été fabriquées puis vissées à travers la peau et les ailerons. Pour apporter de la solidité, des renforts à base de lamelles de fibre de verre imbibées de résine époxy à prise rapide ont été rajoutées dans les angles entre les ailerons et le tube, entre les équerres. Cette méthode a démontré son efficacité en multipliant largement notre résistance aux efforts longitudinaux.

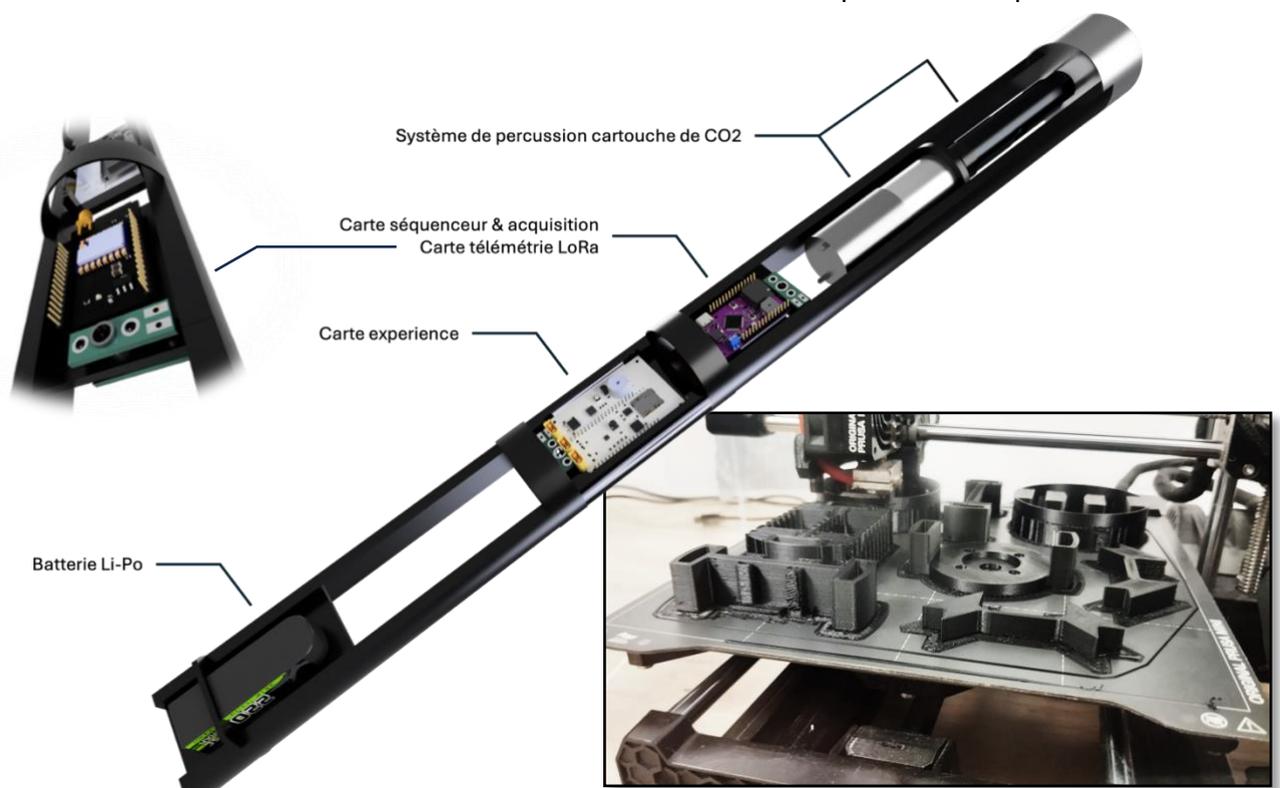


Structure interne

Rack

Notre structure interne, d'abord imaginée avec des tiges filetées, a été réalisée entièrement en impression 3D en utilisant un filament d'ASA choisi pour sa résistance à la chaleur et aux forces de traction.

Le rack a été conçu pour accueillir tous les systèmes embarqués de la fusée avec un maximum de légèreté tout en assurant un maintien adapté au maximum de toutes les pièces considérant les forces et vibrations engendrées par le vol. Il a également été dimensionné précisément pour placer le centre de gravité de la fusée au plus bas. Certaines pièces, d'une grande finesse, ont été imprimées avec beaucoup d'itération pour épouser parfaitement la forme du tube et ainsi retransmettre toutes ses déformations aux capteurs de l'expérience.



Système d'éjection du parachute

Au vu des contraintes induites par un vol passant par une phase transsonique, nous n'avons pas imaginé un instant une éjection du parachute par trappe. Sur notre fusée précédente le système d'éjection par la coiffe associait goupilles ressorts, impressions 3D et servo moteur bas de gamme.

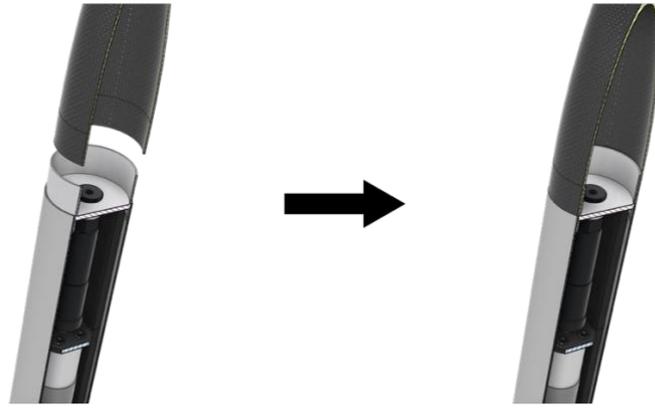
Ce système était peu fiable et aléatoire dans ses résultats. Nous avons donc pris grand soin d'imaginer et développer un système extrêmement sûr, compatible avec le cahier des charges, facile à mettre en place et tout en restant compact qui se glisserait sans soucis dans notre étroit tube de 63mm de diamètre interne.

Nous avons choisi une éjection par libération de gaz comprimés, qui, libéré dans la coiffe, l'éjecterait.

Nous sommes partis d'une cartouche de 12g Co2 très largement utilisée dans de nombreux systèmes (bombe anti-crevaisson, machines à soda, airsoft...). Nous avons ensuite commandé un percuteur adapté qui, en se vissant, force la cartouche contre une pointe et libère le gaz.



La tête du percuteur étant filetée par son extérieur, nous avons fait usiner une pièce d'interface en aluminium, emboîtée et fixée dans le tube, sur laquelle la coiffe vient se glisser et avec en son centre un trou fileté pour y visser le percuteur.



Ainsi il ne manquait plus qu'à trouver un moyen de percuter la cartouche. Nous avons d'abord pensé à un actionneur linéaire qui pourrait appuyer sur le bas de la cartouche, mais nous n'en avons trouvé aucun capable de fournir les soixante kilogrammes statiques environ nécessaires pour briser l'opercule. La solution qui s'est imposée a été un moteur DC qui par sa rotation transmise au percuteur par une petite pièce découpée sur mesure, viendrait visser le percuteur, et de fait, libérer le gaz.

Il a été très difficile de trouver un moteur capable de fournir une telle force, utilisant une tension de douze volts, aux bonnes dimensions mais surtout, avec un nombre de tours par minutes suffisant pour déclencher l'éjection de la coiffe en moins de 500 millisecondes. Nous avons fini par sourcer le NFP-36GP-555 : avec un réducteur au ratio 50 : 1, cette véritable pépite est capable d'appliquer un couple de vingt kilogrammes par centimètre à quatre-vingt-dix tours par minutes (donc capable d'effectuer les trois quarts d'un tour nécessaires à la percussion en 500 millisecondes) tout en consommant un maximum de deux ampères à douze volts.

Nous avons très largement testé ce système et il a été reconnu extrêmement efficace, avec un taux de succès de 100% sur les plusieurs dizaines de tests que nous avons menés.

Ces tests ont été effectués dans de nombreux environnements pour une confiance maximum. Nous sommes également assurés que la décélération en fin de poussée ne presserait pas la capsule assez fortement contre la pointe, la déclenchant intempestivement.

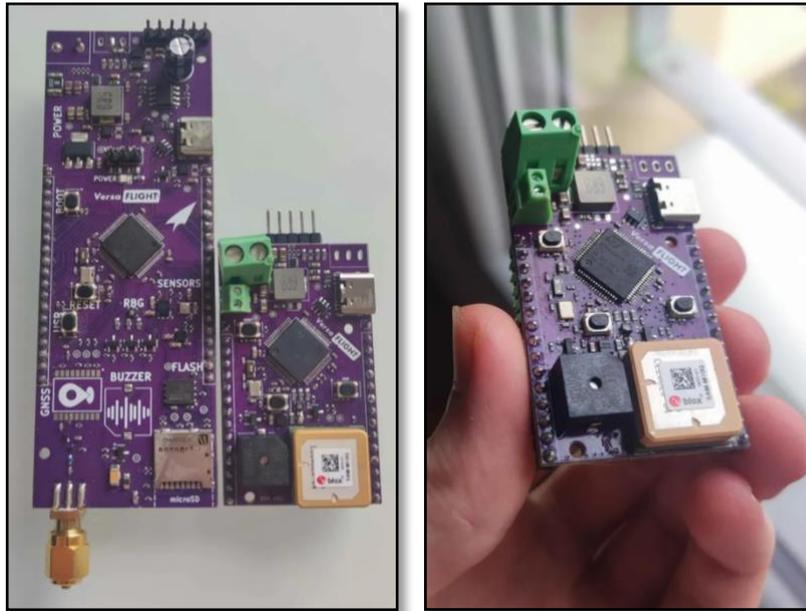
En plus de cette fiabilité, le système d'éjection, par sa simplicité, nous permet un rechargement puis remontage rapide en moins de trois minutes.



Aspects électroniques

VersaFlight

VersaFlight est notre contrôleur de vol. L'électronique et l'informatique étant l'essence de nos études et métiers respectifs, nous nous sommes penchés sur son élaboration comme celle d'un projet à part. Celui ayant volé sur Stella était la deuxième révision hardware et portait un logiciel ayant évolué de nombreuses fois.



Comparaison entre la révision 1 et 2 de VersaFlight

ADN et conception versatile de VersaFlight

L'ADN de VersaFlight repose sur sa versatilité. Nous avons donc conçu cette carte et son logiciel pour qu'ils soient les plus modulables possible, afin de pouvoir s'intégrer facilement à une large majorité de fusées.

L'objectif double était, d'une part, de rendre la carte performante, permettant la réalisation de calculs embarqués complexes, et d'autre part, de garantir sa robustesse pour supporter des vols soumis à de fortes contraintes.

Développement hardware et architecture modulaire

Afin d'atteindre cette flexibilité, plusieurs phases de développement hardware ont permis d'améliorer notre architecture. La carte a été pensée comme une carte de développement, avec un accès facilité à divers bus, GPIO et autres interfaces, favorisant l'extension via un principe de shields modulaires.

Le module VersaLink, dédié à la télémétrie, s'inscrit dans cette logique : il permet à VersaFlight de gérer la communication radio sur une carte séparée, assurant modularité et spécialisation.

Processus de conception et phase d'identification

Nous avons conduit la conception en plusieurs étapes successives : étude et sélection des composants, création du schéma électronique, routage du PCB, puis établissement du dossier de fabrication intégrant le PCB, l'assemblage, et les process post-assemblage. La phase d'identification des composants a été particulièrement laborieuse, notamment en raison de la complexité liée à leur approvisionnement auprès de divers fournisseurs. Cette étape a impliqué de nombreuses concessions, où nous avons dû peser les avantages et inconvénients de composants clés tels que le microcontrôleur et certains capteurs.

Ces choix techniques ont été guidés par la volonté de réduire le coût de la carte assemblée tout en maintenant une qualité d'assemblage élevée.

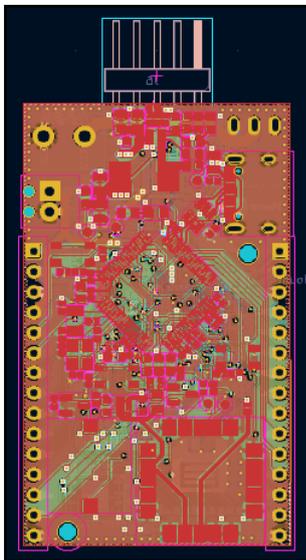
La fabrication et l'assemblage sont entièrement sous-traités à des experts, ce qui garantit la fiabilité des processus et nous permet de nous concentrer sur le flashage et la configuration de la carte.

Particularités du routage et assemblage CMS double face

Le passage à un assemblage CMS double face a imposé des contraintes spécifiques dans le placement des composants. En particulier, l'une des faces du PCB a été dédiée aux petits composants légers qui peuvent être placés à l'envers, grâce à la tension superficielle de la soudure en fusion, ce qui optimise la compacité sans compromettre la qualité d'assemblage.

Capacités actuelles de VersaFlight

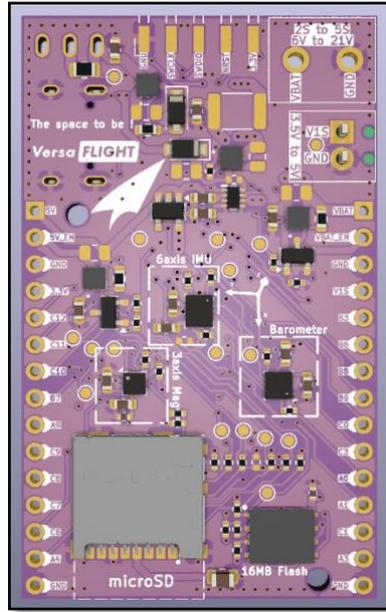
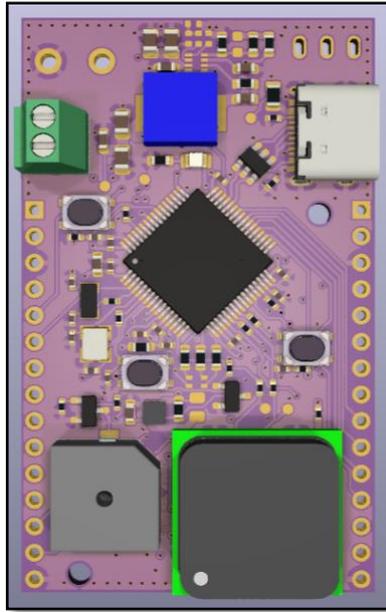
VersaFlight dispose aujourd'hui des fonctionnalités suivantes :



- Accéléromètre $\pm 32g$ (3 axes)
- Gyroscope ± 2000 dps (3 axes)
- Magnétomètre ± 16 gauss (3 axes)
- Baromètre, capteurs de température et d'humidité
- GNSS avec taux de rafraîchissement 25 Hz
- Mémoire Flash 16 Mo
- Slot carte SD
- LED RGB et buzzer
- Boutons poussoirs robustes pour détection de vibrations
- Alimentation pilotable (Vbat et 5V)
- Protections contre inversion de polarité, court-circuit, courant inverse (pour gérer les trois entrées d'alimentation : 1S, 2S à 5S, USB)
- Protection ESD sur certaines entrées
- Sorties d'alimentation régulées (5V 3A, 3.3V 1A)

Les interfaces accessibles comprennent :

SPI, I2C, PWM, CAN, RS485, UART, LPUART, GPIO, etc...



Logiciel

Avancées du logiciel embarqué

Cette année, le logiciel embarqué a connu de nombreuses avancées importantes. Dans un premier temps, nous avons effectué une migration vers un RTOS (Real-Time Operating System), ce qui nous permet de gérer plusieurs tâches simultanément avec une approche plus structurée et linéaire de l'implémentation. Cette architecture a été pensée selon un modèle Producteur-Consommateur, où les données générées et calculées par certaines tâches sont consommées par d'autres sans modification, notamment la tâche principale qui détermine les différentes phases de vol. Cette approche facilite la modularité du logiciel et sa simplicité de maintenance et d'évolution future.

Le fait d'avoir conçu conjointement le hardware et le software a permis d'intégrer dès le départ les contraintes spécifiques, notamment la gestion des accès concurrents aux périphériques. Chaque périphérique est cloisonné dans une tâche dédiée, évitant ainsi tout accès concurrentiel de bas niveau.

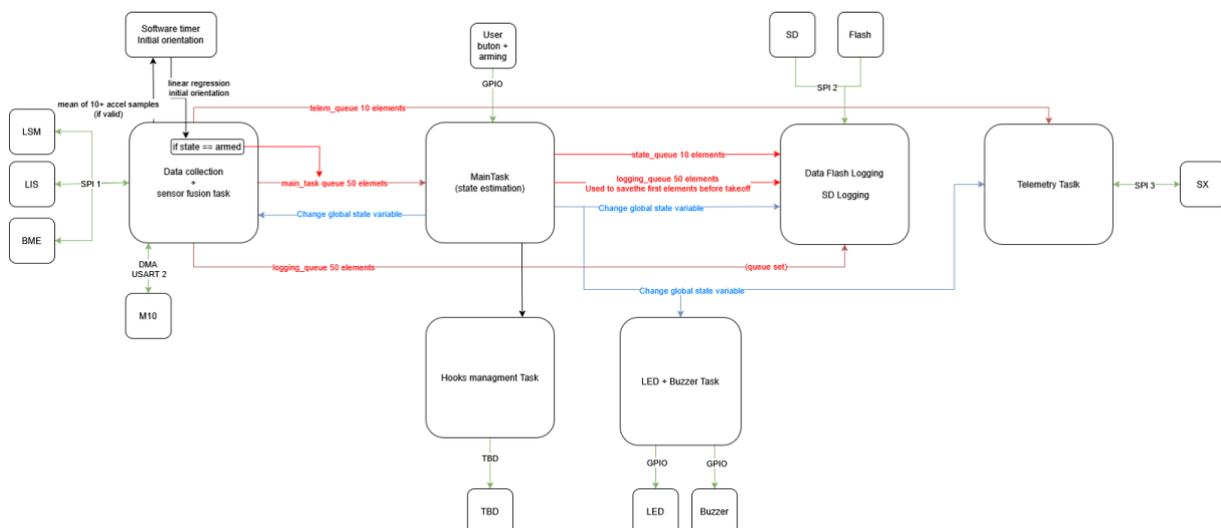


Schéma architectural du logiciel embarqué

Choix matériel et gestion mémoire

Grâce au choix d'un microcontrôleur avec plus de mémoire RAM, nous disposons d'une grande liberté dans l'implémentation. Cela simplifie l'intégration en nous permettant de privilégier une utilisation quasi statique de la mémoire variable, avec de grands buffers dont la taille est définie à la compilation. Le RTOS a été majoritairement configuré de manière statique, apportant une meilleure visibilité et prévisibilité des exécutions dès la compilation.

Configuration et gestion des déclenchements

Une structure de configuration sauvegardée en mémoire flash externe a été mise en place et chargée au démarrage. Cette configuration permet d'entrer différentes estimations de vol et contraintes de déclenchement.

Par exemple, pour un vol simulé, elle stocke le temps théorique d'apogée, la fenêtre temporelle de déclenchement via un timer, ainsi qu'un délai de compensation (delta déclenchement) correspondant au temps pendant lequel la détection d'apogée logicielle peut donner l'ordre elle-même du déclenchement parachute. Dans notre cas, cette fenêtre temporelle de déclenchement est fixée à $\pm 1,5$ s.

La configuration définit également le type de déclenchement (PWM, GPIO, etc.), la position initiale et de déclenchement du servo, ou, pour les GPIO, le niveau logique initial, le niveau de déclenchement, ainsi que la durée à maintenir ce dernier (impulsion brève ou continue). Elle permet de configurer plusieurs GPIO, leur position dans le brochage et leurs paramètres respectifs.

Par exemple, nous avons configuré la gestion d'alimentation intégrée de VersaFlight pour piloter un moteur DC sur 500 ms.

Enregistrement et traitement des données de vol

La fréquence d'échantillonnage des différents capteurs est paramétrable : dans notre cas, nous enregistrons l'accéléromètre et le gyroscope à 100 Hz, le GNSS à 10 Hz, et le baromètre à 25 Hz. Ces choix visent à affiner les filtres d'intégration lors du post-traitement des données.

Pour optimiser l'utilisation mémoire, un système de mise en paquet des données a été développé. Chaque paquet contient un header indiquant le type de donnée. L'écriture en flash, de type NOR, se fait par page afin d'optimiser les temps d'écriture et éviter qu'ils ne deviennent un goulot d'étranglement.

Des mécanismes de protection des données ont été implémentés. Par exemple, si des données de vol sont encore présentes dans la partition flash dédiée, le système le signale par un retour lumineux. Une séquence d'appuis sur un bouton tactile spécifique permet de gérer cette situation, évitant ainsi tout effacement accidentel, notamment en cas de coupure d'alimentation ou de rebonds mécaniques lors d'un atterrissage violent. Le système interdit l'enregistrement de nouvelles données tant que les anciennes ne sont pas effacées.

Gestion du buffer pré-décollage et détection de lancement

Afin d'éviter le remplissage continu de la flash lorsque la fusée reste longtemps sur le pas de tir, un buffer circulaire (buffer tournant) permet de conserver 500 ms de données juste avant la détection du décollage.

La détection du décollage est réalisée par logiciel. Lors de la calibration initiale, le système détermine l'orientation et l'axe de poussée (vecteur gravité). Un seuil est fixé, et lorsque 90% des échantillons dépassent ce seuil, un lancement est confirmé. Ce système s'est montré très fiable, immunisé contre les vibrations et chocs violents, notamment ceux causés par les pyrotechniciens lors de l'installation du moteur.

Orientation, calibration et filtration des données

Le système calcule en permanence son orientation dans l'espace sous forme de quaternions. Au démarrage, plusieurs calibrations sont effectuées périodiquement avec protections pour éviter toute recalibration intempestive à la suite d'un décollage. Ces calibrations comprennent l'état initial des capteurs barométriques (température, humidité, pression atmosphérique), la calibration du gyroscope (l'accéléromètre étant calibré avant le vol), ainsi qu'une régression linéaire pour déterminer le quaternion initial.

À la détection du décollage, le buffer tournant contenant les 500 premières millisecondes est sauvegardé, et l'orientation est suivie tout au long du vol.

L'angle θ entre la fusée et l'axe de gravité est calculé, permettant de déduire la poussée moteur, puis, par intégration, la vitesse verticale et l'altitude. Ces données sont fusionnées avec celles du baromètre, combinant la réactivité des accéléromètres avec la stabilité du baromètre.

Filtre de Kalman adapté aux régimes transsoniques et supersoniques

Une de nos innovations majeures a été le développement d'un filtre de Kalman robuste aux conditions transsoniques et supersoniques.

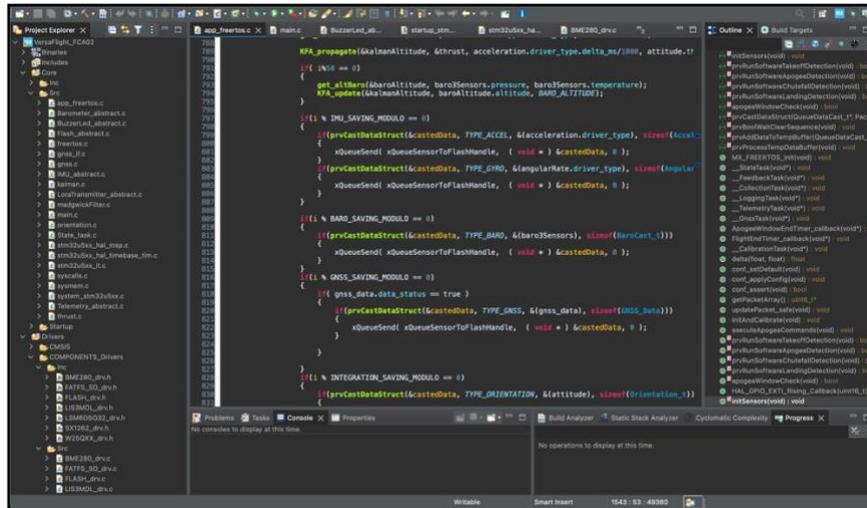
En effet, le baromètre est fortement perturbé à ces vitesses, fournissant des valeurs incohérentes qui impactent négativement l'estimation de la vitesse verticale et de l'altitude, et donc tout le système.

Pour pallier ce problème, le filtre ajuste dynamiquement les coefficients de confiance accordés aux capteurs selon l'environnement. Lors de l'approche des vitesses transsoniques et supersoniques, la confiance donnée au baromètre est réduite, puis réaugmentée lorsque la fusée retourne à des vitesses subsoniques.

Tous les paramètres du filtre de Kalman sont enregistrés régulièrement en flash, facilitant l'amélioration du filtre et le développement via des jeux de données issus de vols simulés.

Retour d'expérience

Malheureusement, à la suite d'un incident de vol, la carte n'a pas pu être récupérée. Néanmoins, le peu de télémetrie reçu a permis de confirmer le bon déroulement des calculs et processus implémentés.



VersaLink

VersaLink est notre carte d'émission télémétrique. Elle a été conçue comme un shield de VersaFlight. Elle est donc pilotée par ce dernier. Elle est équipée d'un module LoRa Sx1262 capable d'émettre dans les fréquences comprises entre 850 et 930MHz. Nos paramètres pour un compromis entre fréquence d'émission et portée sont :

- Puissance : +22dBm
- Spreading factor : 7
- Bandwith : 125

Pour éviter toute utilisation de temps processeur inutile, nous utilisons l'interruption du module couplé aux fonctions de mise en pause de la tâche du RTOS (Real Time Operating System) pour ne préparer et transmettre un paquet que lorsque le précédent avait été envoyé. Cela nous permet l'envoi de paquets de tailles conséquentes (97 octets) sans compromis sur les autres fonctionnalités de VersaFlight.

Notre station de réception est composée du même module, connecté à un Raspberry PI sur lequel un programme Python écoute à la fréquence définie pour sauvegarder les paquets reçus. Il envoie également les informations sur un serveur WebSocket qui permet l'affichage des données en direct sur une interface web qui trace les graphes, affiche l'altitude et retranscrit l'orientation de la fusée sur un modèle 3D.

```
{
  "timestamp": 2243432,
  "temperature": 55.650001525878906,
  "humidity": 54.6171875,
  "pressure": 934.7072143554688,
  "thrust": 180.48190307617188,
  "verticalVelocity": 384.6805725097656,
  "altitude": 308.74530029296875,
  "acceleration_x": 190.21983337402344,
  "acceleration_y": -2.0578274726867676,
  "acceleration_z": 1.5888344049453735,
  "angularRate_x": -0.020123135298490524,
  "angularRate_y": -4.938234997098334e-05,
  "angularRate_z": -0.0001528244320070371,
  "attitude_x": -0.5202648639678955,
  "attitude_y": -0.5339879989624023,
  "attitude_z": -0.4469778537750244,
  "attitude_w": 0.4943602681159973,
  "gnss_lat": 43.2180716666666674,
  "gnss_long": -0.046636166666666666,
  "gnss_alt": 429.4,
  "gnss_sats": 12,
  "state": 7
},
```

Exemple de paquet télémétrique reçu pendant le vol

Expérience

Objectifs

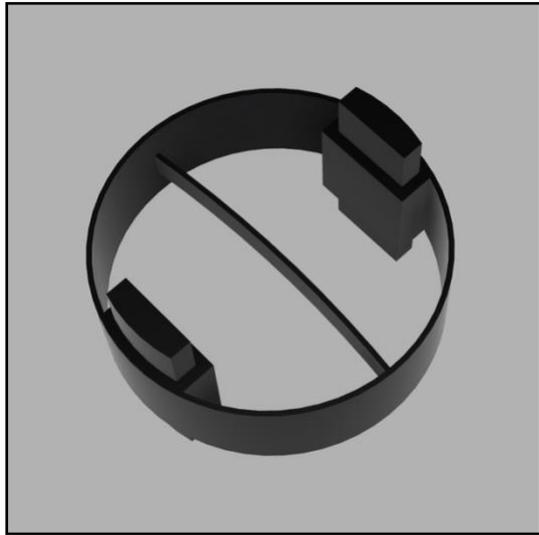
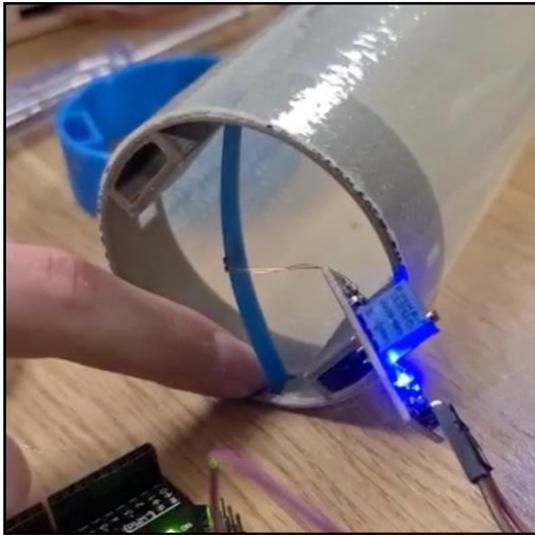
Les vols supersoniques imposant des contraintes structurelles importantes : les matériaux sont soumis à des forces importantes engendrées par une pression dynamique accrue, les ondes de choc, l'échauffement de l'air, les fluctuations aérodynamiques soudaines. Nous fabriquons nos propres tubes en matériaux composites avec des méthodes innovantes comme décrit plus haut. Nous cherchons donc à collecter des données dans ces conditions extrêmes afin de s'assurer de leurs performances. Dans cette optique, un dispositif de mesure de la déformation des tubes est mis en place pour évaluer la résistance du corps de la fusée.

La solution choisie pour l'acquisition de ces données est l'intégration de jauges extensométriques mesurant les variations en flexion du tube sur les deux zones : fibre de verre et fibre de carbone. Ainsi en plus de permettre un suivi des déformations en fonction de la vitesse, nous pouvons comparer les réactions des deux matériaux.

Supports de la jauge de déformation

Les jauges extensométriques utilisées sont des résistances qui varient selon la flexion subie. Deux supports contenant les jauges sont disposés dans le tube, un au niveau de la partie en fibre de verre et l'autre dans la partie de fibre de carbone.

Chaque support est composé comme suit : Une bague ajustée à l'intérieur du tube extrêmement fine transmet les déformations à une languette également très fine, placée à l'intérieur de la bague. Elle est volontairement conçue légèrement trop grande afin d'être sous tension constante dans le but d'amplifier les effets de déformation du corps de la fusée sur le rack et de prendre en compte les déformations positives comme négatives. Le capteur de déformation étant attaché sur le milieu de la languette. Cette astuce d'agencement permet de mesurer les déformations sur deux axes perpendiculaires avec un seul capteur.



Composants

Les composants suivants sont utilisés pour le fonctionnement du système :

- Jauge extensométrique :
Elle permet de mesurer la déformation subie du corps de la fusée. Sa résistance diffère selon la contrainte en flexion appliquée.
- Pont de Wheatstone:
Le pont de Wheatstone n'est pas un composant, mais un ensemble de composants permettant de mesurer une variation de résistance. Composé de 4 résistances fixes ou variables. Dans notre cas, nous avons une jauge extensométrique (résistance variable) et trois autres résistances fixes.
- Convertisseur analogique numérique :
Le convertisseur permet de mesurer la tension différentielle des ponts de Wheatstone, d'amplifier le signal et de le convertir d'un signal analogique en signal numérique puis les envoie à l'ESP32 via le bus I2C. L'amplification des ponts est nécessaire, car la différence de tension est très faible.
- Microcontrôleur :
Notre choix s'est porté vers l'ESP32. Dans tous les PCB, un microcontrôleur est utilisé comme chef d'orchestre du reste des composants. Nous ne l'avons pas intégré directement sur le PCB par souci de temps. Nous développons en C++ utilisant l'environnement Arduino.
- Stockage RAM :
Les données sont enregistrées en premier lieu dans la RAM afin de s'assurer de leur acquisition.
- Stockage flash :
A la fin de la séquence d'enregistrement, nous transférons les données de la RAM vers la carte micro SD pour les écrire en mémoire morte puis faciliter la visualisation et le traitement sur ordinateur par la suite.

Électronique

AeroFlex

AeroFlex est le nom donné à la carte électronique conçue pour accueillir l'expérience. Le choix d'un PCB s'est imposé pour s'assurer de la résistance au milieu vibratoire extrême que la fusée subirait.

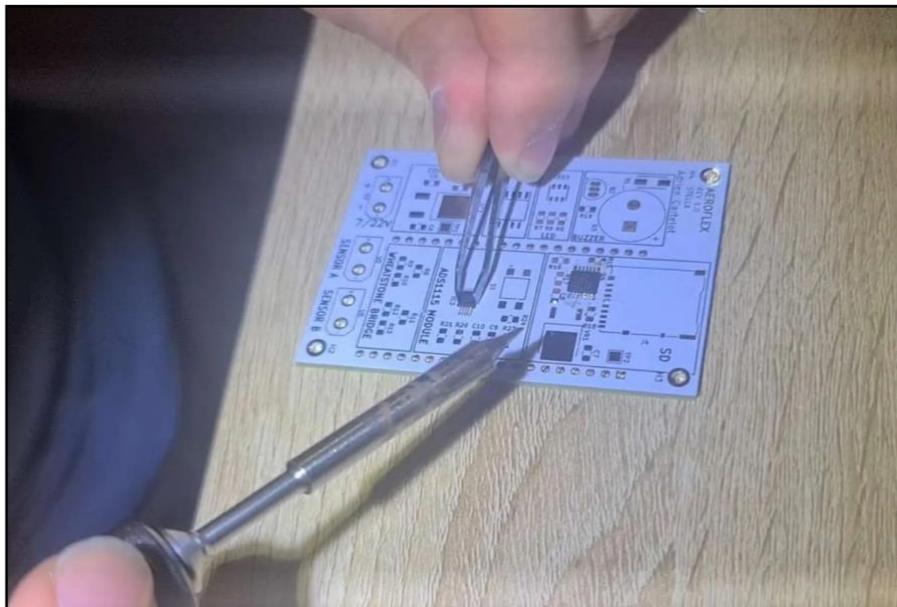
Le PCB possède trois borniers. Le premier pour l'alimenter sur une plage de sept à vingt-deux volts. Les deux autres servent de connexion pour les deux jauges de contraintes.

Des indicateurs sont présents sur le PCB : une LED d'alimentation du PCB et deux autres indicateurs contrôlables par l'ESP32. Une LED RGB et un buzzer. Un bouton-poussoir est également présent pour contrôler l'ESP32 selon le programme. Nous l'utilisons afin de mettre fin à la séquence d'enregistrement. Une série d'appuis est nécessaire afin d'éviter le déclenchement par les vibrations.

Alimentation

Le cahier des charges du C'Space nous impose deux points principaux concernant l'alimentation de l'expérience : elle doit être alimentée par une source d'énergie différente de celle du séquenceur et une autonomie d'au moins trois heures. Souhaitant un impact minimum sur le poids de la fusée, nous nous sommes tournés vers une pile 9V.

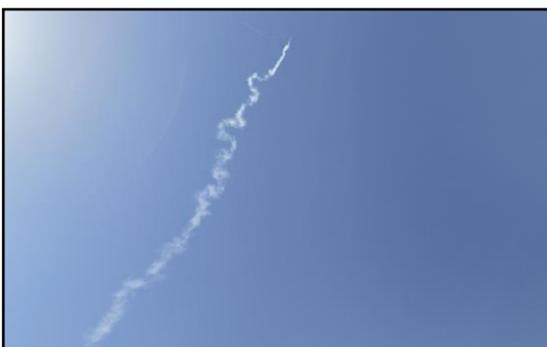
Nous avons effectué des mesures de consommations de courants sur le PCB en fonctionnement pour nous assurer de l'autonomie demandée. À la suite de ces mesures, nous avons mesuré une moyenne de consommation de 108mA. La pile 9V choisie est de type Alcaline avec une capacité de 565mAh. Selon ces mesures, nous atteignons une autonomie de plus de cinq heures respectant donc les exigences.



Déroulé du vol

Arrivés de bon matin sur le pas de tir nous avons tranquillement suivi notre chronologie, nous sommes mis en place et avons tiré à 11h24.

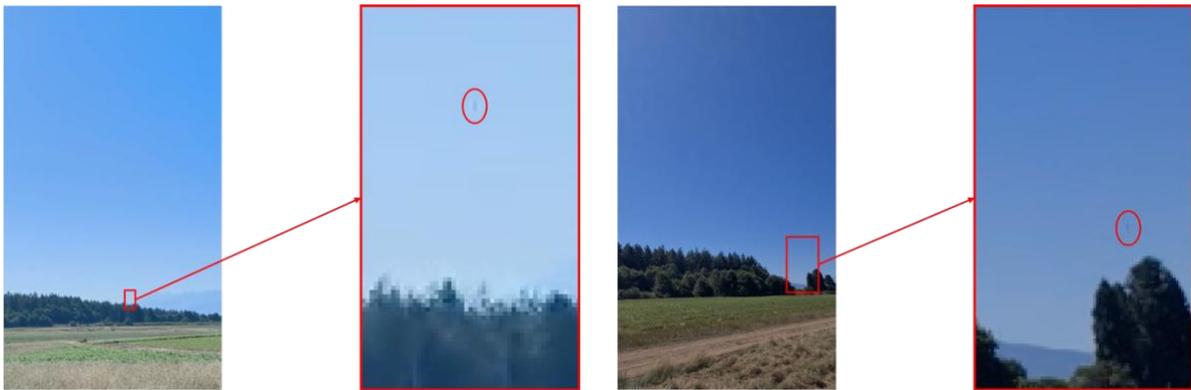
La phase ascensionnelle propulsée s'est déroulée sans encombre très stablement puis aux environs de t+3 secondes, nous avons observé la fusée prendre un angle d'environ 90° à gauche en même temps que 2 « clacs » forts. Nous avons identifié au moins deux ailerons séparés du corps de la fusée qui a continué une trajectoire balistique avant de s'écraser à t+40 secondes.



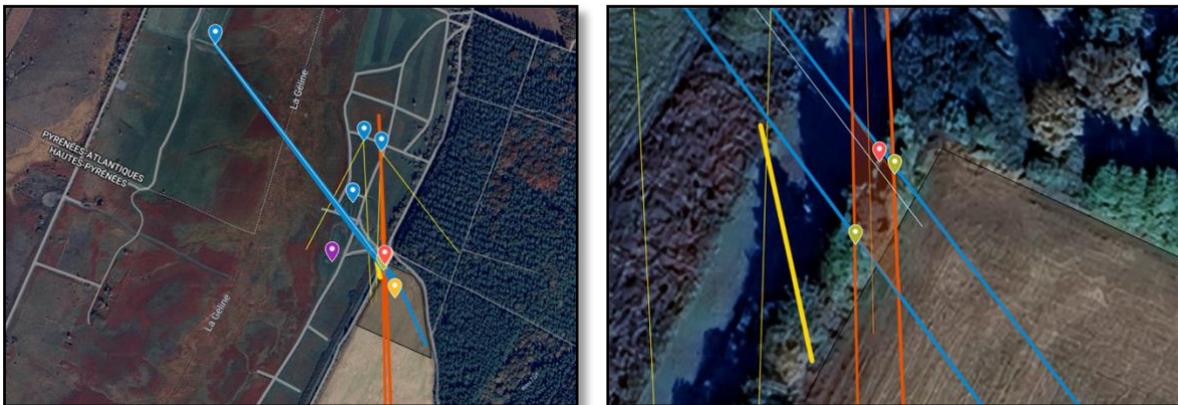
Réflexions post vol

La théorie la plus évidente qui nous est venue à l'esprit immédiatement après le vol a été une rupture des fixations des ailerons. Cependant n'ayant collecté que 4 paquets télémétriques à la suite d'un problème d'antenne de réception, et avant d'avoir cherché la fusée, rien ne nous permettait d'affirmer cette théorie.

Après une recherche infructueuse très éprouvante dans un champ de maïs le soir du lancement, nous avons récupéré un maximum de vidéos et avons pu identifier la fusée juste avant l'impact sur quelques pixels.



Nous avons alors pu déterminer les angles de vue, et donc réduire la zone de recherche de 27700 m² à 140 m² et même placer le point précis d'impact théorique.



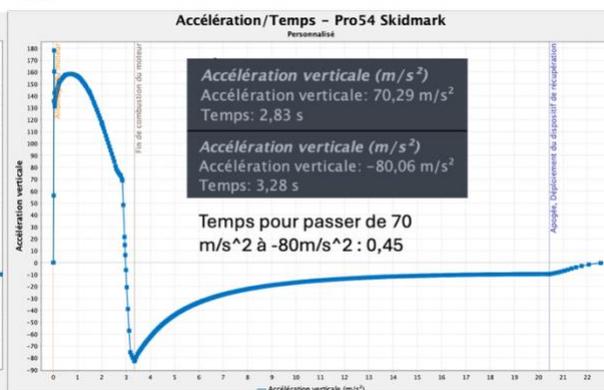
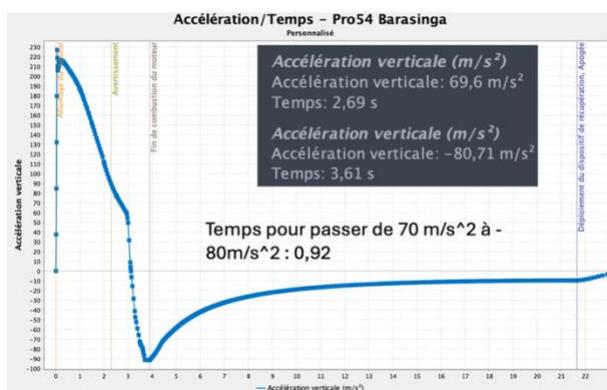
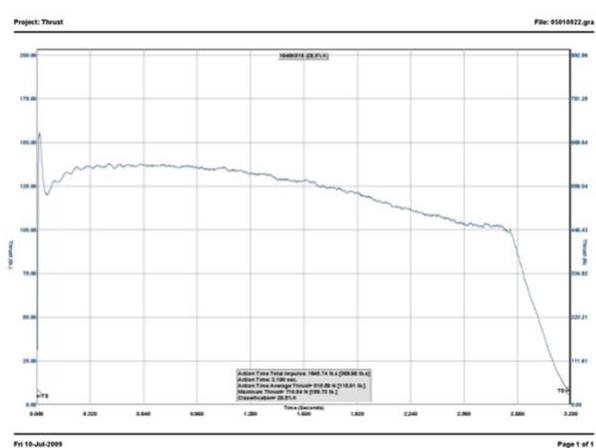
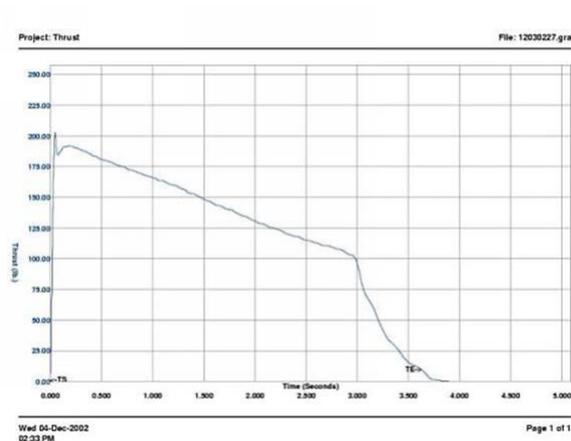
Ce travail s'est révélé d'une grande utilité. En effet, le lendemain nous avons immédiatement trouvé la fusée, à moins d'un mètre du point théorique déterminé.

Comme pressenti, nous avons retrouvé la fusée avec deux ailerons manquants. Le tube, lui, était dans un état étonnamment bon, avec un seul point de cassure, qui n'était pas à la jonction entre nos deux matériaux, validant notre innovation de fabrication. En revanche il manquait l'ogive et le système d'éjection ainsi que le contrôleur de bord. Sans les données de vol la tâche pour déterminer les causes de l'incident s'avérait beaucoup plus compliquée...

Heureusement, une autre équipe a trouvé un peu plus loin une partie de notre système d'éjection (para cordes cassées, pièce interface tube-coiffe, percuteur, cartouche de co2 non percutée).

Voici donc une liste des éléments à notre disposition et que nous avons déterminés à la suite du vol :

Indice	Implication
L'incident est arrivé à t+3.1 secondes	Temps précis de fin de poussée du moteur
Deux ailerons se sont séparés	Une force supérieure à 2 fois la force maximum théorique normale a été appliquée sur au moins deux des ailerons
Le système d'éjection n'a pas été actionné	Une éjection prématurée n'est pas la cause de l'incident. L'alimentation du contrôleur a été coupée avant l'apogée.
Les para cordes et vis vissés à travers le tube et la pièce d'interface tube – coiffe ont cassé	Choc très violent et bref.
La fusée a effectué un virage à plus de 90°	Un évènement a causé une soudaine modification de trajectoire.
Les paquets télémétriques nous indiquent un vol quasiment conforme aux simulations	Pas de surprise, à part une légère survitesse, sûrement due à un Cx meilleur que simulé.
Masse ogive = 230g Masse sauf ogive = 1900g Coef de trainée du tube + ailerons 0,46 Coef de trainée de l'ogive 0,044	L'ensemble tube + ailerons ralenti environ 1.27 fois plus que l'ogive
Approximativement 80hPa de différence entre la pression initiale dans la coiffe et celle à 1km d'altitude	Différence trop faible pour un effet « bouchon de champagne »
Partant du fait que les ailerons ont tenu le test mécanique 60kg, donc 30kg au Cg -> environ 8.5N*m de couple à l'implanture. Pour atteindre ce couple à Mach 1.1 au niveau de la mer, il faudrait un angle d'attaque d'environ 4° (efforts axiaux ignorés).	La phase nominale du vol étant très stable, il est très improbable que les fixations des ailerons aient cédé sans grosses perturbations.
La courbe poussée du Skidmark (K515-16) chute beaucoup plus violemment en fin de poussée que celle du Barasinga (K570-17) Le jerk (à-coup) est plus de deux fois plus violent sur le Skidmark que sur le Pro54 classique	La force nécessaire à dépasser la friction statique de la coiffe sur le tube a donc pu plus facilement être atteinte.



Comparaison des courbes de poussée des Pro54 Barasinga et Skidmark et courbes d'accélération induites

Considérant tous ces éléments, voici la théorie la plus probable que nous ayons : La phase propulsée du vol s'est très bien passée, y compris le passage transsonique et supersonique. À $t+3.1$ secondes, la fin de poussée du moteur, violente, a surpassé la friction nécessaire pour désengager la coiffe (pourtant importante et validée par de nombreuses personnes en RCE3 et au C'Space).

Le parachute et la coiffe se sont donc éjectés prématurément à environ mach 1. Ainsi, les para cordes ont essayé de retenir la fusée qui s'est quasiment retournée. Elles ont cassé, comme les vis retenant la pièce d'interface sur laquelle elles étaient nouées, arrachant, de fait la partie supérieure du rack électronique, attaché à cette pièce. La violence du mouvement a été plus que suffisante pour arracher les ailerons et éjecter le moteur.

Conclusion

Ce projet très ambitieux nous a permis de plonger dans divers domaines de compétences, d'acquérir et approfondir des compétences variées, de rencontrer des passionnés avec lesquels nous avons pu avoir des échanges extrêmement constructifs. Par conséquent, nous sommes très fiers de notre aventure comme de notre réalisation finale, qui a d'ailleurs reçu bon nombre d'éloges à plusieurs égards, en dépit de l'incident survenu pendant le vol. Frustrés par cette erreur facilement corrigeable, nous souhaitons construire une deuxième version de Stella en corrigeant chaque faiblesse que nous avons pu déceler dans ce modèle afin d'assurer plus de fiabilité en vue d'un vol nominal, qui validerait officiellement nos travaux.

