



ASSOCIATION ÉTUDIANTE POUR L'AÉRONAUTIQUE ET L'AÉROSPATIALE DE SORBONNE UNIVERSITÉ
- TOP AÉRO

FUSÉE EXPÉRIMENTALE TRANSSONIQUE

ZÉPHYR

2019-2022



C'Space 2022

31 août 2022

TABLE DES MATIÈRES

1	ÉQUIPE PROJET	4
2	INTRODUCTION	5
3	DESCRIPTION MÉCANIQUE	5
3.1	APERÇU GÉNÉRAL	5
3.2	RÉCUPÉRATION, PARACHUTE	6
3.3	CHOIX DU MOTEUR ET INTÉGRATION	7
3.4	SUPPORTS MÉCANIQUES DES CARTES ÉLECTRONIQUES	8
3.5	APERÇU DES PRINCIPAUX SYSTÈMES MÉCANIQUES	8
4	STABILITÉ	11
4.1	CONTEXTE	11
4.2	STABILITÉ DE LA FUSÉE EN RÉGIME TRANSSONIQUE/SUPERSONIQUE	11
4.3	GÉOMÉTRIE ET RÉPARTITION DES MASSES	11
4.4	DIAGRAMME DE STABILITÉ	13
4.5	TRAJECTOGRAPHIE DE LA FUSÉE	13
4.6	RÉCAPITULATIF DES CRITÈRES DE STABILITÉ	15
4.7	ÉTUDE AÉROÉLASTIQUE DES AILERONS : PHÉNOMÈNE DE FLOTTEMENT	15
5	DESCRIPTION ÉLECTRONIQUE ET INFORMATIQUE	16
5.1	APERÇU GÉNÉRAL	16
5.2	MINUTERIE	16
5.3	ALIMENTATION ÉLECTRIQUE	16
5.4	ENREGISTREMENT À BORD	17
5.5	TÉLÉMESURE	17
6	EXPÉRIENCE	18
6.1	BUT, QUESTION SCIENTIFIQUE	18
6.2	PARAMÈTRES, SYSTÈME DE MESURE	18
6.3	PLAGE DE VALEURS ESTIMÉES	18
6.4	ÉTALONNAGE DES CAPTEURS DE PRESSIION	18
7	DÉROULEMENT DU C'SPACE 2022	21
7.1	SÉQUENCEUR	21
7.2	ORDINATEUR DE BORD	21
7.3	TÉLÉMESURE	22
8	CHRONOLOGIE	23
9	DÉROULEMENT DU VOL	24
9.1	DÉROULEMENT DE LA CHRONOLOGIE	24
9.2	PLAN D'OPÉRATION RESTREINT	24

9.3	LANCEMENT ET RÉSULTATS	24
9.4	ZONE D'IMPACT DE LA FUSÉE	25
9.5	PHOTOGRAPHIES DE LA CAMPAGNE DE LANCEMENT	27
10	PARTENAIRES	29

TABLE DES FIGURES

1	Schéma de la fusée	5
2	Intégration du parachute	6
3	Système anti-torche	6
4	Case parachute	7
5	Système ressort	7
6	Intégration du propulseur	8
7	Ordinateur de bord et capteurs de pression	8
8	Système de séparation	9
9	Bague de raccord	9
10	Ogive	10
11	Calcul du centre de masse	12
12	Dimensions de la fusée	13
13	Diagramme de stabilité	13
14	Schéma des étapes de calcul de la trajectoire en régime supersonique	14
15	Schéma de principe de l'électronique	16
16	Module Lora	17
17	Expérience	18
18	Volumes et pressions utilisés pour l'étalonnage	19
19	Points d'étalonnage des 12 capteurs de pression	19
20	Fonctions de transfert et points d'étalonnage des 12 capteurs de pression	20
21	Fonctionnement du séquenceur et correspondance des LEDs	21
22	Schéma de principe du système de bord lors du vol	22
23	Chronologie Zéphyr 2022	23
24	Courbes de vitesse : données du vol et prédictions StabTraj	25
25	Zone d'impact estimée	26
26	Contrôles	27
27	Qualification	27
28	Lancement	28
29	Décollage	28

Liste des Tableaux

1	Données de trajectographie	14
2	Critères de stabilité : comparaison entre les valeurs imposées par le cahier des charges et celles obtenues pour le prototype étudié	15
3	Paramètres de télémétrie	18

REMERCIEMENTS

Nous souhaiterions remercier l'ensemble des bénévoles Planète Sciences pour leur accompagnement au cours des trois années de ce projet. Merci également à eux pour l'aide incroyable apportée à chaque C'Space dès que nous en avons besoin.

Un grand merci à Jean-Camille Chassaing, Enseignant-Chercheur à Sorbonne Université, pour le soutien apporté à notre projet, ainsi que pour le suivi considérable des étudiants de l'équipe projet pour la réalisation de l'étude de stabilité en domaine transsonique, validée avec succès par la commission technique du CNES.

Enfin, nous adressons notre reconnaissance à tous les partenaires du projet : LéoFly, Artois Plastiques, FSDIE Projets, FabLab Sorbonne Université, APSIS (voir partie 10).

1 ÉQUIPE PROJET

Chef de projet :

Noémie Canet (noemie.canet@top-aero.com)

Membres du projet en 2021-2022 :

Adrien Anthore - Alban De Laborie - Noémie Canet - Mohamed-Iadh Bani
Samy Attal - Théo Tugaye - Pierre Heckly-Leydier - Ulrich Houire



Membres du projet en 2019-2020 et/ou 2020-2021 :

Adrien Anthore, Alexandre Violleau, Faiz Ackbarally, Martin Kotlarczik, Mohamed-Iadh Bani, Nicolas Armogathe,
Noémie Canet, Omar Alabed Alnaef, Théo Tugaye, Thomas Fontelle, Ulrich Houire

2 INTRODUCTION

Le projet Zéphyr est un projet de fusée expérimentale transsonique conduit par le club Top Aéro (Association Étudiante pour l'Aéronautique et l'Aérospatiale de Sorbonne Université) depuis septembre 2019. La première fusée de ce club a été lancée au C'Space 2018 (Millenium Curie - 1) et c'est suite à cette réussite que nous avons choisi de débiter ce nouveau projet ambitieux.

L'équipe du projet était composée d'une petite dizaine d'étudiants, venant de filières et niveaux d'étude différents (physique, électronique, mécanique, robotique).

L'expérience du projet, née d'un souhait de relier réalité et simulation numérique en explorant les régimes transsonique et supersonique, est de relever le champ de pression autour de l'ogive afin de le comparer à de la CFD ¹.

Le projet, initialement prévu sur deux ans, n'a malheureusement pas été qualifié lors du C'Space 2021 en raison du système de séparation transversale dont la puissance n'était pas suffisante. Il a donc été reconduit en 2021-2022 et a été présenté à la campagne C'Space 2022.

3 DESCRIPTION MÉCANIQUE

3.1 APERÇU GÉNÉRAL

La fusée mesure 1m64 de hauteur, 104 mm de diamètre extérieur (100 mm interne) et pèse 6,59 kg sans propulseur. Vous trouverez ci-dessous un plan général de la fusée.

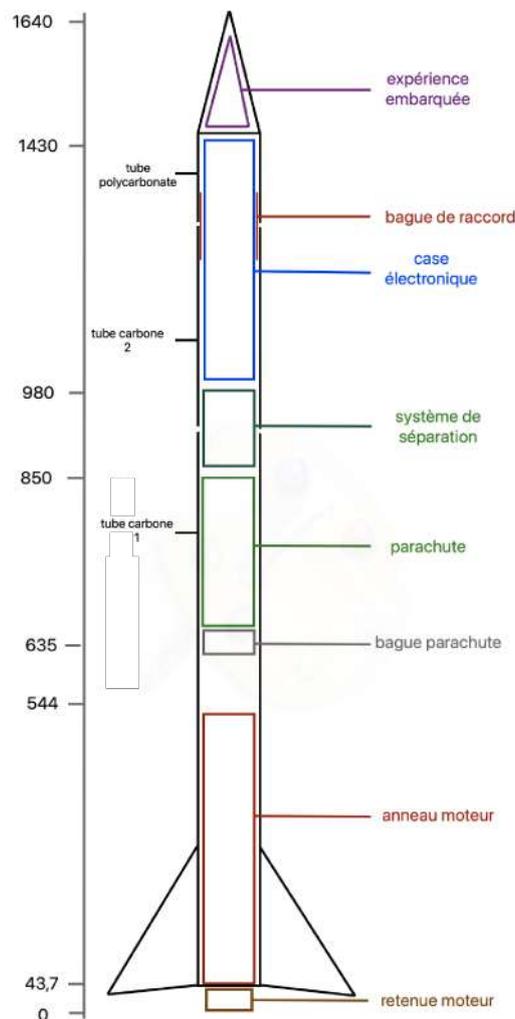


FIGURE 1 – Schéma de la fusée

À peau porteuse, elle est constituée de trois tubes : deux tubes en carbone séparés par le système d'éjection du parachute, et un tube en polycarbonate permettant de laisser passer les ondes de télémétrie.

1. Computational fluid dynamics : consiste à étudier les mouvements d'un fluide, ou leurs effets, par la résolution numérique des équations régissant le fluide.

De bas en haut, on retrouve les éléments suivants : pièce de retenue du moteur, anneau qui accueillera un pro-75, avec pièces de centrage ainsi que pièces de maintien des ailerons, une bague d'accroche du parachute, la case du parachute contenant un long ressort ainsi que le parachute dans deux demi-coquilles, les deux bagues du système de séparation, la case électronique, une bague de raccord entre le tube en carbone et le tube en polycarbonate, puis l'ogive accueillant l'expérience.

3.2 RÉCUPÉRATION, PARACHUTE

La récupération se fait par une séparation transversale détaillée en partie 3.5. Le parachute, est de forme elliptique, a une surface projetée de 0.656 m^2 , et une surface réelle (de matière) de $1,116 \text{ m}^2$. Ce parachute est placé dans deux demi-coquilles afin de faciliter son extraction du corps.

Avec une vitesse à l'apogée de 40 m/s (voir partie 4), nous devrions avoir une force à l'ouverture entre 680 N et 1160 N (respectivement en prenant en compte la surface projetée ou la surface réelle) et une vitesse de descente entre $8,6 \text{ m/s}$ et $11,2 \text{ m/s}$ (respectivement en prenant en compte la surface réelle ou la surface projetée).



((a)) Parachute

((b)) Demi-coquille

FIGURE 2 – Intégration du parachute

Notre système anti-torche est composé d'une pièce en impression 3D et d'une pièce en bois découpée au laser. Les suspentes passent dans les trous de la pièce en bois qui est ensuite collée à la pièce en plastique.



FIGURE 3 – Système anti-torche

La case parachute est un tube en PLA dont le diamètre intérieur est égal au diamètre intérieur de la bague du bas du système de séparation, afin de permettre au parachute de pouvoir sortir sans rétrécissement de diamètre.

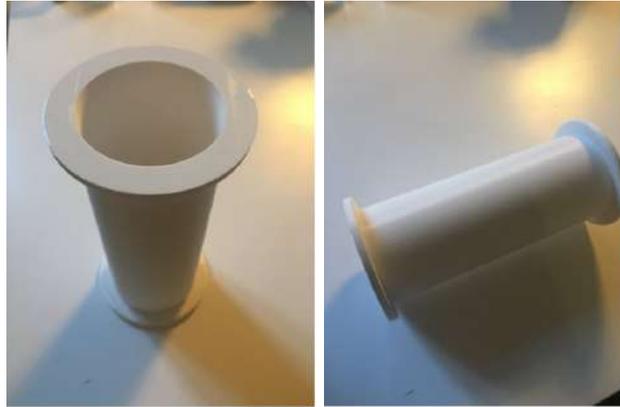


FIGURE 4 – Case parachute

Afin d'assurer l'éjection des coquilles et le soulèvement de toute la partie haute de la fusée, un long ressort est placé sous le système, avec autour de lui des étages de plaques qui servent de guide afin que le gros ressort se comprime sans se plier.



FIGURE 5 – Système ressort

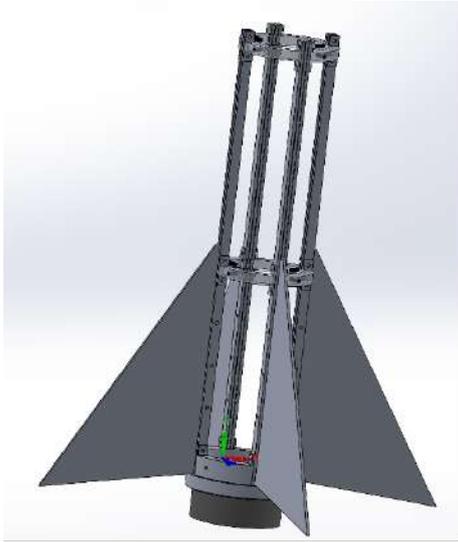
3.3 CHOIX DU MOTEUR ET INTÉGRATION

3.3.1 PROPULSEUR

Le propulseur choisi pour Zéphyr est le Pro75-3G de la société Cesaroni Technology Incorporated (CTI). L'utilisation de ce moteur étant soumise à autorisation par la commission CNES-Planète Sciences, nous avons fait en début de projet une demande de Pro75 justifiée par les besoins de notre expérience (un Pro54 ne nous aurait pas permis d'atteindre la vitesse requise pour le bon fonctionnement de l'expérience, soit le domaine transsonique). La demande a bien été acceptée.

3.3.2 INTÉGRATION DU PROPULSEUR

Le système de centrage du moteur, entièrement en aluminium, est composé de trois bagues reliées par 8 tiges plates. Ce système permet également de fixer les quatre ailerons, qui passent à travers des fentes du tube en carbone. La retenue du moteur se fait par un système de vissage (voir pièces ci-dessous), qui se fixe à la bague du bas.



((a)) Anneau centrage moteur / maintien des ailerons



((b)) Pièce de retenue du moteur

FIGURE 6 – Intégration du propulseur

3.4 SUPPORTS MÉCANIQUES DES CARTES ÉLECTRONIQUES

Le PCB de l'ordinateur de bord est placé dans les rails d'une pièce imprimée en 3D, qui contient également le coupleur de piles. Le PCB des capteurs d'expérience est, quant à lui, tenu par les capteurs (soudés au PCB), eux-mêmes alignés par des tiges filetées fixées dans un support réalisé en impression 3D. Cet ensemble est fixé sous l'ogive.

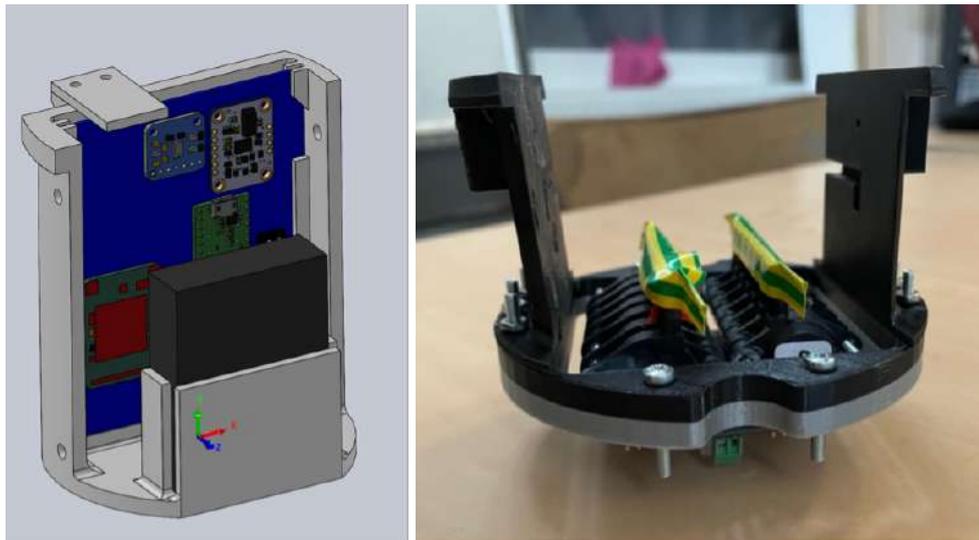


FIGURE 7 – Ordinateur de bord et capteurs de pression

3.5 APERÇU DES PRINCIPAUX SYSTÈMES MÉCANIQUES

3.5.1 SYSTÈME DE SÉPARATION

Le système de séparation est composé de trois pièces en aluminium : deux bagues fixées à chacun des tubes en carbone, l'une d'entre elles ayant de longues pattes qui viennent coulisser à l'intérieur de l'autre. La troisième pièce est contrôlée par le moteur et permet de faire le verrouillage/déverrouillage du système.



((a)) Bagues du système, avant assemblage



((b)) Système assemblé

FIGURE 8 – Système de séparation

3.5.2 BAGUE DE RACCORD

La bague de raccord entre le tube en carbone et le tube en polycarbonate mesure 10 cm de hauteur soit le diamètre de la fusée, ce qui devrait permettre d'assurer une flèche négligeable. Elle possède 8 trous taraudés dont 4 se fixent au tube en carbone et 4 se fixent au tube en polycarbonate.



FIGURE 9 – Bague de raccord

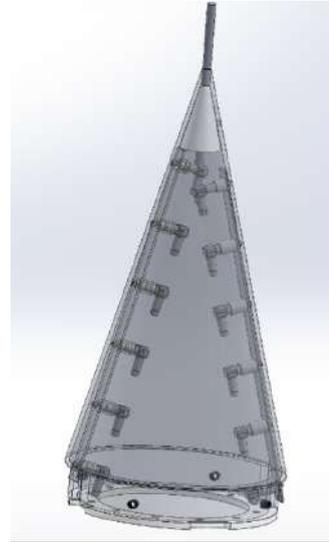
Tous les trous des bagues permettant de les fixer sur la peau de la fusée sont taraudés afin que nous n'ayons besoin d'utiliser aucun écrou, ce qui facilite l'assemblage.

3.5.3 OGIVE

L'ogive est cruciale puisqu'elle héberge le cœur de l'expérience. Usinée en aluminium, elle possède de nombreux trous latéraux (répartis sur deux lignes opposées), qui correspondent aux prises de pression. Afin de relier les capteurs à ces prises, nous avons imprimé deux pièces en silicone (65A) venant s'insérer dans les trous de l'ogive, et sur lesquelles on vient fixer des coudes en plastique reliés aux tuyaux, eux-mêmes reliés aux capteurs de pression. Au sommet de l'ogive on trouve le tube de Pitot, fixé à l'aide d'une pièce intermédiaire en PLA. Le bas de l'ogive est prévu pour être fixé directement au tube en polycarbonate sans passer par une bague intermédiaire.



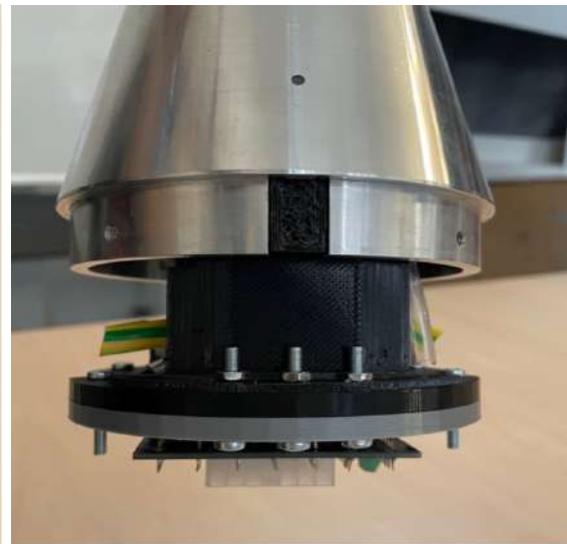
((a)) Ogive seule



((b)) CAO de l'ogive avec pièces d'intégration des tuyaux



((c)) Pièces en silicone pour brancher les tuyaux



((d)) Intégration des capteurs à l'ogive

FIGURE 10 – Ogive

4 STABILITÉ

4.1 CONTEXTE

Vous trouverez ci-dessous l'étude que nous avons menée pour déterminer la stabilité et la trajectographie d'une fusée expérimentale en régime transsonique/supersonique. Lorsque la vitesse de la fusée (et donc de l'écoulement autour de celle-ci) s'approche de Mach 0.8, les coefficients aérodynamiques subissent des variations conséquentes. L'outil StabTraj utilisant une méthode ne prenant pas en compte cette variation, et étant donc valable uniquement en régime subsonique, nous avons dû réaliser un outil permettant de dimensionner une fusée expérimentale afin qu'elle soit stable en régime transsonique et supersonique. Nous avons également choisi d'adapter l'outil StabTraj afin que la trajectographie soit valide en régime transsonique.

Notre étude a été validée par le CNES en mai 2021, fixant ainsi la géométrie ainsi que la répartition des masses de Zéphyr.

4.2 STABILITÉ DE LA FUSÉE EN RÉGIME TRANSSONIQUE/SUPERSONIQUE

Le gradient de portance et la position du centre de poussée, paramètres nécessaires à l'étude de stabilité d'une fusée expérimentale, varient en fonction du nombre de Mach lorsque l'écoulement est transsonique ou supersonique. Nous avons donc dû mettre en place un outil permettant de tracer le diagramme de stabilité en régime supersonique. Pour ce faire, nous avons choisi d'utiliser le logiciel Aerolab, disponible en open source sur le site de Richard Nakka². Ce logiciel prend en entrée les dimensions de toutes les parties de la fusée, et calcule les coefficients aérodynamiques (traînée, portance, centre de pression, . . .), sur toute la gamme de Mach souhaitée (possibilité d'aller jusqu'à Mach 8). Nous pouvons ensuite visualiser les courbes directement sur le logiciel, ou bien exporter les valeurs afin de réaliser un post-traitement « fait maison ».

Nous avons choisi de concevoir un code sur Matlab afin de réaliser le post-traitement des tableaux de valeurs récupérés sur Aerolab. Ce code prend en entrée les valeurs des deux variables aérodynamiques nécessaires à la vérification des critères de stabilité : le gradient de portance et la position du centre de poussée. Il faut également indiquer la valeur de quelques paramètres supplémentaires :

- D_{ref} , le diamètre de référence du corps de la fusée, en mm ;
- CdG_{vide} et CdG_{plein} , respectivement les positions du centre de gravité (centre de masse) de la fusée avec propulseur vide et propulseur plein, positions mesurées depuis la pointe de l'ogive et en mm ;
- L_{tot} , la longueur totale de la fusée, en mm ;
- c , la vitesse du son dans l'air, en m/s ;
- les limites des critères de stabilité (voir valeurs en rouge dans le tableau 2).

En combinant les différentes données, notre code est capable de tracer dans un diagramme de stabilité les deux courbes correspondant au cas où le propulseur est vide, et au cas où le propulseur est plein, pour une plage de Mach donnée.

4.3 GÉOMÉTRIE ET RÉPARTITION DES MASSES

CALCUL DU CENTRE DE MASSE Afin de calculer la marge statique, qui dépend de la position du centre de masse de la fusée, nous avons tout d'abord procédé à un calcul du centre de masse en fonction de la répartition des différentes parties constitutives de la fusée (voir figure 11).

2. « Richard Nakka's Experimental Rocketry Site ». [Online]. Disponible sur : <https://www.nakka-rocketry.net/softw.html>.

PIÈCE	MASSE (g)	CDM (mm) (à partir du bas)
Tube haut	346	1073,69
Tube bas	980	474,88
Tube poly	156	1343,76
Bague raccord	174	1243,7
Fenêtre plexi	6	1326,2
Ogive (avec expérience)	270	1495,08
Assemblage capteurs	128	1400,56
Case élec (vide) + coupleur + pcb	227	1244
Case élec séquenceur	288	1086
Système de séparation	1557	931
Case parachute + contenu	544	804
Système ressort	205	687
Bague parachute	124	640,7
Anneau centrage + Ailerons + Retenue	1591	158
Moteur pro75	<i>plein</i> 3511 <i>vide</i> 1638	1638
		256

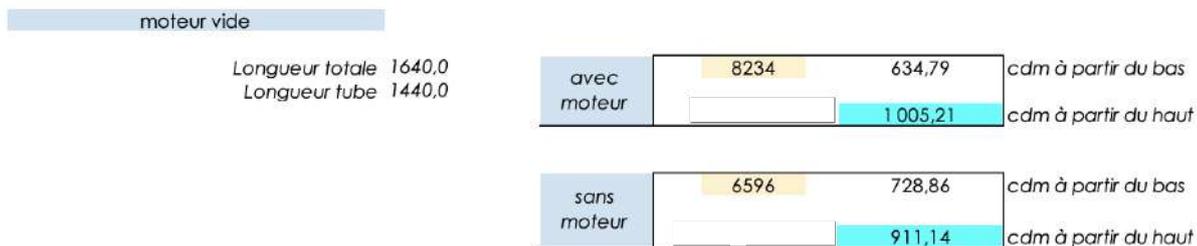


FIGURE 11 – Calcul du centre de masse

Lors des contrôles, la masse totale ainsi que la position du centre de masse ont été mesurés et vérifiés : $m_{ST} = 6,59$ kg, soit la masse estimée à 6 g de différence ; et $cdm_{ST} = 900$ mm à partir de la pointe de l'ogive, soit la position estimée à 11 cm de différence.

La stabilité, réalisée dans un premier temps avec les valeurs estimées, a été recalculée avec les nouvelles valeurs lors du C'Space.

DIMENSIONS DE LA FUSÉE Les dimensions de la fusée sont présentées sur la figure 12. On remarquera la prise en compte du dépassement de la retenue moteur en bas de la fusée, qui influe sur la stabilité.

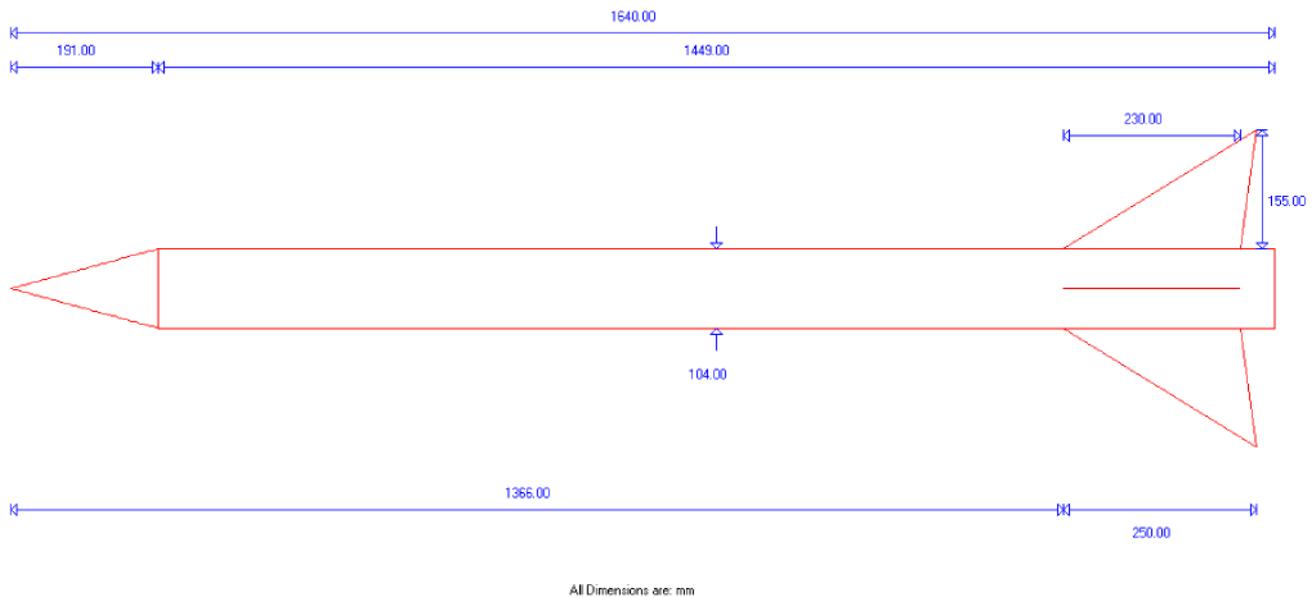


FIGURE 12 – Dimensions de la fusée

4.4 DIAGRAMME DE STABILITÉ

Le diagramme de stabilité obtenu est présenté sur la figure 13, pour un nombre de Mach compris entre 0 et 1,1.

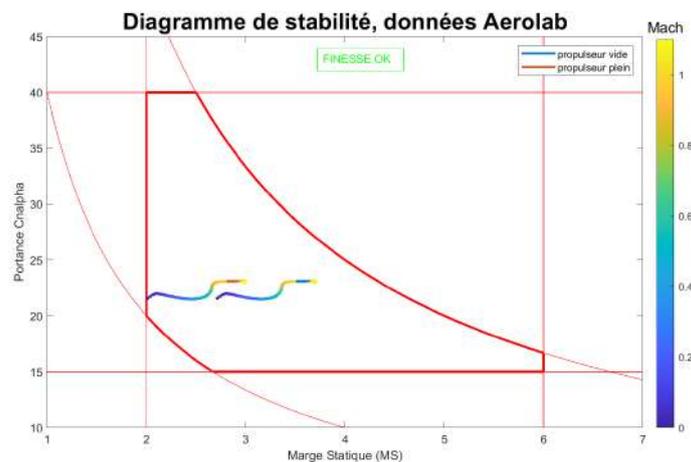


FIGURE 13 – Diagramme de stabilité

Nous pouvons voir que tous les points se trouvent dans la zone stable, ainsi le prototype sera stable tout au long du vol (tant que sa vitesse ne dépasse pas un nombre de Mach de 1.1).

CALCUL DE LA FINESSE

$$F_{\text{zephyr}} = \frac{\text{longueur}}{\text{diamètre}} = \frac{1640 \text{ mm}}{104 \text{ mm}} = 15,8$$

On remarque que $F_{\text{zephyr}} \in [10, 35]$, donc le critère de finesse est bien vérifié pour ce prototype.

4.5 TRAJECTOGRAPHIE DE LA FUSÉE

Le dernier critère de stabilité étant la vitesse de la fusée en sortie de rampe, nous avons dû procéder à une étude de la trajectoire de la fusée.

4.5.1 ÉTUDE DE LA TRAJECTOIRE

Afin de savoir si l'algorithme de trajectographie implémenté dans StabTraj était compatible avec le régime transsonique, nous avons regardé les formules utilisées sur StabTraj et avons remarqué que celles-ci prennent en compte le coefficient de traînée (C_x) de la fusée. Or ce coefficient, presque constant en régime subsonique, varie fortement quand le nombre de Mach se rapproche de 1 : c'est la crise de traînée.

Nous avons donc décidé d'adapter la feuille de calcul de StabTraj pour calculer la trajectoire en prenant en compte l'évolution du C_x en fonction de la vitesse.

Pour ce faire, nous avons ajouté au post-traitement des données d'Aerolab un traitement du coefficient de traînée. En réalisant une interpolation de la courbe récupérée d'Aerolab, nous obtenons un tableau des valeurs du C_x en fonction des vitesses qui nous intéressent, que nous pouvons injecter dans la feuille de StabTraj. La trajectoire étant calculée pas à pas, la formule peut ainsi utiliser à chaque pas de temps le coefficient de traînée qui correspond à la vitesse actuelle (voir schéma de la figure 14).

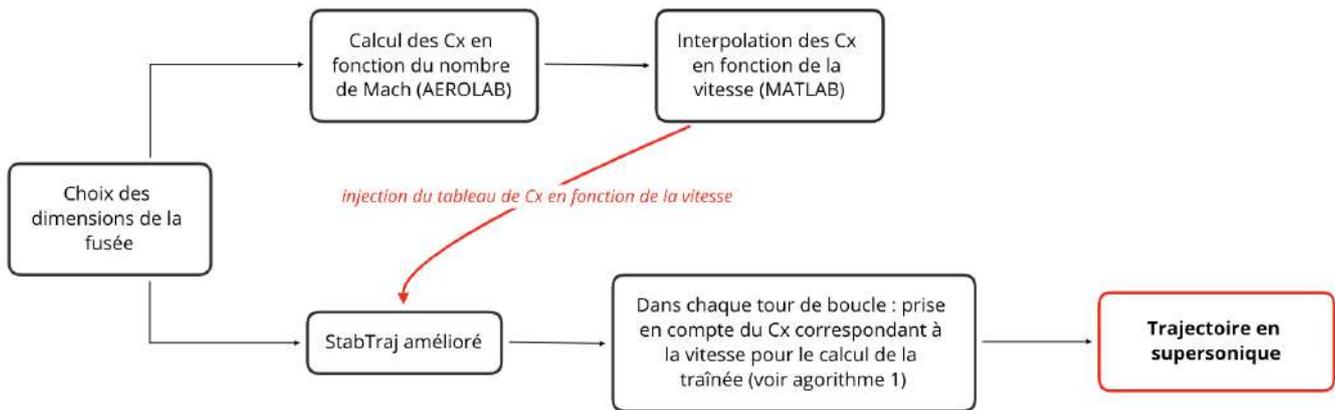


FIGURE 14 – Schéma des étapes de calcul de la trajectoire en régime supersonique

Il est important de noter qu'Aerolab considère que la fusée a une surface parfaitement lisse, or après usinage, la fusée réelle aura des imperfections. Le coefficient de traînée ainsi calculé est donc très optimiste, et la trajectoire ne correspond donc pas parfaitement à la trajectoire qu'aura réellement la fusée. Nous pouvons noter que la version subsonique de StabTraj prend pour C_x une valeur moyenne de 0.6, or nous avons remarqué que le C_x en subsonique donné par Aerolab est largement inférieur à 0.6. Cette valeur est prise plus grande pour prendre volontairement en compte ces effets d'imperfection. Les résultats de notre chaîne de calcul de la trajectoire en supersonique donneront donc une vitesse maximale ainsi qu'une apogée plus élevées que celles qui seront réellement atteintes.

4.5.2 RÉSULTATS

Nous pouvons ainsi comparer les résultats du calcul de la trajectoire entre ceux donnés par la version de StabTraj considérant le coefficient de traînée comme constant, et ceux de la version modifiée qui prend en compte son évolution avec la vitesse (voir tableau 1).

	$V_{\text{sortie rampe}}$ (m/s)	Apogée				V_{max} (m/s)	Mach max	Acc_{max} (m/s)	Impact ballistique (portée x en m)
		Temps (s)	Altitude (m)	Vitesse (m/s)	Portée x (m)				
ST - PS ¹	27.6	21.2	2550	31	859	291	0.86	117	1450
ST - TA ²	27,6	24.7	3247	39	1160	310	0.91	117	2044

TABLE 1 – Données de trajectographie

Le critère $V_{\text{sortie rampe}} > 20 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ est donc bien vérifié.

Nous pouvons également remarquer que, comme nous l'avons vu plus haut, la version modifiée donne des valeurs beaucoup plus grandes (en terme de vitesse atteinte et de distance parcourue) puisque l'on considère un coefficient de

1. StabTraj de Planète Sciences prenant le coefficient de traînée comme constant ($C_x = 0.6$).
 2. Version améliorée du StabTraj de Planète Sciences afin de prendre en compte l'évolution du coefficient de traînée avec la vitesse ($C_x = f(V)$).

traînée tel que la paroi de la fusée est parfaitement lisse. Les valeurs « réelles » de la trajectoire sont donc entre les valeurs prévues par les deux StabTraj.

4.6 RÉCAPITULATIF DES CRITÈRES DE STABILITÉ

En conclusion, nous pouvons rassembler tous les critères de stabilité et voir que ce prototype vérifie les limites imposées par le cahier des charges.

Critère		Valeur minimale	Valeur maximale	
Marge statique MS (en Calibres)	MS_{cdc}		2	6
	$MS_{aerolab}$	moteur vide	2.72	3.70
		moteur plein	2.01	3.00
Gradient de portance $C_{n\alpha}$	$C_{n\alpha, cdc}$		15	40
	$C_{n\alpha, aerolab}$		21.49	23.16
Produit $MS \times C_{n\alpha}$	Produit _{cdc}		40	100
	Produit _{aerolab}	moteur vide	58.35	85.77
		moteur plein	43.26	69.52
Finesse	F_{cdc}		10	35
	F_{zephyr}		15.8	
Vitesse en sortie de rampe ($m.s^{-1}$)	V_{cdc}		20	/
	V_{zephyr}		27.6	

TABLE 2 – Critères de stabilité : comparaison entre les valeurs imposées par le cahier des charges et celles obtenues pour le prototype étudié

4.7 ÉTUDE AÉROÉLASTIQUE DES AILERONS : PHÉNOMÈNE DE FLOTTEMENT

Le programme MatLab permettant de calculer la vitesse de flottement aéroélastique d'un aileron, développé dans le cadre du projet MC-1, a permis de déterminer que la vitesse de flottement des ailerons de Zéphyr était de 367 m/s, soit 1,18 fois la vitesse maximale de la fusée (calculée avec le StabTraj supersonique, et donc déjà surestimée). Il est donc très peu probable que les ailerons entrent en flottement au cours du vol.

5 DESCRIPTION ÉLECTRONIQUE ET INFORMATIQUE

5.1 APERÇU GÉNÉRAL

L'électronique de Zéphyr est composée d'une part du système de bord (centrale inertielle, expérience) et d'autre part du séquenceur pour la récupération.

L'ordinateur de bord, une Teensy 3.5, récupère les données d'un tube de Pitot (vitesse), d'un module GPS (position), d'un capteur d'altitude, d'un accéléromètre ainsi que des 12 capteurs de pression pour l'expérience (il y a 14 capteurs au total mais 2 sont utilisés pour mesurer les pressions totale et statique du tube de Pitot). Toutes ces données sont enregistrées sur carte SD et certaines d'entre elles sont transmises à l'émetteur radio.

Le séquenceur est composé d'une Teensy 3.2 et d'un moteur. Vous trouverez ci-dessous le schéma de principe de ces deux systèmes.

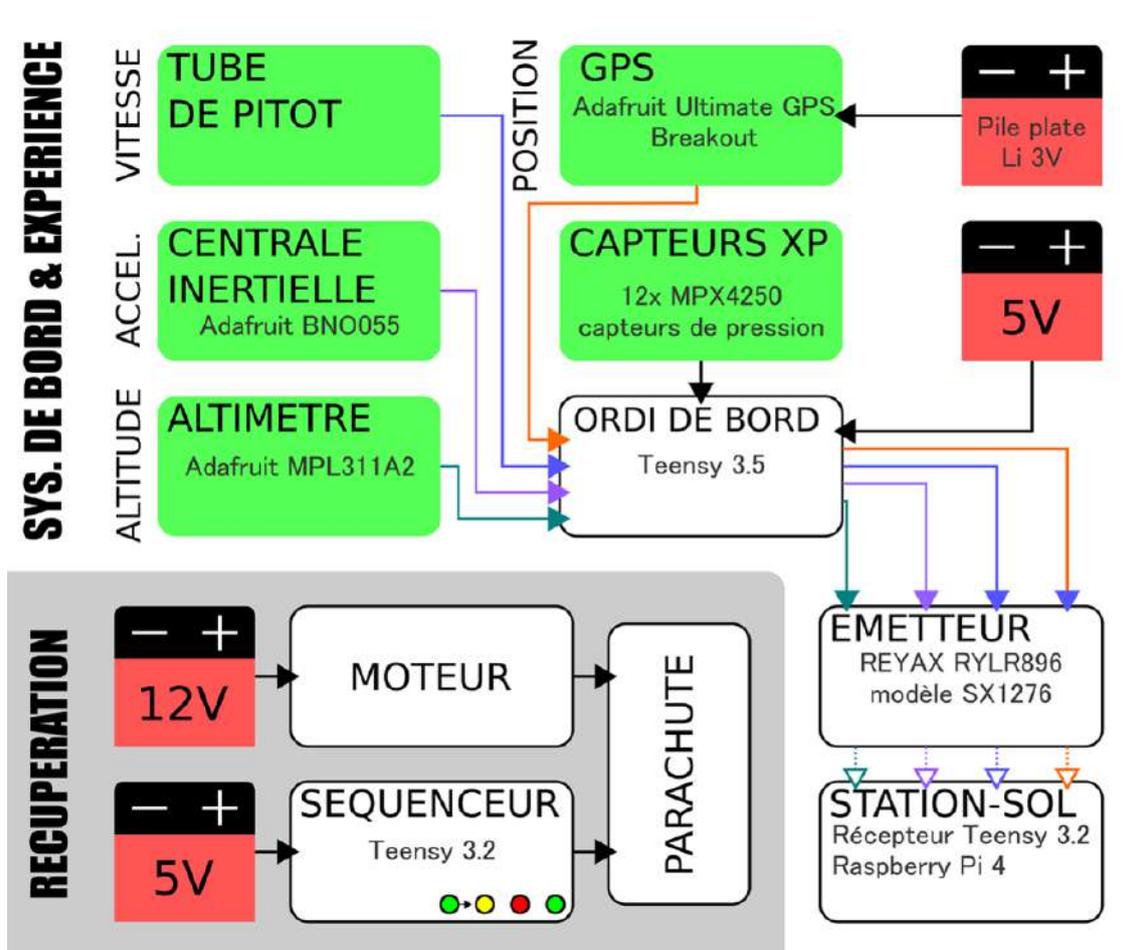


FIGURE 15 – Schéma de principe de l'électronique

Nous avons réalisé 2 PCB (ordinateur de bord et capteurs d'expérience) pour monter le système de bord, et 1 PCB pour le séquenceur.

5.2 MINUTERIE

Notre séquenceur étant piloté par une Teensy, la minuterie se fait numériquement. Une vingtaine de secondes après le décollage (ce dernier étant détecté par l'arrachage de la prise jack), le séquenceur fait pivoter le moteur, déverrouillant le système mécanique de séparation.

Le temps précis réglé sur la minuterie était de 20,5 secondes, légèrement plus court que le temps estimé (par le StabTraj de Planète Sciences) pour atteindre l'apogée.

5.3 ALIMENTATION ÉLECTRIQUE

L'ordinateur de bord est alimenté par 4 piles AAA (6V au total). Ces piles sont reliées à un convertisseur permettant d'alimenter la Teensy avec le bon voltage (5V).

Le module émetteur n'a pas d'alimentation indépendante (bien qu'imposée par le cahier des charges). Nous avons cependant placé un interrupteur permettant d'allumer et d'éteindre ce dernier indépendamment de l'ordinateur de bord. Nous justifions cette « dérogation » par deux points :

- Le bilan de masse est critique pour ce projet car l'expérience ne fonctionnera pas si nous n'atteignons pas un nombre de Mach très proche de 1, cela nous arrange donc d'avoir deux piles en moins,
- Nous utilisons un émetteur LORA, module du commerce, testé et validé, avec lequel les risques sont donc très faibles. Aussi, des composants de protection y sont intégrés.

Le séquenceur est alimenté par une batterie LiPo de 8.4V accompagnée d'un BMS³ afin de respecter l'addendum au cahier des charges concernant les batteries à base de lithium. L'utilisation d'une telle batterie est ici justifiée par la grande consommation du servo-moteur ainsi que par notre bilan de masse critique.

5.4 ENREGISTREMENT À BORD

Toutes les données sont enregistrées à bord sur une carte micro-SD.

5.5 TÉLÉMESURE

Les modules utilisés à l'émission et la réception sont les modules REYAX RYLR896 Lora Module SX1276 UART. Nous avons remplacé l'antenne du modèle d'émission par l'antenne Molex 105263.

Nous trouvons avec cette nouvelle antenne un FSL (free space loss) de 100,8 dB ainsi qu'un bilan de liaison de 38,2 dB, ce qui est supérieur à 10 dB, la marge de gain jugée suffisante pour une liaison correcte. On considère donc que 38,2 dB est largement suffisant pour compenser les possibles pertes dues au matériau de la peau de la fusée et aux composants intégrés à la case électronique.

Nous avons essayé d'organiser la case pour que les métaux soient dans la zone morte du champ émis par le dipôle. Pour cela nous compactons au maximum les composants sur le haut et le bas de la case, afin que le centre soit libre pour une émission à 360 degrés.

Nous avons choisi de ne pas utiliser d'antennes patch pour plusieurs raisons :

- éviter les pertes dues au splitter qui divise le courant par deux pour alimenter deux antennes patchs (nécessaires car elles émettent seulement à 180 degrés),
- les antennes patchs sont compliquées à intégrer dans la fusée parce qu'elles émettent dans la direction opposée à leur face autocollante, elles doivent donc se trouver dans la fusée mais fixées à une autre pièce que la surface intérieure de la peau, ou hors de la fusée, ce qui est impossible au vu de nos contraintes.

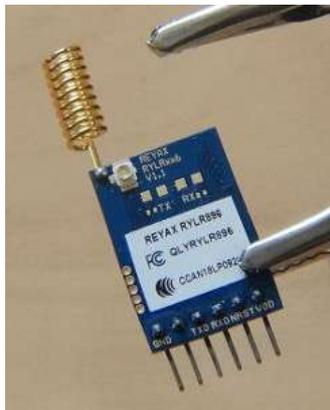


FIGURE 16 – Module Lora

Nous avons remarqué que la vitesse de transmission était relativement faible par rapport à la vitesse d'acquisition des données. Nous avons remarqué que, dans les paramètres du code :

- plus grand est le Spreading Factor, plus la sensibilité est haute, mais plus la communication est ralentie,
- plus petite est la Bandwidth, plus la sensibilité est haute, mais plus la communication est ralentie,
- plus le coderate est grand, plus la vitesse d'envoi est grande,
- plus Programmed Preamble est grand, moins on se risque à perdre des données.

Ainsi nous avons modifié ces valeurs comme suit :

3. Battery Management System, permet de surveiller la tension basse des cellules, de gérer l'équilibrage à la recharge et de mesurer la température de la batterie.

Paramètre	Valeur par défaut	Valeur choisie
Spreading Factor	12	7
Bandwidth	7 (125 kHz)	9 (500 kHz)
Coderate	1	4
Programmed Preamble	12	4

TABLE 3 – Paramètres de télémesure

Avec ces nouveaux paramètres, nous avons : une vitesse d'envoi de 113,93 messages par seconde ainsi qu'une sensibilité de réception de -117 dBm.

6 EXPÉRIENCE

6.1 BUT, QUESTION SCIENTIFIQUE

Le but de l'expérience est de mesurer la pression à la paroi de l'ogive et de comparer les résultats aux valeurs obtenues lors de simulations numériques, afin de répondre à la question : arrive-t-on à retrouver expérimentalement des valeurs calculées numériquement par un solveur ? Si non, quelles pourraient en être les raisons ?

6.2 PARAMÈTRES, SYSTÈME DE MESURE

Le paramètre mesuré est la pression (unité : Pa) à plusieurs endroits le long de l'ogive.



((a)) Capteurs de pression



((b)) Prises de pression le long de la coiffe

FIGURE 17 – Expérience

6.3 PLAGE DE VALEURS ESTIMÉES

Le choix des capteurs de pression se fait en fonction des simulations numériques, qui nous montrent que la pression varie entre 70 000 Pa et 120 000 Pa. Sachant que notre géométrie n'est pas parfaitement lisse, il peut y avoir quelques variations. Afin de prendre de la marge et de pouvoir facilement calibrer nos capteurs de pression, nous avons choisis les capteurs MPX4250AP couvrant la plage 20 kPa - 250 kPa.

6.4 ÉTALONNAGE DES CAPTEURS DE PRESSION

Cette section présente l'étalonnage des capteurs d'expérience, soit 12 capteurs de pression MPX4250AP⁴.

6.4.1 MÉTHODE D'ÉTALONNAGE

Afin d'étalonner les capteurs de pression, nous avons utilisé une seringue de 60 mL afin d'injecter dans les capteurs dix valeurs de pression connue à l'aide de la loi de Mariotte (1).

4. Fiche technique : <https://www.gotronic.fr/pj2-mpx4250a-2027.pdf>

$$P_1 V_1 = P_2 V_2 \quad (1)$$

Par exemple, nous plaçons la seringue sur $V_1 = 15$ mL puis la relierons ensuite au tuyau du capteur afin que la pression P_1 soit égale à la pression atmosphérique. Ensuite, nous modifions le volume jusqu'à 60 mL et obtenons ainsi une pression finale $P_2 = \frac{P_1 V_1}{V_2} = \frac{101\,325 \times 15}{60} = 25\,331,25$ Pa.

Cette méthode a été réalisée 10 fois pour chaque capteur afin d'obtenir les 10 pressions suivantes :

Mariotte				
V1	V2	P1	P2	P2 (hPa)
15	60	101325	25331,3	253,31
15	30	101325	50662,5	506,63
15	20	101325	75993,8	759,94
15	15	101325	101325	1013,25
60	49	101325	124071	1240,71
60	40	101325	151988	1519,88
60	35	101325	173700	1737,00
60	30	101325	202650	2026,50
60	27	101325	225167	2251,67
60	24	101325	253313	2533,13

FIGURE 18 – Volumes et pressions utilisés pour l'étalonnage

Ces dix valeurs permettent de couvrir la gamme des capteurs ([200,2500] hPa). Vous trouverez sur la figure 19 les points d'étalonnage (tensions obtenues lorsque l'on soumet chaque capteur aux pressions du tableau 18).

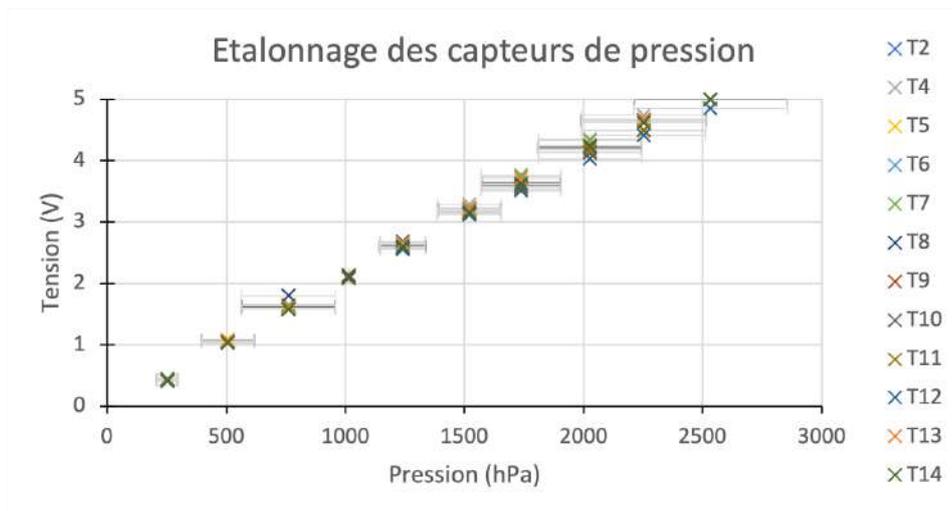


FIGURE 19 – Points d'étalonnage des 12 capteurs de pression

Les incertitudes sur la pression sont calculées sur la base d'une erreur de 2 mL sur chaque volume.

6.4.2 FONCTIONS DE TRANSFERT

La fonction de transfert permet de passer de la valeur de la tension V_{out} en volt à la valeur de la pression P en kPa (2).

$$V_{out} = V_{CC} \times (P \times 0,004 - 0,04)$$

$$\Rightarrow P = \left(\frac{V_{out}}{V_{CC}} + 0,04 \right) \frac{1}{0,004}$$

or $V_{CC} = 5$ V $\Rightarrow P = \frac{V_{out}}{0,02} + 10$

L'offset étant différent pour chaque capteur, et le dernier membre 10 étant une constante, nous pouvons réécrire la fonction de transfert telle que :

$$P = \frac{V_{out}}{0,02} + \text{offset} \tag{2}$$

Grâce aux points d'étalonnage, nous trouvons l'offset de chaque capteur résolvant l'équation pour la pression atmosphérique (celle sur laquelle l'erreur est la plus faible).

Capteur	2	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Offset	-3,975	-3,475	-4,875	-4,475	-3,975	-5,375	-2,475	-2,975	-3,175	-3,675	-5,375	-4,975

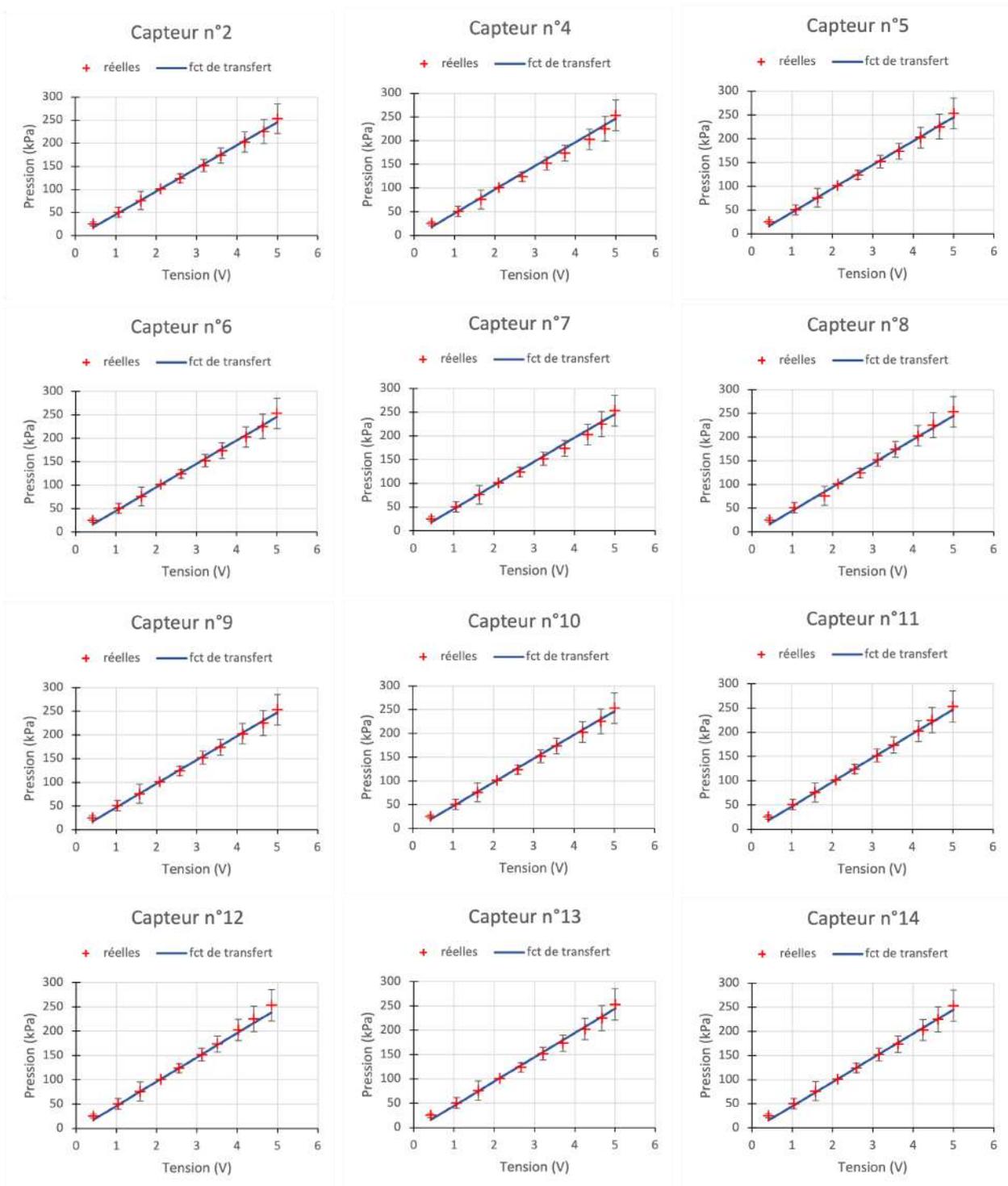


FIGURE 20 – Fonctions de transfert et points d'étalonnage des 12 capteurs de pression

7 DÉROULEMENT DU C'SPACE 2022

Au cours du C'Space 2022, plusieurs problèmes ont conduit à la modification de certains systèmes de bord.

7.1 SÉQUENCEUR

Le code du séquenceur a été simplifié afin de faire disparaître des comportements aléatoires qui ne donnaient pas les mouvements de servo-moteur voulus.

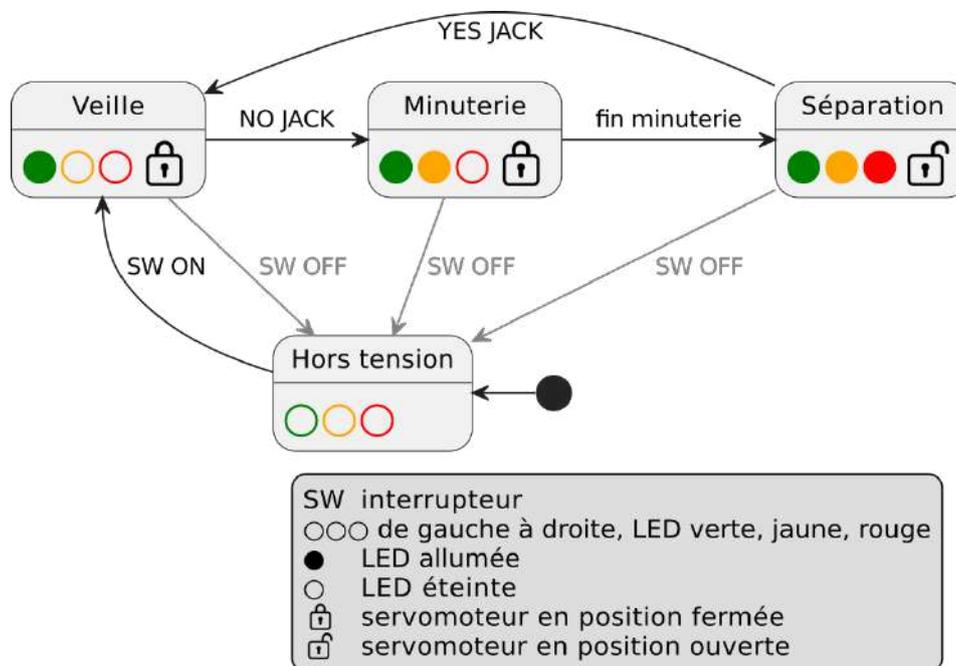


FIGURE 21 – Fonctionnement du séquenceur et correspondance des LEDs

Suite à une mauvaise manipulation du micro-contrôleur utilisé jusqu'ici sur le PCB du séquenceur (Teensy), nous avons remplacé ce dernier par une carte Arduino Nano. Les ajustements suivants ont donc dû être faits :

- adaptation des pistes du PCB,
- changement des résistances,
- ajout d'un interrupteur,
- suppression du coupleur de piles alimentant la Teensy : l'arduino nano est alimenté par la même batterie que le moteur (LiPo).

7.2 ORDINATEUR DE BORD

Le dernier jour des qualifications (jeudi 21 juillet 2022), un court-circuit est apparu sur notre carte d'ordinateur de bord. Les membres de l'équipe et les bénévoles ont cherché longtemps la source du problème sans pouvoir l'identifier. Nous n'avons pas eu d'autre choix que de retirer de la carte deux capteurs (altimètre et centrale inertielle), sans lesquels le système fonctionnait, et qui ne sont pas critiques pour la réalisation et l'exploitation de l'expérience.

Le schéma de principe du nouveau système de bord (ordinateur de bord + séquenceur) est présenté en figure 22.

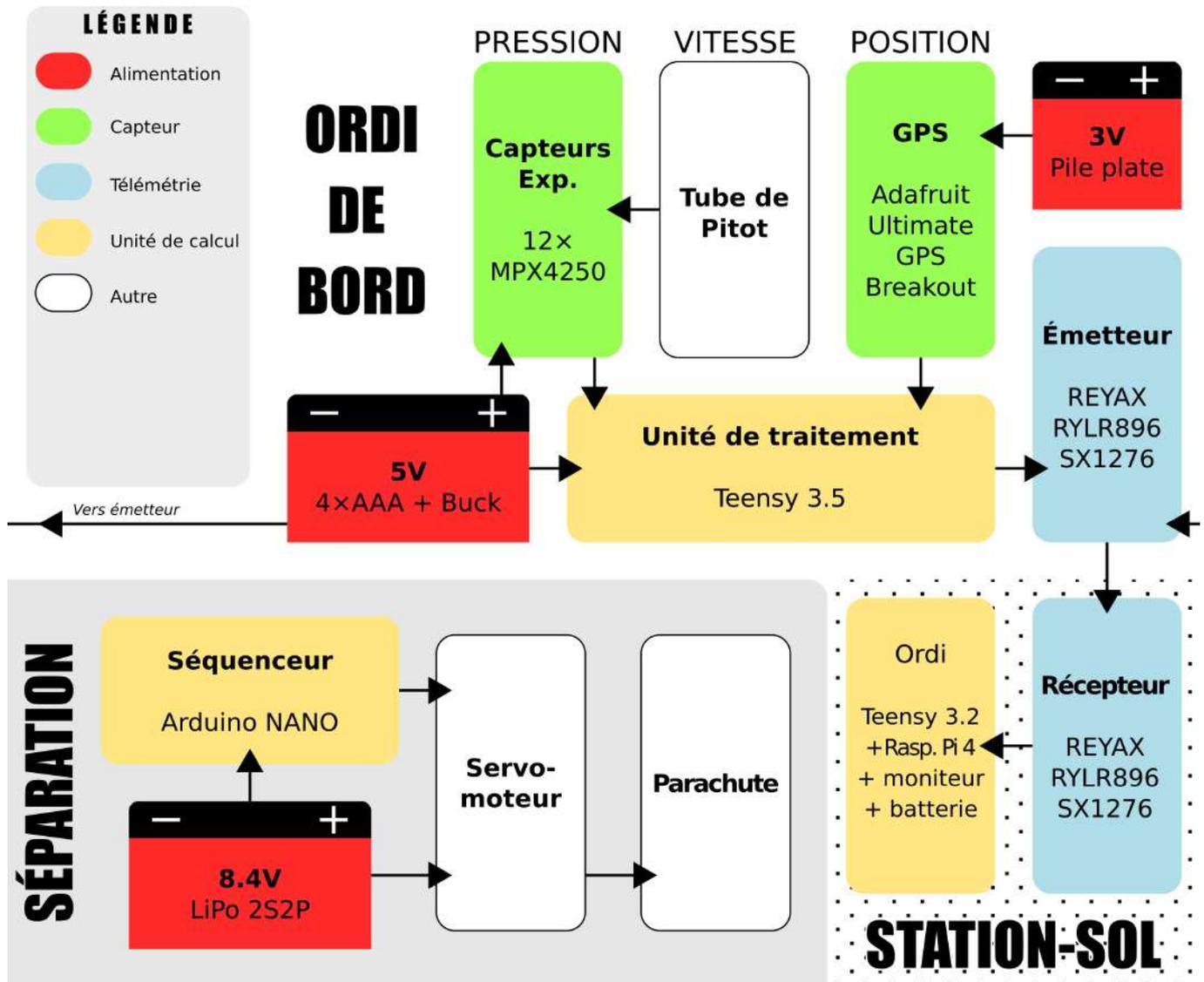


FIGURE 22 – Schéma de principe du système de bord lors du vol

7.3 TÉLÉMESURE

Un changement a également été réalisé au sein de notre système de télémétrie.

Nous avons initialement compris, à tort, que la fréquence maximale autorisée dans le cahier des charges concernait la fréquence centrale de l'émission. Ainsi la bande de fréquence débordait légèrement des fréquences autorisées. Nous avons donc modifié la taille de la bande de fréquence en imposant la valeur du paramètre Bandwidth à 7 au lieu de 9 afin d'obtenir une largeur de 125 kHz. Cela a légèrement réduit le débit, mais sans conséquence notable.

8 CHRONOLOGIE

	Décompte début tâche H-xx	Lieu	Responsable	Opération	Durée	Outils	Check
Salle club AVANT DÉPART : fermeture séparation	00:38:50	Salle club	Noémie	Retirer bloc bas avec case para	00:01:00		
	00:37:50	Salle club	Pierre	Plier sangle en serpent	00:00:30		
	00:37:20	Salle club	Pierre, Noémie	Insérer bloc bas avec case para Vérifier sangle bien mise sous la case para, pas sur la bague en croix (avec tige LF)	00:00:30	tige LF	
	00:36:50	Salle club	Pierre, Noémie	Visser bloc bas	00:00:10		
	00:36:40	Salle club	Noémie	Assembler les coquilles (1 aller-retour sangle basse, 1 aller-retour sangle haute) et accrocher ficelle ressorts dans mousqueton Placer antitorche au tiers des suspentes à partir du mousqueton Bien fermer mousqueton !!! Et placer mousqueton tel que accélération ne l'ouvre pas	00:02:00		
	00:34:40	Salle club	Pierre	Insérer système ressorts en plaçant bien les étages, puis étage plein sur le dessus	00:00:30		
	00:34:10	Salle club	Pierre, Noémie	Insérer coquilles en mettant bien la sangle sur le côté (1 aller-retour)	00:00:30		
	00:33:40	Salle club	Noémie	Plier sangle du haut sous la petite croix	00:00:30		
	00:33:10	Salle club	Théo	Se préparer à donner le petit tournevis à Pierre	00:00:00	petit tournevis	
	00:33:10	Salle club	Pierre, Noémie	Tenir le système de séparation en position fermée	00:00:10	/	
	00:33:00	Salle club	Pierre	Appuyer sur l'interrupteur séparation (bas)	00:00:10	clé allen	
	00:32:50	Salle club	Pierre, Noémie	Vérifier système de séparation bien verrouillé mécaniquement	00:00:10	/	
	00:32:40	Salle club	Noémie	Vérifier LED SEQ : verte allumée, jaune et rouge éteintes	00:00:30	/	
	00:32:10	Salle club	Pierre	Basculer interrupteur séquenceur sur OFF	00:00:10	petit tournevis	
00:32:00	Salle club	Noémie	Boucher fenêtre interrupteur avec scotch	00:00:10	scotch, ciseaux		
Tente : allumage ODB	00:31:50	Tente	Tout le monde	Arrivée en tente	00:00:00		
	00:31:50	Tente	ladh	Lecture de la chrono	00:00:00		
	00:31:50	Tente	Théo	Allumer station sol	00:00:10	Station sol	
	00:31:40	Tente	Noémie	Dévisser tube polycarbonate pour accéder aux interrupteurs ODB	00:00:30		
	00:31:10	Tente	Théo	Basculer sur ON l'interrupteur du coupleur ODB	00:00:10		
	00:31:00	Tente	Noémie	Vérifier LED ODB allumée (rouge teensy)	00:00:10		
	00:30:50	Tente	Théo	Vérifier réception télem	00:02:00	Station sol	
00:28:50	Tente	Noémie	Revisser tube polycarbonate, partie haute complète	00:01:00	Visseuse		
Tente -> Rampe	00:27:50	Tente	Tout le monde	Préparer départ vers la zone rampe : - fusex - boîte avec : jack mâle, scotch transparent, ciseaux, clé allen, boîte vis, appareil photo	00:01:00	/	
Rampe	00:26:50	/	Tout le monde	Aller en zone rampe	00:10:00	/	
	00:16:50	Rampe	Pierre, Noémie	Enlever protections ailerons	00:00:10	/	
	00:16:40	Rampe	Tout le monde	Photo de groupe	00:00:30	Appareil photo	
	00:16:10	/	Théo	Théo part s'installer en PC Jupyter	00:00:00	Station sol	
	00:16:10	Rampe	Pierre, Noémie	Mise en rampe : Pierre côté interrupteurs, Noémie côté jack	00:01:00	/	
	00:15:10	Rampe	Noémie	Attacher câble jack avec un nœud de huit à la rampe, avec le bout du câble à hauteur de la prise	00:02:00	jack mâle	
	00:13:10	Rampe	Noémie	Brancher jack	00:00:10	jack mâle	
	00:13:00	Rampe	Pierre, Noémie	Pierre : découper bouts de scotch Noémie : scotcher le câble jack le long du corps	00:01:00	scotch, ciseaux	
	00:12:00	Rampe	Pierre	Basculer interrupteur séquenceur sur ON	00:00:10	clé allen	
	00:11:50	Rampe	Noémie	Vérifier LED SEQ : verte allumée, jaune et rouge éteintes	00:00:10	/	
	00:11:40	Rampe	Pierre	Boucher fenêtre interrupteur avec scotch	00:00:30	/	
00:11:10	Rampe	Noémie	Enlever cache Pitot	00:00:10	/		
00:11:00	Rampe	PS	Ériger la rampe	00:03:00	/		
	00:08:00	/	ladh, Pierre, Noémie	Aller au pupitre de tir	00:03:00	/	
	00:05:00	Rampe	Pyrotechniciens	Opération pyrotechnique : Placer la pièce de retenue sur le bas du moteur lors de l'insertion (pousser le moteur avec)	00:02:00	/	
	00:03:00	/	Pyrotechniciens	Retour pyrotechniciens au pupitre de tir	00:02:00	/	
	00:01:00	Pupitre		Décompte	00:01:00	/	
	00:00:00	Pupitre	Noémie	Mise à feu	00:00:00	/	

FIGURE 23 – Chronologie Zéphyr 2022

9 DÉROULEMENT DU VOL

La fusée a été lancée vendredi 22 juillet 2022 dans la matinée.

9.1 DÉROULEMENT DE LA CHRONOLOGIE

Une fois arrivés en tente club (sur la zone publique de la zone de lancement - ZAS), l'équipe des opérations nous informe que le plafond nuageux est très bas, et nous demande si l'on souhaite tout de même poursuivre le lancement au risque de ne rien voir du vol et de perdre la fusée. Conscients du risque que nous prenions, nous avons tout de même choisi de lancer, car nous avons déjà allongé le projet d'un an.

Après avoir attendu quelque temps que le plafond monte un peu, nous avons entamé la checklist (figure 23).

Une fois arrivés à l'étape H-00 :15 :10 : « Attacher câble jack avec un noeud de huit à la rampe », nous remarquons que le câble jack est abîmé au niveau de l'endroit où nous voulions faire le noeud. Le plastique de protection du câble était fendu sur tout le contour et nous pouvions voir les fils internes à travers. Le bénévole accompagnateur a de suite appelé la tente Jupiter afin que l'on nous apporte un multimètre pour confirmer l'observation. Le sectionnement du câble produisait un faux contact dans le système, et était à l'origine d'un déclenchement intempestif du minuteur que nous avons observé auparavant. Nous avons donc couru vers la tente Jupiter où un bénévole a réparé le câble (découpe au dessus de la zone fendue, soudure des fils et gaine thermo), puis sommes revenus à la rampe pour poursuivre la chronologie. Ce contretemps ne nous aura pas empêché de lancer la fusée, cependant il faut impérativement penser à l'avenir de **vérifier le câble jack avant de partir en rampe, et en emmener un de secours dans le matériel emporté en rampe**.

Nous avons ensuite poursuivi la chronologie jusqu'à la mise à feu.

9.2 PLAN D'OPÉRATION RESTREINT

Le lancement de Zéphyr a été effectué dans un cadre de plan d'opération restreint, car le plafond nuageux était à 600 m, soit plus bas que l'altitude de fin de propulsion (prévue à 862 m). Ainsi nous n'allions pas voir toute la phase propulsée, ce qui peut être dangereux. Le plan d'opération a donc été restreint : l'équipe du projet et l'équipe du plan d'opération ont dû retourner en zone publique pour limiter le nombre de personnes en Jupiter et tente pyro. Seuls le Directeur des Opérations, le PC Fusex, le PC Sauvegarde et le PC Météo ont pu rester en tente Jupiter ; et seuls deux pyrotechniciens et le chef de projet ont pu rester en tente pyro.

Aussi, les drones réalisant les prises de vue du lancement (pour la transmission en direct notamment) ont eu interdiction de se positionner à proximité de la rampe de lancement, et n'ont pas pu s'incliner pour suivre la fusée. Cela a permis de limiter la pollution sonore due à leurs mouvements et ainsi de nous permettre d'entendre chaque étape du vol.

9.3 LANCEMENT ET RÉSULTATS

Comme prévu, nous avons perdu de vue la fusée très rapidement après son décollage. Nous ne l'avons pas vu retomber, et avons entendu un bruit d'impact environ 50 secondes après la mise à feu.

Nous avons rapidement après le vol regardé les données reçues à la station sol : les données GPS et données de vitesse.

9.3.1 DONNÉES GPS

Nous avons en premier lieu regardé les dernières positions GPS reçues. Nous nous sommes aussitôt aperçus que les coordonnées n'étaient pas assez précises (pas assez de décimales pour trouver le point d'impact).

Afin d'accélérer l'émission (et ainsi s'assurer de recevoir les positions de la fin du vol), nous avons choisi de n'envoyer vers la station sol que les deux premières coordonnées du GPS (automatiquement, beaucoup d'informations, inutiles pour ce projet, sont envoyées à la fois). Cependant, la fonction pour faire cela tronque par défaut les valeurs si l'on ne précise pas le nombre de décimales voulues. Nous ne nous étions pas aperçus de cela avant le lancement car nous regardions directement les données en sortie du GPS (sur l'ordinateur de bord), et non pas en sortie de la Teensy de la station sol.

Les données GPS sont les mêmes tout au long du vol, elles ne nous ont donc pas permis de localiser la fusée.

Enseignement : dans un projet comme celui-ci où le GPS est indispensable (car la fusée est transsonique et part très vite et très loin), il faut absolument vérifier la validité (et la précision) des données reçues, c'est-à-dire les valeurs réceptionnées à la station sol, et non pas seulement les données envoyées. Cette vérification doit être faite après chaque changement dans le code, même minime, car des fonctions peuvent par défaut tronquer des données sans que nous ne lui demandions.

9.3.2 DONNÉES DE VITESSE

Étaient également reçues à la station sol les deux mesures de pression statique et totale capturées par le tube de Pitot placé sur la pointe de l'ogive.

La vitesse (V en m/s) a été calculée avec la formule 3.

$$V = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}} \quad (3)$$

avec P_t la pression totale (Pa), P_s la pression statique (Pa) et ρ la masse volumique de l'air (kg/m^3).

La courbe de vitesse ainsi obtenue est présentée sur la figure 24, où elle est comparée aux prédictions de vol balistique des « StabTraj subsonique » (version Planète Sciences) et « StabTraj supersonique » (version Top Aéro). Nous remarquons que la courbe du vol se superpose très bien aux courbes numériques, ce qui valide l'hypothèse d'un **vol balistique**, et qui valide également le modèle de calcul de trajectoire supersonique que nous avons mis en place au cours de ce projet. En effet, on peut voir que la courbe du vol se superpose parfaitement à la courbe rouge au niveau des « pics » (vitesse max de 310 m/s à 4,3 secondes, et apogée à 40 m/s et à 25 secondes du temps de vol). Pour ces points de vol la prédiction « supersonique » est donc plus correcte que la prédiction « subsonique ». Le nombre de Mach atteint est donc de $0,91^5$: le domaine transsonique a bien été traversé, et ce pendant environ 2 secondes.

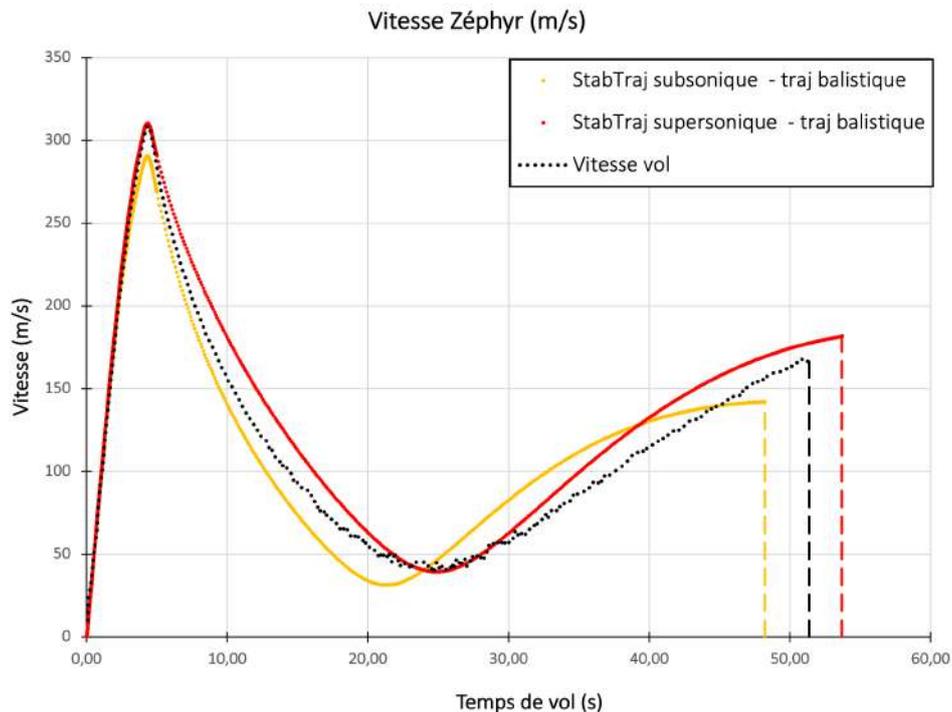


FIGURE 24 – Courbes de vitesse : données du vol et prédictions StabTraj

9.4 ZONE D'IMPACT DE LA FUSÉE

Afin d'estimer la position possible d'impact de la fusée, les seuls paramètres que nous avons à notre disposition sont les données météo du lancement, l'orientation de la rampe et les portées balistiques théoriques.

Les données prises en compte pour l'estimation de la zone de retombée sont donc les suivantes :

- La rampe était orientée à l'azimut 225,
- Le vent venait de l'ouest et la fusée s'est orientée dans cette direction en sortie de rampe,
- Portée balistique StabTraj subsonique : 1450 m,
- Portée balistique StabTraj supersonique : 2044 m.

La zone d'impact possible (zone rouge sur la figure 25) prend donc la forme d'un arc de disque, débutant à l'azimut 220 et terminant à l'azimut 280 (valeurs arbitraires, prenant en compte les paramètres ci-dessus). En terme de distance à la rampe, la zone s'étend de la portée balistique subsonique à la portée balistique supersonique. L'azimut de la rampe est indiqué par une ligne rouge pointillée, et la rampe par un point rouge.

5. En considérant une vitesse du son dans l'air de 340 m/s.



FIGURE 25 – Zone d'impact estimée

9.5 PHOTOGRAPHIES DE LA CAMPAGNE DE LANCEMENT



FIGURE 26 – Contrôles



FIGURE 27 – Qualification



FIGURE 28 – Lancement



FIGURE 29 – Décollage

10 PARTENAIRES



Nous sommes extrêmement reconnaissant envers la FSDIE Projets pour la subvention accordée à ce projet, et qui nous a fait confiance pour la réalisation de ce projet. Nous ne doutons pas des compétences qu'il aura apportées aux étudiants de Sorbonne Université.



Nous remercions infiniment l'association LéoFly de l'ESILV, qui nous a apporté son soutien à plusieurs niveaux : membre LéoFly au sein de l'équipe du projet Zéphyr, usinage de pièces de prototypage, don de matériel, mise à disposition de leur atelier, soutien lors de la campagne de lancement . . .



Nous souhaiterions également remercier l'entreprise Artois Plastiques, qui nous ont accordé une remise sur la fabrication du tube en polycarbonate (situé sous la coiffe de la fusée).



Un grand merci au FabLab de Sorbonne Université qui a mis à disposition ses espaces de travail et machines pour la réalisation de certaines pièces, ainsi qu'aux médiateurs pour leur aide et leurs conseils.



Merci également à APSIS, qui nous a dépanné peu de temps avant la campagne de lancement pour imprimer quelques dernières pièces.





FIN DU DOCUMENT