



Rapport de Projet PEGASUS

Pôle Espace du Cercle Aérospatial de CentraleSupélec

2024/2025



Équipe Mécanique :

Mathis BERKANE¹, Théo MARTIN, Eliaz QUERIC, Julien PIERRU, Marin VIDAL, Louise MORILLON,
Tristan HOTTIER, Matthieu RIVES, Arthur VIALIX, Louis ALLIX, Nathanaël BRAVARD,

Équipe Électronique :

Eliot SERODES, Robin CURINIER, Marie LE BALC'H, Paul BLANC, Benoît FONTAINE, Martin
EVAIN

Équipe Software :

Louis ALLIX, Thomas ACHARD, Julien PIERRU, Andréas LOUAULT

1. Les noms en bleu désignent les membres du pôle projet.

Table des matières

1	Introduction	1
1.1	Cadre du Projet	1
1.2	Présentation des équipes	1
1.3	Organisation du projet	1
1.4	Partenaires et financement	2
1.5	Motivations et Enjeux	2
1.5.1	Pourquoi refaire une fusée double étage ?	2
1.5.2	Expériences embarquées	2
2	Structure Mécanique	4
2.1	Organisation des sous-équipes	4
2.2	Architecture générale	4
2.2.1	Stabilité et Trajectographie	4
2.2.2	Etage Alpha	5
2.2.3	Etage Beta	6
2.3	Système de séparation	7
2.4	Systèmes d'ouverture des portes parachutes	7
2.5	Parachutes	8
2.6	Coiffe	11
2.7	Dimensionnement et Fabrication des Tubes en Carbone	12
2.7.1	Choix du matériau et analyse des contraintes	12
2.7.2	Tests et mise en place d'un protocole	12
2.7.3	Tubes finaux	14
2.7.4	Jupe	15
2.8	Intégration mécanique	16
2.8.1	Usinage des tubes	16
2.8.2	Test de flèche	18
2.9	Bagues	19
3	Architecture électrique	21
3.1	Informations générales sur les cartes	21
3.2	Carte Alimentation	21
3.3	Carte Séquenceur	22
3.4	Carte Expérience	22
3.5	Carte Interface	22
3.6	Intégration de l'électronique dans la fusée	23
3.7	Organisation interne de l'équipe électronique	23
4	Software	25
4.1	Architecture globale	25
4.2	Algorithme de navigation inertielle	26
4.3	Intégration des outils de développement logiciel et structure	27
4.4	Analyse des données de vol	31
4.4.1	Baromètre	31
4.4.2	Pression du système pneumatique	32
4.4.3	Effort parachute	32
4.4.4	IMUs	33

Chapitre 1

Introduction

La fusée expérimentale PEGASUS est développée dans le cadre du concours C'Space, organisé par Planète Sciences pour la campagne de lancement de juillet 2025. Elle s'inscrit également dans le projet "Véhicules intelligents" du programme de première année de Centrale Supélec. Son principal atout réside dans sa conception à deux étages, dont le second, doté d'un diamètre réduit, devra activer l'allumage d'un second moteur.

1.1 Cadre du Projet

Le projet PEGASUS est avant tout une initiative associative, faisant partie du pôle Espace du CACS (Cercle Aérospatial de CentraleSupélec) et impliquant des étudiants volontaires. Par la suite, il a été intégré au pôle projet "Véhicules intelligents" dans le cadre des cours de CentraleSupélec.

Ce pôle a déjà pris part aux trois dernières éditions des campagnes de lancement C'Space : en 2022 avec AJACS, en 2023 avec la fusée supersonique PHENICS et enfin en 2024 avec SIRIUS. Dans le cadre du C'Space, Planète Sciences fournit un vaste cahier des charges [?] qu'il faut intégralement respecter pour être ensuite autorisé à lancer. L'analyse de ce cahier des charges [?] a été le premier travail réalisé par l'ensemble de l'équipe, qui a ensuite permis de développer les systèmes conformément à ce dernier.

1.2 Présentation des équipes

L'équipe est formée de 30 membres dont 15 font partie du pôle projet "Véhicules intelligents". Elle regroupe des étudiants de deuxième année ayant participé à la fabrication de la fusée Sirius en 2023/2024, ainsi que des étudiants en première année. Le projet PEGASUS est découpé en trois équipes :

- L'équipe **Mécanique** responsable de l'étude de la stabilité, de trajectoire, du dimensionnement de la fusée, de la réalisation d'un jumeau numérique sur SolidWorks, des simulations et enfin de la fabrication des pièces mécaniques et sous-systèmes.
- L'équipe **Électronique** responsable de la conception, fabrication et intégration des cartes électroniques nécessaires aux expériences et à la commande de la fusée.
- L'équipe **Software** qui s'occupe de la programmation du stack électronique : programmation des expériences embarquées, de la trajectographie ainsi que du traitement des données récupérées en vol.

1.3 Organisation du projet

Cette année le pôle espace, partie du CACS dans lequel s'inscrit Pegasus, s'organise de manière nouvelle. Avec l'apparition du projet Icarus nous avons fonctionné avec un chef de projet pour Icarus¹, une cheffe de projet de Pegasus², un chef de projet Hymir³ (le projet de moteur hybride interne au Pôle Espace) et un responsable de la coordination des trois projets : le Vice Président responsable du Pôle Espace⁴. La cheffe de projet coordonne les équipes techniques et supervise les interactions avec Planète Sciences. Chaque équipe technique est supervisée par un responsable technique. Le rôle des "*Respos*" est de veiller à la bonne répartition des tâches et d'assurer la communication entre les équipes. Ils sont également responsables du respect des dates butoirs imposées par le rétroplanning.

Les membres des équipes techniques se répartissent volontairement en sous-groupes, chacun prenant en charge des tâches spécifiques qui évoluent au fil du projet. Parallèlement à cette progression, des sessions de formation en usinage, soudure et autres compétences techniques sont régulièrement organisées afin de renforcer le savoir-faire des participants.

1. Arthur DE PASTORS

2. Louise MORILLON

3. Paul BLANC

4. Eliaz QUERIC

1.4 Partenaires et financement

Le financement du projet est majoritairement assuré par deux partenariats précieux, avec *ArianeGroup* et *Archery Strategy Consulting*. Nous avons également bénéficié du soutien du pôle projet 'Véhicules intelligents', tant financièrement que techniquement, et aussi par la mise à disposition de créneaux dans l'emploi du temps. Afin de répondre à nos ambitions, nous sommes à la recherche de nouveaux sponsors pour nous financer ou nous aider techniquement sur de futurs projets portés par le pôle.

CentraleSupélec met à notre disposition un atelier appelé La Fabrique. Le parc machine (qui s'étend de l'imprimante 3D à la découpeuse jet d'eau en passant par des découpeuses lasers et des fraiseuses à commande numérique), nous permet de réaliser la plupart des pièces mécaniques et d'assembler les circuits électroniques nécessaires. Nous bénéficions aussi de l'aide de professeurs formés à l'utilisation de ces machines et à la fabrication de divers produits.

1.5 Motivations et Enjeux

PEGASUS est la deuxième fusée double étage réalisée par le Pôle Espace et constitue un défi de taille tant sur le plan technique qu'organisationnel.

1.5.1 Pourquoi refaire une fusée double étage ?

Dans le domaine spatial, cette technologie est intégrée à l'ensemble des fusées commerciales, ce qui en fait une composante essentielle du secteur. Ce projet s'inscrit donc dans les défis techniques contemporains de l'industrie spatiale.

Par ailleurs réussir une séparation en vol est un challenge très ambitieux sur le plan technique : aucune équipe au C'Space n'a réussi de lancement nominal (c'est à dire avec deux moteurs actifs au cours du vol) depuis 8 ans. Ce projet constitue une opportunité précieuse pour le pôle, non seulement en termes d'acquisition de compétences techniques, mais aussi en développement des capacités de gestion d'équipe. Cette année, la taille de l'équipe est particulièrement conséquente, avec près de 25 membres à coordonner sur des tâches variées, souvent complexes, dans un délai hebdomadaire relativement court.

Nous réalisons une nouvelle fusée bi-étage après SIRIUS pour relever les défis que cette dernière n'avait pas pu accomplir. En effet l'année précédente, le Pôle Espace avait réalisé une fusée double étage qui avait volé au C'Space seulement en mono-étage. La flèche mesurée à quelques jours du lancement a interdit le vol en configuration double étage, seul le deuxième étage avait été lancé⁵ (SIRIUS β)



(a) Modèle 3D de SIRIUS



(b) Modèle 3D de PEGASUS

FIGURE 1.1 – Comparaison de SIRIUS et PEGASUS

1.5.2 Expériences embarquées

Les expériences embarquées cette année sont au nombre de cinq. Forts des expériences de gestion de gyromètres et d'accéléromètres des deux années précédentes au sein de l'association, nous renouvelons celles-ci au sein du deuxième étage de la fusée, afin de non seulement affiner nos techniques de traitement de données en temps réel, mais permet également de confirmer la trajectoire de la fusée pour l'allumage du deuxième étage. Une seconde expérience de mesure d'efforts de tension sur les cordes des parachutes, que nous estimons être une donnée intéressante à avoir pour dimensionner de futures fusées. Nous comptons également embarquer deux microphones en stéréo, expérience héritée de l'année dernière, mais n'ayant pas fonctionné complètement. De cette manière, nous pourrons retracer la chronologie de vol à l'aide du son, et tirer des données supplémentaires en post-traitant

5. Vidéo du lancement disponible à cette adresse : <https://youtu.be/dT2BThMx4?si=7JPcgIZBrxJtkGa->

la bande-son. Finalement, l'expérience principale de cette fusée est le mécanisme de séparation des deux étages qui sera étudié à l'aide de caméras observant son fonctionnement. Celles-ci seront réparties verticalement sur la fusée afin d'avoir une vue de la fusée embarquée contrairement à l'année précédente où les caméras filmaient le paysage. Des études pourront alors être menées sur la correction des données vidéo (par exemple, stabilisation des caméras par compensation du roulis ...) et des données à en tirer. Les méthodes de localisation de notre fusée sont fondées sur l'utilisation d'un GPS, d'un buzzer, d'un GSM et d'une télémétrie. Effectuer une vérification croisée des différentes méthodes de recherche de la fusée sera également un objet de notre projet. 0

Chapitre 2

Structure Mécanique

Le projet PEGASUS est une fusée bi-étage avec une réduction de diamètre, le première étage aillant un diamètre extérieur de 146 mm pour un diamètre intérieur de 140 mm et le deuxième aillant un diamètre extérieur de 106 mm pour un intérieur de 100 mm. La fusée fait une hauteur de 3m05 entre le haut de la coiffe et la base où est placée le moteur du premier étage. Le diamètre n'est pas constant entre les deux étages puisque nous avons une réduction de diamètre. Les caractéristiques de chaque étage sont :

- **Alpha** (α), l'étage inférieur ou booster, possède un moteur Pro75[?]. Il est plus grand, et contient moins d'expériences.
- **Beta** (β), l'étage supérieur, possède un Pro24[?] (moteur plus faible que le Pro75). La plupart des expériences sont dans cet étage.

2.1 Organisation des sous-équipes

Le pôle mécanique est divisé en sous équipes qui travaillent sur les différents systèmes et sous-systèmes mécaniques. Les tâches sont bien sûr amenées à évoluer au cours de l'année et dépendent souvent les unes des autres. La communication au sein du pôle est donc essentielle et passe par des réunions d'avancement fréquentes (toutes les 2 semaines) et par le travail du responsable mécanique qui fait en sorte de coordonner les efforts de l'équipe.

Plusieurs petites équipes ont ainsi été formées au cours de l'année :

- Une équipe **Carbone** chargée d'expérimenter sur la fibre de carbone et de développer des protocoles
- Une équipe **intégration moteur** chargée de réaliser la structure permettant d'intégrer le moteur dans la fusée
- Une équipe **Ouverture Porte** chargée de concevoir et fabriquer les mécanismes d'ouverture des portes parachutes
- Une équipe **Parachute** chargée de dimensionner et de fabriquer les parachutes
- Une équipe **Intégration** chargée de l'intégration au sein des tubes des éléments réalisés par les autres équipes
- Une équipe **Séparation** dont la tâche est de développer le système de séparation pneumatique.
- Plusieurs tâches individuelles pour la conception des différentes bagues

2.2 Architecture générale

PEGASUS est une fusée composée de 2 étages reliés par un système de séparation. Chaque étage est équipé d'un moteur, d'une bague de reprise de poussée, et de 2 bagues de guidage, réalisées en Aluminium et usinées au tour à métaux et à l'aide d'une découpeuse jet d'eau. Les ailerons sont réalisés en carbone. Dans chaque étage, on retrouve également un parachute, un système d'ouverture porte, et un stack élec.

2.2.1 Stabilité et Trajectographie

Les équipes du C'Space imposent de nombreuses contraintes pour opérer le lancement des fusées expérimentales. Nous devons ainsi démontrer que notre fusée complète et l'étage Béta seul, sont stables. Pour le vérifier, le CNES met à notre disposition un modèle Excel "Stabtraj" qui simule tous les paramètres de trajectoire, d'altitude, et de comportement au cours du vol. Pour s'assurer de la stabilité, deux éléments sont à considérer :

- les ailerons dont la forme et les caractéristiques influent sur la portance de l'engin.

- la distance entre le centre de masse et le centre de poussée de la fusée (aussi appelé marge statique) : en calculant la masse et la position de chaque sous-système, nous avons estimé la position de ce centre de masse sur notre jumeau numérique. Afin d'adapter cette position, on peut rajouter de la masse dans la coiffe. En effet, plus la masse est positionnée loin du centre de gravité, plus le bras de levier est grand et plus l'influence est importante. Nous avons ainsi prévu de placer entre 0 et 500g de masse dans la coiffe. Le matériau choisi est le laiton car c'est le métal avec la masse volumique la plus grande que nous avons à disposition tout en restant accessible du point de vue du coût et utilisable sans protection particulière. Ce procédé est itératif et nécessite de nombreux allers et retours entre le jumeau numérique, les sous-systèmes et le stabtraj.

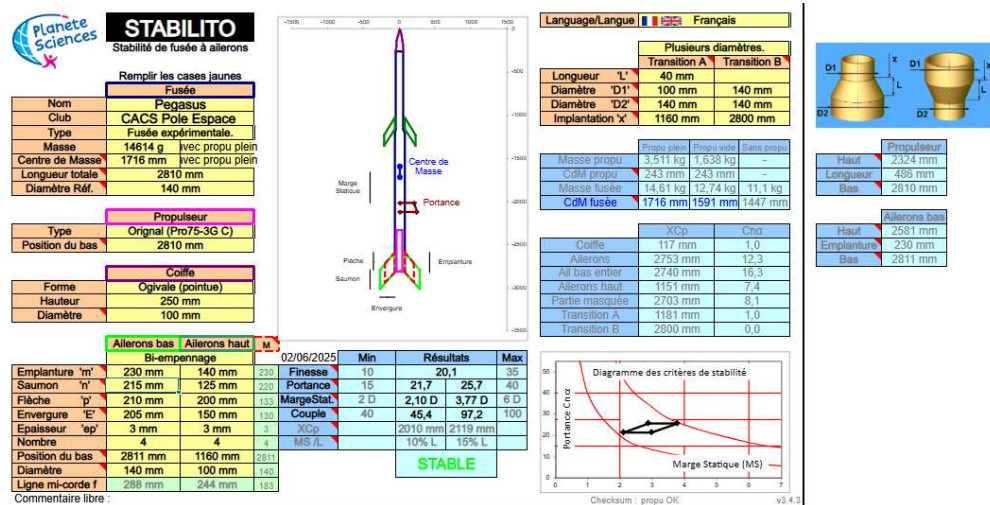


FIGURE 2.1 – Interface du stabtraj utilisé pour la première partie du vol (alpha + Beta) fournie par Planètes Sciences.

Le 'StabTraj' fourni aussi des données essentielles en matière de trajectographie et de déroulé du vol. Ainsi la vitesse en sortie de rampe, la vitesse de chute sous parachute en fonction des caractéristiques de ce dernier, la parabole théorique du vol sont fournies par le programme. Toutes ces données nous permettent de dimensionner certains sous-systèmes (parachutes, patins et de façon plus générale taille et masse de la fusée). Pour la temporalité, nous avons pour l'instant prévu de faire la séparation environ 7 secondes après le décollage, le moteur de Alpha aura fini sa phase de poussée et la fusée aura une attitude correcte.

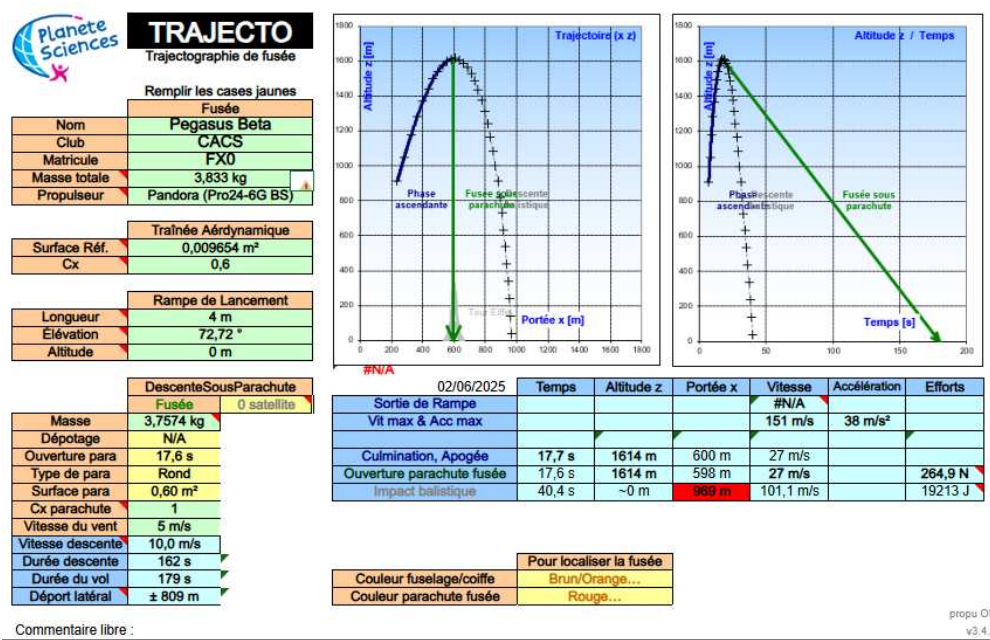


FIGURE 2.2 – Trajectographie fournie par l'interface StabTraj pour l'étage β après séparation (d'où un apogée relativement basse).

2.2.2 Etage Alpha

L'étage du bas (le premier étage de la fusée) est nommé Alpha. C'est le plus grand des deux (presque 2m de long). Equipé de son moteur Pro 75-3G fourni par le CNES, il assure la première phase de l'ascension de la fusée.

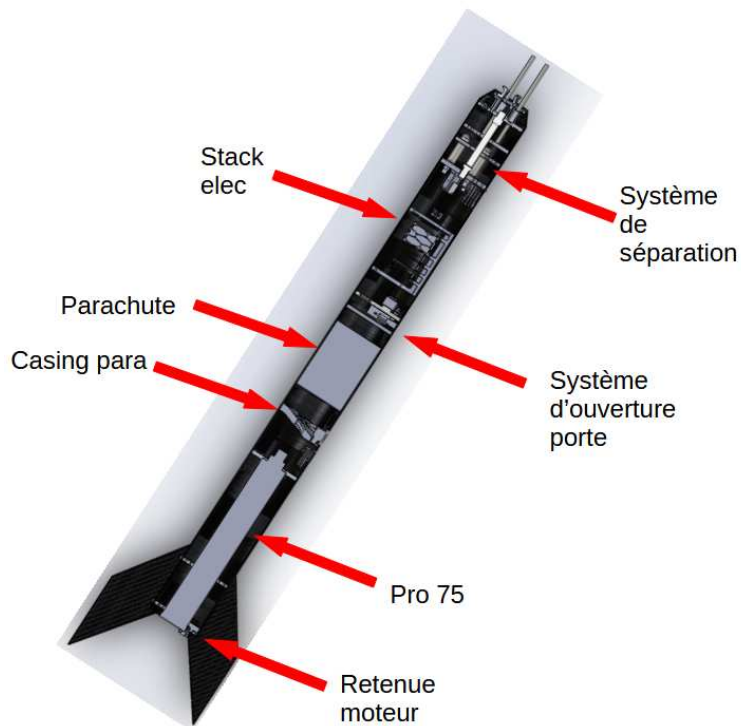


FIGURE 2.3 – Schéma de la répartition des divers sous systèmes au sein du premier étage de la fusée. Les vues utilisées sont des coupes réalisées sur le jumeau numérique de la fusée (SolidWorks). Ce schéma est simplifié de façon à donner une idée globale de la structure interne.

2.2.3 Etage Beta

Beta est le deuxième étage de la fusée (0.9m de long sans la coiffe, 1.25 avec). Il est doté d'un moteur Pro24 qui prend le relai du Pro 75-3G après la séparation effective des deux étages (voir section Système de Séparation).

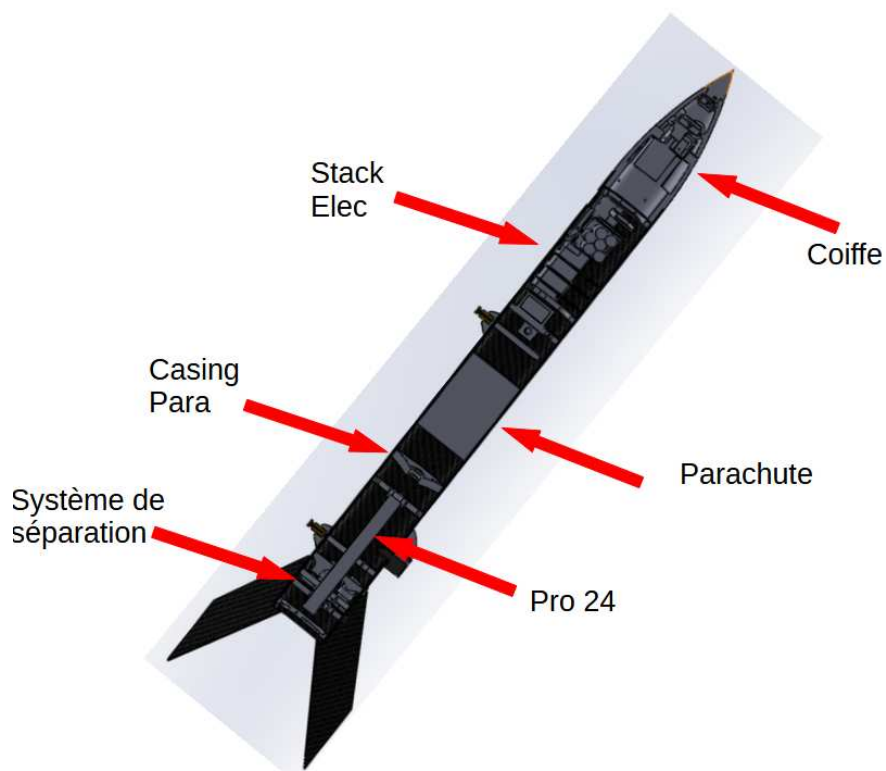


FIGURE 2.4 – Schéma de la répartition des sous-systèmes au sein du deuxième étage de la fusée. Ce schéma est résumé et ne donne qu'un aperçu global de la structure interne de la fusée. Il provient d'une vue en coupe Solidworks

2.3 Système de séparation

Le principal défi technologique d'un lanceur bi-étage comme le nôtre réside dans la liaison mécanique entre les deux étages. Pour des lanceurs industriels, les systèmes de séparation mis en œuvre ont pour fonction de détruire la liaison encastrement qui maintient les deux étages. Ces systèmes utilisent principalement des méthodes chaudes comme la pyrotechnie, mais notre cahier des charges[?] nous interdit l'utilisation de tels systèmes.

Le défi pour PEGASUS est alors de mettre en œuvre une liaison encastrement démontable électriquement entre les deux étages. Les solutions technologiques retenues étaient alors de placer le système dans l'étage inférieur principalement, notamment pour des raisons d'encombrement dans l'étage BETA (le deuxième étage). Les principales contraintes techniques étaient :

- La gestion d'une réduction de diamètre
- La tenue mécanique de la liaison encastrement, notamment la flèche entre les deux étages
- Une séparation fiable et rapide des deux étages

Le système de séparation se compose d'un actionneur pneumatiques (vérins doubles effets) ainsi que d'un système de distribution associé, Le système se compose aussi d'un système de guidage glissière réalisé au moyen de douilles à billes et permettant de garantir la rectitude de la liaison.

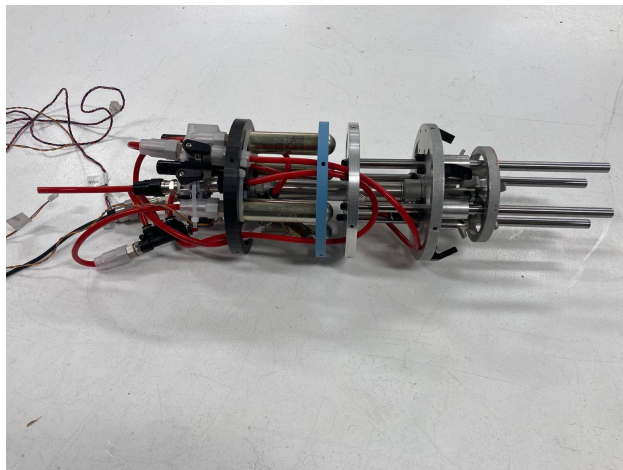


FIGURE 2.5 – Système de séparation pneumatique

Cette solution technologique a été retenue en raison de la fiabilité de ses composants (nos composants pneumatiques sont fabriqués par un industriel français), et par la mutualisation des actions qu'elle permet. En effet, le même système permet la liaison encastrement ainsi que la séparation des étages.

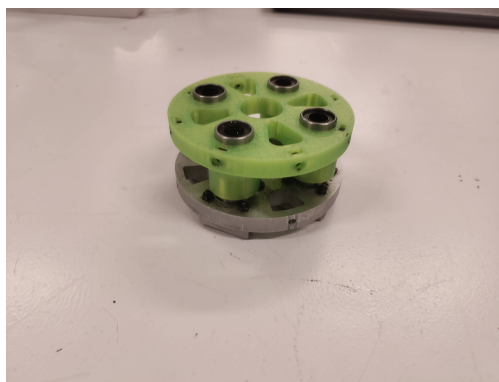


FIGURE 2.6 – Douilles à billes du système de séparation

2.4 Systèmes d'ouverture des portes parachutes

Pour chacune des deux portes, les architectures du système d'ouverture sont similaires. La porte est fixée en bas sur le support corde par deux crochets qui jouent le rôle de la liaison pivot lors de l'ouverture de la porte et la retiennent pendant la phase active.

Au sommet de la porte, est fixée une attache qui permet son verrouillage avec le corps de la fusée via un mécanisme dans le tube qui diffère pour les deux étages mais qui s'appuie sur le principe du bélier : un ressort est maintenu en compression jusqu'à ouverture. Une fois la porte entrouverte, les effets dynamique de traînée assurent l'ouverture complète du parachute. Une corde relie la porte

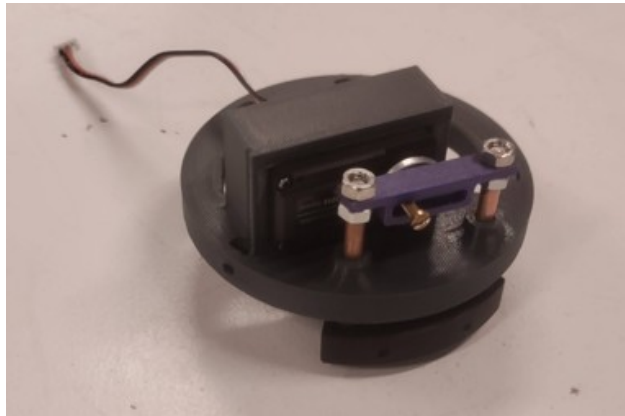


FIGURE 2.7 – Système d’attache inférieur de la porte : support corde avec le crochet

au corps de la fusée pour assurer sa récupération pour le deuxième lancement et ne pas relâcher un déchet, ce qui est interdit par le cahier des charges[?].



FIGURE 2.8 – Porte α

2.5 Parachutes

Chaque étage dispose de son propre parachute afin d’assurer une descente à vitesse contrôlée. Le C’Space impose en effet une vitesse de descente comprise entre 5 et 15 m/s pour chaque étage. Grâce au logiciel Stabtraj, en paramétrant la masse de la fusée, la forme et les dimensions des parachutes ainsi que l’instant d’ouverture de la porte, ce logiciel permet de calculer la vitesse finale ainsi que les efforts exercés sur les parachutes.

Deux situations sont à considérer :

- **Vol nominal** : la séparation a lieu, et chaque étage descend sous son propre parachute.
- **Vol dégradé** : la séparation n’a pas lieu ; seul le parachute de l’étage **Alpha** s’ouvre. Il doit alors permettre la redescende des deux étages solidaires, tout en respectant les contraintes du cahier des charges[?], notamment en termes de vitesse de descente.

Pour faciliter la localisation de la fusée lors de sa descente et permettre sa récupération après l’atterrissage, nous avons choisi des couleurs voyantes pour les toiles : le violet pour les deux parachutes. Cette couleur se détache bien du ciel, des nuages et de la végétation.

Confection des parachutes

Une fois les toiles commandées, nous avons entamé la phase de couture. Les parachutes ont une forme de dôme circulaire avec une cheminée centrale permettant l’évacuation de l’air lors de la

descente. Chaque toile a été découpée en huit “pétales”, une méthode qui optimise l’utilisation du tissu. Nous avons ensuite utilisé la machine à coudre de *La Fabrique* pour assembler les pièces. Des biais ont été cousus entre les pétales pour renforcer les liaisons.

Cordes et assemblage

Un aspect crucial de la fabrication concerne le choix des cordes. Deux types de cordes relient la toile à la fusée :

- **La corde principale** : elle relie la fusée à un émerillon.
- **Les suspentes** : au nombre de huit par parachute, elles relient l’émerillon à la toile.

Un anneau à huit trous, modélisé sur SolidWorks et imprimé en 3D, est inséré au niveau des suspentes. Il permet d’améliorer le déploiement du parachute en limitant les risques de nœuds.

Lors du "choc para" (instant de déploiement), les cordes doivent supporter d’importants efforts. Les tensions maximales calculées sont :

- **Alpha** : $T = 1896 \text{ N}$
- **Beta** : $T = 562 \text{ N}$

En conséquence, nous avons sélectionné les diamètres suivants :

- **Alpha** : corde principale de 4,5 mm, suspentes de 3 mm
- **Beta** : corde principale de 2,5 mm, suspentes de 2 mm

Les émerillons doivent également résister à ces efforts. Avec une marge de sécurité, deux émerillons identiques ayant une résistance de 450 kg ont été choisis pour les deux parachutes.



FIGURE 2.9 – Anneaux (en haut) et émerillons (en bas) des parachutes. Les deux émerillons sont identiques pour les deux parachutes. L’anneau de Beta a un diamètre plus important, adapté au diamètre supérieur de ses suspentes.



FIGURE 2.10 – Parachute de l'étage Beta

Casing parachutes

Un *casing para* a été modélisé sous SolidWorks, puis imprimé en 3D pour chacun des deux étages. Sa fonction est d'assurer le logement du parachute tout en facilitant sa sortie du tube une fois la porte ouverte. Le fond du support est incliné vers la porte pour favoriser l'éjection.



FIGURE 2.11 – Casing para

Fixation à la structure

Compte tenu des fortes tensions exercées lors du déploiement, la liaison entre les cordes et la structure de la fusée doit être extrêmement résistante. Les cordes principales sont donc fixées à la bague de reprise de poussée, une pièce en acier conçue pour encaisser ces efforts tout en restant aussi légère que possible, en particulier pour l'étage Alpha où les contraintes sont les plus importantes.



FIGURE 2.12 – Bague de reprise de poussée

2.6 Coiffe

La coiffe est l'élément situé au sommet de la fusée. Imprimée en plastique PETG et usinée en aluminium, ses fonctions sont multiples.

Elle doit tout d'abord assurer l'aérodynamisme de la fusée. Volant en vitesse subsonique, la coiffe doit limiter la résistance à l'air ; on privilégie alors les formes arrondies, tels que des arcs de cercles. Mesurant près de 25 cm, elle a dû être imprimée en trois parties pour plus de modularité.

À son sommet de celle-ci, on retrouve la pointe en aluminium. Usinée en partant d'un brut d'aluminium et à l'aide d'un tour à métaux, elle a plusieurs fonctions. Elle sert à la fois à remonter le centre de masse du lanceur tout en assurant une grande solidité pour une pièce susceptible aux chocs.

L'intégration de composants électroniques a également été nécessaire. Des antennes GPS, GSM et Lora sont fixées sur la paroi intérieure de la coiffe. En effet, étant imprimé en plastique, les ondes radio ne sont pas bloquées par les parois de la coiffe contrairement au tube en carbone qui lui agit comme une 'cage' électromagnétique. Outre les antennes, des fixations pour leurs cartes électroniques ont été prévues.



FIGURE 2.13 – Vue de la coiffe

Par ailleurs, au vu de son grand volume intérieur libre et de la nécessité d'assurer la stabilité de la fusée, une masse adaptable de 350 grammes est fixée dans la coiffe. Le cylindre de laiton de 4cm de diamètre est tenu par deux bagues fixées à la coiffe dans sa partie basse. Une fois au Cspace nous pourrions adapter la masse à embarquer en fonction des résultats de mesure du centre de gravité. Il faut cependant éviter que cet ajout de métal proche des antennes ne vienne perturber l'émission et la réception des ondes.



FIGURE 2.14 – Système de gestion de masse

2.7 Dimensionnement et Fabrication des Tubes en Carbone

Les tubes des deux étages sont des éléments clefs du projet. Le bon déroulement de leur fabrication est un facteur bloquant pour de nombreuses tâches mécaniques et nécessite donc une attention particulière ainsi que de nombreuses itérations.

Pour Pegasus, les deux tubes (140mm de diamètre intérieur, 1,6m de long pour Alpha, 0.9m pour Beta pour 100 mm de diamètre interieure) sont moulés par les membres du projet dans les locaux de La Fabrique de CentraleSupélec.

2.7.1 Choix du matériau et analyse des contraintes

La fibre de carbone présente de nombreux atouts pour la conception d’une fusée. Ce matériau, à la fois très léger et extrêmement résistant à la traction, permet de réduire l’épaisseur des tubes tout en garantissant leur solidité. Le pôle Espace du CACS bénéficie d’une expérience significative dans le moulage de tubes en fibre de carbone, acquise lors des précédents projets SIRIUS, PHENICS et AJAX, qui utilisaient déjà ce matériau.

L’épaisseur des tubes a été déterminée à l’aide de simulations réalisées sous COMSOL. Ces analyses ont permis de modéliser les contraintes mécaniques auxquelles les deux tubes seront soumis, et d’en déduire une épaisseur optimale de 3 mm. L’étude prend également en compte les zones de fragilité, telles que les ouvertures pour les parachutes, les systèmes pneumatiques et électroniques, ainsi que les perçages nécessaires à la fixation des bagues, où les contraintes sont plus élevées.

2.7.2 Tests et mise en place d’un protocole

De nombreux tests de moulage de la fibre carbone ont été réalisés afin de déterminer le meilleur moyen de mouler puis de démouler les tubes. Le principe est relativement simple et consiste à enrouler la fibre de carbone (qui se présente sous la forme de grandes feuilles souples) autour d’un tube en PVC. Le tout est enduit de résine époxy à chaque couche.

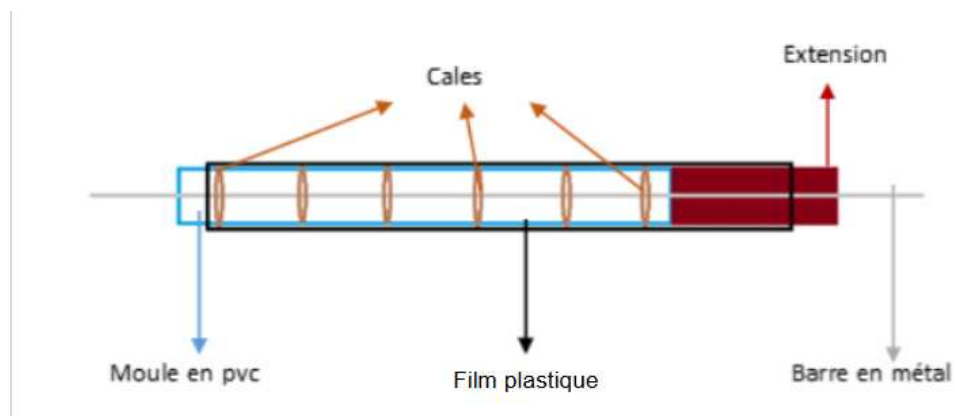


FIGURE 2.15 – Représentation schématique du montage réalisé pour le moulage des tubes. La barre en métal est un profilé sur lequel viennent glisser des cales permettant de fixer le moule en PVC. Les rôles de l'extension et du papier cuisson seront détaillé plus loin. L'ensemble du montage est maintenu en hauteur grâce à deux tréteaux sur lesquels sont posés les bords du profilé en aluminium

Les défis présentés par la méthode sont nombreux :

- Les feuilles de carbone ont tendance à se détériorer ou à se détendre, ce qui engendre des défauts sur le tube.
- Une fois les tubes secs, leur démoulage devient extrêmement difficile, voire impossible, en raison des frottements importants avec le moule en PVC.

Pour palier à ces problèmes de nouveaux protocoles ont été développés au cours des différents tests réalisés :

- La fibre de carbone est tendue à l'aide d'une barre en bois accroché à l'extrémité des feuilles à enrouler : cela permet de garder la fibre sous tension en permanence et d'obtenir un rendu plus propre (avec un nombre de défauts de surface nettement réduit).
- Pour le démoulage, une solution, issues des expériences des années précédentes solutions a été envisagée. La réalisation d'une 'chaussette' à l'aide de film plastique s'est avérée être une méthode satisfaisante. Le premier étage (alpha) a ainsi pu être démoulé très facilement.
- Afin de faciliter encore un peu plus le démoulage, les tubes sont moulés en deux fois. Les trois premiers tours de fibre de carbone sont enroulés puis démoulés en l'espace de 24h. Les trois dernières couches sont réalisées directement sur le tube démoulé. Cette méthode permet de réduire la difficulté du démoulage.

2.7.3 Tubes finaux

Les deux tubes ont été moulés au cours du mois de février 2025 dans les locaux de la Fabrique.



FIGURE 2.16 – Le tube de l’étage beta juste avant le démoulage : le tube moulé mesure ici 1m80 de façon à avoir suffisamment de marge (20 cm) pour le découper et l’usiner par la suite. Une équipe de 10 personnes a été mobilisé pour la fabrication avec des postes et des rôles bien précis assignés à chacun

Malgré les méthodes mises au point pour faciliter le démoulage, celui du tube bêta a été très ardu, car nous n’avions pas attendu assez de temps entre chaque couche de carbone appliquée. Afin de ne pas avoir à tirer manuellement nous avons mis au point un système permettant de mettre à profit une slackline : de longues bandes de scotch sont fixés au corps du tubes (ce qui permet de tirer de façon surfacique et d’éviter des défauts localisés) et viennent s’enrouler autour d’une pièce en métal à laquelle est fixée la slackline. L’autre extrémité du tube (en PVC) est attachée avec des serres joints à une base fixe (un pilier). La slackline nous permet de monter à des tensions avoisinant les 350 kg. La méthode n’a pas fonctionné, le scotch s’étant déchiré. Nous avons finalement attaqué le tube PVC de l’intérieur au marteau et burin, ce qui a fonctionné.



FIGURE 2.17 – Tentative de démoulage du tube beta à la slackline



FIGURE 2.18 – Démoulage du tube beta au marteau

2.7.4 Jupe

Étant donné que le diamètre de nos deux tubes n'est pas le même (40mm de réduction de diamètre), il a fallu réaliser une jupe à mettre entre nos deux étages, afin d'assurer l'aérodynamisme de notre fusée. Nous l'avons réalisée en carbone, à l'aide d'un support autour duquel mouler le carbone.



(a) Moule de la jupe



(b) Réalisation de la jupe en carbone

FIGURE 2.19 – Premier prototype de la jupe

2.8 Intégration mécanique

2.8.1 Usinage des tubes

Une fois le tube en carbone fabriqué, une opération d'usinage a été nécessaire afin d'obtenir un état de surface satisfaisant, notamment pour l'application du vernis et la réalisation du design. Cette étape a également permis de percer les trous destinés à l'installation des bagues sur le tube.

- **Ponçage des tubes** : Après la formation du tube, il reste des défauts de surface liés à des coulures d'époxy séchées ou du carbone mal replié, il faut alors les poncer pour avoir un bel état de surface. Pour ce faire nous nous équipons pour travailler le carbone (Masque à cartouches, blouse, surblouse, gants). Il y a également des défauts internes, liés également à des coulures d'époxy, qui empêchent de glisser les bagues dans le tube, et que nous avons poncé à la main.



FIGURE 2.20 – Ponçage de la surface extérieure du tube en carbone

- **Découpe** : Pour éviter les effets de bords liés au moulage du tube on le réalise plus grand que nécessaire. On utilise alors l'une des bagues du système qui nous a permis de faire les trous pour marquer l'endroit où découper et pour guider la lame de la scie à métaux.
- **Ponçage des bords du tube** : Pour vérifier que la coupe était bien normale à l'axe du tube il a été nécessaire de poncer les bords du tubes de chaque côté. De plus cela était également nécessaire pour éviter d'avoir des bords très coupants qui peuvent être problématiques et dangereux notamment lorsqu'on travaille à l'intérieur du tube.
- **Perçage des trous de bagues** : Les bagues de la fusée, véritables "étages" internes, sont fixées au tube à l'aide de vis. En raison de leur forme, il n'est pas possible d'y placer des pas de vis n'importe où. Par ailleurs, ces bagues doivent respecter un agencement précis : leur position angulaire n'est pas libre, car elles sont interdépendantes. Ces deux contraintes entraînent un schéma de perçage du tube complexe et apparemment désordonné. Contrairement à l'année dernière le système de perçage de trous a été complètement repensé. En effet, l'année dernière l'utilisation de patrons a été particulièrement chronophage. De ce fait, le choix qui a été fait a été de fabriquer un système de trous constitués de 2 bagues coulissant sur le tube que l'on pouvait fixer avec des vis. La particularité de des bagues est qu'elles possèdent des trous

équitablement répartis sur leurs périmètres dans lesquels des guidages en acier ont été placés. Il suffisait alors de placer la perceuse dans les guidages en acier afin de percer droit dans le tube.

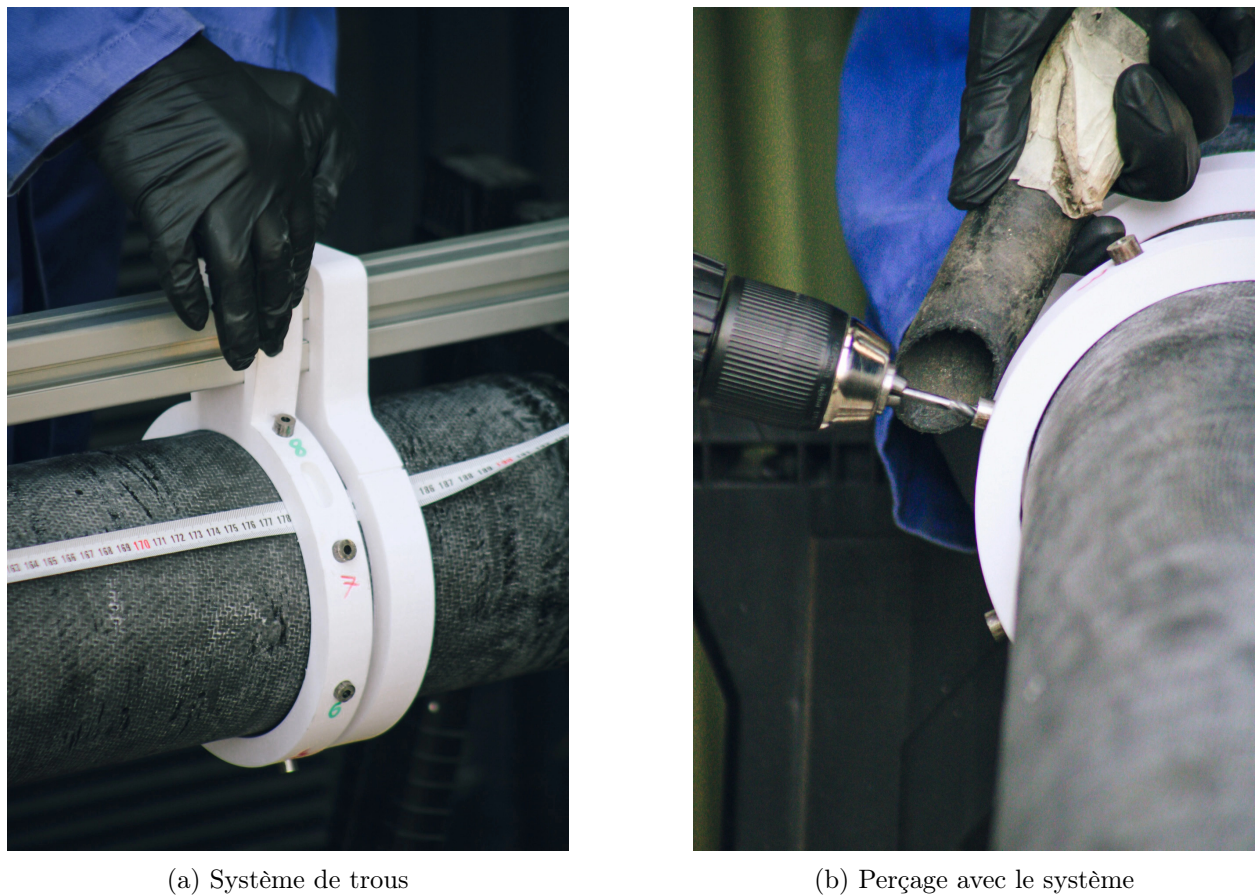


FIGURE 2.21 – Illustration du système de perçage

- **Découpe Portes :** Afin de permettre l'éjection des parachutes, qui permettent de récupérer la fusée après le vol, il faut découper des portes dans la fusée. Une pièce en 3D a été imprimée en plusieurs parties puis assemblée puis fixée sur le tube afin de pouvoir découper autour de cette pièce la forme exacte de la porte. Cette année on a privilégié l'utilisation d'une scie à métaux flexible car la découpe au cutter l'année dernière a été particulièrement longue et fastidieuse.



FIGURE 2.22 – Porte de Alpha

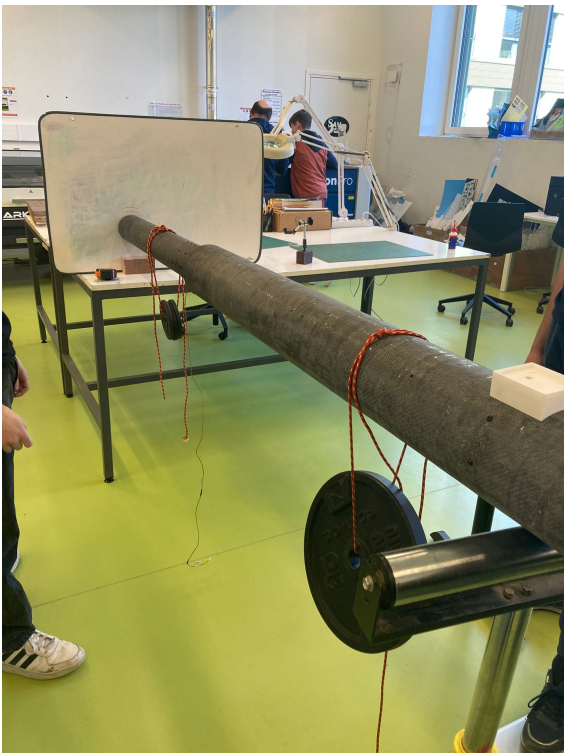
2.8.2 Test de flèche

Avant d'être autorisée à voler, la fusée doit passer une série rigoureuse de tests. L'un d'eux est le test de flèche : une fois la base immobilisée, la pointe ne doit pas fléchir de plus de 3 cm par rapport à l'horizontale, quelle que soit son orientation. La configuration bi-étage de la fusée introduit une possible faiblesse au niveau du système de séparation. Pris isolément, chaque tube présente une flèche négligeable, en dessous du seuil de détection. L'attention se

porte donc entièrement sur la zone du système de séparation, potentiellement plus vulnérable. Contrairement à l'année précédente une réduction de diamètre du tube a également été privilégiée afin de limiter la flèche. De plus au niveau du système de séparation nous avons choisi de mettre 4 tiges plutôt que 3 pour pouvoir avoir une meilleure symétrie et diminuer encore plus le risque de flèche.



(a) Test de flèche réalisé avec un mètre



(b) Test de flèche réalisé avec la fusée fixée d'un coté

FIGURE 2.23 – Test de flèche

2.9 Bagues

Les bagues sont des éléments clés de la fusée qui jouent différents rôles :

- les bagues de reprise de poussée ont pour rôle de limiter la translation des moteurs selon l'axe de la fusée et de reprendre les efforts fournis par ces derniers. Ce sont des pièces qui doivent être robustes mais rester légères et faciles à intégrer au corps de la fusée, c'est pourquoi elles sont en aluminium.

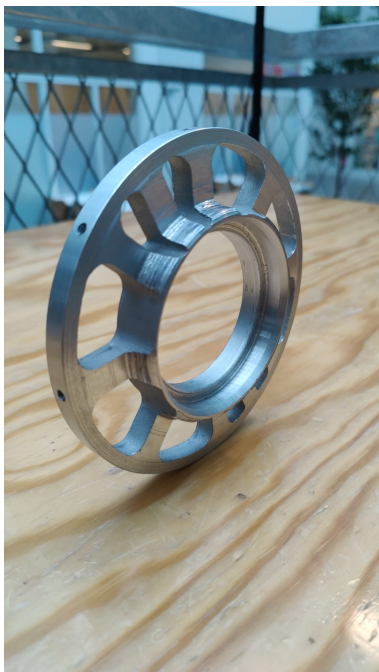


FIGURE 2.24 – Bague de reprise de poussée en aluminium.

- les bagues de guidage servent à fixer les équerres des ailerons et ainsi à maintenir ces

derniers. Etre précis sur leur usinage est particulièrement important afin de respecter l'alignement des ailerons.

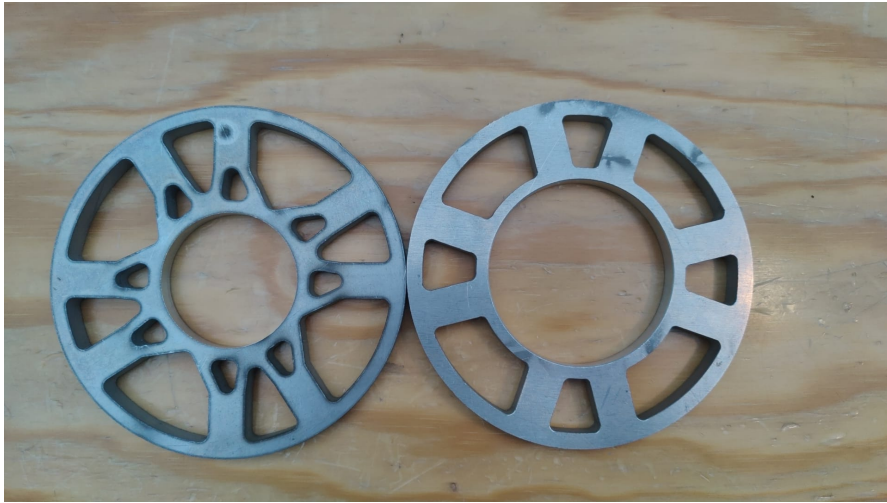


FIGURE 2.25 – Bague de guidage réalisée en aluminium. Leur structure est étudiée pour minimiser leur masse tout en guidant correctement les vis des équerres.

Ces bagues sont entièrement usinées en utilisant les machines de La Fabrique. Les bruts d'aluminium sont d'abord découpés à la découpeuse jet d'eau puis retravaillés à l'aide des tours à métaux et d'une fraiseuse.

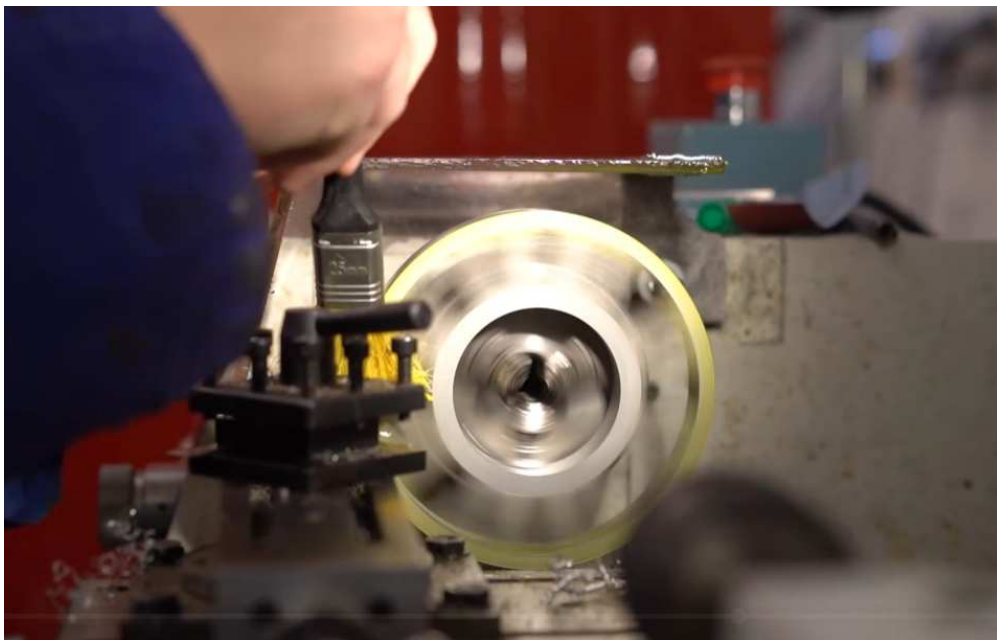


FIGURE 2.26 – Usinage en cours d'une bague de reprise de poussée au tour à métaux.

Chapitre 3

Architecture électrique

3.1 Informations générales sur les cartes

La fusée compte différentes cartes électroniques. L'architecture est la même pour les deux étages dans lesquels on retrouve une carte Alimentation, Expériences, Séquenceur et Interface. La principale différence entre les deux étages est la présence d'une partie inflammateur sur la carte Alimentation de l'étage β

- Carte **Alimentation** : elle permet de gérer l'alimentation de la fusée, avec notamment des convertisseurs de tension. Sur l'étage β , on a aussi une partie inflammateur qui attend les ordres de la carte Séquenceur pour allumer le moteur.
- Carte **Séquenceur** : elle commande les actionneurs de la séparation et des portes des parachutes quand toutes les conditions sont réunies. Elle contient aussi deux IMU.
- Carte **Expérience** : elle récupère les informations des caméras qui se situent sur le tube de la fusée, du capteur d'effort du parachute et gère la télémétrie.

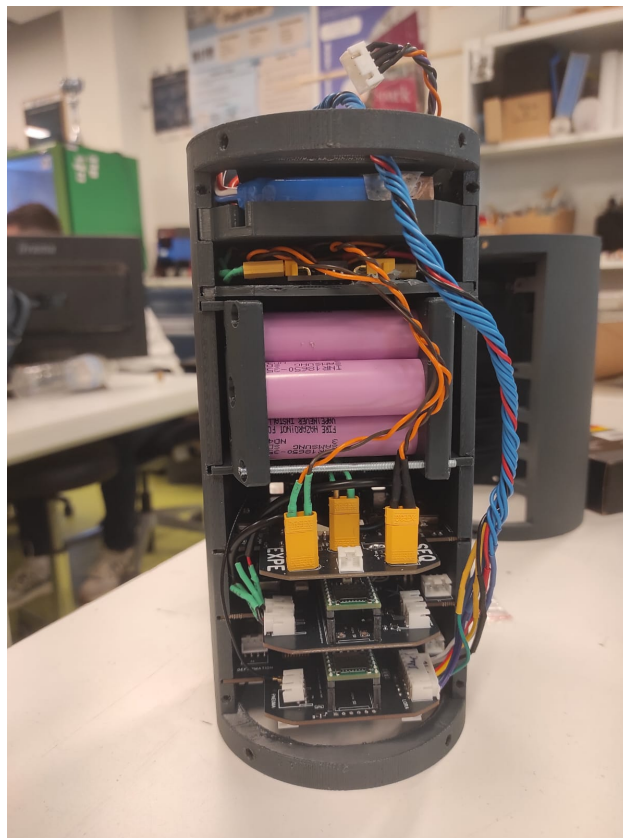


FIGURE 3.1 – Stack β , vu de dos. Du haut vers le bas on trouve : le bms 3s (caché), la batterie LiPo, deux bms 1s, le pack batteries, la carte Alimentation, la carte Séquenceur et la carte Expériences

3.2 Carte Alimentation

La carte Alimentation est la carte qui est chargée d'alimenter en énergie les différentes cartes et composants. Elle est constituée de plusieurs régulateurs de tension de type boost (5V et 12V). Les connexions entre les batteries Li-ion se font via des connecteurs XT30. Les BMS (1s) sont déportés et sont directement placés sur les packs batterie. Ils se situent entre les batteries et les interrupteurs (qui permettent d'allumer les cartes séquenceur et expériences). L'alimentation vers les cartes se fait via la carte interface et des bus.

Sur la carte Alimentation de l'étage β , il y a la partie inflammateur en plus. Cette dernière est en deux parties, séparées par des optocoupleurs. À gauche, on retrouve une partie commande

qui donne l'ordre de mise à feu depuis la carte Séquenceur. À droite, on retrouve un buzzer qui indique que le déclenchement du 2nd étage a lieu, d'un connecteur qui va accueillir un allumeur (simple fusible) fourni par le C'Space, ainsi qu'un connecteur XT30 pour la liaison avec une batterie LiPO 3s. Cette dernière est protégée par un BMS 3s et deux interrupteurs (un coupant le - et l'autre le +) sont présents. Cette partie inflammateur est très stricte et doit impérativement respecter le cahier des charges [?] à cause du danger qu'elle représente.

3.3 Carte Séquenceur

La carte Séquenceur est peut-être la carte la plus importante de tout Pégasus. Son architecture est relativement simple, et elle accueille une Teensy 4.1, un port pour servo-moteur, une prise jack (mâle ou femelle selon l'étage), un buzzer, deux IMU, une mémoire flash et un optocoupleur. elle comporte aussi des LED d'affichage et des interrupteurs pour avoir une interface Homme-Machine.

Nous utilisons des Teensy 4.1 pour le traitement des informations, et le stockage de données avec une carte SD.

La carte pilote le servomoteur des parachutes, qui permettent donc leur déploiement à l'apogée.

Les deux IMU permettent de mesurer l'orientation de la fusée pour déclencher ou non l'allumage du deuxième moteur.

L'optocoupleur sert quant à lui à communiquer entre Séquenceur et Expériences, tout en isolant électriquement les deux cartes pour respecter le cahier des charges [?].

Les prises jack permettent de s'assurer ou non de la séparation : lorsque le deuxième étage éjecte le second, les deux connecteurs se déconnectent, et les deux cartes Séquenceur peuvent donc déclencher la suite des actions. De même, si la séparation n'est pas effective, les cartes le détectent et lancent alors une autre suite d'instructions.

Le buzzer 12V sera activé au moment de l'atterrissage : il nous permettra d'entendre au loin la fusée pour la retrouver plus rapidement.

3.4 Carte Expérience

La carte expérience comporte de nombreux capteurs capables d'estimer des grandeurs physiques diverses. On y retrouve notamment le circuit de commande des caméras (2 par étages), basé sur l'activation de transistors MOSFET, un capteur GPS, permettant de localiser la fusée à tout instant, un capteur de pression atmosphérique, permettant d'estimer l'altitude de la fusée, un capteur de pression pneumatique, vérifiant la pression dans le système de séparation pneumatique, le dispositif de commande de la LoRa, elle même située dans la coiffe de la fusée, deux leds de debug, un jack de télémétrie, et enfin un dispositif de mesure capable d'estimer l'effort subi par les cordes du parachute, basé sur une load cell dont le signal est rendu utilisable grâce à un amplificateur d'instrumentation de précision. Le stockage des données s'effectue au moyen de cartes SD ainsi que par l'utilisation de mémoire flash externe. La carte expérience commande également l'activation d'une carte micro, et laisse la possibilité d'y intégrer un émetteur de type GSM ainsi que des jauges de déformation. La carte est contrôlée par une Teensy 4.1. Elle reçoit son alimentation grâce à la carte Alim via interface, et communique avec séquenceur via interface également.

3.5 Carte Interface

La carte Interface est essentielle à la communication entre toutes les cartes et facilite également l'utilisation du stack pour l'Homme via son interface Homme-machine épurée. Elle accueille notamment 3 bus pour communiquer avec chacune des cartes : Alimentation, Séquenceur et Expérience. Un système composé de 2 ALIs permet d'afficher la tension des batteries situées sur Alimentation permettant ainsi d'évaluer la charge de la batterie depuis l'extérieur du stack. Interface permet également d'interagir avec les Teensys sur Expérience et Séquenceur via des ports USB déportés. Cela simplifie grandement le travail de l'équipe soft lors des tests finaux et permet de gagner en modularité.

Par ailleurs, la carte possède également 15 LEDs et 4 interrupteurs pour d'un côté répondre au cahier des charges et d'un autre permettre à l'équipe soft de tester les différentes fonctionnalités de la carte et du stack. Interface dispose également d'un connecteur jstxh permettant de connecter un écran au stack utilisé par l'équipe soft pour le debug.

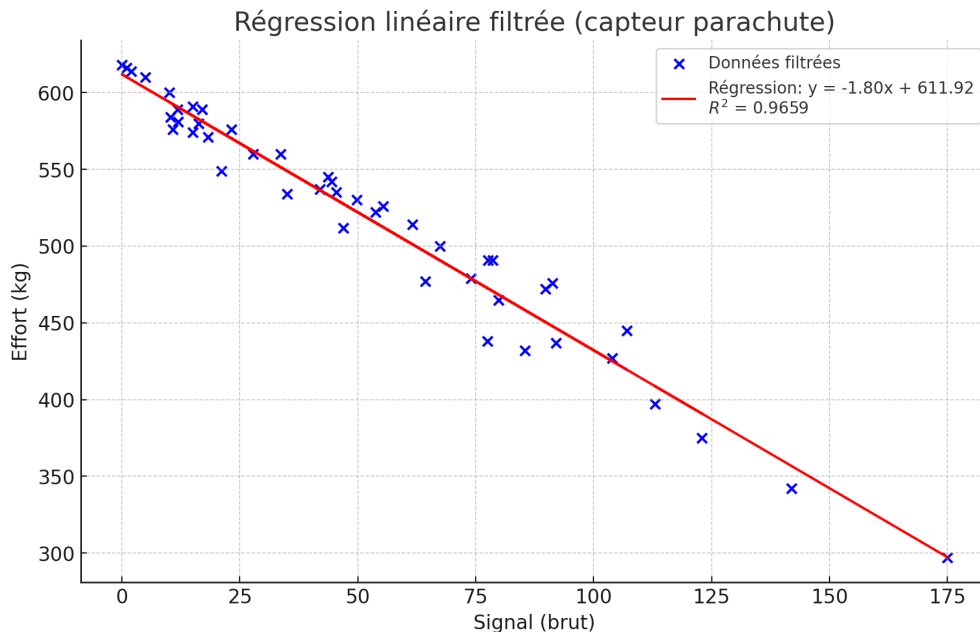


FIGURE 3.2 – Étalonnage du capteur d'effort parachute

3.6 Intégration de l'électronique dans la fusée

La mise en place physique dans le tube a été un véritable défi, il fallait respecter le cahier des charges [?] sur les positions des différents composants, tout en respectant la place nous étant allouée par les contraintes mécaniques.

Les cartes sont disposées en stack, avec un bus traversant et maintenues entre elles avec des entretoises. Ces stacks sont ensuite maintenus dans le tube via des bagues en PLA.

Il y a aussi d'autres pièces mécaniques utilisées pour tenir les éléments électroniques :

- Bague de support caméra β : cette bague permet de tenir les 3 caméras dans le tube, ainsi que l'écran d'information, le buzzer, et la carte son.
- Bague de support caméra Alpha : elle permet de tenir l'unique caméra d'Alpha, dirigée vers le système de séparation pour en avoir des images.
- Bague Batterie : sur chaque étage, on a une bague de support batterie ; sur Alpha, elle contient 6 cellules 18650 et leurs BMS, et sur β , 9 cellules 18650 et une batterie LiPo. Les deux bagues ont une géométrie différentes, pour s'adapter aux contraintes de chaque étage.
- Support du Pitot et des antennes LoRa, GPS et GSM dans la coiffe.

3.7 Organisation interne de l'équipe électronique

L'équipe électronique était constituée au total de 5 personnes, dont un responsable. Chaque personne s'est vue assigner une carte électronique au début de l'année scolaire, et a travaillé dessus jusqu'en janvier environ, au moment des commandes des premières versions (V1). Le travail a ensuite été mis en commun pour la gestion des problèmes des V1. Certaines cartes étaient fonctionnelles, mais d'autres ont dû être déboguées. Ainsi, on s'est échangé les cartes entre nous pour avoir un regard nouveau sur les différents problèmes. Toutes les cartes ont été conçues sur EasyEDA.

On suivait aussi bien entendu un rétroplanning interne pour respecter les deadlines. Une réunion interne était organisée tous les 10 jours environ pour s'assurer du bon avancement en élec, en plus des réunions d'avancement "globales" communes à toutes les équipes. On se servait aussi d'un drive commun avec tous les fichiers utilisés, en particulier des tableaux excel d'organisation "à court terme".



FIGURE 3.3 – Stack β vu de face. Du haut vers le bas, on trouve : les interrupteurs (les deux noirs pour inflammateur, et les deux rouges pour Séquenceur et Expériences), des emplacements pour les jacks et la carte Interface

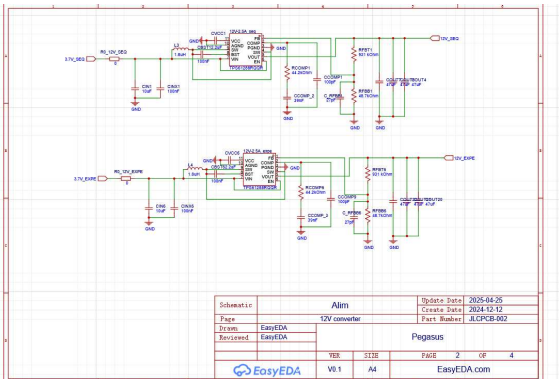


FIGURE 3.4 – Interface EasyEDA carte Ali-mentation

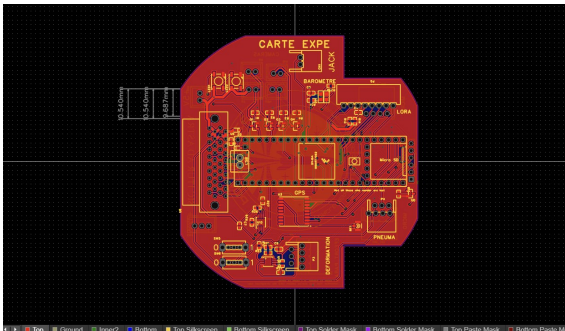


FIGURE 3.5 – Routage de la carte Expé-riences

Chapitre 4

Software

4.1 Architecture globale

PEGASUS possède plusieurs cartes électroniques et systèmes qu'il convient de programmer.

- **Déclenchement parachute** : Il prendra en compte un fenêtrage temporel ainsi que la séparation ou non et l'allumage du second moteur ou non dans le deuxième étage.
- **Déclenchement de la séparation des étages** : Il sera actionné à un instant prédéterminé après le décollage.
- **Allumage du second moteur** : Il prendra en compte un fenêtrage temporel, la détection que la séparation des étages est effective ainsi que l'attitude de la fusée en accord avec le cahier des charges[?].
- **Capteurs** : L'acquisition des données des capteurs présents sur les cartes : les IMUs, les baromètres, les capteurs de force des parachutes,... . Elle sera faite grâce à des interruptions de programme à intervalles précises (IntervalTimer sur Teensy) afin de s'assurer de l'acquisition des données à la fréquence souhaitée peu importe ce que le programme fait à chaque instant, en particulier l'enregistrement sur carte SD.
- **Cartes SD** : L'enregistrement des données et des journaux de vol (logs) se réalise en association avec les interruptions, grâce à deux mémoires tampons (buffers). À chaque interruption du programme, les données sont stockées dans le tampon actuel. Dès que le tampon actuel est plein, l'enregistrement débute sur l'autre tampon, et les données du tampon plein sont sauvegardées sur la carte SD en une seule fois dans la boucle principale. Ce processus se répète de manière cyclique lorsque le dernier tampon se remplit à son tour. Cette année 1Go de mémoire Flash a été rajoutée afin que la taille des buffers ne soit pas un problème.
- **Carte son** : Enregistrer le son issu de la carte son.
- **Caméras** : En fonction de la solution adoptée, la programmation consistera à initier l'allumage de la caméra et à déclencher l'enregistrement vidéo.
- **Télémétrie** : Certaines données importantes seront aussi transmises par LoRa, en particulier les données GPS, la pression atmosphérique, la norme de la vitesse intégrée, la position intégrée, l'état des différentes cartes, etc... Elles seront transmises en binaire puis décodée sur la station sol.
- **Station sol** : Les données transmises par télémétrie seront reçues par la station sol et affichées en temps réel sur un tableau de bord par un code Python.
- **GSM** : Les modules GSM peuvent avoir deux intérêts, d'abord ils constituent un autre moyen de recevoir des informations de la fusée au sol, ensuite ils constituent aussi une manière de géo-localisation approximative en cas de panne du GPS grâce aux antennes de téléphonie mobile.
- **GPS** : Les modules GPS permettent d'avoir la position de la fusée pendant la phase de descente et à l'atterrissage. Leur rôle principal est de retrouver les deux étages de la fusée grâce à la télémétrie ou au GSM.
- **Écran tactile, LEDs et interrupteurs** : L'écran et les LEDs permettront d'afficher à tout instant l'état de la fusée. Les interrupteurs permettront d'interagir avec la fusée pour pouvoir activer ou désactiver des sous-systèmes et les tester séparément.
- **Communication entre les cartes** : Cette communication est indispensable pour diffuser l'information signalant le décollage de la fusée, ainsi que pour transmettre les données des capteurs à la carte d'information en vue de les afficher sur l'écran, les LEDs et la télémétrie. De plus, elle permet le transfert des informations provenant de l'écran tactile et des boutons aux autres cartes.
- **La trajectographie inertielle** : Elle intégrera en temps réel les données des IMUs afin de déterminer l'attitude, la vitesse et la position de la fusée dans le référentiel terrestre. Elle permet également d'obtenir l'assiette et l'azimut de la fusée, nécessaires lors de la séparation pour vérifier si la fusée est dans le cône d'acceptation.

- **Traitement des données post-vol** : Pour le traitement des données après le vol, les données enregistrées sur la carte SD seront lues et analysées afin de vérifier les performances et d'envisager des améliorations futures.

4.2 Algorithme de navigation inertielle

La détermination de l'orientation de la fusée en cours de vol constitue un élément essentiel du cahier des charges[?] pour un système à deux étages, garantissant ainsi un positionnement adéquat du deuxième étage avant d'émettre l'ordre d'allumage du moteur. Elle se fait grâce à l'intégration des IMUs. L'expérience a déjà été réalisée les années précédentes sur SIRIUS, AJACS et PHENICS.

Orientation initiale

Soit $B_{ENU} = (\vec{E}, \vec{N}, \vec{U})$ la base terrestre (Est, Nord, Haut) et $B_{f0} = (\vec{X}_0, \vec{Y}_0, \vec{Z}_0)$ la base liée au référentielle fusée avec $\vec{Z}_0$ l'axe de la fusée dirigé vers le haut, toutes deux bases orthonormées directes.

On souhaite d'abord déterminer la matrice de passage $\mathbf{M}_0$ de B_{ENU} à B_{f0} . Pour cela, On détermine d'abord en moyennant sur une période où la fusée est considérée statique (juste avant le décollage) les mesures de l'accélération $a\vec{c}\vec{c}_0$ (en m/s^2) et les mesures gyroscopiques $gy\vec{r}_0$ (en rad/s) dans le référentiel de la fusée grâce aux IMUs. Les IMUs seront soit préalablement calibrés avec des méthodes permettant de corriger le mal-alignement et l'échelle des axes ainsi que le biais ou seront calibrés sur cette même phase avant le vol pour corriger le biais des gyroscopes et avoir la norme de $\vec{g}$.

Soit $\vec{E}, \vec{N}$ et $\vec{U}$ les vecteurs unitaires Est, Nord et Haut exprimés dans B_{f0} . On a alors $\vec{U} = (U_x \ U_y \ U_z)^T = \frac{a\vec{c}\vec{c}_0}{\|a\vec{c}\vec{c}_0\|}$. En posant $\vec{t}_N = \frac{\vec{U} \wedge \vec{X}_0}{\|\vec{U} \wedge \vec{X}_0\|}$ un vecteur temporaire qui sera dans le plan $(\vec{E}, \vec{N})$, on peut déterminer l'angle orienté β de $\vec{t}_N$ vers le nord par rapport à la verticale à partir de l'azimuth initial de la fusée α_0 (en supposant que $\vec{U} \neq \pm \vec{Z}_0$ et $\vec{U} \neq \pm \vec{X}_0$) :

$$\beta = -\alpha_0 + \arcsin \left(\frac{U_x U_z}{\sqrt{U_y^2 + U_z^2} \sqrt{U_x^2 U_z^2 + U_y^2 U_z^2 + U_z^4 - 2U_z^2 + 1}} \right)$$

Cela permet de retrouver le nord et l'est à partir de l'orientation initiale de la fusée : $\vec{N} = \mathbf{R}_{\vec{U}}(\beta) \vec{t}_N$ où $\mathbf{R}_{\vec{U}}(\beta)$ représente la matrice de rotation d'axe $\vec{U}$ et d'angle β .

$$\mathbf{R}_{\vec{U}}(\beta) = \begin{pmatrix} \cos(\beta) + U_x^2(1 - \cos(\beta)) & U_x U_y(1 - \cos(\beta)) - U_z \sin(\beta) & U_x U_z(1 - \cos(\beta)) + U_y \sin(\beta) \\ U_y U_x(1 - \cos(\beta)) + U_z \sin(\beta) & \cos(\beta) + U_y^2(1 - \cos(\beta)) & U_y U_z(1 - \cos(\beta)) - U_x \sin(\beta) \\ U_z U_x(1 - \cos(\beta)) - U_y \sin(\beta) & U_z U_y(1 - \cos(\beta)) + U_x \sin(\beta) & \cos(\beta) + U_z^2(1 - \cos(\beta)) \end{pmatrix}$$

On en déduit enfin $\vec{E} = \vec{N} \wedge \vec{U}$ et $\mathbf{M}_0 = \begin{pmatrix} \vec{E} & \vec{N} & \vec{U} \end{pmatrix}$. Autrement dit, si $\vec{v}$ est un vecteur colonne exprimé dans la base B_{ENU} et $\vec{v}'$ le même vecteur colonne exprimé dans la base B_{f0} , alors $\vec{v}' = \mathbf{M}_0 \vec{v}$. On a aussi que $\mathbf{M}_0^{-1} = \mathbf{M}_0^T$ car les deux bases sont orthonormales.

À noter qu'il n'est en réalité pas nécessaire de connaître l'azimuth initial pour que le reste de l'algorithme fonctionne, cela permet seulement de placer $\vec{E}$ et $\vec{N}$ sur l'est et le nord respectivement.

Pour baisser le nombre de paramètres tout en évitant le blocage de cardan, on convertit la matrice $\mathbf{M}$ en quaternion $q = q_i i + q_j j + q_k k + q_w$.

Pour retrouver la matrice de rotation à partir d'un quaternion, on utilise la formule suivante :

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} 1 - 2(q_j^2 + q_k^2) & 2(q_i q_j - q_k q_w) & 2(q_i q_k + q_j q_w) \\ 2(q_i q_j + q_k q_w) & 1 - 2(q_i^2 + q_k^2) & 2(q_j q_k - q_i q_w) \\ 2(q_i q_k - q_j q_w) & 2(q_j q_k + q_i q_w) & 1 - 2(q_i^2 + q_j^2) \end{pmatrix}$$

Equation d'évolution du système

Soit $x(t) = (v_x(t) \ v_y(t) \ v_z(t) \ p_x(t) \ p_y(t) \ p_z(t) \ q_i(t) \ q_j(t) \ q_k(t) \ q_w(t))^T$ un vecteur représentant l'état du système à un instant t , avec $\vec{v}(t) = (v_x(t) \ v_y(t) \ v_z(t))^T$ et $\vec{p}(t) = (p_x(t) \ p_y(t) \ p_z(t))^T$ respectivement la vitesse et la position de la fusée dans la base B_{ENU}

et $q(t) = q_i(t) i + q_j(t) j + q_k(t) k + q_w(t)$ le quaternion représentant la matrice $\mathbf{M}(t)$ de passage de B_{ENU} à $B_f(t)$. Soit $u(t) = (a_x(t) \ a_y(t) \ a_z(t) \ g_x(t) \ g_y(t) \ g_z(t))^T$ avec $a\vec{c}c(t) = (a_x(t) \ a_y(t) \ a_z(t))^T$ et $g\vec{y}r(t) = (g_x(t) \ g_y(t) \ g_z(t))^T$ respectivement la mesure de l'accélération (m/s^2) et de la vitesse de rotation (rad/s) de la fusée dans la base $B_f(t)$.

On a alors la représentation d'état suivante :

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(x(t), u(t)) \\ &= \begin{pmatrix} \mathbf{M}(t)^T a\vec{c}c(t) - (0 \ 0 \ \|a\vec{c}c_0\|)^T \\ \vec{v}(t) \\ 0.5 (g_x(t) i + g_y(t) j + g_z(t) k) \otimes q(t) \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} (1 - 2(q_j(t)^2 + q_k(t)^2))a_x(t) + 2(q_i(t)q_j(t) + q_k(t)q_w(t))a_y(t) + 2(q_i(t)q_k(t) - q_j(t)q_w(t))a_z(t) \\ 2(q_i(t)q_j(t) - q_k(t)q_w(t))a_x(t) + (1 - 2(q_i(t)^2 + q_k(t)^2))a_y(t) + 2(q_j(t)q_k(t) + q_i(t)q_w(t))a_z(t) \\ 2(q_i(t)q_k(t) + q_j(t)q_w(t))a_x(t) + 2(q_j(t)q_k(t) - q_i(t)q_w(t))a_y(t) + (1 - 2(q_i(t)^2 + q_j(t)^2))a_z(t) - \|a\vec{c}c_0\| \\ v_x(t) \\ v_y(t) \\ v_z(t) \\ 0.5(g_x(t)q_w(t) + g_y(t)q_k(t) - g_z(t)q_j(t)) \\ 0.5(-g_x(t)q_k(t) + g_y(t)q_w(t) + g_z(t)q_i(t)) \\ 0.5(g_x(t)q_j(t) - g_y(t)q_i(t) + g_z(t)q_w(t)) \\ 0.5(-g_x(t)q_i(t) - g_y(t)q_j(t) - g_z(t)q_k(t)) \end{pmatrix} \end{aligned}$$

On peut résoudre cette équation différentielle ordinaire non linéaire en temps réel à l'aide de la méthode d'Euler par exemple.

$$x[k] = x[k-1] + (t[k] - t[k-1])f(x[k-1], u[k])$$

Calcul de l'assiette et de l'azimuth

On peut déduire l'assiette $\theta(t)$ (l'angle entre l'axe de la fusée et le sol) et l'azimuth $\alpha(t)$ (l'angle orienté du nord vers l'axe de la fusée par rapport à la verticale) à partir de $q(t)$.

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \frac{\pi}{2} - \arccos \left(\left\langle \vec{Z}(t), \vec{U} \right\rangle \right) \\ &= \frac{\pi}{2} - \arccos \left(\left\langle \mathbf{M}(t)^T \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \right\rangle \right) \\ &= \frac{\pi}{2} - \arccos (1 - 2 (q_i(t)^2 + q_j(t)^2)) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \alpha(t) &= \text{atan2} \left(\left\langle \vec{N} \wedge \vec{Z}(t), \vec{U} \right\rangle, \left\langle \vec{N}, \vec{Z}(t) \right\rangle \right) \\ &= \text{atan2} \left(\left\langle \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \wedge \left(\mathbf{M}(t)^T \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \right), \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \right\rangle, \left\langle \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}, \mathbf{M}(t)^T \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \right\rangle \right) \\ &= \text{atan2} (-2(q_i(t)q_k(t) - q_j(t)q_w(t)), 2(q_j(t)q_k(t) + q_i(t)q_w(t))) \end{aligned}$$

Avec :

$$\text{atan2}(y, x) = \begin{cases} \arctan\left(\frac{y}{x}\right) & \text{si } x > 0, \\ \frac{\pi}{2} - \arctan\left(\frac{x}{y}\right) & \text{si } y > 0, \\ -\frac{\pi}{2} - \arctan\left(\frac{x}{y}\right) & \text{si } y < 0, \\ \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \pm \pi & \text{si } x < 0, \\ \text{non définie} & \text{si } x = 0 \text{ et } y = 0. \end{cases}$$

4.3 Intégration des outils de développement logiciel et structure

Pour notre organisation de la partie Software de PEGASUS, nous avons utilisé PlatformIO, un écosystème open-source pour le développement IoT. PlatformIO offre un environnement unifié pour écrire du code, gérer des bibliothèques et déployer des projets sur plusieurs plateformes, telles que Arduino, que nous avons utilisé dans notre cas. Il nous permet d'intégrer facilement diverses bibliothèques et de gérer efficacement les dépendances.

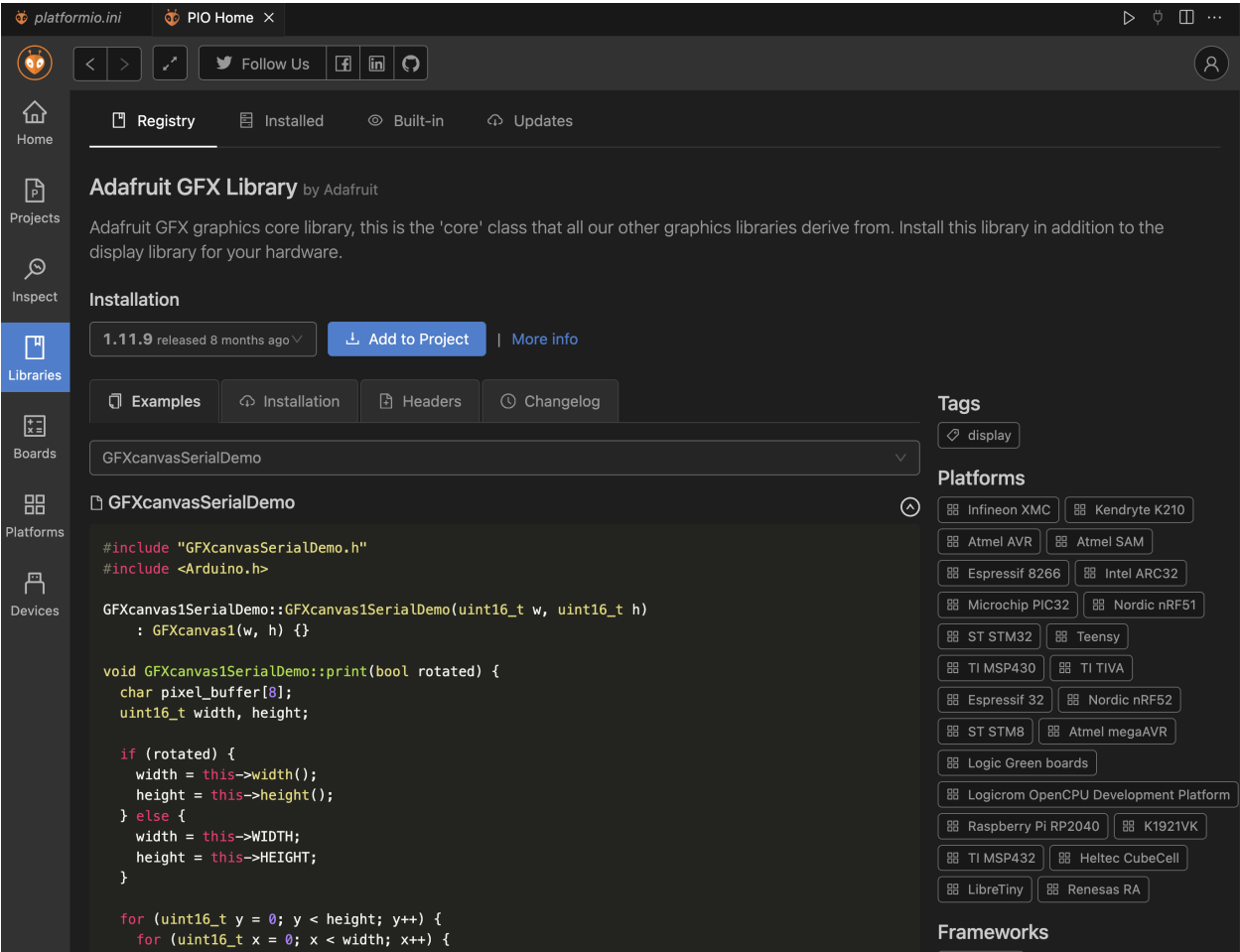


FIGURE 4.1 – Interface de PlatformIO montrant l’installation de la bibliothèque Adafruit GFX.

La bibliothèque Adafruit GFX, comme le montre la Figure 4.1, est une bibliothèque graphique de base qui prend en charge un large éventail de matériel d’affichage. Elle simplifie la tâche de rendu des graphiques sur différents écrans, ce qui est crucial pour les éléments de l’interface utilisateur de notre projet. PlatformIO fournit également des outils pour configurer et communiquer avec notre matériel.

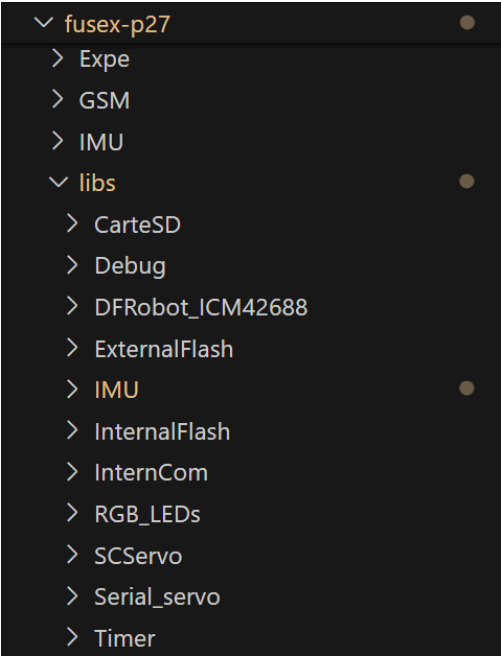


FIGURE 4.2 – Structure du répertoire du projet 'libs' contenant les dossier des différents modules

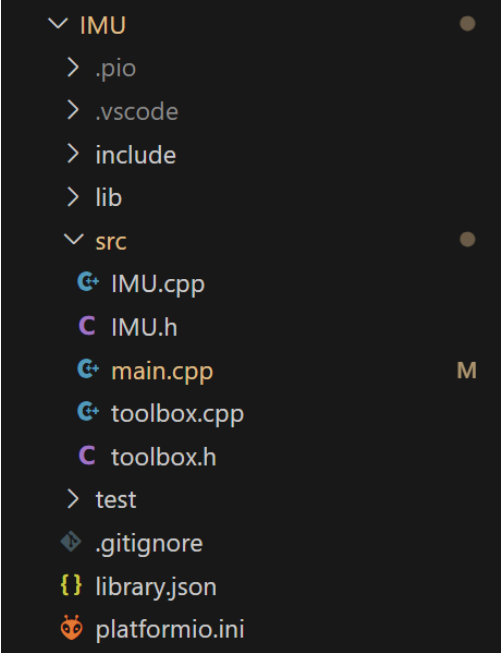


FIGURE 4.3 – Exemple de module pour la gestion des IMUs

La structure modulaire de notre code est un autre aspect crucial. Chaque composant dispose de ses propres fichiers dédiés pour l'implémentation et les définitions des en-têtes. Cette organisation améliore la maintenabilité et la lisibilité de notre projet. L'organisation du module IMU comprend par exemple :

- **IMU.h** : Fichier d'en-tête pour les IMUs définissant la classe et toutes les méthodes nécessaires à leur initialisation, fonctionnement et debug.
- **IMU.cpp** : Fichier principal où sont écrites toutes les méthodes associées aux IMUs
- **main.cpp** : Fichier permettant d'effectuer des tests quand nous travaillons sur la branch git des IMUs, et permettant de faire fonctionner les composants dans le cas des cartes électroniques.
- **toolbox.cpp, toolbox.h** : Fichiers contenant un bref module "boîte à outil" afin de simplifier les nombreux calculs effectués dans le cas des IMUs. On y définit diverses classes de matrices et vecteurs ainsi que des méthodes classiques associées.

Chaque composant dans chaque carte est construit à l'aide d'une classe, contenant des méthodes privées et publiques, selon leur utilisation dans le code. Les différents modules sont ensuite intégrés dans le fichier principal, 'main.cpp', qui organise les interactions entre ceux-ci. Cette approche modulaire nous permet de tester chaque composant indépendamment avant de les intégrer, assurant ainsi une meilleure stabilité du système global.


```

23 // Initialise le servo
24 void SerialServo::Init(){
25     if (!isOn) return;
26     servoSerial->begin(115200);
27     delay(1000);
28 }
29
30 //Peut servir si le baudrate du servo est bizarre
31 void SerialServo::setbaud_115200(){
32     if (!isOn) return;
33     servo.WriteByte(1, 6, 4); // On envoie la commande pour changer le baudrate
34
35     servoSerial->end();
36     delay(1000);
37     servoSerial->begin(115200);
38     delay(1000);
39     // servo.pSerial = &Serial1;
40 }
41
42
43 //Permet de recevoir les commandes par le serial en permanence
44 void SerialServo::sendCommand(){
45     if (!isOn) return;
46     if (Serial.available()) {
47         char command = Serial.read();
48         if (command == 'o') { // Ecrire o pour ouvrir la porte
49             setAngle(2000); // On place le servo à l'angle d'ouverture
50         } else if (command == 'c' || command == 'f') { // Ecrire c ou f pour fermer la porte
51             setAngle(3600); // On place le servo à l'angle de fermeture
52         }
53         // On vide le buffer de réception
54         while(Serial.available()){
55             Serial.read();
56         }
57     }
58 }

```

FIGURE 4.4 – Code C++ pour configurer le servomoteur actionnant la séparation de la fusée, avec les différentes méthodes nécessaires.

La Figure 4.4 montre un exemple de code C++ utilisé pour configurer le servomoteur. Ce code inclut les fonctions pour initialiser le composant, le configurer selon la communication choisie, et l'orienter. L'utilisation d'une telle encapsulation des modules en classes permet une haute modularité et réutilisation future tout en permettant un accès simple aux fonctionnalités essentielles.

En résumé, l'utilisation de PlatformIO et une structure de code encapsulée sont essentielles pour le développement efficace du logiciel de PEGASUS. Ces outils et approches permettent de maintenir un haut niveau de qualité et de performance dans notre système global.

4.4 Analyse des données de vol

4.4.1 Baromètre

Mesurer la pression ambiante est un moyen très fiable de mesurer l'altitude de la fusée. Le baromètre permet également de mesurer la température ambiante, indiquée en Figures 4.7 et 4.8.

Les courbes d'altitude de Alpha et Beta sont visibles en Figures 4.5 et 4.6.

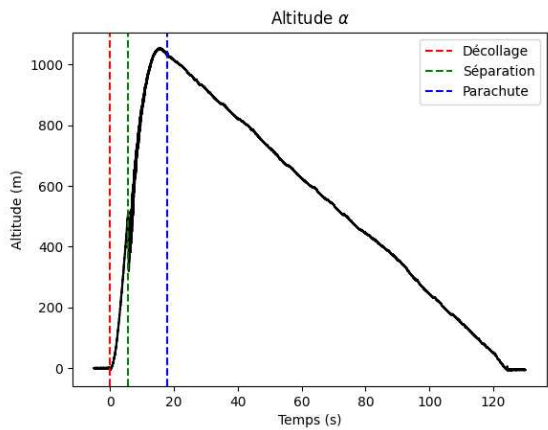


FIGURE 4.5 – Altitude de l'étage Alpha par rapport au sol au cours du vol

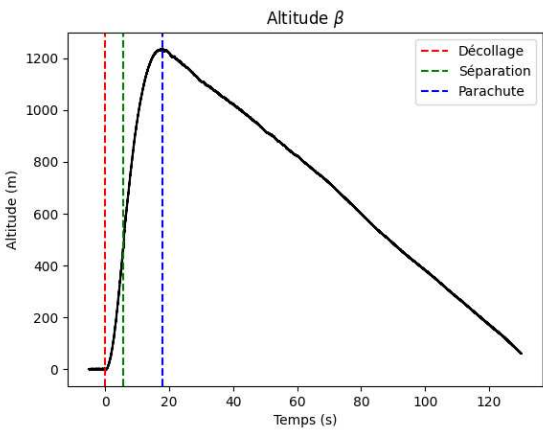


FIGURE 4.6 – Altitude de l'étage Alpha par rapport au sol au cours du vol

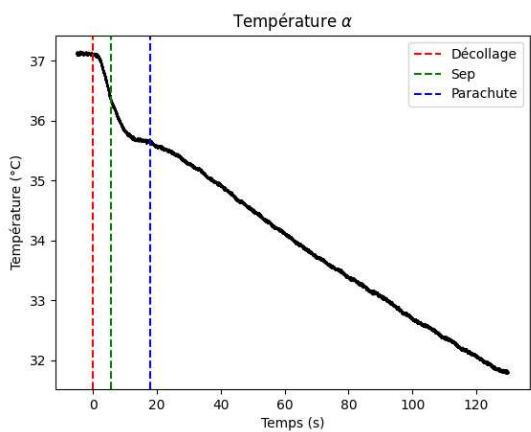


FIGURE 4.7 – Température de l'étage Alpha au cours du vol

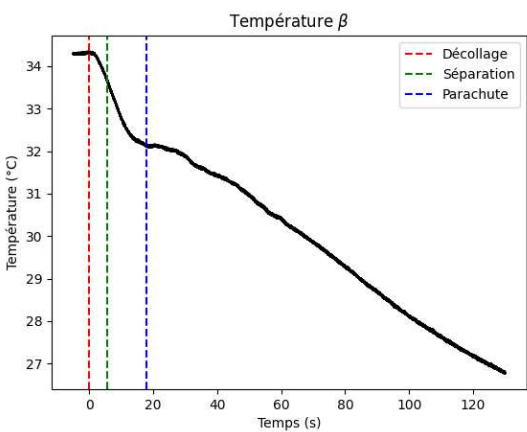


FIGURE 4.8 – Température de l'étage Beta au cours du vol

Ces courbes nous permettent de connaître l'altitude maximale atteinte par chaque étage : 1053 m pour Alpha et 1239 m pour Beta.

Il est intéressant de noter que les données indiquent une chute d'altitude de Alpha de près de 200 m au moment de la séparation, comme on peut le voir en Figure 4.5 ou de manière plus précise en Figure 4.9.

En réalité, l'altitude d'Alpha n'a pas diminué à ce moment : lorsque les 2 étages se sont séparés l'un de l'autre, de l'air s'est engouffré dans le haut de l'étage Alpha désormais ouvert, provoquant une surpression au niveau du capteur de pression, qui se trouvait à l'intérieur de la fusée. Cette surpression, après application de la formule de conversion pression-altitude, se traduit comme une chute d'altitude. Elle est visible en Figure 4.10.

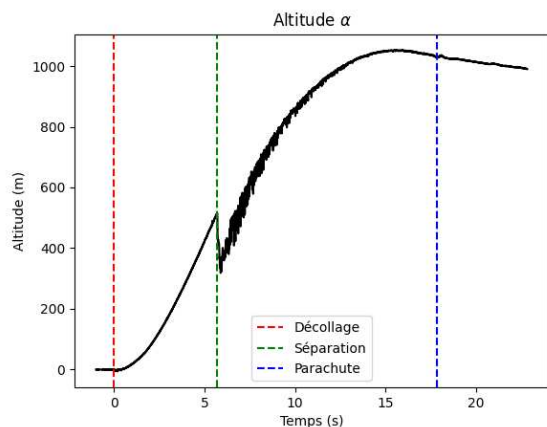


FIGURE 4.9 – Zoom sur la chute d'altitude de l'étage Alpha au moment de la séparation

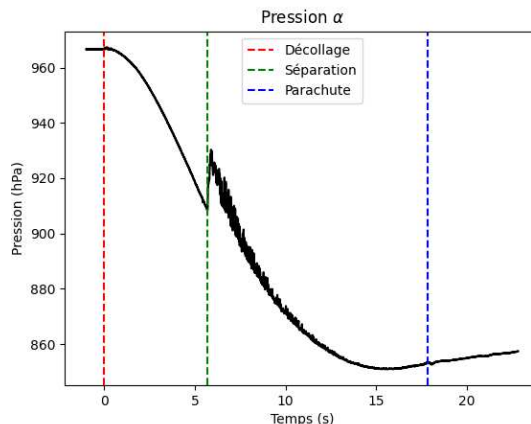


FIGURE 4.10 – Zoom sur l'augmentation de la pression dans l'étage Alpha au moment de la séparation

4.4.2 Pression du système pneumatique

Afin de s'assurer que la pression de l'air dans le système pneumatique permettant la séparation était suffisamment élevée, nous avons utilisé un capteur qui mesurait cette pression en permanence. Il est intéressant de regarder les données de ce capteur au cours du vol, visibles en Figure 4.11.

La pression, très stable en rampe et au début du vol, chute d'un coup au moment de la séparation, ce qui est attendu puisque c'est le moment où les vérins s'enclenchent. La pression diminue ensuite rapidement, à cause d'une fuite présente uniquement dans la position "ouvert" des vérins, qui avait été identifiée mais pas résolue car non gênante pour la séparation. La pression chute une dernière fois lorsqu'elle atteint les 2 bar : en effet, le système disposait d'une sécurité faisant revenir les vérins dans leur position initiale quand cette pression était atteinte.

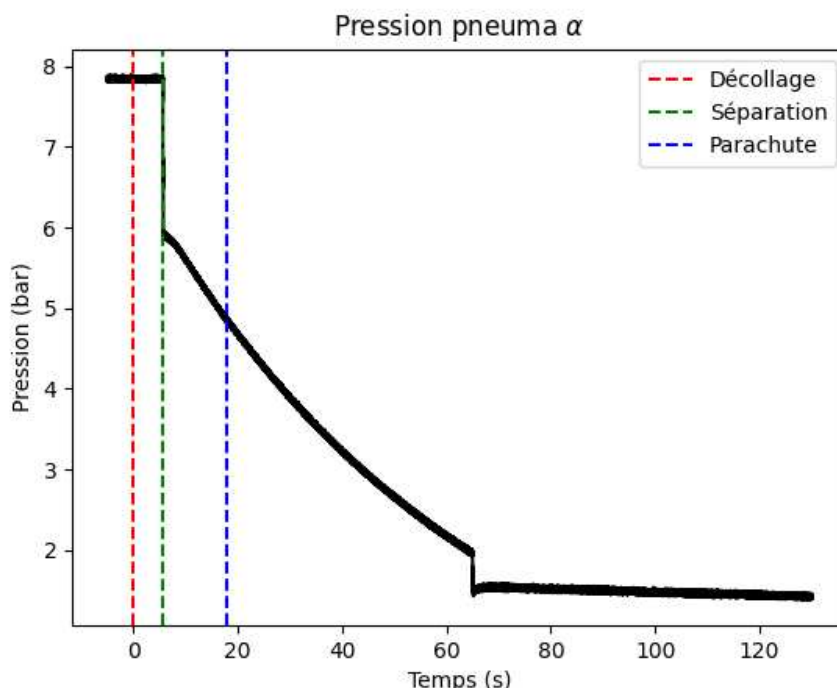


FIGURE 4.11 – Données du capteur de pression du système pneumatique au cours du vol

4.4.3 Effort parachute

Un capteur d'effort a été placé dans chaque étage afin de mesurer la force appliquée sur les suspentes lors du choc de l'ouverture du parachute. Malheureusement, le capteur de l'étage Alpha a été endommagé lors des préparatifs du vol, il n'a donc pas fonctionné. En revanche, le capteur de Beta a fonctionné, ses données au moment du choc de l'ouverture sont visibles en Figure 4.12. Les données indiquent un effort maximal de 36 kg, ce qui correspond à l'effort prévu.

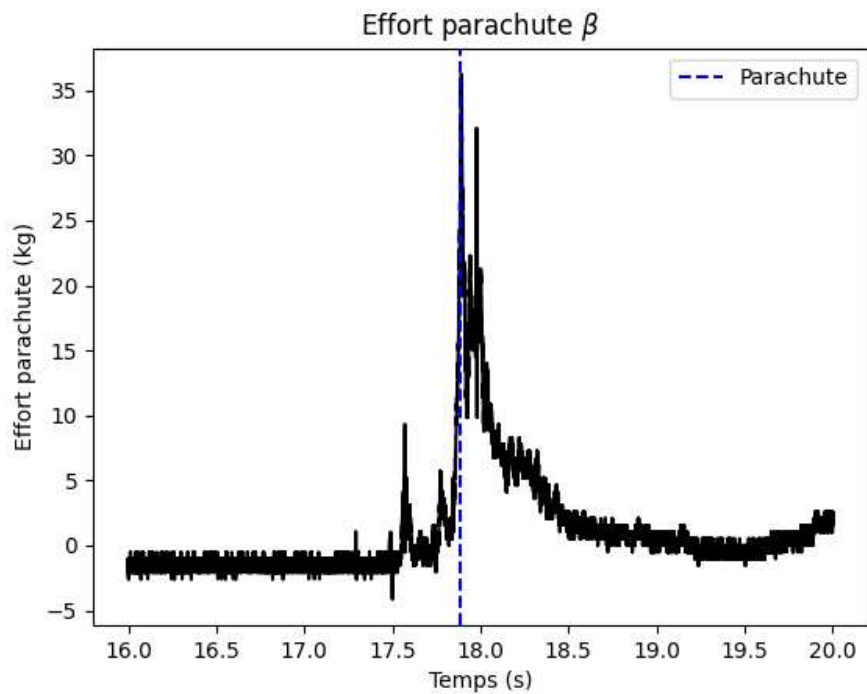


FIGURE 4.12 – Données du capteur d’effort parachute de l’étage Beta au moment de l’ouverture du parachute

4.4.4 IMUs

Accélération :

Tous les IMUs présents dans la fusée (2 sur chaque étage pour la redondance) ont fonctionné. Les données d’accélération des 2 étages au cours de la phase de montée (la phase de descente sous parachute n’ayant pas d’intérêt d’un point de vue accélérométrique) sont visibles en Figures 4.13 et 4.14. La fusée a donc subi une poussée allant jusqu’à 5g pendant la propulsion.

Pour Beta, on observe également une légère accélération au moment de la séparation, et une accélération plus importante au moment de l’allumage du deuxième moteur.

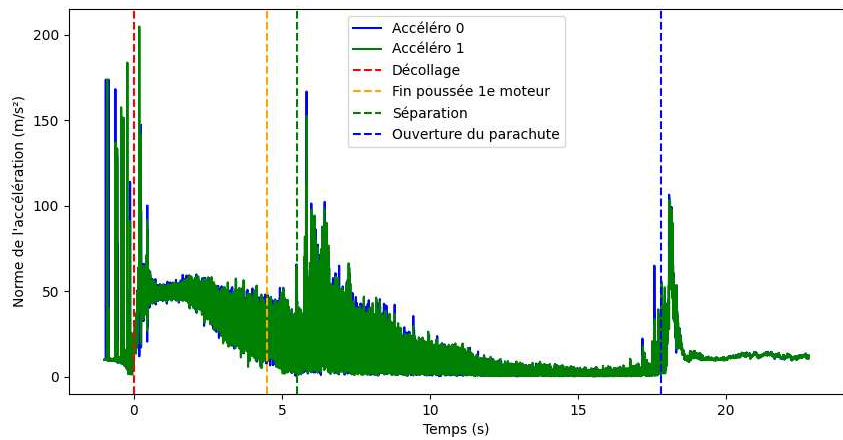


FIGURE 4.13 – Accélération de Alpha au cours de la phase de montée

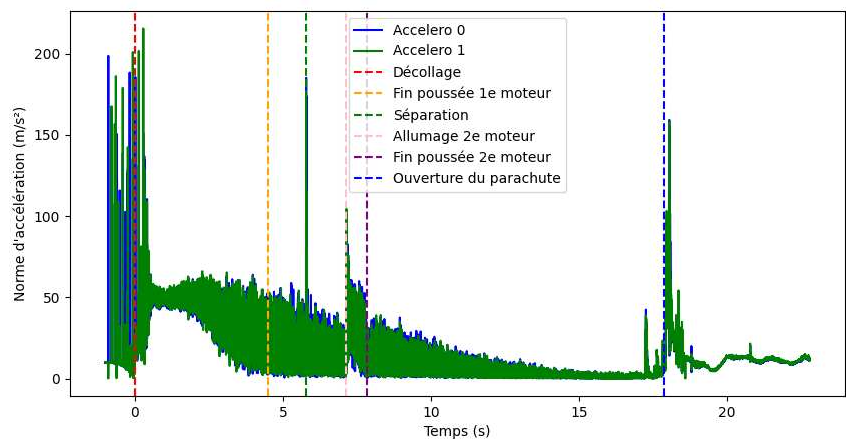


FIGURE 4.14 – Accélération de Beta au cours de la phase de montée

Vitesse :

Les données de vitesse de chaque étage, obtenues par intégration de l'accélération, sont visibles en Figures 4.15 et 4.16. Ainsi, les 2 étages ont atteint une vitesse maximale de 145 m/s (soit environ 522 km/h).

Le moteur pro24 présent sur Beta n'a donc pas augmenté sa vitesse maximale, puisque celui-ci s'est allumé alors que l'étage avait déjà commencé à décélérer. En revanche, on voit bien en Figure 4.16 qu'il a permis à l'étage de ré-accélérer : on observe un 2ème pic après le premier pic de vitesse, qui n'est pas présent sur la courbe de vitesse de Alpha. On observe également une très légère accélération au moment de la séparation.

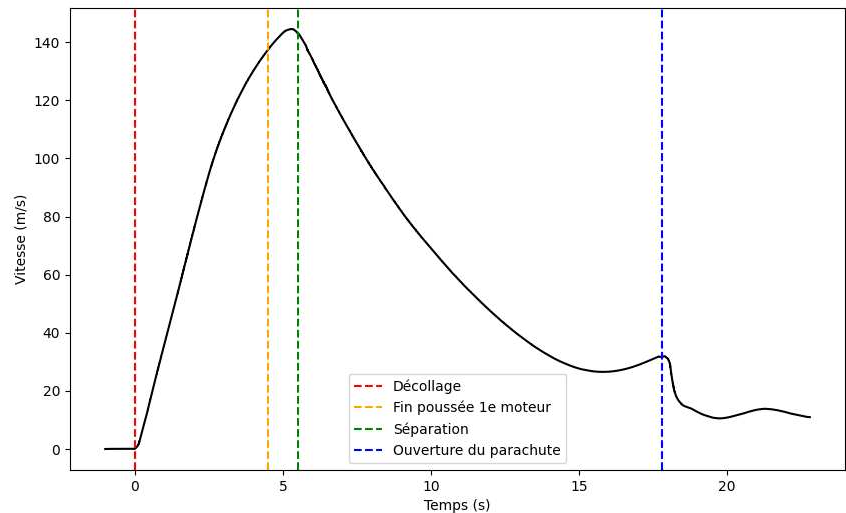


FIGURE 4.15 – Vitesse de Alpha au cours de la phase de montée

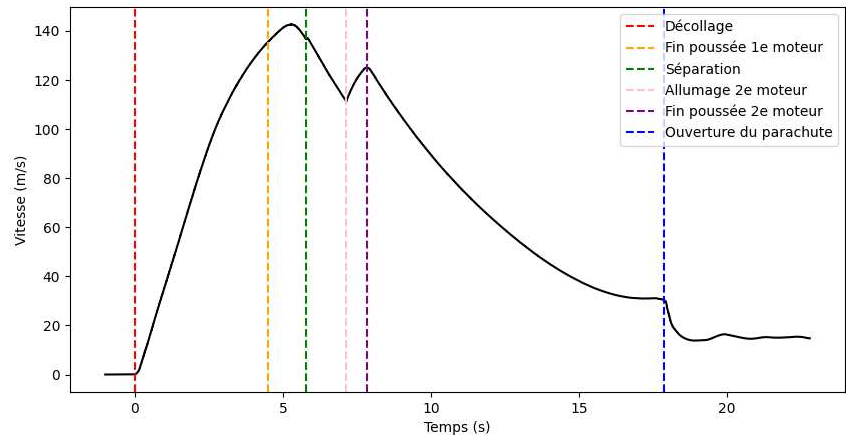


FIGURE 4.16 – Vitesse de Beta au cours de la phase de montée

Orientation : La détermination de l'orientation de la fusée dans l'espace était cruciale sur PEGASUS, puisque l'allumage du deuxième moteur ne pouvait se faire que lorsque la fusée était correctement orientée. Comme on peut le voir en Figures 4.17 et 4.18, les 2 IMUs présents sur chaque étage ont renvoyé les mêmes données d'assiette, ce qui renforce leur cohérence. De plus, on voit que l'orientation de Beta au moment de l'allumage du deuxième moteur se situait bien dans l'intervalle qui permettait d'autoriser la mise à feu, à savoir entre 60° et 80° .

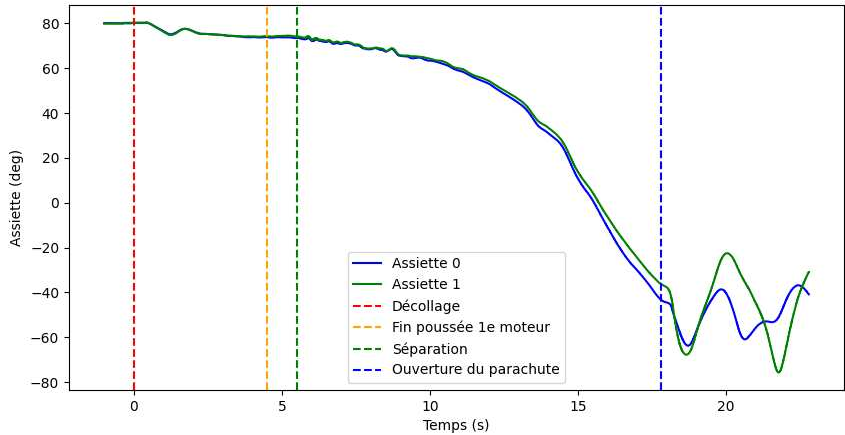


FIGURE 4.17 – Assiette de l'étage Alpha au cours de la phase de montée

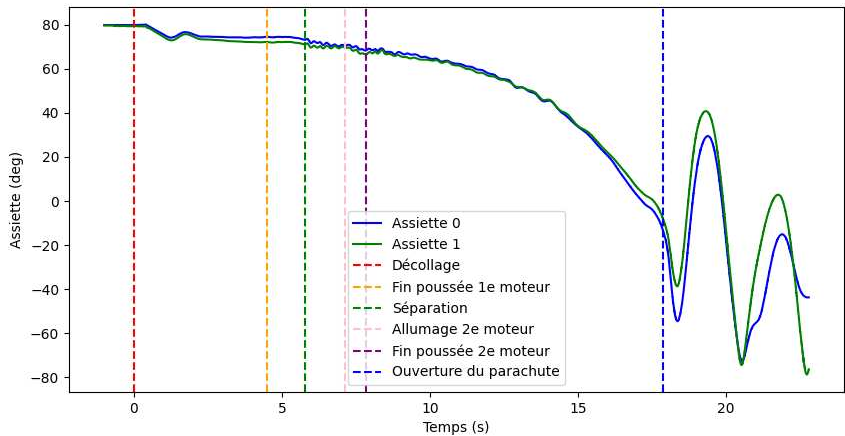


FIGURE 4.18 – Assiette de l'étage Beta au cours de la phase de montée

Pour l'azimuth, les valeurs des 2 IMUs diffèrent avec le temps, cependant cela n'a pas gêné l'autorisation d'allumage du 2ème moteur puisque celle-ci a eu lieu assez tôt : l'azimuth se trouvait alors bien entre -45° et $+45^{\circ}$.

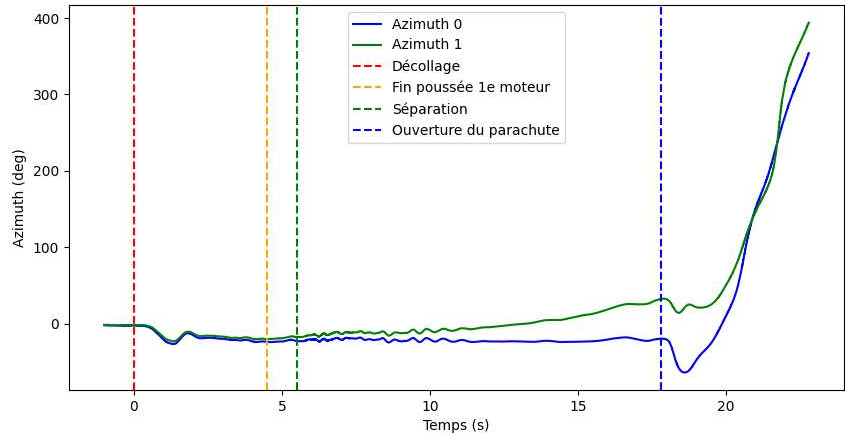


FIGURE 4.19 – Azimuth de l'étage Alpha au cours de la phase de montée

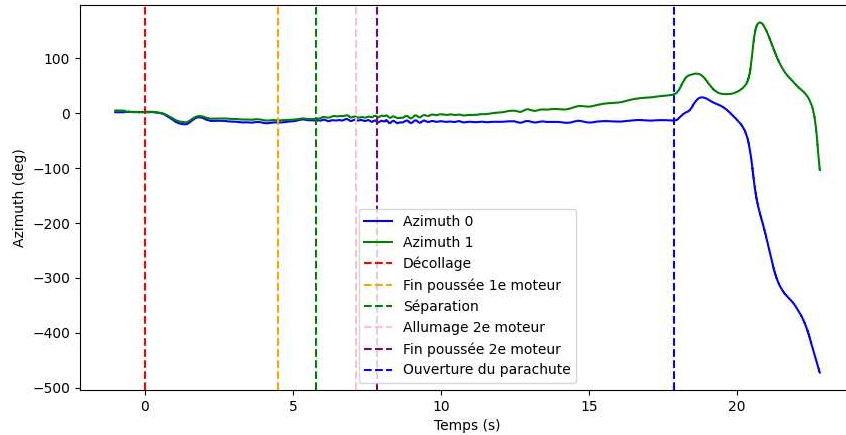


FIGURE 4.20 – Azimuth de l'étage Beta au cours de la phase de montée

Enfin, les valeurs de roulis, bien que non utiles pour l'allumage du deuxième moteur, donnent des informations intéressantes sur la rotation de la fusée autour de son axe au cours du vol, et donc sur la qualité de sa symétrie. La fusée a assez peu tourné autour du vol : moins de 2 tours pour Alpha, et environ 4 tours pour Beta. Il est intéressant de remarquer que le sens de rotation de Beta s'est inversé au moment de la séparation. Cela est dû au fait que lorsque les 2 étages étaient assemblés, beta était entraîné par la rotation de Alpha. Lorsque les 2 étages se sont séparés, Beta a commencé à tourner librement, et a donc tourné dans le sens opposé du fait de sa géométrie.

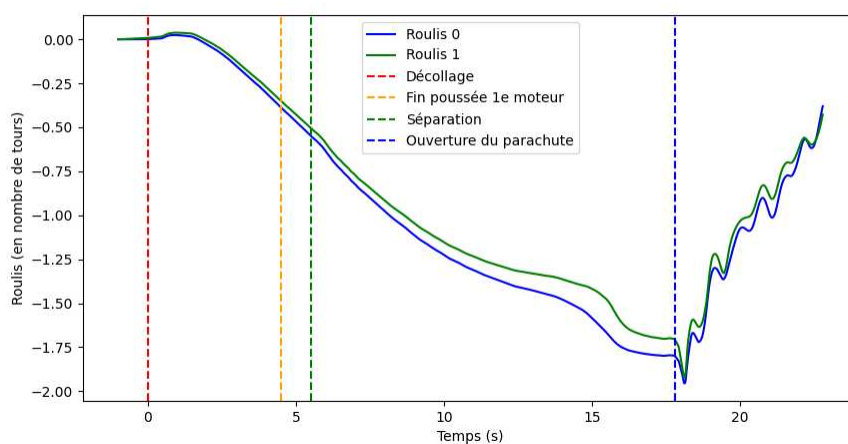


FIGURE 4.21 – Roulis de l'étage Alpha au cours de la phase de montée

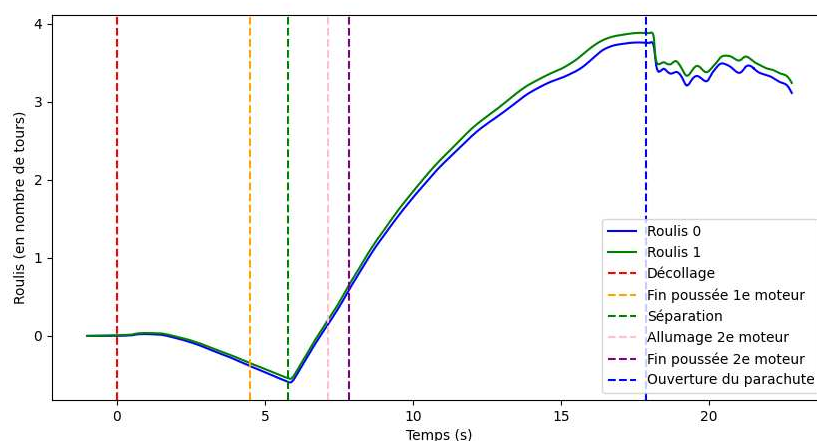


FIGURE 4.22 – Roulis de l'étage Beta au cours de la phase de montée

Rapport d'étude des données de vol

Berkane Mathis

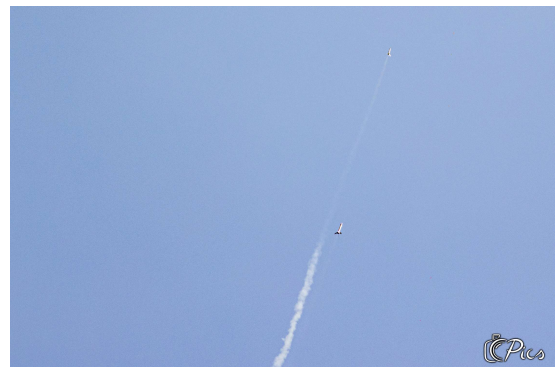
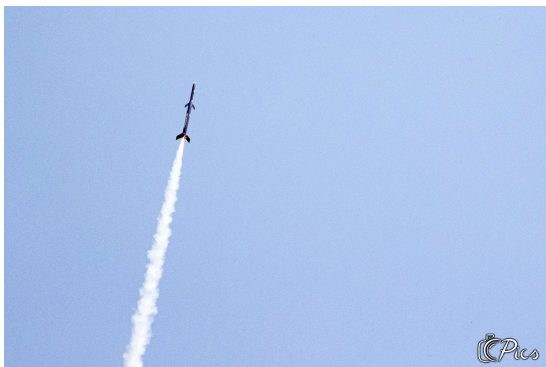
Année universitaire 2024–2025

Table des matières

1	Introduction	2
2	Objectifs	2
3	Détermination des coefficients de traînée	3
3.1	Etude CFD	3
3.1.1	Beta	3
3.1.2	Alpha	4
3.1.3	Pegasus	5
3.2	Étude analytique	5
3.2.1	Beta	5
3.2.2	Alpha	8
4	Détermination des courbes de poussée	9
4.1	Pro 24	9
4.2	Pro 75 et Cx de Pegasus	12
4.3	Résumé des résultats	15
5	Simulation	17
5.1	Méthode d'Euler	17
5.2	Beta	18
5.3	Alpha	19
6	Stabtraj et recherche des 400m	20
6.1	Les moteurs	21
6.2	La surface à l'air	22
7	Conclusion	25
8	Remarque	26

1 Introduction

Le projet Pegasus est un projet du pôle espace du cercle aérospatial de CentraleSupélec (CACS). Il a pour but de construire entièrement une fusée bi-étage et de réaliser un tir actif, c'est-à-dire avec un allumage du deuxième moteur en vol. Ce but a été atteint en juillet 2025 sur le camp du Ger à Tarbes, où Pegasus aura pu réaliser son tir actif.



2 Objectifs

L'objectif principal de ce rapport est de revenir sur les données de vol afin de les analyser. On cherchera alors les coefficients de traînée de Pegasus (fusée entière complètement montée), d'Alpha (le 1er étage) et de Beta (le 2ème étage). Suite à cela, on cherchera également à retrouver les courbes de poussée des deux moteurs (Pro 75 étant celui du 1er étage et Pro 24 étant celui du 2ème étage). Le but final sera alors d'expliquer pourquoi Pegasus a volé 400 mètres moins haut que prévu.

3 Détermination des coefficients de trainée

Bien que Pegasus ne visait ni la vitesse ni la hauteur, nous avons tout de même fait attention à l'aérodynamisme global de la fusée. Ce sont donc des constantes précieuses qui pourront nous servir par la suite pour des pistes d'amélioration.

3.1 Etude CFD

Une première approche est la CFD. Le but de cette approche n'est pas d'obtenir un résultat exact mais plutôt d'avoir une idée de l'ordre de grandeur des coefficients de traînée. Pour cela, j'ai utilisé le module Flow Simulation de SolidWorks. Il permettra de faire une étude rapide sur chaque étage puisque nous avons déjà toute la fusée en CAO.

On se placera alors dans les conditions suivantes :

$$v = 144 \text{ m s}^{-1}, \quad P = 1 \text{ atm}, \quad \rho_{\text{air}} = 1.164 \text{ kg m}^{-3}$$

3.1.1 Beta

Voilà le résultat que l'on obtient sur le deuxième étage.

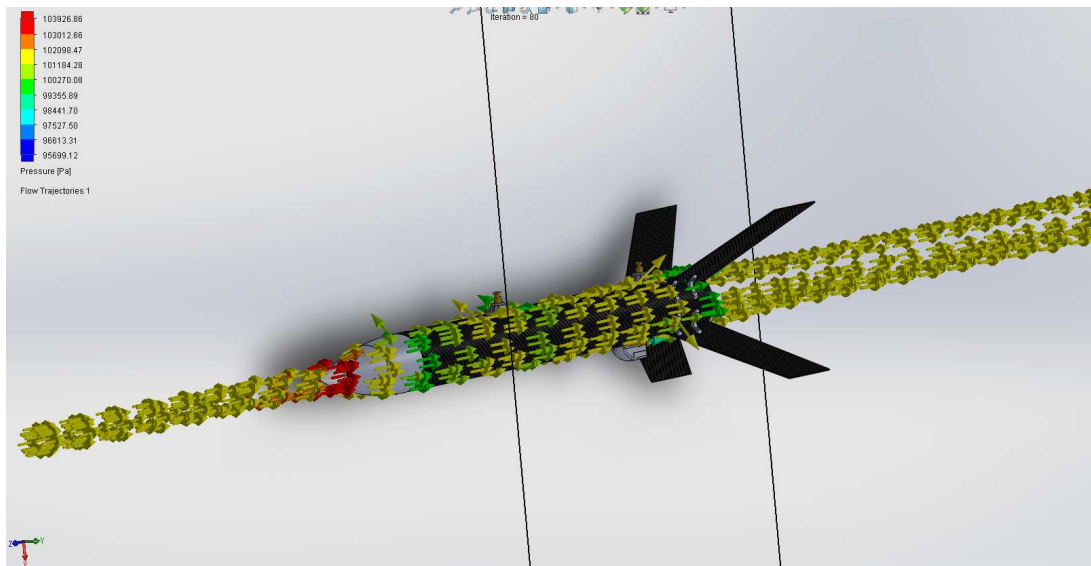


Figure 2: Résultat CFD sur l'étage Beta

Grâce au module Flow Simulation, on peut obtenir la force de traînée qui s'applique sur Beta. On obtient alors :

$$F_{\text{trane}} = 54.2 \text{ N}$$

Or, la force de traînée s'écrit également :

$$F_{\text{trane}} = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} C_x S V^2$$

La seule autre inconnue que le C_x est la surface, que l'on obtient à l'aide de SolidWorks :

On a alors :

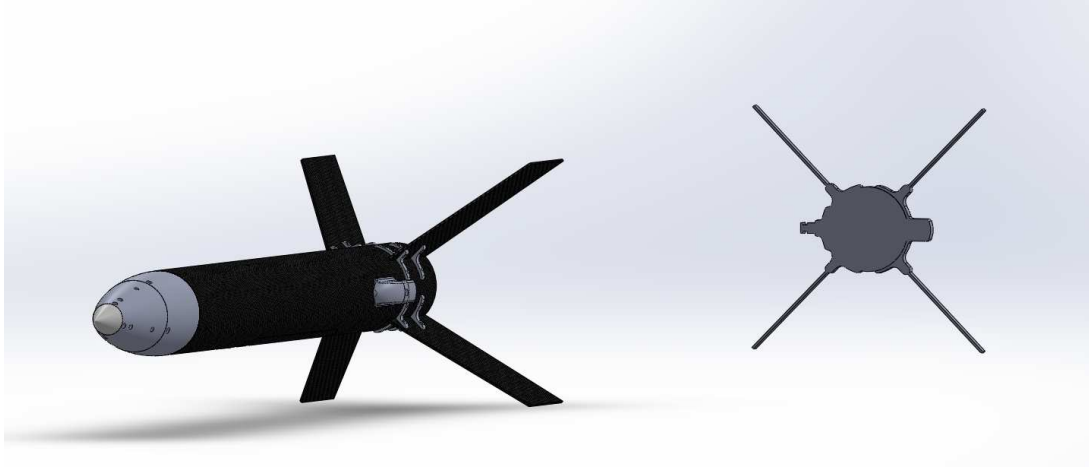


Figure 3: Surface projetée de l'étage Beta obtenue par SolidWorks

$$S = 13733.64 \times 10^{-6} \text{ m}^2$$

et donc :

$$C_x = \frac{2F_{\text{trane}}}{\rho_{\text{air}}SV^2} = 0.336$$

Bien que ce résultat n'ait pas pour but d'être précis, il semble plutôt cohérent au vu de la forme ogivale de Beta.

3.1.2 Alpha

Pour Alpha, on réalise exactement la même étude, avec pour seule différence la surface qui vaut :

$$S = 23219.26 \times 10^{-6} \text{ m}^2$$

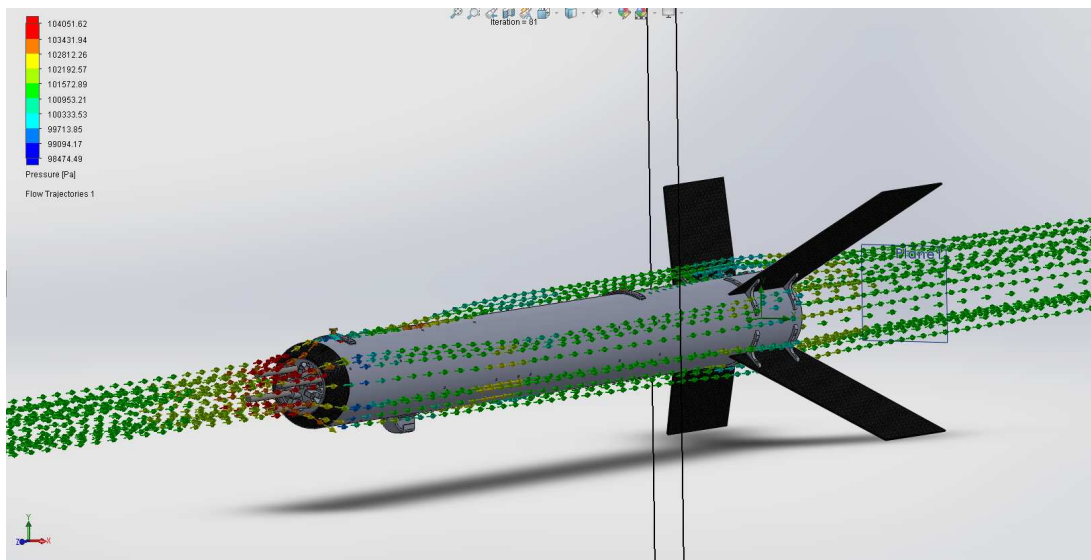


Figure 4: Résultat CFD sur l'étage Alpha

On obtient alors :

$$C_x = 0.558$$

De même, ici il est difficile de savoir ce que vaut ce résultat, bien que le fait qu'il soit bien plus grand que celui de Beta soit rassurant au vu de la forme du 1er étage.

3.1.3 Pegasus

On réitère le processus avec les mêmes paramètres, puisque la surface de Alpha enveloppe complètement celle de Beta.

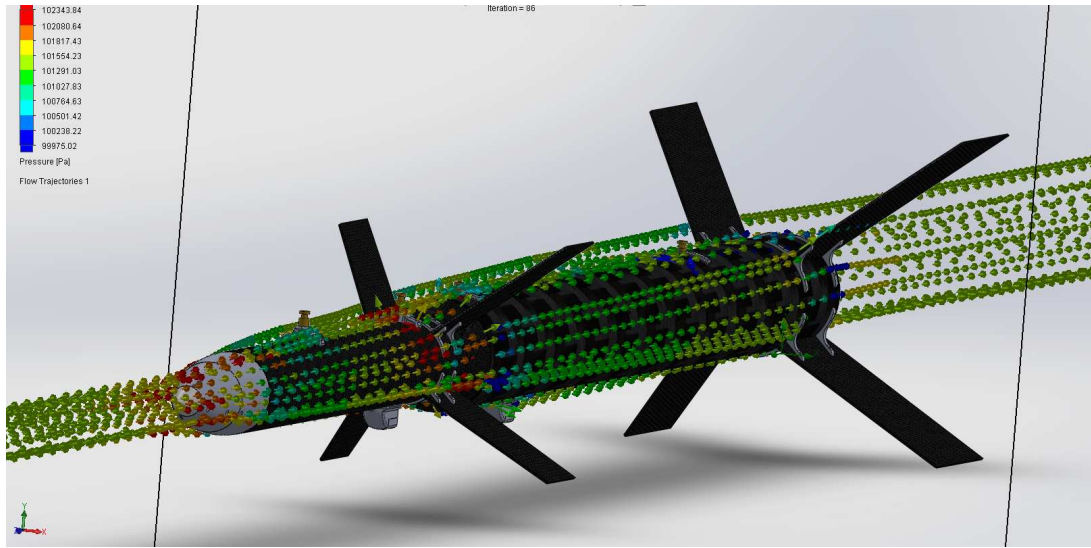


Figure 5: Résultat CFD sur Pegasus

On obtient alors :

$$C_x = 0.517$$

Obtenir un résultat entre le C_x de Beta et celui de Alpha est plutôt cohérent, puisque Pegasus possède une pointe ogivale mais également la transition conique entre les étages, ce qui augmente son C_x .

3.2 Étude analytique

Le but de cette partie est d'exploiter les données de vol (vitesse, angles, altitude) afin de retrouver analytiquement ces coefficients avec plus de précision.

3.2.1 Beta

Pour Beta, on se place dans sa fenêtre de vol balistique afin de ne pas avoir la phase de poussée du deuxième moteur dans les données.

On pourrait alors se placer entre 8 secondes et 17 s (ouverture des parachutes). Le problème ici est que si la vitesse est trop faible, la force de traînée n'est plus forcément proportionnelle à v^2 et le bruit peut également être dominant sur celle-ci. Et mettre une fenêtre trop petite peut ajouter un biais dans les mesures.

La fenêtre d'étude sera alors :

$$t > 8.25 \text{ s}, \quad V > 100 \text{ m s}^{-1}$$

Ce qui donne environ :

$$8.25 \text{ s} < t < 9.8 \text{ s}$$

On utilisera alors les paramètres suivants :

$$S_{\text{beta}} = 13733.64 \times 10^{-6} \text{ m}^2, \quad m_{\text{beta}} = 4.38 \text{ kg}, \quad g = 9.81 \text{ m s}^{-2}$$

Pour décrire ρ_{air} en fonction de l'altitude, on utilisera la fonction suivante :

$$\rho_{\text{air}}(z) = 1.3 \times \frac{20000 - \text{altitude}_{\text{rampe}} - z}{20000 + \text{altitude}_{\text{rampe}} + z}$$

C'est un modèle qui simplifie les calculs tout en donnant une très bonne approximation de ρ_{air} . (C'est également celui utilisé par *Planète Sciences* dans le **StabTraj**.)

On peut maintenant appliquer le PFD à notre deuxième étage (dans le référentiel de la fusée et en projection sur son axe principal) :

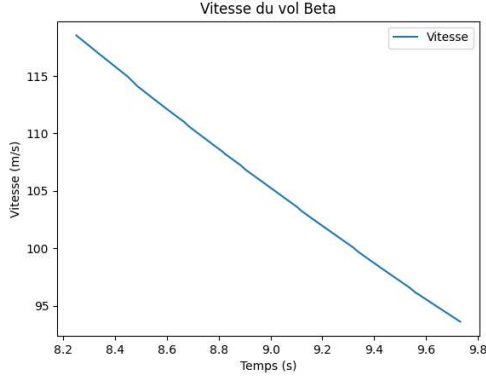
$$\sum F_{\text{ext}} = ma$$

$$-mg \sin \theta - \frac{1}{2} SC_x \rho_{\text{air}} v^2 = m \frac{dv}{dt}$$

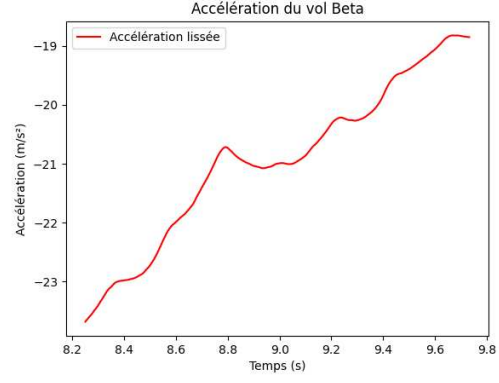
On obtient alors que :

$$\rho_{\text{air}} v^2 \propto m \frac{dv}{dt} + mg \sin \theta$$

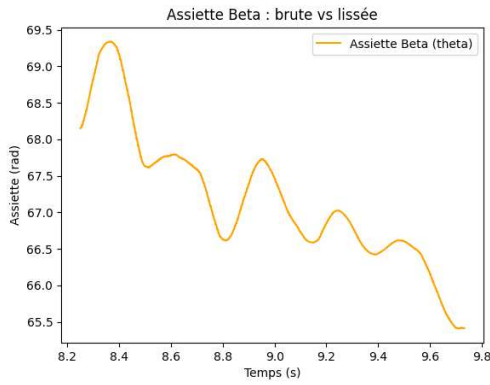
À partir de toutes les données, on peut alors faire une régression linéaire pour obtenir ce coefficient de proportionnalité.



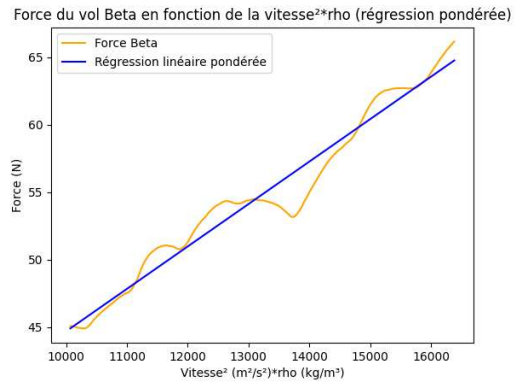
(a) Vitesse de Beta



(b) Accélération de Beta



(c) Angle θ de Beta



(d) Régression linéaire

Figure 6: Résultats d'analyse analytique des données de vol sur l'étage Beta

On obtient alors :

$$\frac{1}{2}SC_x = 0.00314, \quad r^2 = 0.960$$

donc :

$$C_x = 0.424$$

Le $r^2 = 0.974$ montre que la régression est plutôt cohérente et que la loi semble bien vérifiée. On trouve ici un coefficient de traînée tout de même plus grand que celui trouvé avec l'étude CFD. Ce n'est pas du tout choquant, étant donné l'état de surface réel de la fusée (très loin d'être parfait) ainsi que les paramètres de la simulation CFD, qui ne sont probablement pas parfaitement adaptés.

En effet, un calcul du nombre de Reynolds nous donne :

$$\text{Re} = \frac{\rho v L}{\mu}$$

où : ρ est la masse volumique de l'air [kg m^{-3}], v la vitesse [m s^{-1}], L la longueur caractéristique (ici le diamètre D de l'étage) [m], μ la viscosité dynamique [Pa.s].

$$\text{Re} = \frac{1.164 \times 144 \times 0.1}{1.8 \times 10^{-5}} = 9.3 \times 10^5 > 5 \times 10^5$$

Donc l'écoulement devrait être turbulent, or ce n'est pas le cas sur la simulation CFD, d'où un C_x plus faible.

L'approche CFD nous a permis d'avoir une idée de l'ordre de grandeur du C_x , mais la valeur expérimentale est celle que l'on retiendra puisqu'elle vient directement des données de vol.

3.2.2 Alpha

Pour Alpha, on va utiliser exactement la même méthode en adaptant les paramètres :

$$S_{\text{Alpha}} = 23219.26 \times 10^{-6} \text{ m}^2, \quad m_{\text{Alpha}} = 10.518 \text{ kg}, \quad g = 9.81 \text{ m s}^{-2}$$

De plus, puisque Alpha n'a plus de moteur après la séparation, on peut adapter la fenêtre temporelle pour obtenir une meilleure précision.

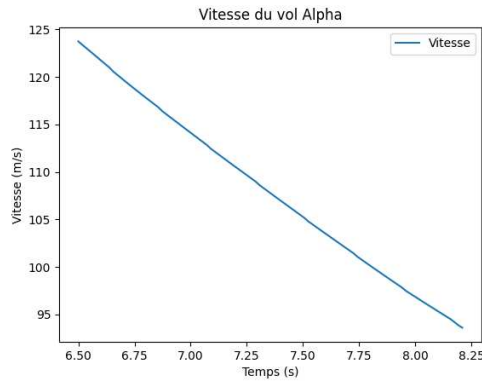
La fenêtre d'étude sera alors :

$$t > 6.5 \text{ s}, \quad V > 100 \text{ m s}^{-1}$$

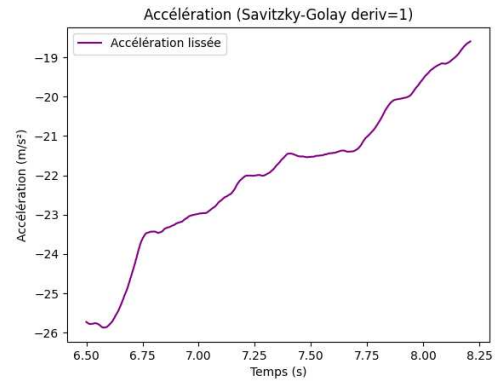
Ce qui donne environ :

$$6.5 \text{ s} < t < 8.25 \text{ s}$$

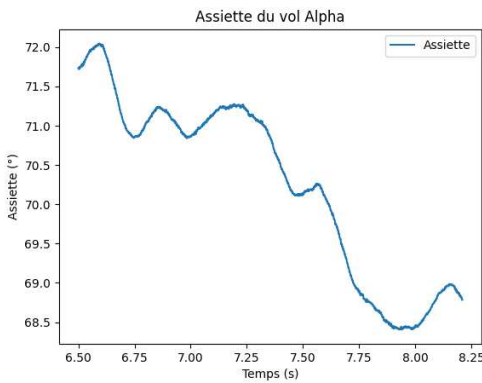
On obtient alors :



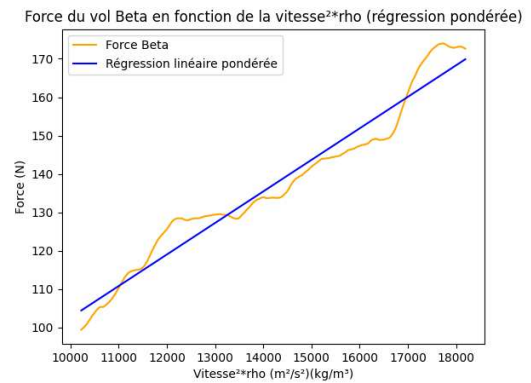
(a) Vitesse de Alpha



(b) Accélération de Alpha



(c) Angle θ de Alpha



(d) Régression linéaire

Figure 7: Résultats d'analyse analytique des données de vol sur l'étage Alpha

On obtient alors :

$$\frac{1}{2}SC_x = 0.0082, \quad r^2 = 0.953$$

donc

$$C_x = 0.708$$

On retrouve encore un résultat plus grand que celui prévu par le modèle CFD, mais plus cohérent au vu de la forme de cet étage lorsqu'il vole seul.

Résultat

En conclusion, on gardera pour la suite de l'étude :

$$C_{x,\text{Alpha}} = 0.708 \quad \text{et} \quad C_{x,\text{Beta}} = 0.424$$

On traitera le cas de Pegasus au complet un peu plus tard, car il est plus complexe.

4 Détermination des courbes de poussée

L'objectif de cette partie est de retrouver une estimation des courbes de poussée des deux moteurs afin de voir comment ils se sont comportés et de les comparer avec les courbes théoriques.

4.1 Pro 24

Puisque nous avons retrouvé le coefficient de traînée de Beta, nous pouvons alors faire une étude analytique pour retrouver, à chaque instant, la force créée par le moteur pour pousser le deuxième étage.

On applique comme précédemment le PFD dans le référentiel de la fusée et en projection sur son axe. La différence ici est qu'il y a en plus la force du moteur qui s'applique sur la fusée et que celle-ci a une masse variable.

$$\frac{d(ma)}{dt} = \sum F_{\text{ext}}$$

Donc :

$$\frac{dm}{dt}v + m\frac{dv}{dt} = F_{\text{moteur}} + F_{\text{poids}} + F_{\text{aero}}$$

Donc :

$$\frac{dm}{dt}v + m\frac{dv}{dt} = F_{\text{moteur}} - mg \sin \theta - \frac{1}{2}\rho_{\text{air}}SC_x v^2$$

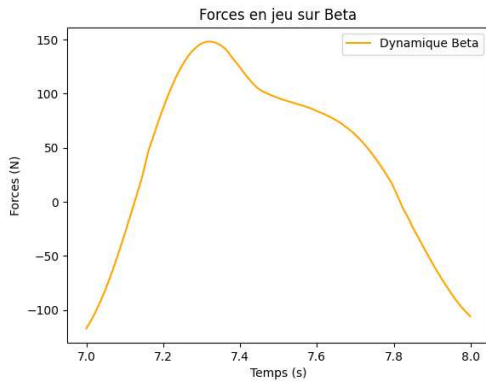
D'où :

$$F_{\text{moteur}} = \frac{dm}{dt}v + m\frac{dv}{dt} + mg \sin \theta + \frac{1}{2}\rho_{\text{air}}SC_x v^2$$

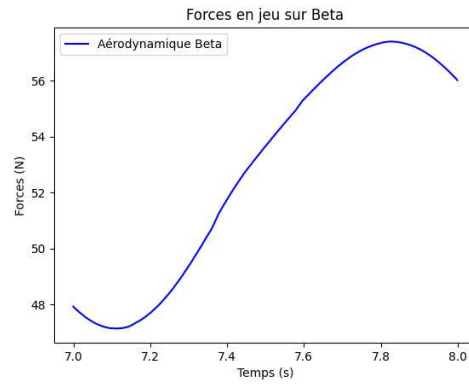
Une hypothèse qui nous simplifiera les calculs pour cette étude est de supposer que la variation de masse reste constante lors de la poussée du moteur et vaut :

$$dm = \frac{m_{\text{propu plein}} - m_{\text{propu vide}}}{t_{\text{poussee}}}$$

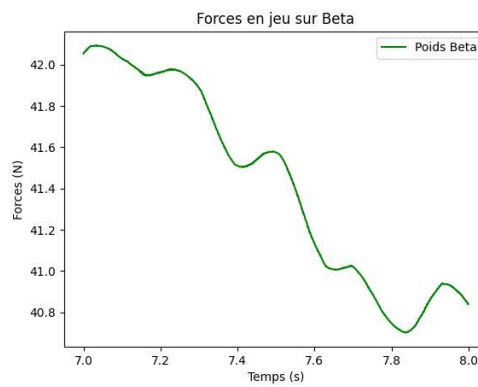
Puisque l'on connaît tous les autres termes, on peut alors obtenir la courbe de poussée.



(a) dynamique Beta



(b) aero dynamique beta



(c) poid Beta

Figure 8: Forces en jeu sur Beta

On obtient alors la courbe de poussée suivante :

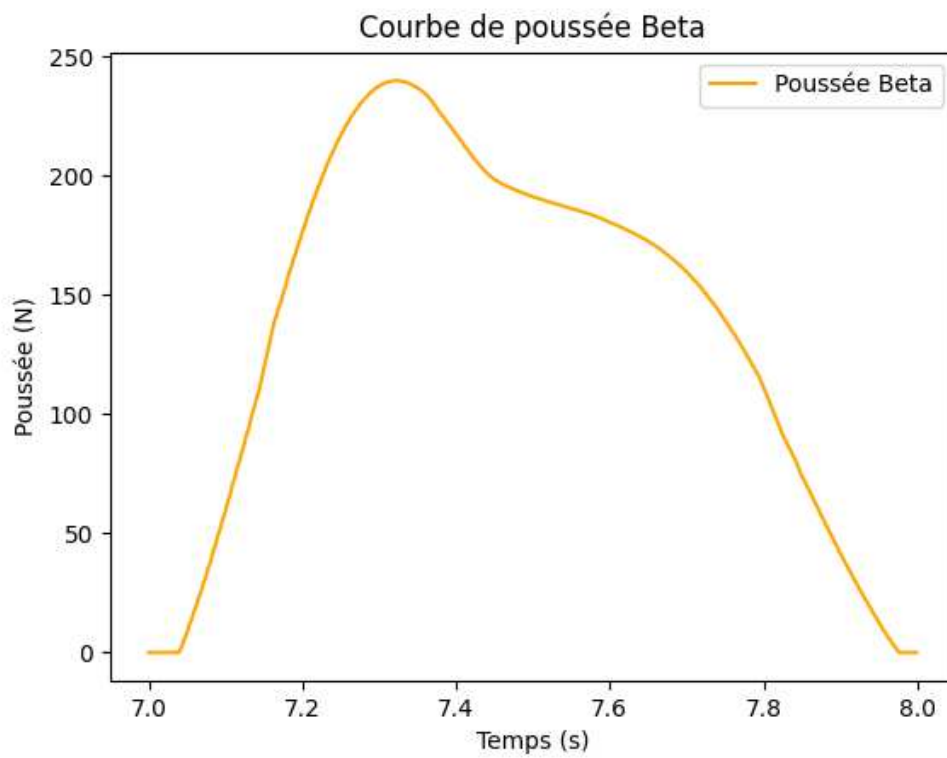


Figure 9: Courbe de poussée expérimentale du moteur Pro 24

Ce qui est le plus intéressant, c'est de la comparer à la courbe théorique fournie par Planète Sciences :

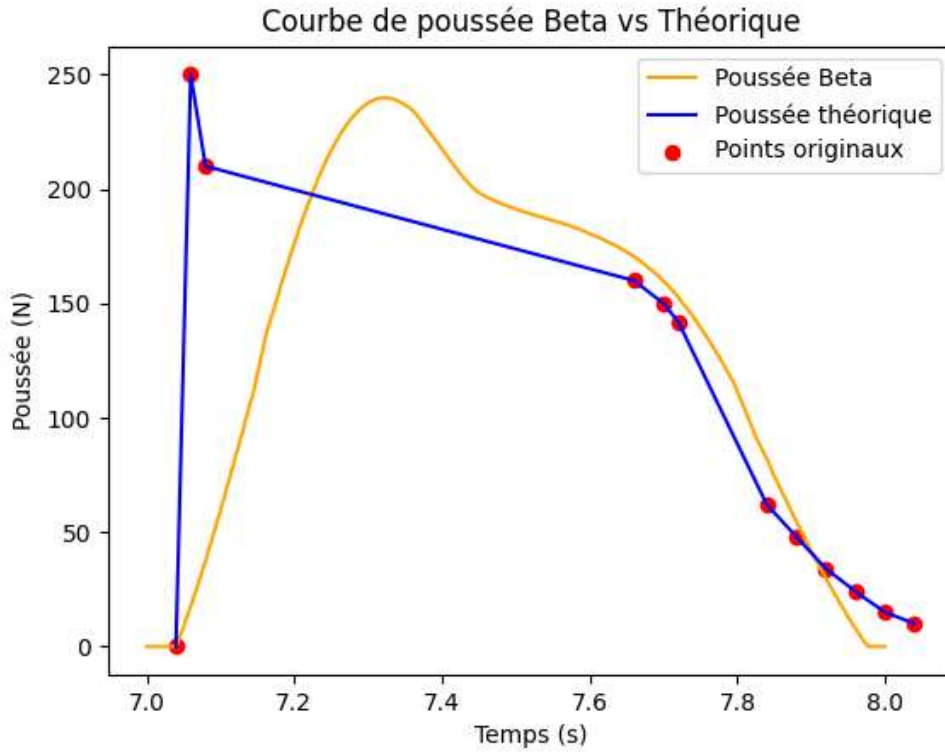


Figure 10: Comparaison entre la poussée expérimentale et théorique

Les deux courbes se ressemblent plutôt bien, même si l'on remarque que le moteur réel a mis un peu plus de temps pour atteindre sa puissance maximale que le moteur théorique.

On peut alors comparer leur impulsion totale pour vérifier si notre moteur a bien performé :

$$I_{\text{total exp}} = \int F_{\text{moteur}} dt = 137 \text{ N.s}$$

Le moteur théorique ayant une impulsion totale de 142.4 N.s, on obtient une différence de 3.8%. Notre moteur a donc légèrement sous-performé mais reste très proche du moteur théorique.

4.2 Pro 75 et C_x de Pegasus

Le but de cette section est de retrouver le coefficient de traînée C_x et la courbe de poussée du Pro 75. Si on ne procède pas comme pour Beta, c'est parce que l'on se rend très vite compte, avec les données, que notre moteur a poussé plus longtemps que prévu et qu'il y a eu séparation des deux étages avant la fin de la poussée du premier moteur. Il n'y a donc pas de phase où Pegasus est en vol balistique permettant de déterminer son C_x et ensuite retrouver sa courbe de poussée.

Une première approche consiste alors, pour avoir une idée de la forme de cette courbe, à donner un C_x prédéfini, comme celui obtenu avec le modèle CFD, puis à procéder comme pour Beta.

Cela ne nous donnera pas un résultat précis sur l'amplitude de la poussée, mais permettra de déterminer la forme générale de la courbe.

On utilisera alors les paramètres suivants :

$$C_x = 0.517, \quad S = 23219.26 \times 10^{-6} \text{ m}^2, \quad m = 16.760 \text{ kg}, \quad \dot{m} = -0.38 \text{ kg/s}, \quad g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

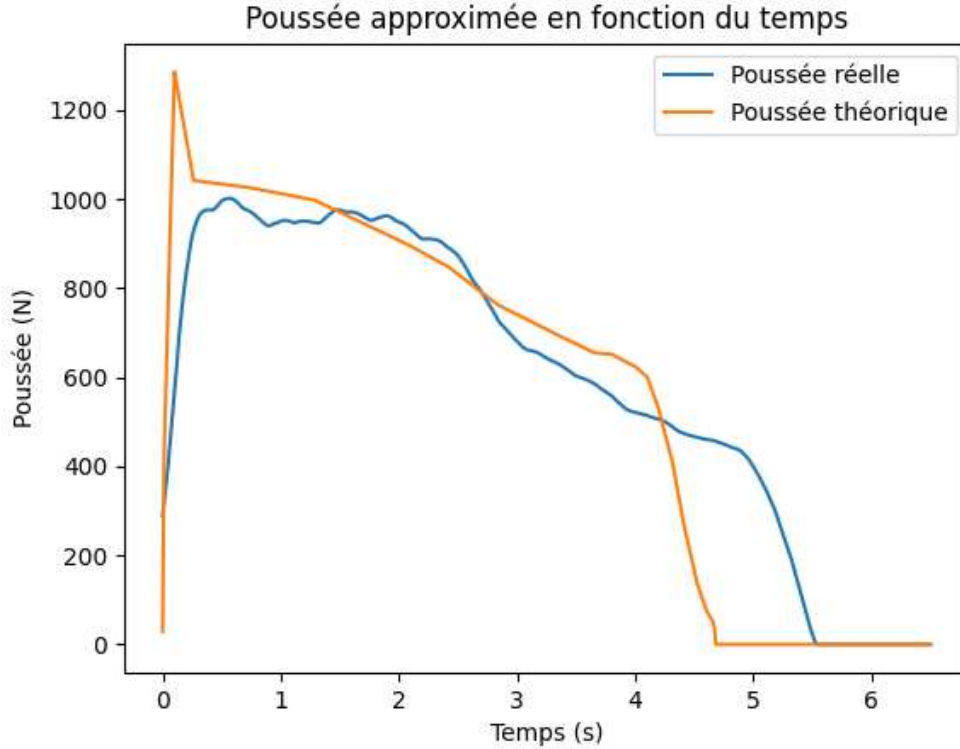


Figure 11: Comparaison entre la poussée expérimentale et théorique

On voit bien à la forme de la courbe que le moteur n'a pas poussé normalement . Cette approche nous donnera un premier point de départ pour la suite . On va maintenant utiliser MCMC (Markov Chain Monte Carlo) pour essayer de retrouver la courbe de poussée et le coefficient de traînée de Pegasus.

On approximera la courbe de poussée par 8 points, et le coefficient C_x sera également à estimer.

Cette méthode permet d'estimer des paramètres quand le problème est trop compliqué pour être résolu directement. (Ici il y a trop d'inconnus pour les données que l'on a)

On a un modèle avec des paramètres inconnus, ici la courbe de poussée estimé en 8 points et le coefficient C_x . On définit ensuite une fonction qui mesure à quel point le modèle correspond aux données réelles.

Ensuite, on construit une chaîne de Markov : à chaque étape, on propose de nouvelles valeurs pour les paramètres et on décide si on les accepte ou non selon la vraisemblance. Après beaucoup d'itérations, on obtient un ensemble de valeurs qui reflète la probabilité des paramètres.

MCMC nous permet de retrouver les paramètres les plus probables et leur incertitude, même pour des problèmes complexes comme la poussée variable d'un moteur et le C_x de Pegasus.

On garde les parametres precedent et on prend comme point d e départ la courbe et le C_x precedent .

Pour ce programme j'ai dû imposer des bornes de recherche sur le C_x et sur la durée de propulsion. Cela permet d'avoir une meilleure convergence des paramètres à rechercher (ces bornes ont été déterminées en testant différentes valeurs et en comparant la qualité de convergence). On a donc :

$$0.5 < C_x < 0.54 \quad \text{et} \quad 5.3 < t_{\text{poussée}} < 5.7$$

On obtient alors :

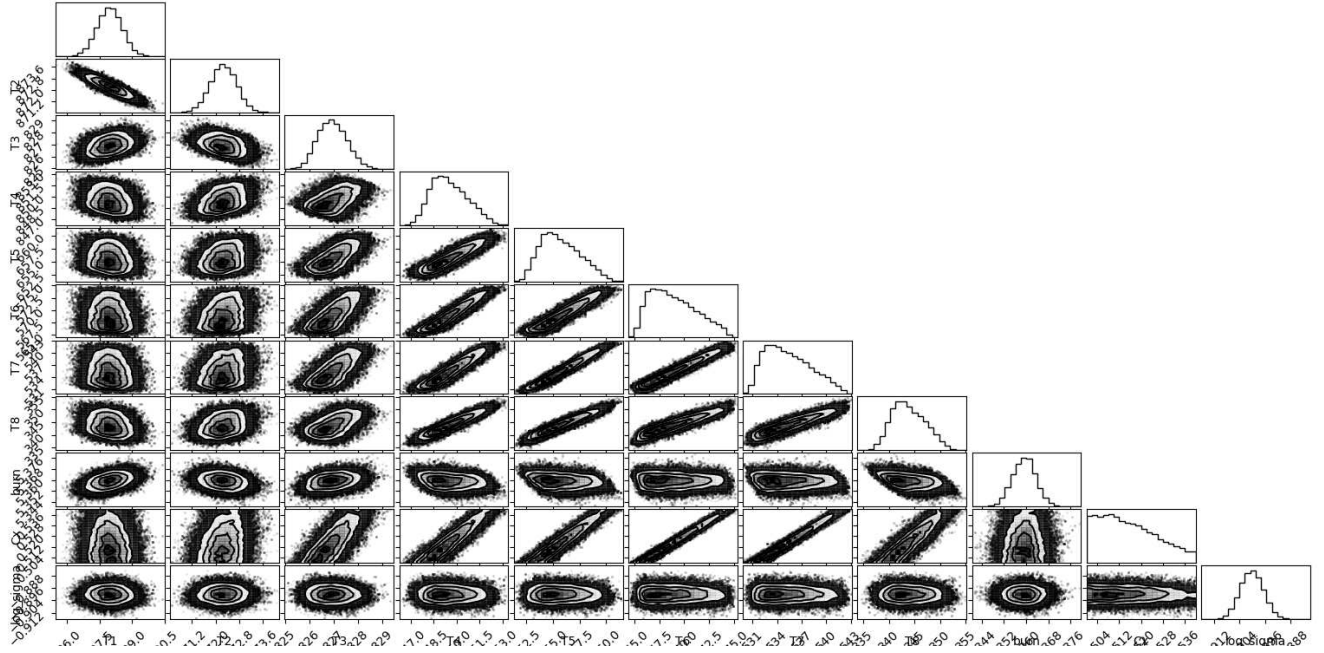


Figure 12: Comparaison entre la poussée expérimentale et théorique

On peut voir les 8 points de la poussée, le temps de combustion, le C_x et enfin l'incertitude sur la vitesse. Comme les distributions obtenues ressemblent à des gaussiennes, cela signifie que l'algorithme a plutôt bien fonctionné. On a surtout un $\chi^2 \simeq 1$, ce qui montre que le modèle est bien paramétré et décrit correctement les données expérimentales.

On a alors :

$$C_x = 0.512$$

Et la courbe de poussée suivante:

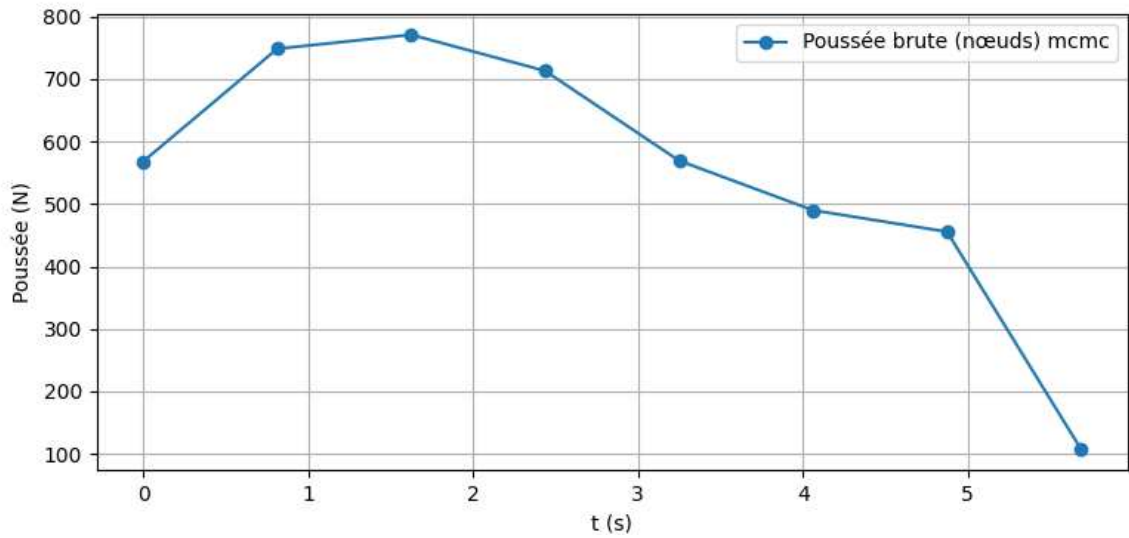


Figure 13: Comparaison entre la poussée expérimentale et théorique

On retrouve bien une forme similaire, mais l'intensité est légèrement plus faible que celle prévue initialement par la courbe de poussée. On peut alors calculer l'impulsion totale du moteur :

$$I_{\text{total}} = \int F_{\text{moteur}} dt = 3319 \text{ N.s}$$

On obtient alors une différence de 11.6% avec le moteur théorique qui avait une impulsion totale de 3757

4.3 Résumé des résultats

Résultat

En conclusion, on retiendra pour la suite de l'étude :

$$C_{x,\text{Alpha}} = 0.708, \quad C_{x,\text{Beta}} = 0.424, \quad C_{x,\text{Pegasus}} = 0.512$$

De plus, l'impulsion totale du Pro 75 est :

$$I_{\text{total Pro 75}} = 3319 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Et l'impulsion totale du Pro 24 est :

$$I_{\text{total Pro 24}} = 137 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Avec les courbes de poussée :

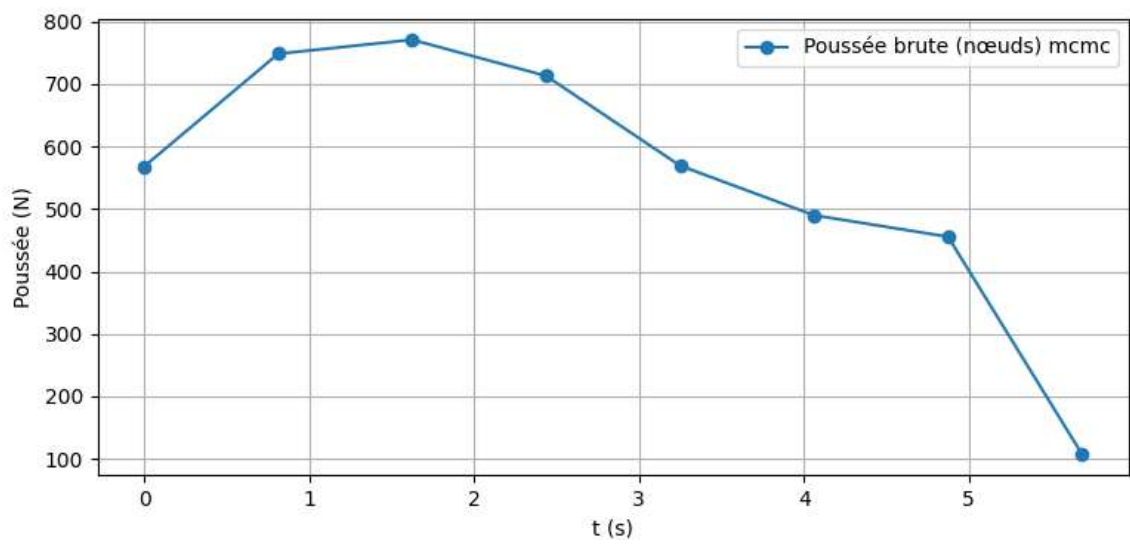


Figure 14: Courbe de poussée Pro 75

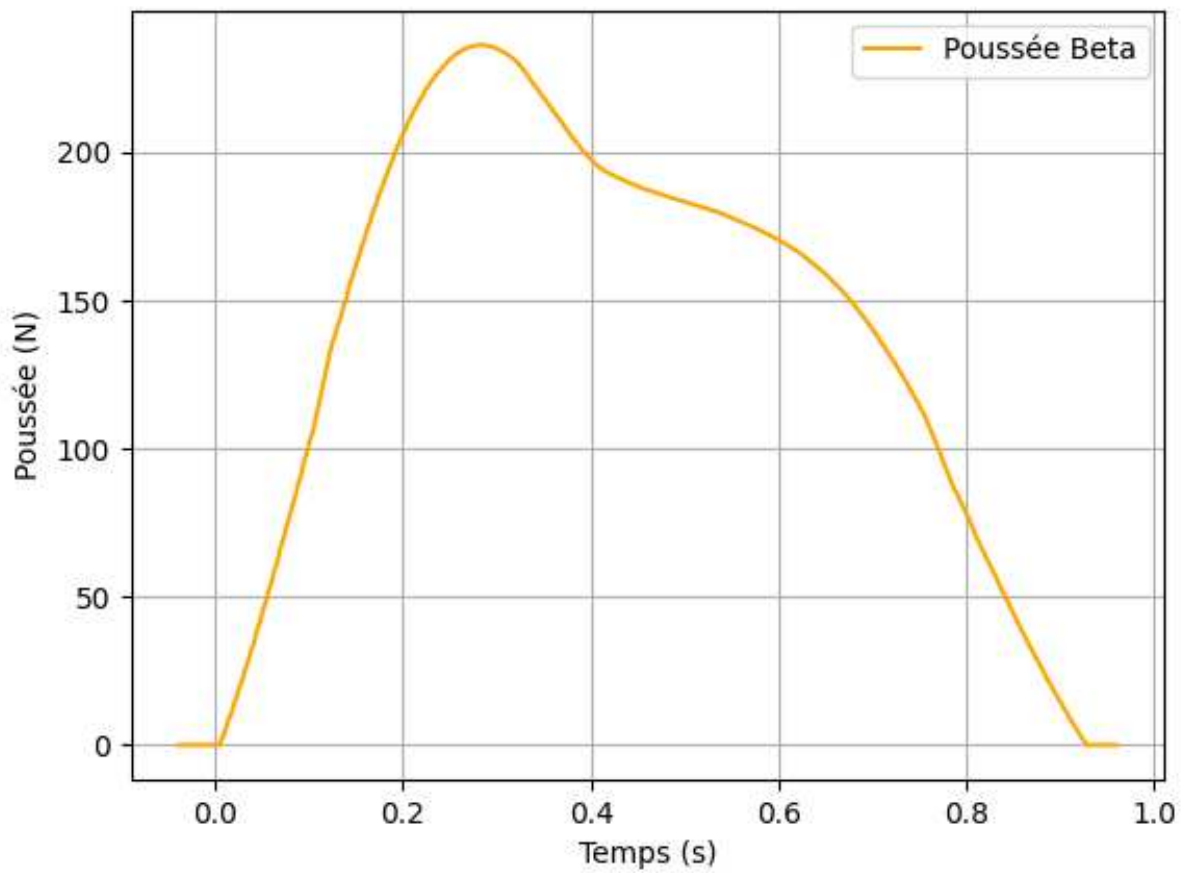


Figure 15: Courbe de poussée Pro 24

5 Simulation

Maintenant que nous avons toutes les constantes et courbes de poussées de la fusée, on peut simuler le vol afin de voir si l'on retombe sur les données expérimentales et ainsi valider nos valeurs.

5.1 Méthode d'Euler

Pour cela on va discrétiser temporellement le vol avec un pas Δt . On note (X_i, Z_i) la position, $(V_{x,i}, V_{z,i})$ les vitesses, et $(a_{x,i}, a_{z,i})$ les accélérations, θ_i l'assiette à l'instant t_i .

Angle de vol :

$$V_{\text{tot}} = \sqrt{V_x^2 + V_z^2}$$

$$\theta = \begin{cases} \theta_0, & \text{si } V_{\text{tot}} < 20 \text{ m/s (sortie de rampe)} \\ \theta + K_\theta(\theta_{\text{target}} - \theta), & \text{sinon} \end{cases}$$

avec $\theta_{\text{target}} = \arctan \frac{V_z}{V_x}$ et K_θ un paramètre de rigidité (ici $K_\theta = 0.004$) permettant de suivre progressivement la direction de la vitesse. La fusée ne suit pas exactement la vitesse mais cherche à la suivre, ce qui est dû au moment de celle-ci et aux efforts aéro. Cette modélisation permet de simuler ce phénomène sans devoir refaire une étude là-dessus en adaptant K_θ à notre cas.

Forces appliquées :

$$\begin{aligned} F_{\text{poussée},x}(t_i) &= F_{\text{moteur}}(t_i) \cos(\theta_i), \\ F_{\text{poussée},z}(t_i) &= F_{\text{moteur}}(t_i) \sin(\theta_i), \\ F_{\text{traînée},x}(t_i) &= \frac{1}{2} \rho(Z_i) S(t_i) C_x(t_i) V_i^2 \frac{V_{x,i}}{V_i}, \\ F_{\text{traînée},z}(t_i) &= \frac{1}{2} \rho(Z_i) S(t_i) C_x(t_i) V_i^2 \frac{V_{z,i}}{V_i}. \end{aligned}$$

Équations du mouvement :

$$\begin{aligned} a_{x,i} &= \frac{F_{\text{poussée},x}(t_i) - F_{\text{traînée},x}(t_i) - \dot{m}(t_i)V_{x,i}}{m(t_i)}, \\ a_{z,i} &= \frac{F_{\text{poussée},z}(t_i) - F_{\text{traînée},z}(t_i) - \dot{m}(t_i)V_{z,i} - m(t_i)g}{m(t_i)}. \end{aligned}$$

Mise à jour par Euler :

$$\begin{aligned} V_{x,i+1} &= V_{x,i} + a_{x,i} \Delta t, \\ V_{z,i+1} &= V_{z,i} + a_{z,i} \Delta t, \\ X_{i+1} &= X_i + V_{x,i} \Delta t, \\ Z_{i+1} &= Z_i + V_{z,i} \Delta t. \end{aligned}$$

5.2 Beta

Pour Beta, on obtient les résultats suivants :

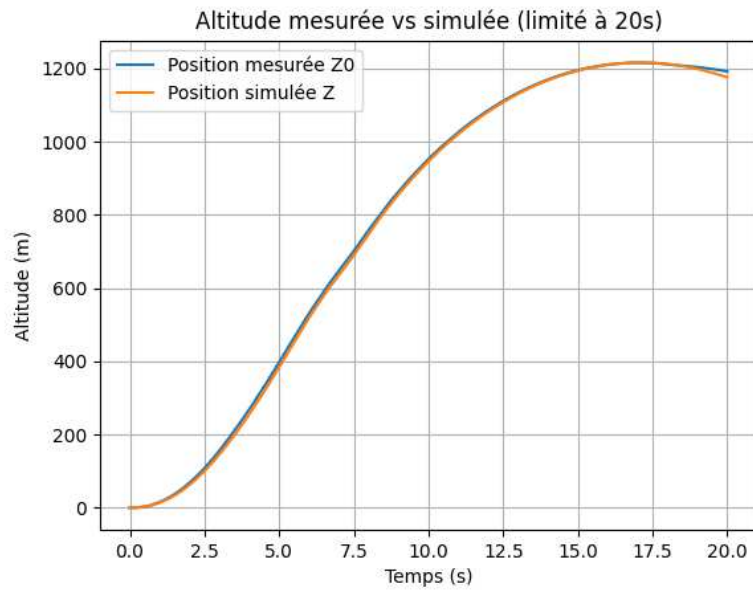


Figure 16: Comparaison de l'altitude

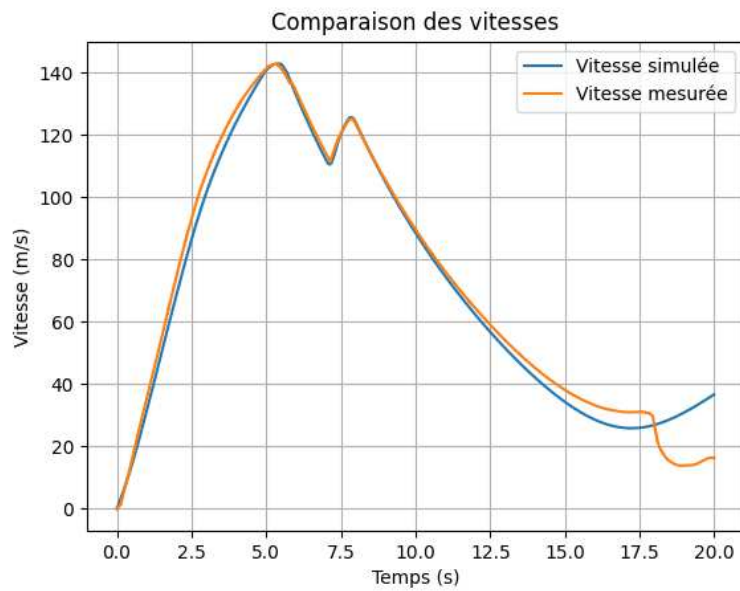


Figure 17: Comparaison de la vitesse

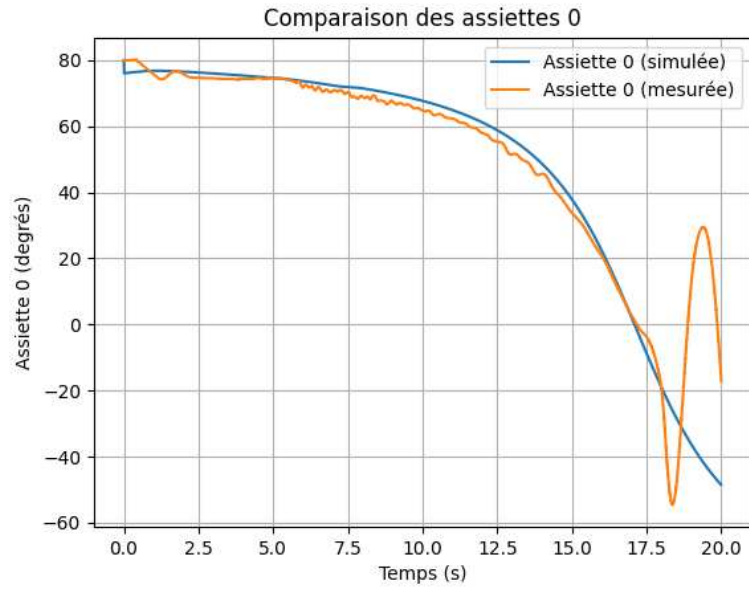


Figure 18: Comparaison de l'assiette

Les résultats sont extrêmement satisfaisants et semblent très bien refléter la réalité du vol observé.

5.3 Alpha

Pour Apha, on obtient les résultats suivants :

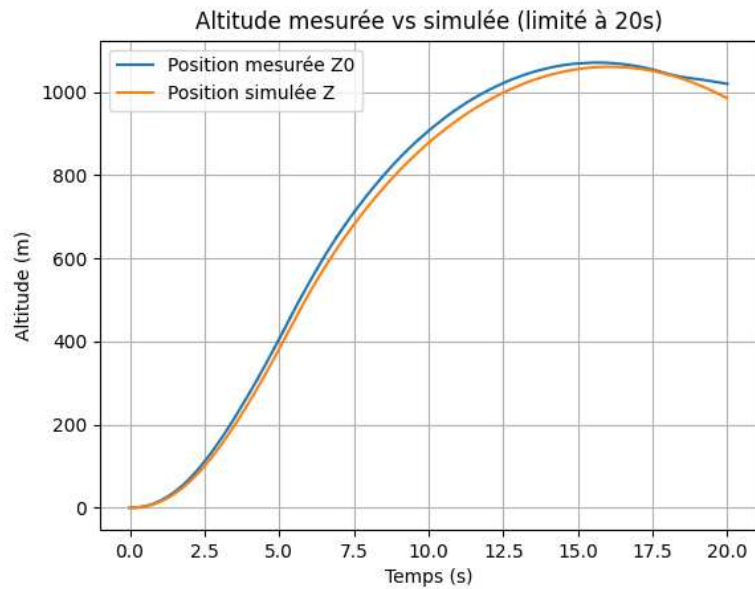


Figure 19: Comparaison de l'altitude

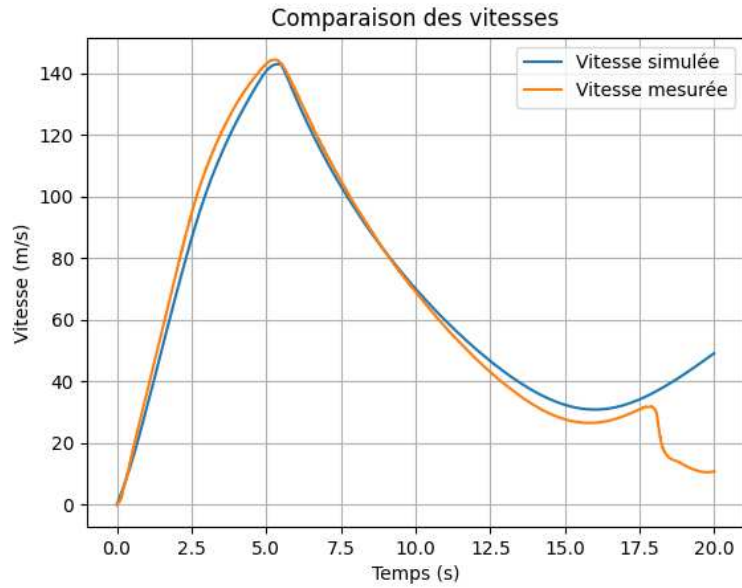


Figure 20: Comparaison de la vitesse

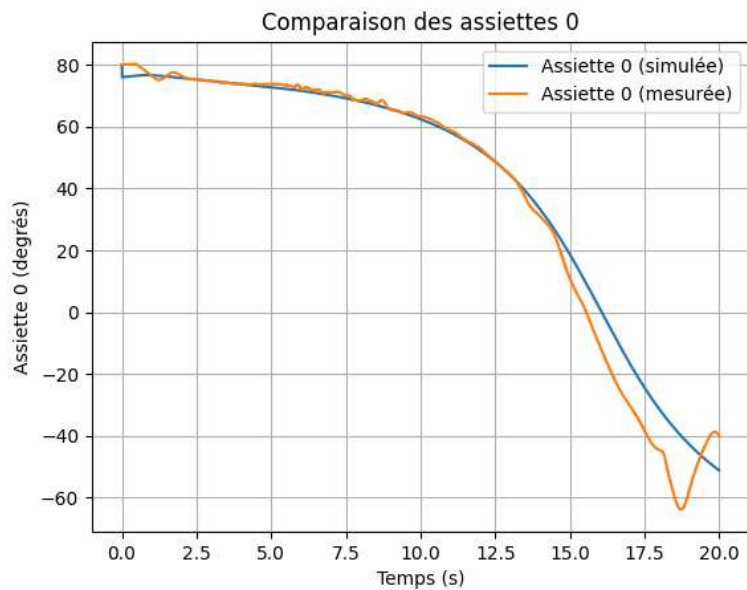


Figure 21: Comparaison de l'assiette

Les résultats sont encore une fois très satisfaisants. Même si la fusée semble piquer du nez un peu plus vite que prévu, les trois courbes de simulation suivent bien la tendance observée en vol réel. Globalement, les résultats restent très proches de la réalité.

6 Stabtraj et recherche des 400m

Le **Stabtraj** est un outil fourni par Planète Sciences permettant de déterminer la stabilité d'une fusée, ainsi que de prévoir sa trajectoire au cours du vol.

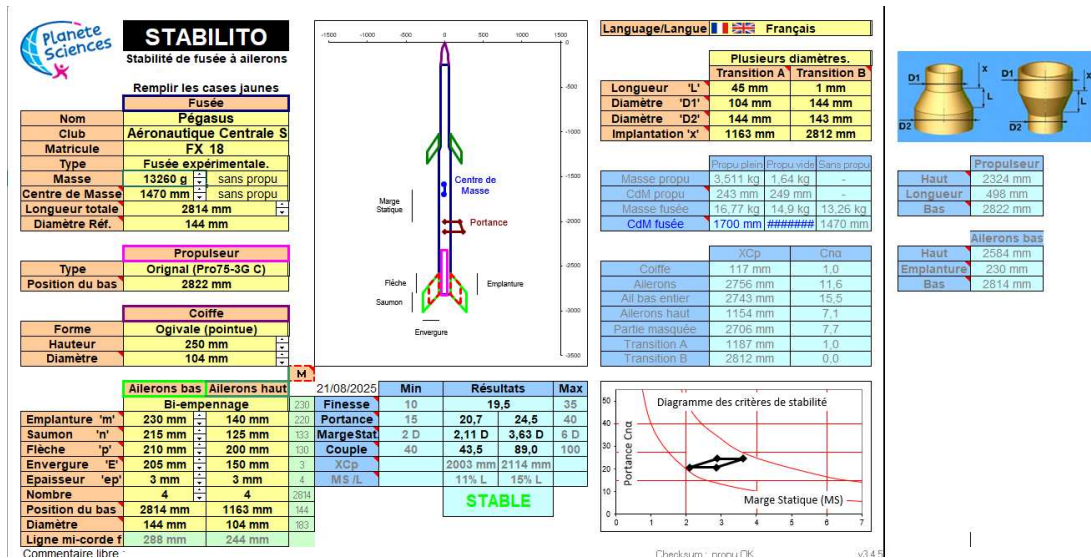


Figure 22: StabTraj

Celui-ci nous avait annoncé un apogée de 1600 m, alors qu'en réalité nous ne sommes montés qu'à environ 1200 m. Nous allons donc chercher où sont passés ces 400 m.

6.1 Les moteurs

Premièrement, nous avons vu que nos deux moteurs avaient sous-performé. On peut alors tester la simulation avec les courbes de poussée fournies par Planète Sciences pour voir combien de mètres on peut gagner.

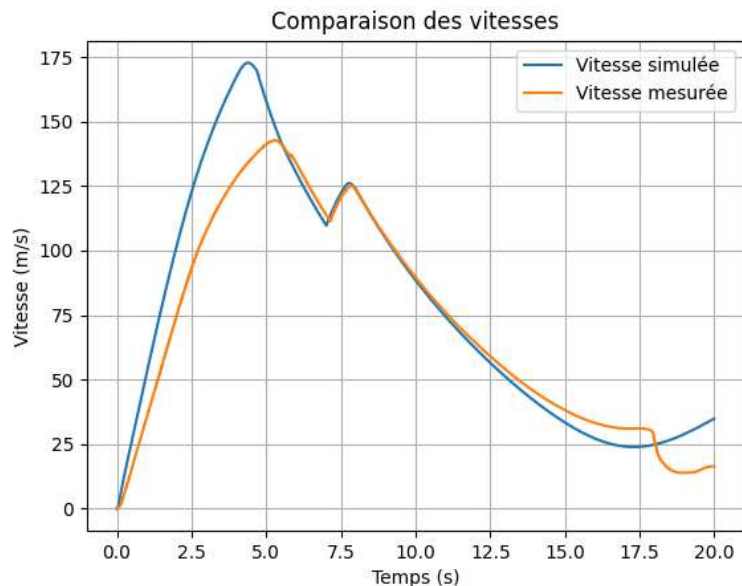


Figure 23: Comparaison de la vitesse

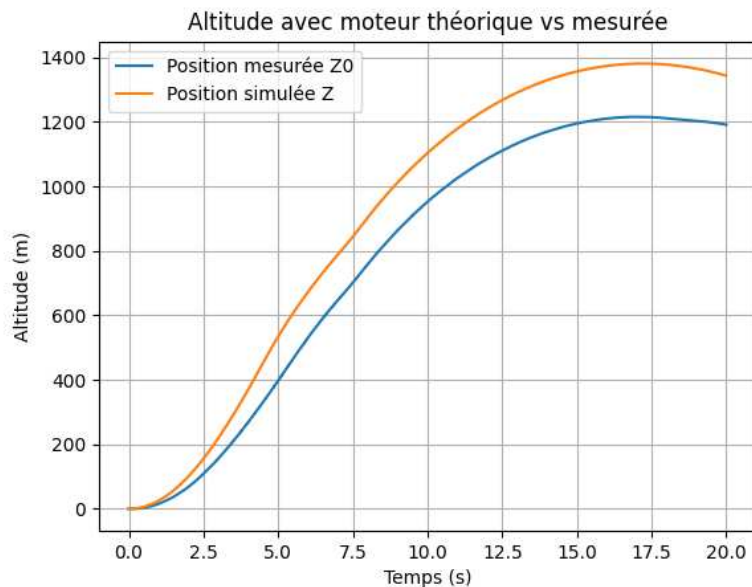


Figure 24: Comparaison de l'altitude

On voit bien ici que nos moteurs ont sous-performé et qu'avec de meilleurs moteurs on aurait pu gagner environ 160 m.

Pour l'instant, on a :

Résultat

$$\Delta h = 160 \text{ m}$$

6.2 La surface à l'air

La deuxième raison vient de Stabtraj, en effet celui-ci est très optimiste au vu de la traînée.

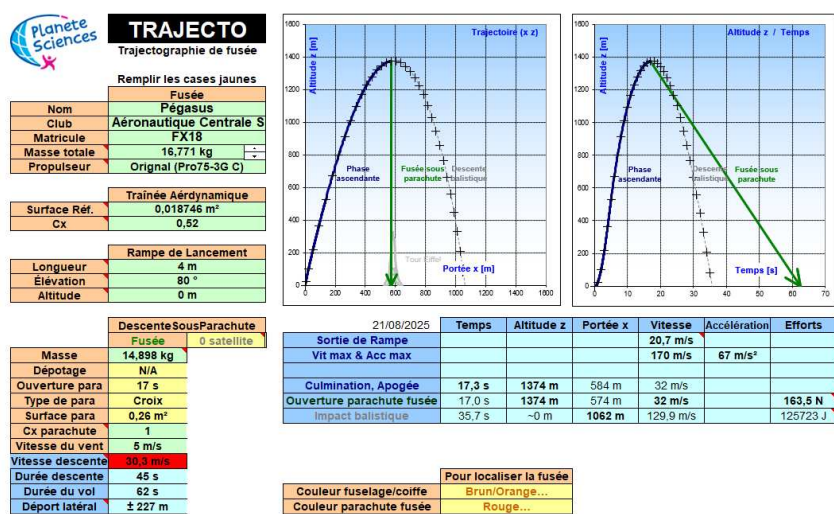


Figure 25: StabTraj

Si on se concentre sur la traînée aérodynamique :

Remplir les cases jaunes	
Fusée	
Nom	Pégasus
Club	Aéronautique Centrale S
Matricule	FX18
Masse totale	16,771 kg
Propulseur	Orignal (Pro75-3G C)
Traînée Aérodynamique	
Surface Réf.	0,018746 m ²
Cx	0,52
Rampe de Lancement	
Longueur	4 m
Élévation	80 °
Altitude	0 m

Figure 26: StabTraj

On trouve alors une surface de référence (c'est-à-dire la surface exposée à l'air) différente de celle que nous avons initialement. On rappelle que dans le cas de *Pegasus* :

$$S_{\text{Pegasus}} = 0.023219 \text{ m}^2 > S_{\text{StabTraj}} = 0.018746 \text{ m}^2$$

Ce qui se passe, c'est que StabTraj ne prend en compte que la surface du tube et des ailerons. Or, pour notre part, nous avons également des patins qui dépassent du tube ainsi que des caméras, d'où une surface plus élevée.

$$S_{\text{StabTraj}} = \pi r^2 + 4 \times e_{\text{aileron}} \times l_{\text{aileron}}$$

$$S_{\text{StabTraj}} = \pi \left(\frac{0.144}{2} \right)^2 + 4 \times 0.003 \times 0.205 = 0.018746 \text{ m}^2$$

Ainsi, la force de traînée sera bien moins élevée. On peut alors essayer notre simulation avec ces surfaces de référence.

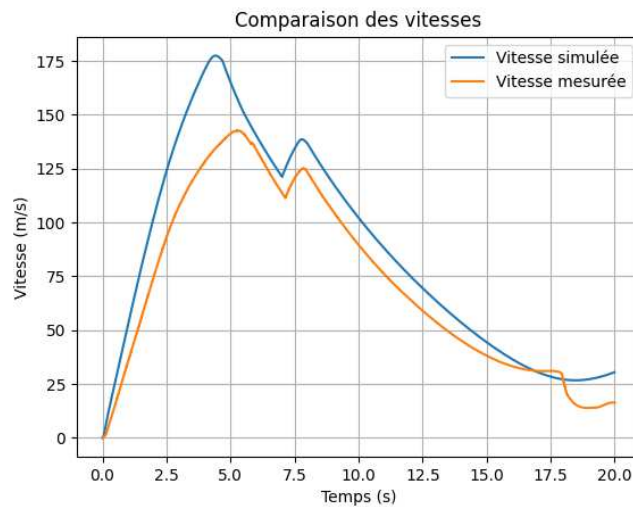


Figure 27: Comparaison de la vitesse avec les surfaces réduites

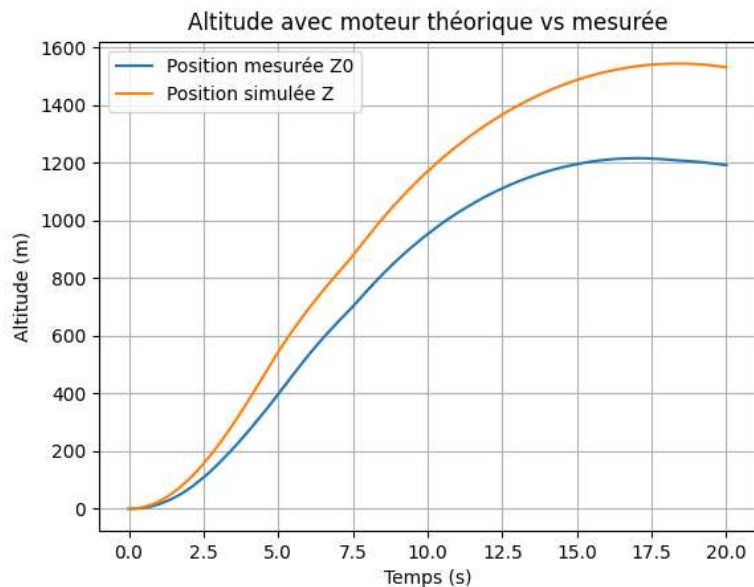


Figure 28: Comaraison de l'altitude avec les surfaces réduites

Une fois de plus, on gagne pas mal d'altitude avec ce seul changement, avec un apogée atteint à 1544 m.

Le StabTraj nous indique alors :

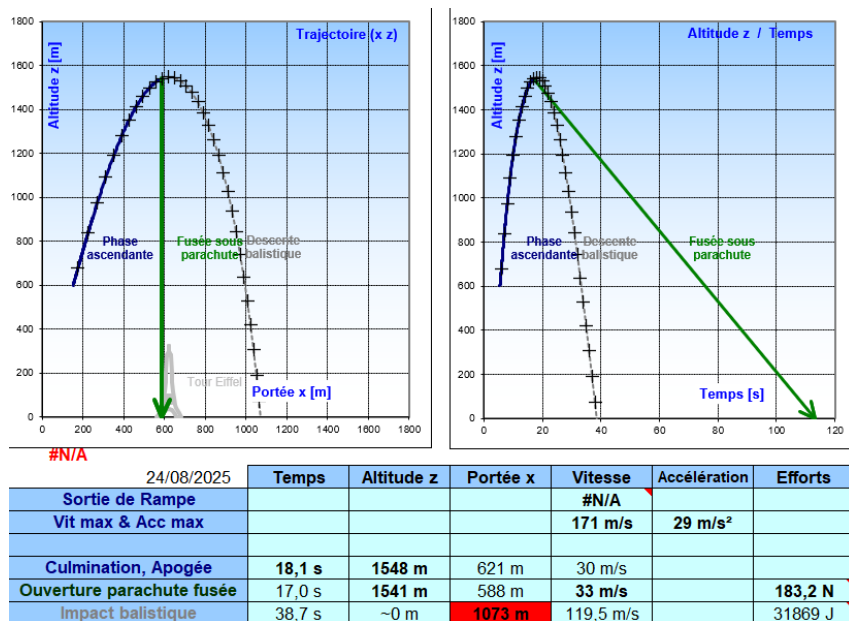


Figure 29: Simulation donnée par le stab traj

On retrouve un apogée qui se situe à 1548 m, ce qui est extrêmement proche de notre simulation. On a alors :

Résultat

$$\Delta h = 323 \text{ m}$$

On peut ainsi expliquer où est passée l'altitude manquante. En réalité, il n'y a pas 400 m de perdus, mais un peu moins, car le StabTraj ne prévoyait pas exactement 1600 m : c'est cette valeur qui est restée dans les esprits par simplification. Nous avons en réalité atteint un peu plus de 1200 m, ce qui explique ce résultat.

De plus, puisque nous n'avions pas tous les coefficients de traînée durant l'année, il n'est pas impossible que des coefficients estimés un peu optimistes aient été utilisés, ce qui aurait pu augmenter l'apogée théorique.

7 Conclusion

Lors de cette étude, nous avons pu déterminer plusieurs éléments intéressants. Nous avons d'abord retrouvé les trois coefficients de traînée :

$$C_{x,\text{Alpha}} = 0.708, \quad C_{x,\text{Beta}} = 0.427, \quad C_{x,\text{Pegasus}} = 0.512.$$

Nous avons également pu reconstituer les courbes de poussée des deux moteurs, Pro 75 et Pro 24. Enfin, grâce à toutes ces données, nous avons pu expliquer la différence d'altitude entre les valeurs estimées et les mesures réelles.

Résultat
Altitude manquante:
$\Delta h \approx 323 \text{ m}$
Coefficients de traînée :
$C_{x,\text{Alpha}} = 0.708, \quad C_{x,\text{Beta}} = 0.427, \quad C_{x,\text{Pegasus}} = 0.512$

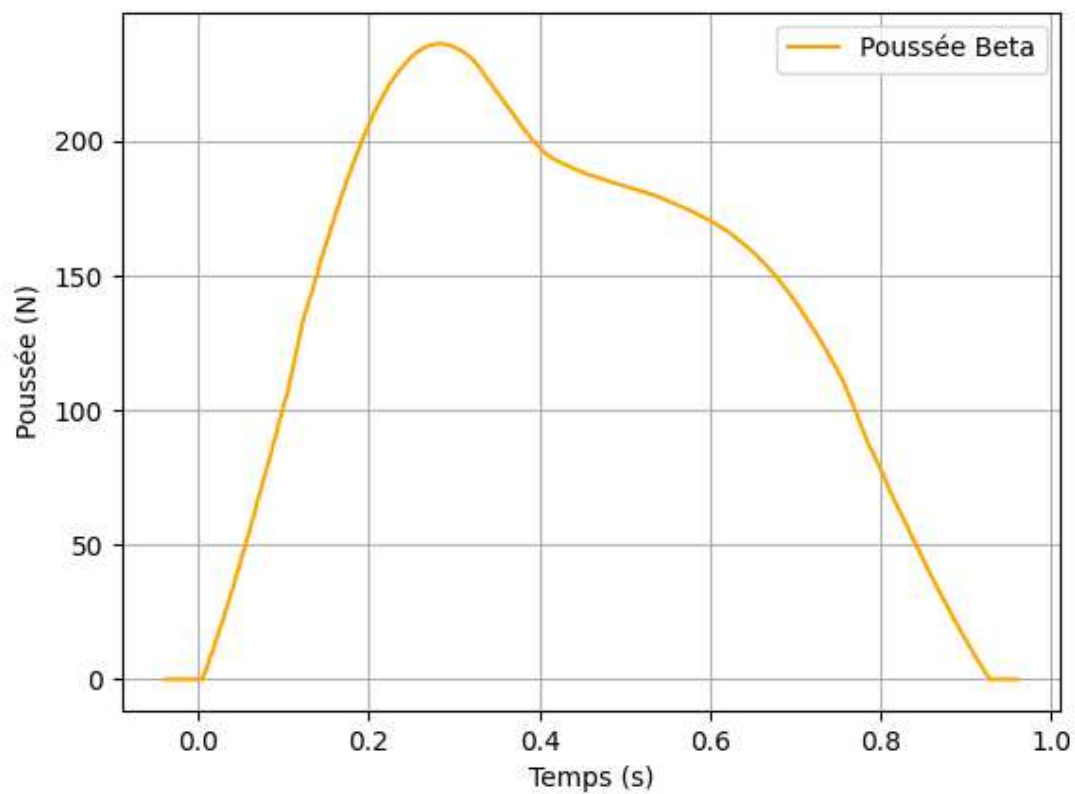


Figure 30: Courbe de poussée Pro 24

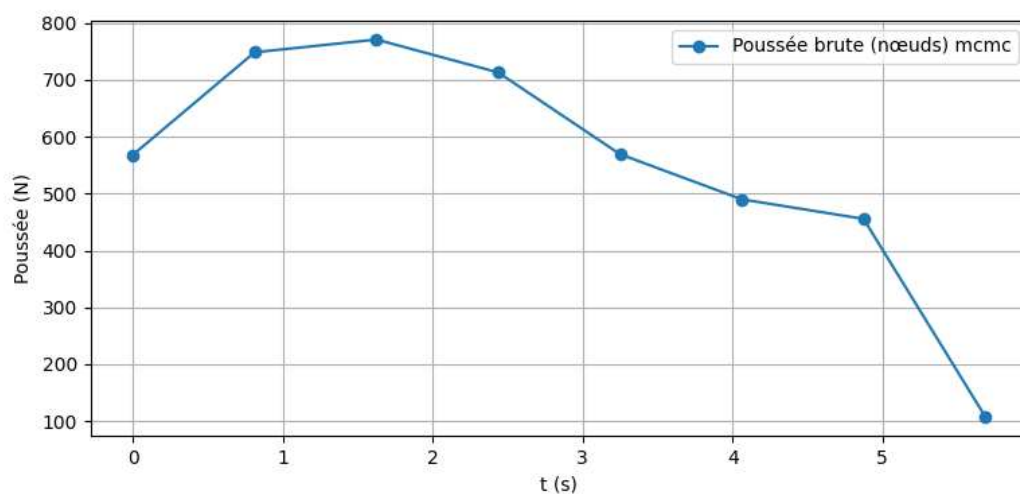


Figure 31: Courbe de poussée Pro 75

8 Remarque

Ce document est un résumé de l'exploitation des données de vol que j'ai pu réaliser. Il ne couvre pas toutes les méthodes que j'ai pu essayer, ni toutes les recherches ou les

problèmes rencontrés, mais surtout ce qui a été fructueux.

Bien que les résultats semblent plutôt cohérents, il n'est pas impossible que des erreurs se soient glissées ; ils restent donc à considérer avec prudence.



Fin de l'étude

En route pour de nouveaux vols !