



Rapport de Projet

Projet ESL-1

(FX-25)

Lancement au C'Space 2025



Table des Matières

1.	Contexte et objectifs.....	8
1.1	Le programme ESL	8
1.2	Objectifs et caractéristiques d'ESL-1	8
1.3	Particularités et dérogations	8
2	Conception et design	10
2.1	Architecture générale de la fusée.....	10
2.2	Sous-systèmes	10
2.2.1	Structure & mécanique.....	10
2.2.1.1	Bagues	10
2.2.1.2	Peaux	12
2.2.1.3	Autres composants	13
2.2.2	Aérodynamique	14
2.2.2.1	Coiffe	14
2.2.2.2	Ailerons.....	14
2.2.2.3	Réduction de diamètre	15
2.2.3	Avionique et minuterie.....	15
2.2.3.1	2022-2023.....	15
2.2.3.2	2023-2025	16
2.2.4	Récupération.....	18
2.2.4.1	Présentation des systèmes	19
2.2.4.1.1	Système d'éjection de la coiffe	19
2.2.4.1.2	Double déploiement et système de libération	20
2.2.4.1.3	Chaine de parachutes	21
2.2.4.1.4	Autres	24
2.2.5	Narval (Expérience).....	25
2.2.5.1	2022-2023.....	25
2.2.5.1.1	Ordinateur	27
2.2.5.1.2	Valves	27
2.2.5.1.3	Circuit pneumatique	27
2.2.5.2	2023-2024	28
2.2.5.2.1	Ordinateur	30
2.2.5.2.2	Valves	31
2.2.5.2.3	Circuit pneumatique	32

2.2.5.3	2024-2025	34
2.2.5.3.1	Ordinateur	34
2.2.5.3.2	Valves	56
2.2.5.3.3	Circuit pneumatique	58
3.	Fabrication et tests	62
3.1	Production	62
3.1.1	Structure	62
3.1.1.1	Bagues et parties métalliques	62
3.1.1.2	Peaux	63
3.1.1.3	Autres composants	65
3.1.2	Aérodynamique	65
3.1.2.1	Coiffe	65
3.1.2.2	Ailerons	66
3.1.2.3	Réduction de diamètre	67
3.1.3	Récupération	68
3.1.3.1	Système d'éjection de la coiffe	68
3.1.3.2	Double déploiement et système de libération	68
3.1.3.3	Parachutes	69
3.1.3.4	Cordes et suspentes	69
3.1.3.5	Reprise des efforts par la structure	69
3.1.3.6	Autres	69
3.1.4	Narval (Expérience)	69
3.2	Tests	69
3.2.1	Tests structurels	69
3.2.1.1	Compression	69
3.2.1.1.1	bagues et sections	69
3.2.1.1.2	Coiffe	70
3.2.1.2	Flèche	71
3.2.1.3	Ailerons	72
3.2.2	Tests avionique et software	72
3.2.3	Récupération	72
3.2.3.1	Système d'éjection de la coiffe	72
3.2.3.2	Parachutes	73
3.2.4	Narval (Expérience)	74
3.2.4.1	Simulation, test et calibrage du correcteur	74

3.3	Intégration et assemblage.....	76
4.	Campagne C'Space 2024.....	78
4.1	Problèmes rencontrés en qualifications.....	78
4.1.1	Structure.....	78
4.1.2	Minuterie et avionique	78
4.1.3	Récupération.....	79
4.1.4	Narval.....	79
4.1.4.1	Mécanique	79
4.1.4.2	Electronique	80
4.2	Retour d'expérience.....	80
4.2.1	Modifications post-C'Space 2024.....	80
4.2.1.1	Structure	80
4.2.1.2	Avionique.....	81
4.2.1.3	Récupération.....	82
4.2.1.4	Narval (Expérience).....	83
4.2.1.5	Autre	83
4.2.1.5.1	Caméras.....	83
5.	Campagne C'Space 2025.....	84
5.1	Déroulé des qualifications	84
5.1.1	Qualifications mécaniques	84
5.1.1.1	Flèche.....	84
5.1.1.2	Ailerons	85
5.1.1.3	Compatibilité Rampe	85
5.1.1.4	Compatibilité propulseur.....	86
5.1.2	Qualifications avionique et minuterie	86
5.1.3	Qualification Narval (Expérience)	86
5.1.4	Qualification récupération	88
5.1.4.1	Remarques générales.....	88
5.1.4.2	Câble actionneur 3 anneaux.....	88
5.1.4.3	Système d'éjection	89
5.1.5	Vol(s) simulé(s).....	90
5.2	Vol ESL-1.....	93
5.2.1	Résumé.....	93
5.2.2	Déroulé du vol	93
5.3	Résultats des systèmes expérimentaux.....	94

5.3.1	Narval (Expérience).....	94
5.3.1.1	Comportement en vol.....	94
5.3.1.2	Analyse des résultats :	96
5.3.2	Double déploiement des parachutes	98
5.3.2.1	Analyse de l'anomalie.....	98
5.3.2.1.1	Cause de l'occurrence (pourquoi c'est arrivé).....	98
5.3.2.1.2	Cause de non-détection (pourquoi nous avons manqué ça).....	99
5.3.2.1.3	Pistes d'amélioration	100
5.3.3	Télémétrie et centrale inertielle (Avionique).....	100
6	Synthèse et perspectives	101
6.1	Leçons apprises pour ESL-2, ESL-3 et prochaines FusEx.....	101
6.1.1	Avionique/elec.....	101
6.1.1.1	Pour les prolongements de câble :	101
6.1.1.2	Pour les connections PCB à PCB :	101
6.1.1.3	Problèmes sur les caméras :	101
6.1.2	Structure.....	102
6.1.2.1	Centrage.....	102
6.1.2.2	Contre-perçage	102
6.1.3	Aérodynamique	102
6.1.3.1	Ailerons Tip-to-Tip	102
6.1.4	Récupération.....	102
6.1.4.1	Retex du système de parachutes double.....	102
6.1.4.2	Retex du système d'éjection.....	103
7	Annexes.....	104
7.1	Schémas électroniques avionique et minuterie	104
7.1.1	ESL 2.1 (Minuterie et Avionique) PCB :	104
7.1.2	ESL 2.1 Circuit Electrique :	105
7.1.3	RACK	107
7.2	Schémas électroniques Narval.....	108
7.3	Dessins techniques.....	108
7.4	CAO.....	108
7.5	StabTraj.....	109
7.5.1	Stabilito.....	109
7.5.2	Trajecto.....	110
7.6	Procédures de sécurité et opérations (NARVAL)	110

7.6.1	Remplissage de la bouteille.....	110
7.6.2	Mise en route.....	112
7.6.3	Sécurité des hautes pressions	113
7.6.3.1	Avant-propos.....	113
7.6.3.2	Etanchéité	113
7.6.3.3	Prévention des risques.....	114
7.6.3.4	Transport et stockage	114
7.7	Chronologie	114
7.8	Tuto pliage parachute.....	116
8	Table des illustrations	117

1. Contexte et objectifs

1.1 Le programme ESL

Le programme ESL (Estaca Space Launcher) est un projet ambitieux ayant débuté en 2019, avec pour objectif final l'envoi et la récupération d'une fusée sonde à 35 km d'altitude, intégrant un moteur hybride entièrement dimensionné et conçu au sein de l'ESO (Estaca Space Odyssey). Après de nombreux changements d'objectifs, le programme se décompose en 3 itérations (3 fusées) :

- ESL-1: Fusée expérimentale (contrôle de roulis type RCS) embarquant un moteur sur étagère, afin de tester et valider les sous-systèmes de la fusée. Le vol est prévu pour la campagne du C'Space 2025.
- ESL-2: Fusée embarquant le moteur hybride NAGA-03, pour un premier vol prévu en 2027 (TBC).
- ESL-3: Fusée embarquant une version améliorée de NAGA-03, afin d'atteindre l'altitude de 35km, pour un vol prévu en 2028-2029 (TBC).

1.2 Objectifs et caractéristiques d'ESL-1

ESL-1 est donc la première itération du programme ESL. Cette fusée a subi multitudes de changements pour enfin devenir le projet actuel : une fusée expérimentale lancée au C'Space. L'expérience est un contrôle de roulis par systèmes de type RCS (Reaction Control System), c'est-à-dire par éjection de gaz (ici de l'air comprimé). L'expérience porte le nom de Narval, nom éponyme d'une fusée expérimentale n'ayant pas aboutie en 2023.

Cette fusée se base donc sur les différentes avancées de la fusée Narval (pour la partie expérience) et des avancées du programme ESL depuis 2019. Les caractéristiques principales de la fusée sont les suivantes :

Diamètre extérieur	205 mm
Longueur totale	3 885 mm
Masse (à vide)	26.5 kg
Moteur	Pro98-6G Green
Apogée	2 726 m
Temps jusqu'à apogée	24 s
Vitesse maximale	272 m/s
Expérience	Contrôle de roulis type RCS
Système de récupération	Double parachute (drogue & main)

1.3 Particularités et dérogations

ESL-1 faisant partie du programme ESL, il a été choisi de faire une fusée au diamètre intérieur de 198mm pour pouvoir accueillir le futur moteur prévu par le programme.

Le projet a eu également l'opportunité de se faire attribuer un moteur Pro98 6G Green, demandé en début d'année scolaire 2023, permettant ainsi un temps de vol plus long pour l'expérience ainsi qu'une altitude plus haute nécessaire pour que le système de récupération à double parachute prouve son efficacité.

Le projet possède également une dérogation pour son système de récupération. En effet, la fusée est autorisée à descendre entre 20 et 30 m/s avec son drogue chute, avant le parachute principal.

Héritée de la fusex Narval, la bouteille réservoir de l'expérience, présente dans la fusée pendant le vol, peut accueillir une pression maximale de 155 bars.

La structure de la fusée devra être testée en compression, de la même manière que la fusée Bertha (ancien projet de l'association). Ces tests devront être rendus à Planète Sciences et le CNES pour prouver la bonne tenue structurelle de la fusée.



Figure 1 : Fusée ESL-1 (Mai 2025)

2 Conception et design

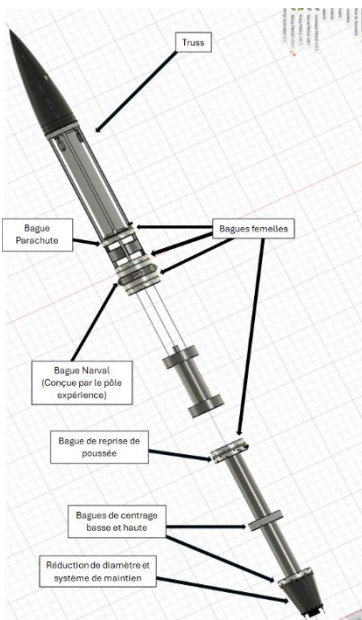
2.1 Architecture générale de la fusée

2.2 Sous-systèmes

2.2.1 Structure & mécanique

Le pôle mécanique est constitué de la fusion des pôles aérodynamique et structure. Le pôle structure avait comme mission de concevoir l'ensemble des éléments structurels de la fusée, de gérer les interfaces entre les différents sous-systèmes et le segment sol, et d'assembler et de tester structurellement la fusée finale.

La fusée a été divisée en plusieurs sections, qu'on référencera par la suite (du bas vers le haut) comme :



- Section propulseur
- Section expérience/Narval
- Section avionique
- Section récupération

On peut voir, sur cette image, l'ensemble des éléments réalisés par le pôle structure, qui seront décrit plus en détails dans la suite de ce rapport.

La visserie et la peau de la fusée ont aussi été gérés par ce pôle, mais ne sont pas présents sur ce schéma pour des raisons évidents d'opacité.

Les pièces seront présentées en partant du bas de la fusée et en remontant petit à petit.

2.2.1.1 Bagues

Le design de base des bagues était relativement simple, et devait répondre à un certain nombre de contraintes. Certaines de ces bagues étaient évidemment plus complexe, en particulier la bague expérience ou la bague de reprise de poussée.

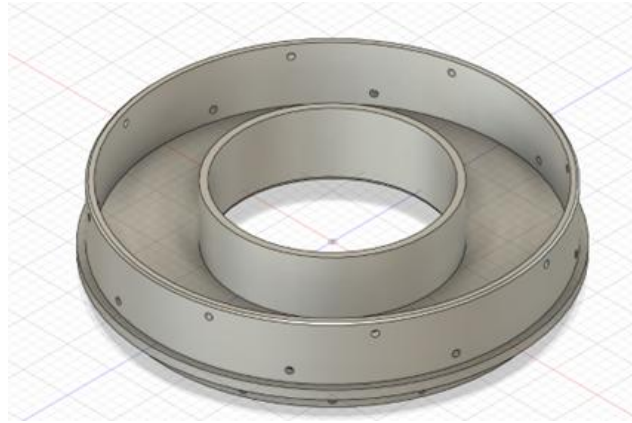


Figure 2 : Vue isométrique bague de centrage basse (bague femelle)

Contraintes

1. Le type de contact entre la bague et le propulseur doit être un centrage court, d'un diamètre de 98mm avec un jeu suffisant pour que l'assemblage soit facile.
2. Ses dimensions externes doivent lui permettent de se glisser et de s'assembler avec la peau, qui possède un diamètre interne de 198mm de diamètre. Elle doit pouvoir y être fixée et maintenue.
3. La hauteur de la bague doit être minimisée pour réduire les coûts à l'achat des bruts d'aluminium.

Il a donc été choisi une forme générique comme celle présentée ci-dessus : 16 perçages M4, taraudés pour les bagues mâles, un centrage court et une forme pouvant varier en fonction des caractéristiques de la bague. L'idée étant que la bague puisse d'un côté, se glisser et se fixer dans une peau, et de l'autre être fixée à une autre bague (design mâle-femelle).

Les principales variations sont les suivantes :



Figure 3 : Vue isométrique bague reprise de poussée

La bague de reprise de poussée possède, logiquement, un centrage pour le pro-98, et permet son appui contre un méplat pour reprendre les efforts.

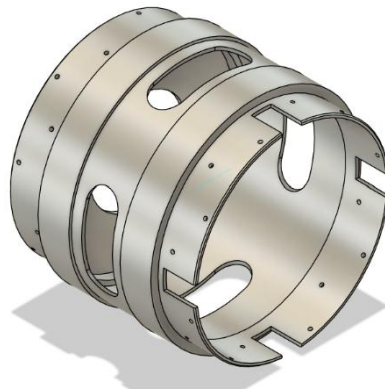


Figure 4 : Vue extérieure bague Narval

La bague Narval est la plus particulière : elle possède des deux côtés une accroche femelle, et se glisse donc dans deux autres bagues mâles. Cela permet un démontage plus facile, et un meilleur centrage.

Elle possède aussi d'autres caractéristique spécifique, comme la présence de lumières pour laisser passer les tuyères de l'expérience, ou une plus grande hauteur pour pouvoir caser l'ensemble de l'électronique et des circuits pneumatiques dedans.

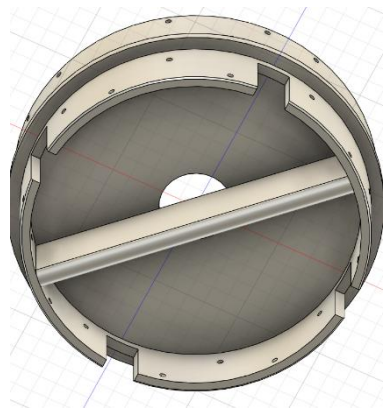


Figure 5 : Vue du dessous bague reprise de parachute

Finalement, la bague de reprise parachute possède une accroche pour y fixer une barre métallique autour de laquelle le parachute pourra être fixée, et qui transmettra les efforts à la fusée à travers la plus grande surface possible de la bague de reprise parachute.

On peut observer des encoches dans la bague Narval, la bague reprise parachute et les deux bagues femelles entourant la section avionique. Celles-ci servent à fixer les truss permettant de maintenir le caisson avionique.

2.2.1.2 Peaux

Les peaux sont cruciales dans le fonctionnement de la fusée, car elles sont portantes, c'est-à-dire qu'elles transmettent les efforts à travers toute la fusée. Elles sont fixées aux bagues en leurs deux extrémités par des vis M4.

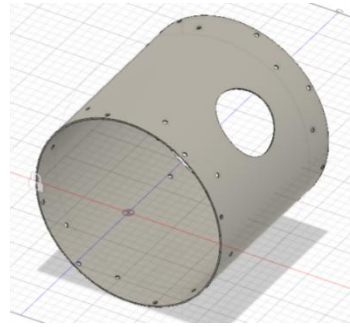


Figure 6 : Vues simplifiées des peaux carbone (gauche) et de la peau avionique en fibre de verre (droite)

Leurs principales contraintes sont de :

1. Résister à l'environnement mécanique et thermique dans lequel évolue la fusée et contenir ses composants
2. Transmettre les efforts entre les bagues (en partie selon les sections)
3. Minimiser la masse

L'ensemble des peaux sont en carbone sandwich nid d'abeilles, ont été fournies par EOS composites et découpées par nos soins. Cependant, la peau de la section avionique fait exception : elle est en fibre de verre, et a été conçue par les membres du projet : une peau en carbone aurait fait une cage de faraday et forcé des antennes à l'extérieur de la peau.

De plus, certaines de sections possèdent des particularités : la peau de la section Narval est percée à plusieurs endroits pour accéder aux différentes valves et commandes.

La peau de l'avionique possède elle aussi deux trappes.

La peau de la section propulsion possède 9 perçages supplémentaires : huit d'entre eux pour fixer la bague de centrage haute, et un autre pour fixer le patin bas de la fusée.

Les peaux sont fixées à l'aide de 16 vis à chacune de leurs bagues.

2.2.1.3 Autres composants

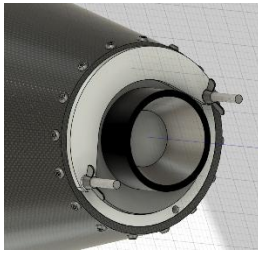
L'ensemble des autres composants sont moins volumineux, mais tout aussi importants pour la fusée : on compte la réduction de diamètre, le système de maintien du propulseur, les truss et équerres de l'avionique et les patins.

Leurs fonctions et contraintes sont plus ou moins explicites :



Réduction de diamètre : améliorer le profil aérodynamique de la fusée, maintenir le système d'attache du propulseur, être le plus léger possible.

Vissé à la bague de centrage basse et à la bague étai.



Système de maintien propulseur : maintenir le propulseur au repos et pendant la phase descendante, être facile à manipuler pour les pyrotechniciens. Vissé à l'aide de M5 dans la bague étai.



Truss : Bloquer le caisson avionique en rotation, permettre la fixation des équerres et permettre un démontage facile de l'avionique.

Equerres : Maintenir le caisson avionique en translation, permettre un démontage facile de l'avionique



Patins : Assurer le lancement de la fusée suivant la rampe de lancement. Dimensions et efforts à subir imposés par le cahier des charges C'Space, doivent être fixés sur des sections structurellement solides de la fusée. Il sont donc vissés dans des bagues en aluminium.

2.2.2 Aérodynamique

2.2.2.1 Coiffe

La coiffe constitue l'extrémité avant du lanceur ESL-1 et joue un rôle fondamental à la fois sur le plan aérodynamique, en minimisant la traînée en tête de fusée, et sur le plan structural, en protégeant la charge utile et les éléments embarqués contre les sollicitations mécaniques et environnementales durant la phase ascensionnelle. La forme retenue est une ogive de type Von Kármán avec un rapport longueur/diamètre (L/D) de 3,17, sélectionnée pour ses excellentes performances en vol subsonique. Le diamètre de la base est de 205 mm, assurant une transition géométrique fluide avec le reste du lanceur.

2.2.2.2 Ailerons

Les ailerons sont les surfaces de stabilisation aérodynamiques situées à l'arrière du lanceur. Leur rôle est d'assurer la stabilité directionnelle en vol subsonique, en maintenant le centre de poussée en aval du centre de gravité. Trois ailerons trapézoïdaux ont été retenus afin d'assurer une couverture angulaire équilibrée tout en limitant la traînée induite. Leur profil mince et leur géométrie sont optimisés pour réduire les moments parasites et les risques de décrochage en roulis.

Enfin, des tests de flexion latérale et de résistance à l'arrachement ont été réalisés sur un aileron témoin monté sur structure test. Les efforts appliqués ont dépassé de 30 % les charges maximales prévues en vol, sans constater de rupture ni de délamination. Ces essais valident la robustesse du procédé et la fiabilité de l'intégration structurelle des

ailerons.

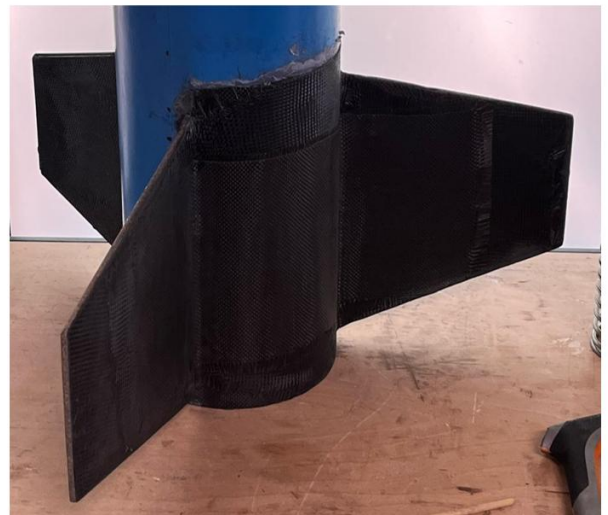
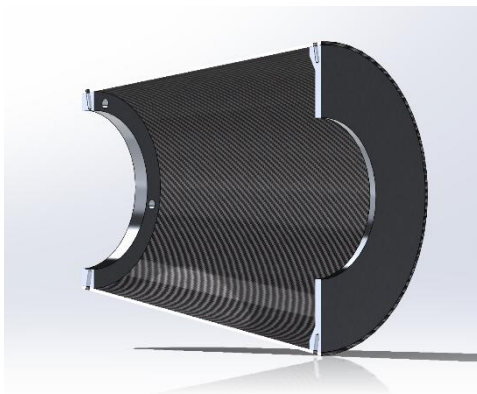


Figure 7: Fabrication des ailerons (ici des tests)

Le plan complet de qualification est disponible dans le rapport CDR – Aérodynamique.

2.2.2.3 Réduction de diamètre



La réduction de diamètre est une pièce de transition conique positionnée à l'arrière du lanceur, entre le corps principal ($\varnothing$ 205 mm) et la section inférieure ($\varnothing$ 134,47 mm). Elle joue un rôle à la fois aérodynamique, en réduisant les pertes par traînée de base, et structural, en assurant la continuité mécanique entre les deux sections. Sa forme conique a été définie de façon à respecter un angle inférieur à $11,3^\circ$, limite recommandée pour éviter la séparation d'écoulement en subsonique.

La réduction de diamètre est réalisée entièrement en fibre de carbone et sera maintenue par deux bagues en aluminium. Sur la bague du bas, sera fixée le système de maintien du propulseur.

D'après les simulations réalisées à 200 m/s, cet ajout permet une réduction de traînée de l'ordre de 66%.

2.2.3 Avionique et minuterie

2.2.3.1 2022-2023

Lors du C'Space 2023, l'équipe BAE a conduit le projet Ballon Atmosphérique ESO afin de tester les premières versions de l'avionique destinée à la fusée ESL-1. Cette mission expérimentale en environnement stratosphérique visait à valider la conception matérielle et logicielle de systèmes critiques, tout en collectant un ensemble important de données.

Hermes 2.0 est dédiée aux fonctions de minuterie. Elle détecte le décollage par l'intermédiaire du port jack et active ensuite une séquence temporelle permettant de libérer successivement les éléments de récupération. Elle pilote un servo-moteur pour l'ouverture du système trois anneaux, et deux vérins linéaires pour le déploiement de la coiffe, à l'aide d'un pont en H. Cette carte a été conçue pour être simple, fiable et facilement testable au sol via une interface utilisateur accessible.

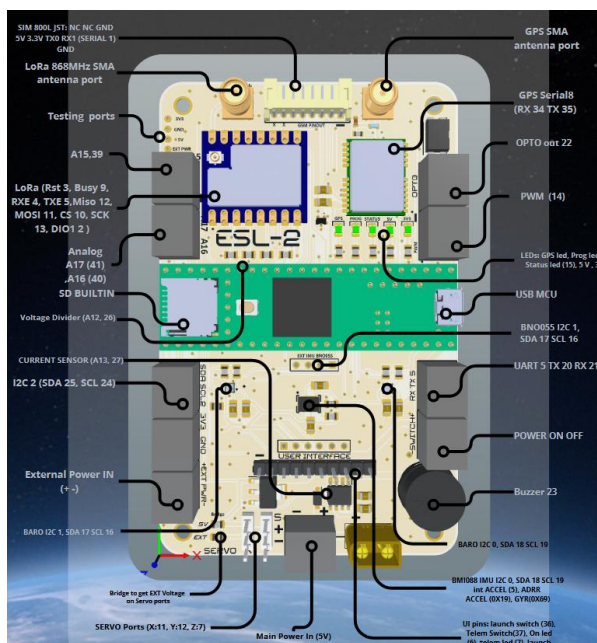


Figure 9: Hermes 2.1 (carte électronique avionique/minuterie)

Hermes 2.1 assure quant à elle l'enregistrement et la transmission des données capteurs pendant le vol. Elle intègre deux baromètres BMP280, un IMU BMI088, un GPS NEO M9N, et des connecteurs prévus pour l'ajout futur d'un module GSM SIM800L et d'un BNO055. Un module LoRa SX1262 permet l'émission des données critiques vers une station sol mobile, la Black Turret. L'architecture prévoit l'ajout d'un filtre de Kalman afin de fusionner les données d'altitude et d'accélération, dans le but d'obtenir un suivi de vol précis.

Les deux cartes utilisent une Teensy 4.1, communiquent avec une interface utilisateurs (boutons et leds), et sont conçues pour s'intégrer mécaniquement dans un rack modulaire embarqué.

2.2.4 Récupération

Le but du pôle récupération est de principalement dimensionner, tester et réaliser toute la chaîne de récupération de la fusée. Pour ESL-1 cette chaîne comporte les deux parachutes (main & drogue), le système de séparation de la coiffe et le système de déploiement du parachute principal. Ce pôle a subi de nombreuses difficultés dû, notamment, à un manque d'engagement de certains de ses membres par le fait que ce pôle ne faisait partie d'aucun projet académique contrairement à d'autres pôles de la fusée.

Le pôle récupération a pu bénéficier de quelques avancées obtenues les années précédentes. En effet, le système de déploiement du parachute principal : le système 3 anneaux, avait été testé et validé par les équipes précédentes. Le pôle a aussi pu obtenir une version du parachute principal en cours de fabrication assez avancée. Le système de séparation a été sujet à de nombreuses difficultés lors de son développement et a été entièrement refait plusieurs fois. Les deux parachutes ont pu être testés en soufflerie à Institut Aérotechnique de Saint-Cyr l'Ecole.

Toute la partie récupération d'ESL-1 se situe sur la partie supérieure de la fusée. Elle est composée de 4 parties, de bas en haut :

- La bague basse : point de reprise des efforts des suspentes. Le système de libération du parachute principal (poulie) se situe juste en dessous (dans la section avionique),
- Le tube stockage du parachute principal,
- La bague éjection : système de séparation entre la fusée et l'ogive,
- l'ogive dans laquelle se trouve le parachute secondaire (drogue).

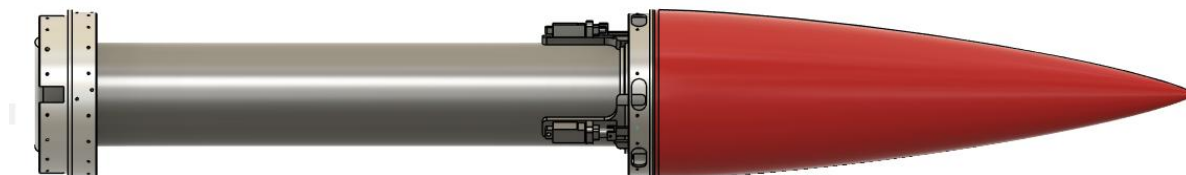


Figure 10 - Vue de toute la section récupération

La récupération d'ESL-1 s'effectue en phases : séparation de l'ogive à l'apogée et descente de la fusée à 30 m/s sous le parachute de ralentissement (drogue chute), et libération du parachute principal (main chute) et descente à 9 m/s jusqu'à l'atterrissage. Ce schéma permet de limiter la dérive de la fusée lors de la descente. Elle descend dans un premier temps à une vitesse rapide mais maîtrisée, puis la descente est ralentie pour un atterrissage en douceur. Un double déploiement (drogue+main) est obligatoire pour voler à l'EuRoc. Nous avons gardé le système pour son intérêt technique et parce qu'une fusée de la taille d'ESL le permettait.

Toute la partie commande des différents systèmes est gérée par le pôle avionique.

2.2.4.1 Présentation des systèmes

2.2.4.1.1 Système d'éjection de la coiffe

Le système de séparation est un système créé sur mesure pour pouvoir éjecter la coiffe dans l'axe de la fusée tout en laissant un espace au centre pour le déploiement des parachutes.

Figure 11 – Vue d'une rainure du système d'éjection

Il se compose donc de deux bagues : une sur la partie récupération et une sur la coiffe. La première possède 3 rainures, 3 vérins et 3 ressorts, la deuxième possède 3 tenons qui s'engagent dans les rainures de la première.

Les vérins sont orientés verticalement et des "doigts" en PLA sont fixés à leur extrémité. Lorsque les vérins sont déployés, ils bloquent le mouvement des tenons et donc maintiennent la coiffe en place. Les rainures sont orientées en diagonale pour réduire l'effort subi par les vérins. A leur rétraction, les tenons sont libres et la coiffe est éjectée, poussée par les ressorts.

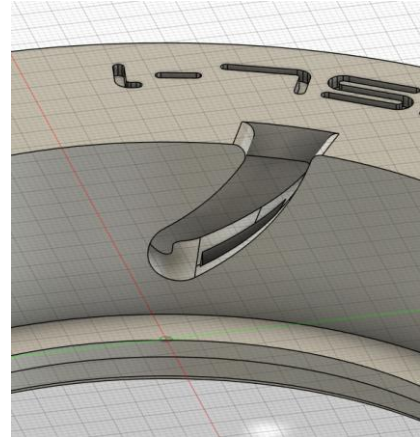
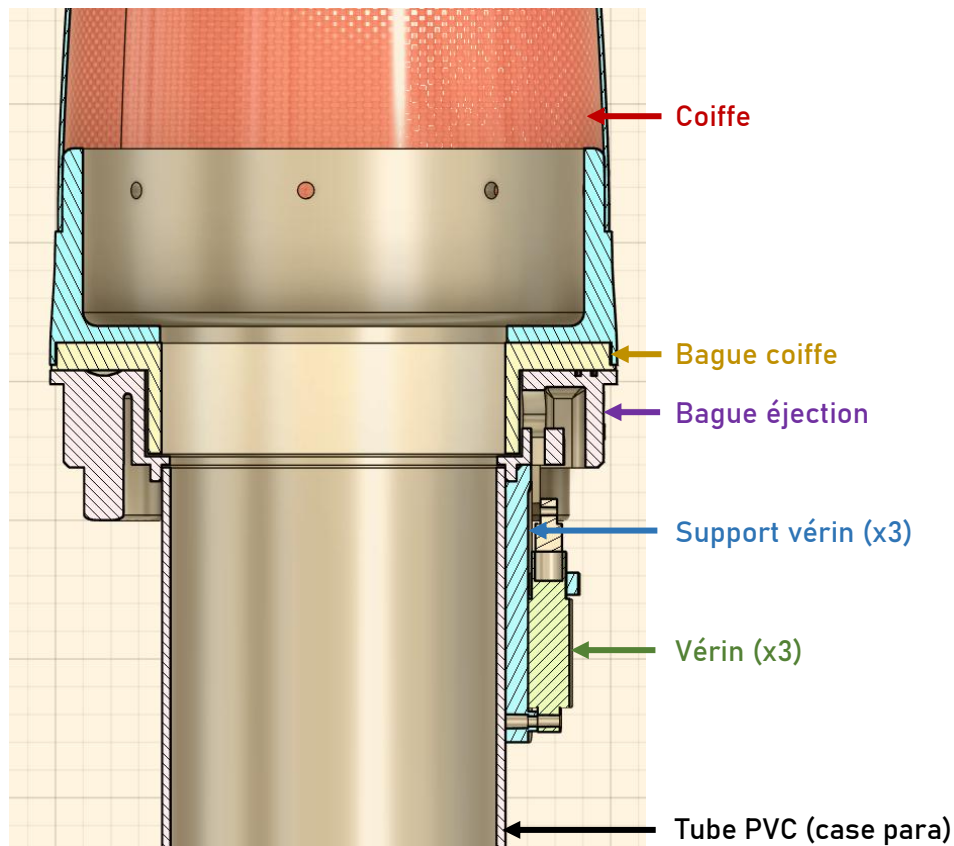


Figure 12 – Coupe du système d'éjection



2.2.4.1.2 Double déploiement et système de libération

Pendant la première partie de la descente, la fusée est suspendue au drogue chute. Le système de libération permet de basculer sur le parachute principal à plus basse altitude et ainsi se poser à une vitesse réduite.

En phase de descente sous drogue, la fusée est suspendue au drogue chute au travers du système 3 anneaux. Lors de la libération, le câble est tiré et le système 3 anneaux libère le drogue chute. Celui-ci, toujours attaché au parachute principal au moyen d'une suspente jusqu'alors lâche (fil pilote). Le drogue sert donc aussi de parachute pilote en tirant le main hors du tube de stockage. La fusée termine alors sa descente sous le parachute principal.

L'élément principal du système de libération est système 3 anneaux. Celui, très utilisé en parachutisme permet de "sectionner" une sangle en traction en tirant un câble actionneur non soumis à cette traction et donc avec un effort très faible. Sur ESL-1 ce câble est tiré par une poulie actionnée par un servomoteur dans la section avionique (voir Fig. ci-après). Il est guidé dans une gaine au travers du tube de stockage jusqu'au système 3 anneaux en partie haute.

Nous avons utilisé pour cela un câble et une gaine de frein de vélo. C'est le plus proche que nous avons trouvé de ce qu'il se fait en parachutisme. Le câble doit être assez rigide pour pouvoir être sorti en le poussant à travers la gaine et ne pas être plié par la boucle qui maintient le 3 anneaux au niveau de l'œillet dans la sangle. La gaine permet de guider le câble jusqu'au 3 anneaux au plus près de là où nous en avons besoin.

Le système 3 anneaux a plusieurs avantages :

- Fiable, simple et robuste (d'où son utilisation en parachutisme)
- Permet de n'avoir qu'une seule séparation de la fusée (éjection coiffe)
- N'utilise pas d'éléments pyrotechniques (contrairement au *pyro cutter*, l'alternative dans le parachutisme)



Figure 13 – Système 3 anneaux
(en jaune le câble actionneur)

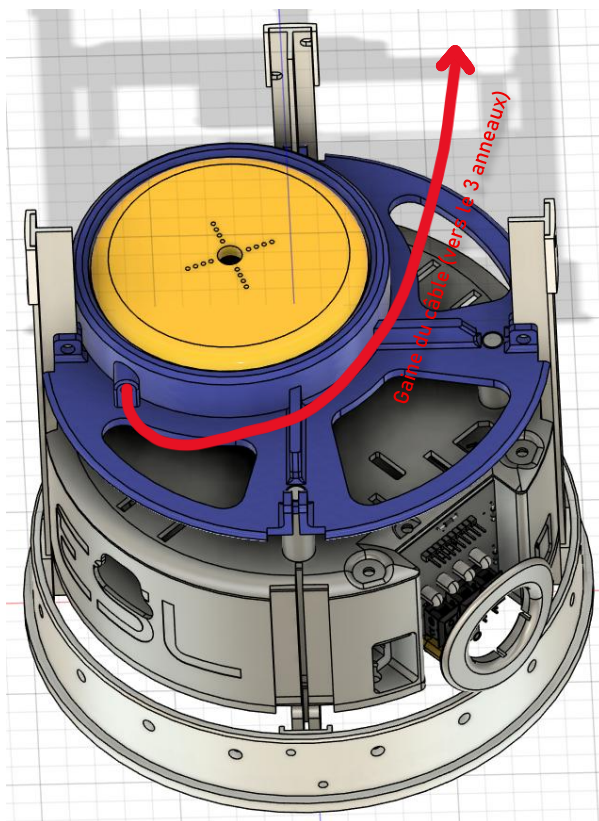
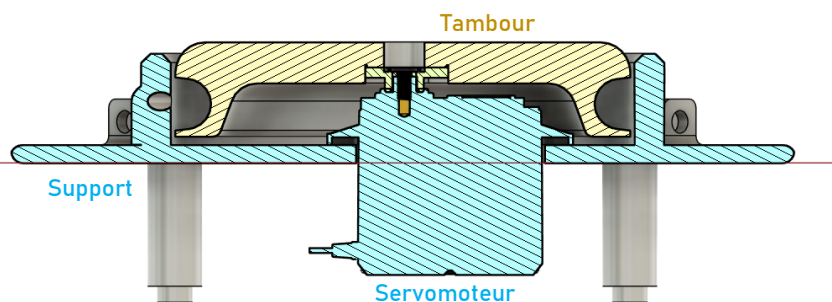


Figure 15 (à gauche) – Vue de l'enrouleur au-dessus de la section avio (en bleu le support, en jaune le tambour)

Figure 14 (en dessous) – Vue en coupe de l'enrouleur



2.2.4.1.3 Chaîne de parachutes

La fusée ESL-1 est dotée de 2 parachutes tous deux hémisphériques. Le parachute de ralentissement (drogue chute) de 0.8 m^2 permet une descente à $\pm 30 \text{ m/s}$. Il sert également de parachute pilote lors du déploiement du parachute principal. Le parachute principal (main chute) de 4.5 m^2 permet une descente à 9 m/s .

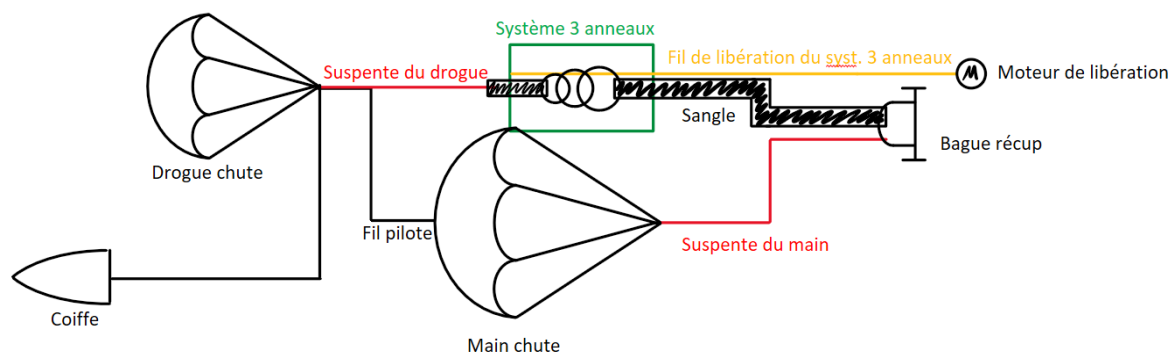


Figure 16 – Schéma de la chaîne de récupération

NB : tous les éléments de la chaîne para sont plus ou moins surdimensionnés par rapport aux efforts réellement prévus, la contrainte de masse étant faible et la criticité élevée.

Parachutes

La forme hémisphérique est légèrement plus compliquée à fabriquer mais offre la traînée (C_d) la plus élevée, en plus de son intérêt technique. Elle est adaptée à une fusée de cette taille. Aussi, le parachute est plus esthétique. Nous avons plus de gores que structurellement nécessaire pour les mêmes raisons.

Il avait été initialement envisagé d'utiliser un parachute hemisflo pour le drogue, mais cette option a été rapidement écarté. Cette forme est beaucoup plus complexe à fabriquer et ESL-1 ne vas pas assez vite et haut pour que ça ait un intérêt (vitesse transsonique et plus). Un drogue hemisflo est à envisager pour les ESL suivantes si plus performantes.

Ces parachutes ont été dimensionnés à l'aide de la feuille Excel de dimensionnement créé pour l'occasion et de C_d trouvés sur le net. Ces C_d ont été corrigés après les tests en soufflerie à l'IAT de St-Cyr. A noter que les C_d fournis avec Stabtraj ne sont pas corrects.

Résultats IAT : C_d main = 1.68 (cohérent avec nos calculs) ; C_d drogue = 0.65 (plus faible que notre estimation). Le drogue a été refait légèrement plus grand suite à ces résultats.



Figure 17 – Essai du parachute principal dans la soufflerie S10 de l'IAT

Cordes et suspentes

Le choix des cordes et suspentes s'est limité à des cordes dynamiques, conçues pour résister à un choc lors d'une chute ou de l'ouverture d'un parachute. Nous avons cherché des cordes capables de tenir confortablement la charge prévue et avons choisi en fonction du prix et de la disponibilité, dans notre cas des cordes d'escalade.

Longueurs des cordes :

La tresse est plus longue que la fusée (x1.5 la taille) pour que le drogue s'ouvre derrière les ailerons (consigne PlaSci). La corde du main (corde violette) est plus courte que la fusée (puisqu'elle descend "en marche arrière" lors du déploiement du main).

Suspentes du drogue en "U" :

Même si le drogue a 8 gore, il n'utilise que 4 suspentes. Celles-ci sont nouées entre les gores opposés deux à deux, en passant au milieu par l'émerillon.

Ceci permet de réduire le nombre de suspentes et nœuds (donc ensemble plus compact), tout en gardant 8 gores et donc un parachute plus rond (le drogue n'avait structurellement pas besoin de 8 suspentes/gores).

Tresse comme corde du drogue :

Certes largement surdimensionnée, une suspente aurait probablement suffi. Mais voir 8 suspentes se rejoindre en 1 nous paraissait disgracieux. Il nous paraissait plus joli d'avoir une corde plus large que les suspentes, de l'ordre de grandeur de 3 suspentes. En l'absence de corde adaptée nous avons utilisé 3 suspentes tressées entre elles. (Aussi Margot était motivée pour la faire. Merci Margot 😊)

Emerillons à la base des suspentes des parachutes :

Permet au parachute de tourner indépendamment de la fusée.

Mousqueton à la base du main :

Pratique.

Nœuds (End-Bound Single Bowline) :

Tous les nœuds sont des EBSB. Ce nœud est plus résistant aux vibrations et aux tensions/distensions répétées. Les nœuds utilisés avant se dénouaient très souvent lorsque pas en tension.

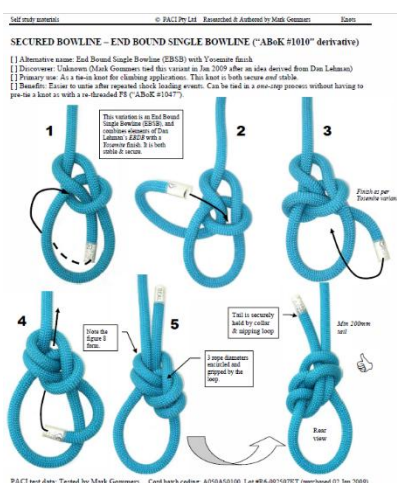


Figure 18 : Nœuds EBSB

Reprise des efforts par la structure

Les efforts sont repris par une barre pleine d'aluminium ($\varnothing \sim 30\text{mm}$) situé sous la bague basse. Les cordes et sangles passent par un alésage au milieu de la bague. La barre est ainsi plaquée contre la bague lorsque tirée par les parachutes. Des équerres pliées et vissées dans la bague maintiennent la barre en place.

Après retour d'expérience de Bertha, nous voulions une attache largement surdimensionnée. Celle-ci a l'avantage de ne pas être retenue par des filetages (comme un U ou O-bolt), mais par la bague directement.

2.2.4.1.4 Autres

Tube PVC comme case parachutes :

Isole les parachutes des mécanismes autour et de la peau rugueuse. Les tubes PVC sont faciles à trouver et lisses.

Pliage des parachutes :

Le pliage doit être compact tout en restant assez lâche pour que les parachutes se déploient facilement. Le pliage choisi est inspiré du pliage décrit par [Water Command Rocket](#). Dans notre version du pliage (en annexe) nous n'enroulons pas la cordes/suspentes autour du parachute, car elle se tendait au déploiement en serrait le parachute. Le pliage du main est modifié de manière à avoir la cheminée vers le haut pour y attacher le fil pilote. Les cordes sont ensuite pliées et attachées avec un bout lâche de scotch bleu pour qu'elles restent en ordre mais se défassent facilement.

Chronologie (partie récupération) :

La chronologie de la récupération a été établie suivant nos expériences aux C'Space.

Utilisation du scotch bleu (scotch de peintre en papier) :

Extrêmement pratique, il permet d'ordonner les choses (câbles, para, cordes...) mais se déchire facilement donc ne risque pas de gêner le déploiement des parachutes (dans la limite du raisonnable bien sûr).

2.2.5 Narval (Expérience)

A l'origine ESL-1 devait être tirée à la campagne EUROCC pour pouvoir à terme atteindre les 30km d'altitude. Un changement de cap du projet a amené les membres du projet à s'inscrire au C'Space et la fusée précédemment dépourvue d'expérience (l'EUROCC n'ayant pas d'obligation d'en embarquer une) a été dotée de l'expérience d'une fusEx de l'année 2022-2023 : Narval. Le RCS Gaz froid de Narval se prêtait bien à une intégration sous forme d'étage, ce qui remplissait bien le critère de modularité des différentes itérations du projet ESL, de plus le potentiel de correction de trajectoire que pourrait à terme représenter le RCS gaz froid était intéressant pour les futures itérations d'ESL. Il est également bon de signaler qu'en juin 2023 le projet était trop en retard pour la campagne C'Space 2023, expérience incluse. Il manquait des éléments du premier système pneumatique, l'électronique était encore à l'état de breadboard qui détectait les rotations et activait des leds mais ne contenait aucune notion de correction en temps réel.

2.2.5.1 2022-2023

La nécessité de manipuler l'expérience à de nombreuses reprises pour différentes manœuvres (remplissage, réglages, sécurité...) a mené à réfléchir à un système d'accès simple et rapide au système. Différentes configurations ont été imaginées notamment avec des grandes trappes ou bien une peau fendue, mais la petite taille de la fusée empêchait de mettre en place une reprise de poussée par structure interne. Il a donc fallu imaginer un système qui permettait d'accéder à l'expérience sans dégrader l'intégrité physique de sa peau porteuse.

La solution retenue consistait à concevoir un rack pour intégrer toute l'expérience, de la bouteille aux tuyères, facile à glisser par le haut du tube pour faire des modifications sur l'expérience sans problèmes d'accessibilité ou de sécurité. Pour cela une bague haute sur mesure a été dessinée avec des trous oblongs pour laisser passer les tuyères, ainsi qu'un espace pour fixer des manchons imprimés en 3D pour bloquer les tuyères et réduire les perturbations aérodynamiques. Pour la structure du rack, la versatilité des tiges filetées a été retenue ainsi que leur praticité. Cela permet donc de fixer la bouteille ainsi que les vannes et le reste du circuit sans avoir besoin de rajouter des pièces au rack.

Le premier prototype était compatible avec l'architecture de liaisons entre les tronçons de la fusEx Narval, c'est-à-dire une liaison carbone-bague aluminium, sans interfaçage aluminium dans les tubes. La liaison se faisait directement grâce à des vis entre le carbone des peaux et des bagues interstitielles. Cette méthode est très utilisée car moins couteuse pour des FusEx mais nous verrons qu'il a fallu adapter le système à ESL-1. Pour sécuriser la bouteille, celle-ci était prise en butée entre deux bagues imprimées en 3D en filament PLA standard, servant à la fois au centrage et au blocage des translations selon l'axe de roulis.

Ce modèle incluait en plus une poignée pour permettre de faciliter la manipulation et le transport du rack comme un « sac à main » afin d'éviter les chute ou le renversement du rack.

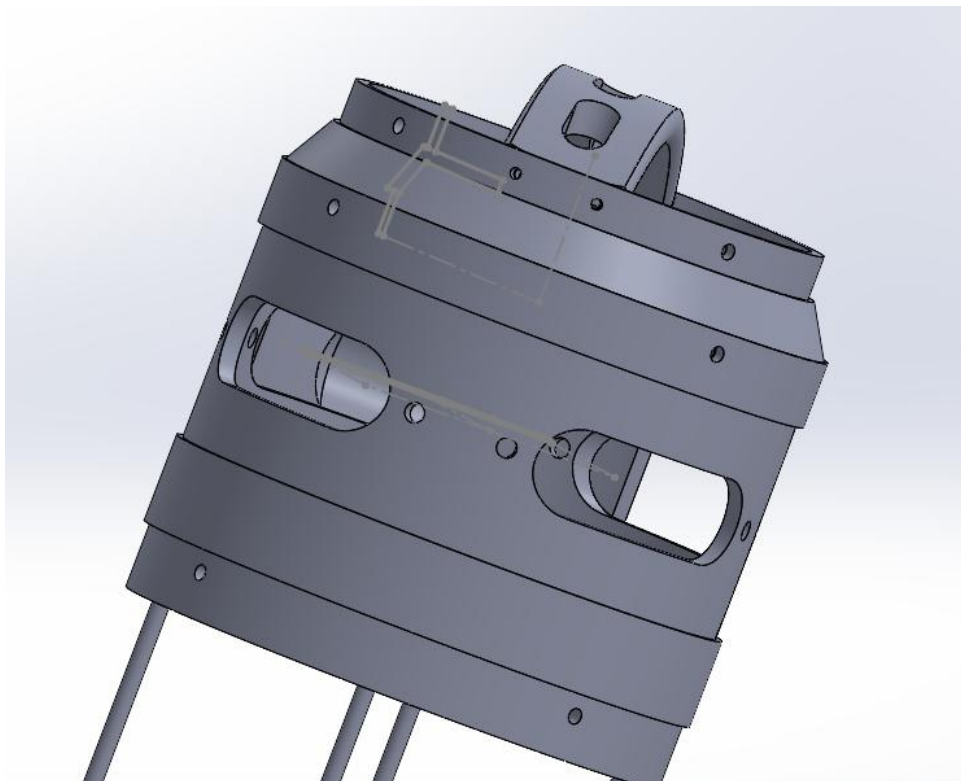
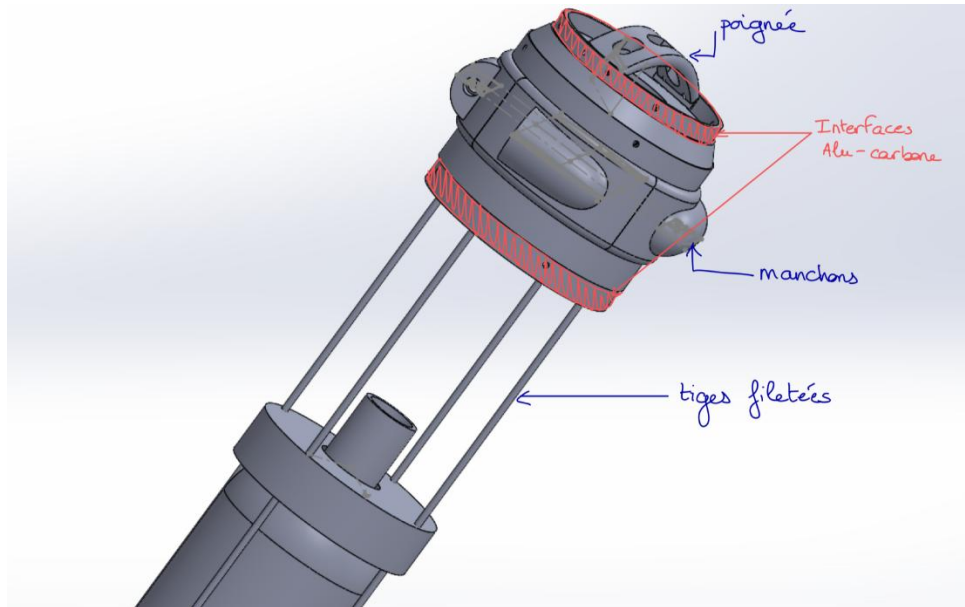


Figure 19 : Bague Narval de la fusée Narval

2.2.5.1.1 Ordinateur

Lorsque NARVAL n'était encore qu'une fusEx hors ESL-1, il avait été décidé de faire un ordinateur de bord pour gérer l'expérience indépendant de la minuterie (comme le cahier des charges le requiert par ailleurs). Cet ordinateur était basé sur une Arduino nano qui avait pour rôle de contrôler les LEDs de l'interface utilisateur, l'activation de 2 MOSFET à canal N pour contrôler des valves solénoïdes ainsi que de gérer la sauvegarde de données sur carte micro SD. Cependant, dans une volonté d'expérimenter et par soucis de vouloir créer un système le plus « in house » possible, la carte électronique a été fabriquée avec une petite fraiseuse que disposait le fablab de l'ESTACA pour usiner les pistes dans une plaque de bakélite avec de fines couches de cuivre de chaque côté. Ces cartes électroniques dont le résultat était déjà très approximatif dès le départ ont vite montré leurs faiblesses : l'étain n'adhérait pas aux couches de cuivre (donc les soudures ne tenaient pas), l'absence de solder mask (la partie colorée le plus couramment en vert sur les PCB commerciales) a conduit à des courts – circuits entre les pistes conduisant à la destruction d'un Arduino nano. Cette expérience a démontré qu'il valait mieux faire fabriquer les PCB par un industriel (le plus souvent Chinois, comme JLCPCB® par exemple) plutôt que de chercher à vouloir tout internaliser, le coût de tels services est devenu suffisamment bon marché pour se le permettre.

2.2.5.1.2 Valves

Lors de la première année, la grande partie des éléments du circuit pneumatique a été achetée incluant la bouteille, les valves, beaucoup de raccords et autres dont le détail est donné dans la partie historique du circuit pneumatique. Les premières valves qui ont été achetées étaient des valves solénoïdes mais lors de leur achat, le débit qu'elles pouvaient laisser passer n'a pas été vérifié et après vérification, le débit n'était que de 60L/min ce qui est bien inférieur au débit requis pour produire la poussée désirée au niveau des tuyères. C'est un malheureux constat qui a été tenu lors du test de poussée lors de la deuxième partie de deuxième année de développement. L'idée d'utiliser ces valves a donc été abandonnée et il fallait trouver une solution.

2.2.5.1.3 Circuit pneumatique

Objectifs du Projet

Le projet Fusex NARVAL a été pensé pour démontrer la capacité de contrôler l'attitude d'une fusée expérimentale (fusex), en particulier son roulis, à l'aide d'un système de contrôle par réaction (RCS, Reaction Control System) fonctionnant avec un gaz froid. Cela signifie que le gaz en question ne subit pas de décomposition catalytique, de combustion, ou autre mécanisme chimique permettant d'extraire plus d'énergie (ici de l'air ambiant comprimé). L'objectif principal du circuit pneumatique est d'acheminer ce gaz sous haute pression vers

des vannes à actionneur électrique, puis, lors de leur activation, vers des tuyères afin de générer un couple permettant de contrer le roulis de la fusex.

Architecture du Circuit Pneumatique

Le circuit pneumatique de la Fusex NARVAL est conçu pour répondre aux exigences de contrôle précis et fiable du roulis. Il se compose des éléments suivants :

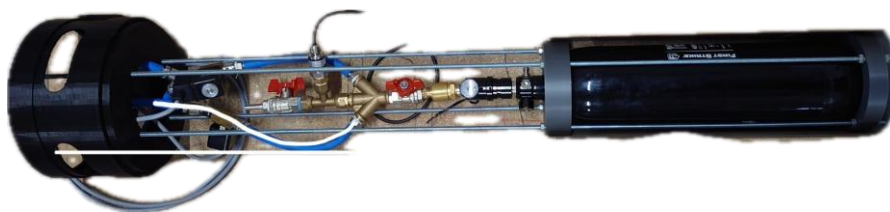
- **Bouteille de Stockage** : Une bouteille haute pression conçue pour stocker de l'air comprimé, servant de source de gaz pour le système RCS.
- **Raccords en Laiton** : Utilisés pour assurer les connexions entre les différents composants du circuit.
- **Lignes Fluidiques Flexibles** : Permettent le transport du gaz sous pression tout en offrant la souplesse nécessaire à l'intégration dans le fuselage.
- **Vannes Solénoïdes** : Contrôlent le débit du gaz vers les tuyères, permettant une activation rapide et précise pour la génération de couple.
- **Tuyères Amorçées** : Conçues pour expulser le gaz de manière contrôlée, générant la poussée nécessaire au contrôle du roulis.

Développement et Tests de la Première Itération

Dans le cadre de cette première itération, le circuit pneumatique a été défini, les composants ont été acquis, et plusieurs essais d'assemblage et d'intégration ont été réalisés. Ces tests ont permis d'identifier des contraintes critiques liées à l'intégration du système. En particulier, il a été constaté que l'intégration du rack expérimental dans le fuselage de la Fusex NARVAL était irréalisable en raison de la rigidité excessive des lignes fluidiques flexibles connectées au raccord à quatre voies (1 entrée, 3 sorties). Ces lignes, illustrées dans la Figure 1, dépassaient les contraintes spatiales imposées par le diamètre du fuselage.

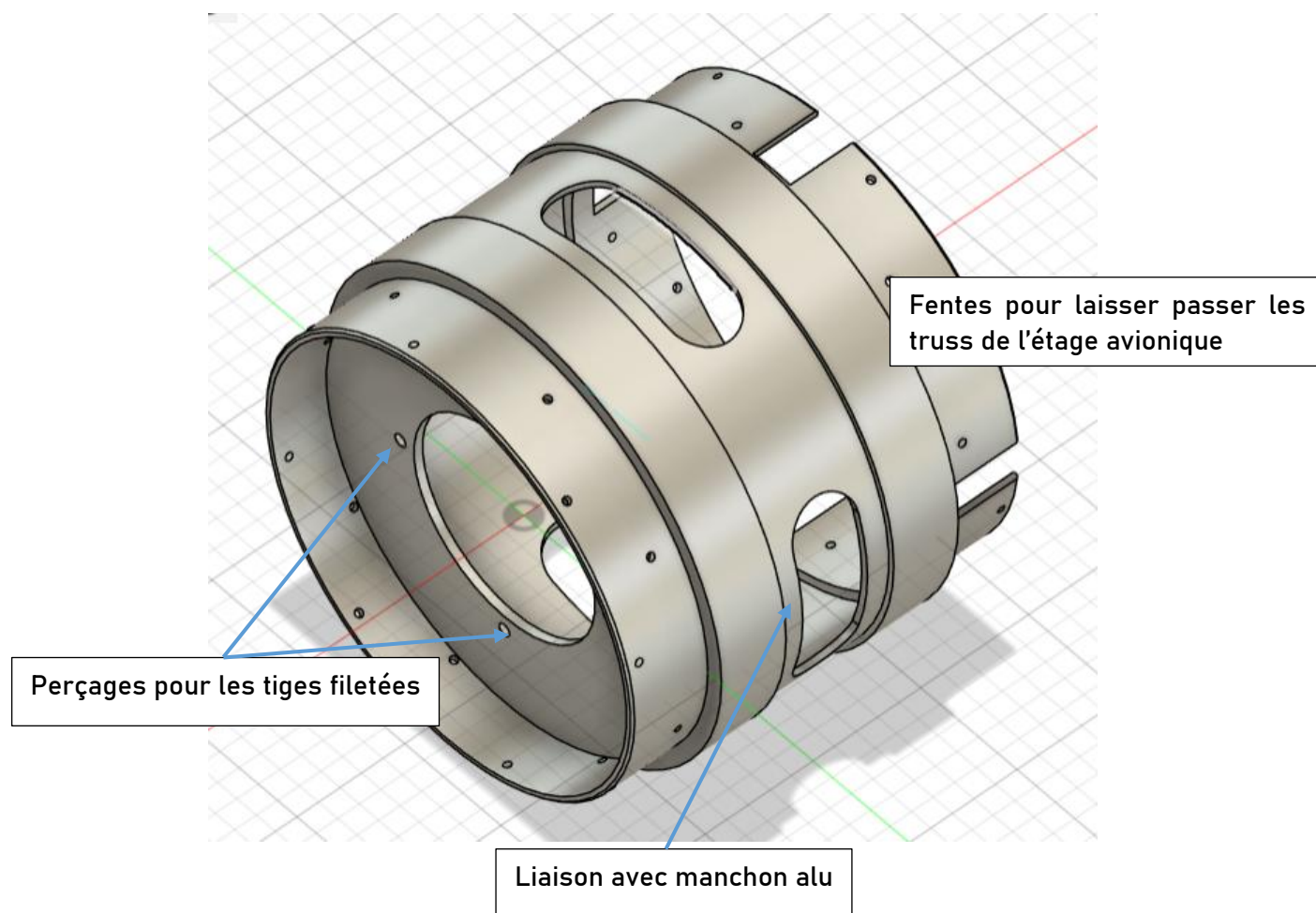
Réaffectation à la Fusex ESL-1

En raison des limitations identifiées lors des essais d'intégration, l'expérience de contrôle de roulis par RCS initialement prévue pour la Fusex NARVAL a été réaffectée à la Fusex ESL-1. Cette décision a été motivée par la nécessité d'un fuselage de plus grand diamètre, capable d'accueillir les lignes fluidiques flexibles et le rack expérimental sans compromettre l'intégrité structurelle ou fonctionnelle du système.



2.2.5.2 2023-2024

Lors de la modification du design pour être intégré à ESL-1, le rack a été pratiquement réutilisé en l'état avec des modifications sur les diamètres de bagues pour s'adapter aux nouveaux diamètres pour le centrage notamment. Les brides de la bouteille n'ont pas changé mais des bagues de centrage avec des géométries coniques pour faciliter le centrage ont été collées dans le tronçon dédié à l'expérience. Le plus gros des adaptations a eu lieu sur la bague, qui a changé de diamètre mais a surtout dû être adaptée à l'architecture des liaisons dans ESL-1, qui comprend des « manchons » internes qui favorisent la raideur et limitent la corrosion au sein des liaisons.



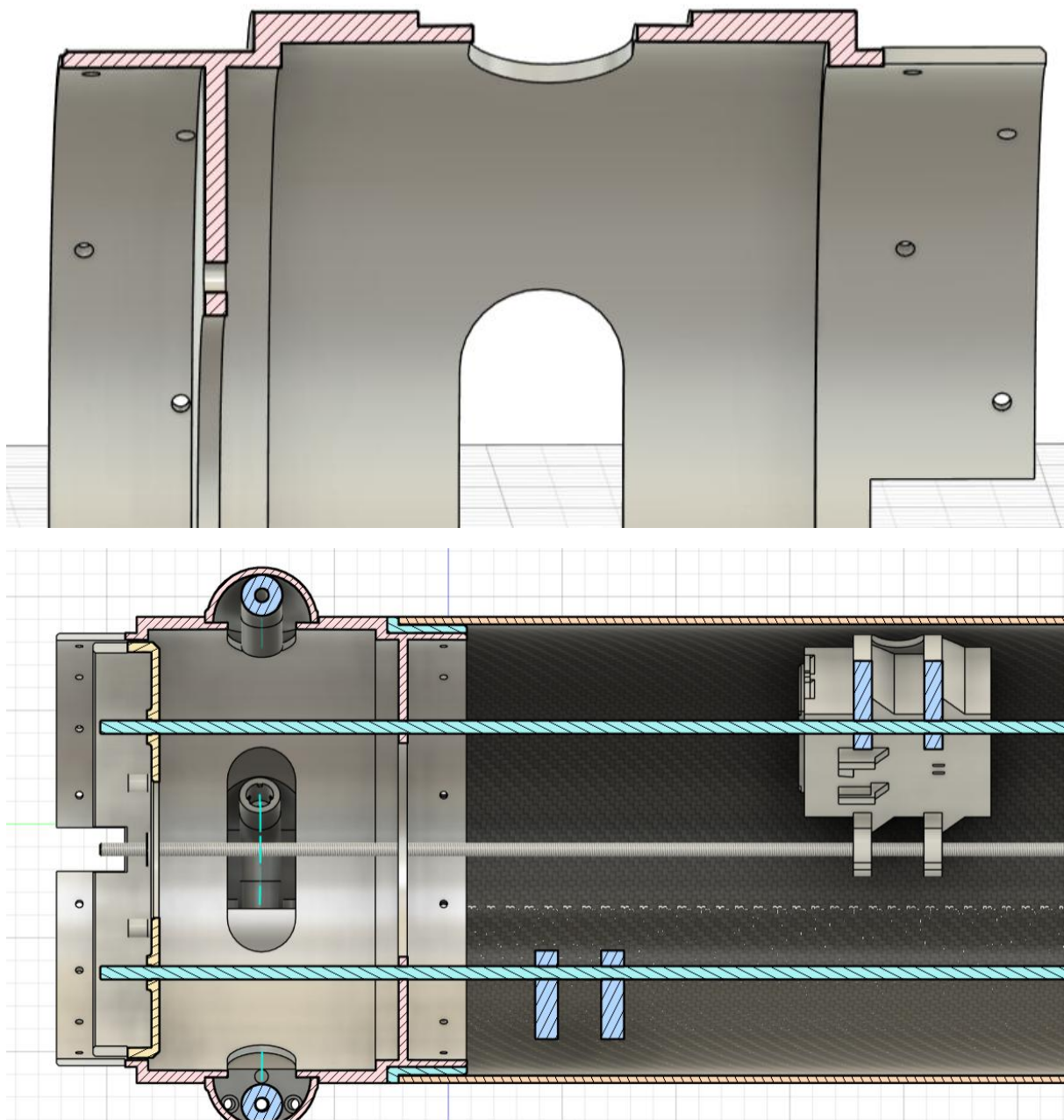


Figure 20 : Vues bague Narval

2.2.5.2.1 Ordinateur

Fort de l'expérience acquise lors de la première année de conception de NARVAL, la deuxième itération de l'ordinateur de l'expérience a été conçue sur Autodesk Eagle puis fabriquée par un industriel (JLPCB®). Le résultat était beaucoup plus professionnel, fiable et fonctionnel. Cette deuxième itération était également basée sur un Arduino nano et incluait un lecteur de carte SD (dont un lecteur directement en CMS mais qui n'a pas fonctionné

(probablement parce que les schémas sur lesquels était basé le circuit étaient erronés)), la gestion de deux interrupteurs et des LEDs de l'interface utilisateur, 4 ports pour des capteurs analogiques (pour le capteur de pression) ainsi que deux MOSFET à canal N toujours dans l'objectif de contrôler l'ouverture et la fermeture de valves solénoïdes. Une illustration de ce précédent ordinateur est présente ci-contre.

Bien que cet ordinateur était parfaitement opérationnel, il s'est avéré qu'à cause du changement de valves en court d'année (cf partie sur l'historique des valves), l'utilisation de MOSFET n'était pas optimale pour le nouveau système de valves, la liaison avec la carte SD a été très laborieuse en terme de software, la gestion calamiteuse du BN0055 a conduit à la non qualification d'ESL-1 lors du C'Space 2024 et l'Arduino nano a vite démontré ses limites en capacités de RAM, de stockage EEPROM et de vitesse d'exécution des tâches. Conclusion a été faite que ce microcontrôleur était sous dimensionné pour une tâche de contrôle en temps réel comme cela est requis par l'asservissement d'une fusée en angle. La 3^{ème} itération devra donc être basée sur un microcontrôleur plus puissant, posséder un système de stockage de données (de préférence autre que par carte SD) et une centrale inertielle qui ne contient pas de capteur qui pourrait se retrouver perturbé une fois installé dans la fusée (comme c'est le cas du magnétomètre inclus dans le BN0055).

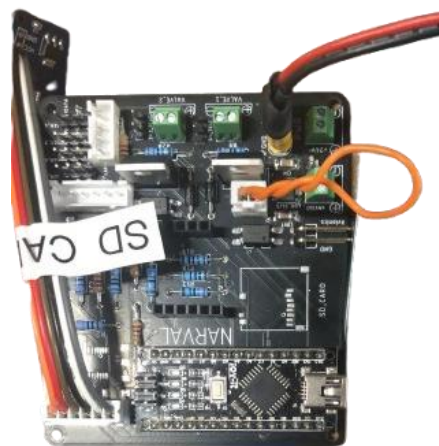


Figure 21 - 2^{ème} itération de l'ordinateur de bord de NARVAL

2.2.5.2.2 Valves

Face à des contraintes de temps, la RCE3 arrivait quelques semaines seulement après le constat que les solénoïdes achetés ne répondaient pas au besoin de l'expérience, des valves ont été donc redesignées en interne à partir de vannes à bille actionnées par des moteurs à courant continu. L'inconvénient des moteurs à courant continu est qu'ils ne peuvent pas être asservis en angle contrairement à des servomoteurs, mais l'inquiétude à ce moment se portait sur la vitesse des servomoteurs qui paraissent trop lents (même les plus rapides sous charge ont un temps de réponse au 60° qui est bien trop grand pour ce type d'application). L'arrêt était assuré par des butées (+ contact électrique), un barillet et une électronique de contrôle a été conçue analogiquement avec des portes logiques qui contrôlait un pont en H. Pour faire court, bien que fonctionnel, ce système était très fragile car après deux trois commutations des valves, il fallait changer les barillets qui se cassaient du fait des chocs contre les butées et c'est une des raisons qui explique l'échec à la qualification du projet lors du C'Space 2024.



Figure 22 - Les barillets qui se cassent

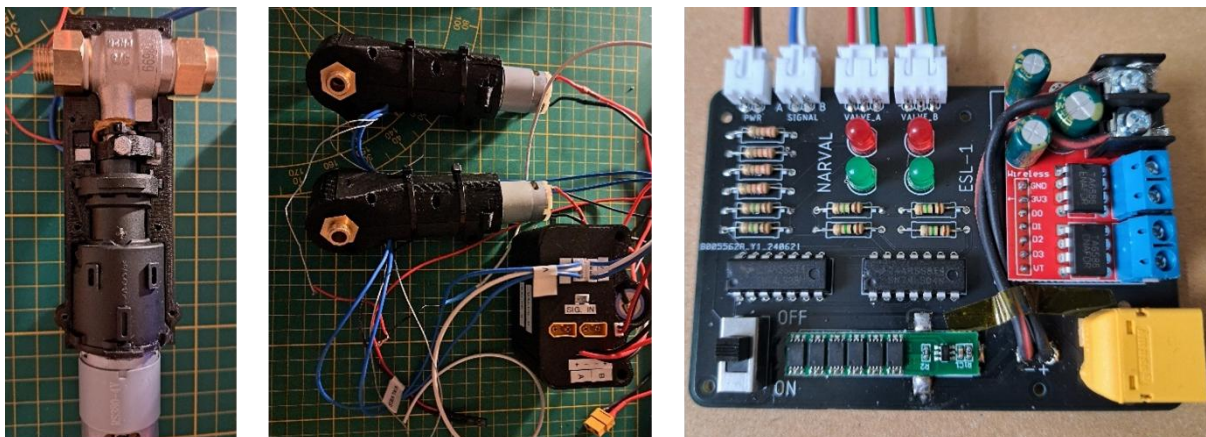


Figure 23 - Eclaté de valve (gauche) - Les deux valves et le boîtier de commande initial (centre) - Le circuit de commande (droite)

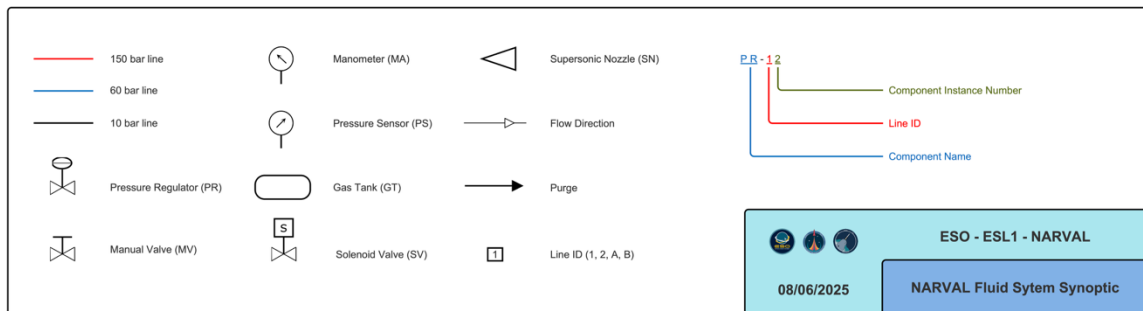
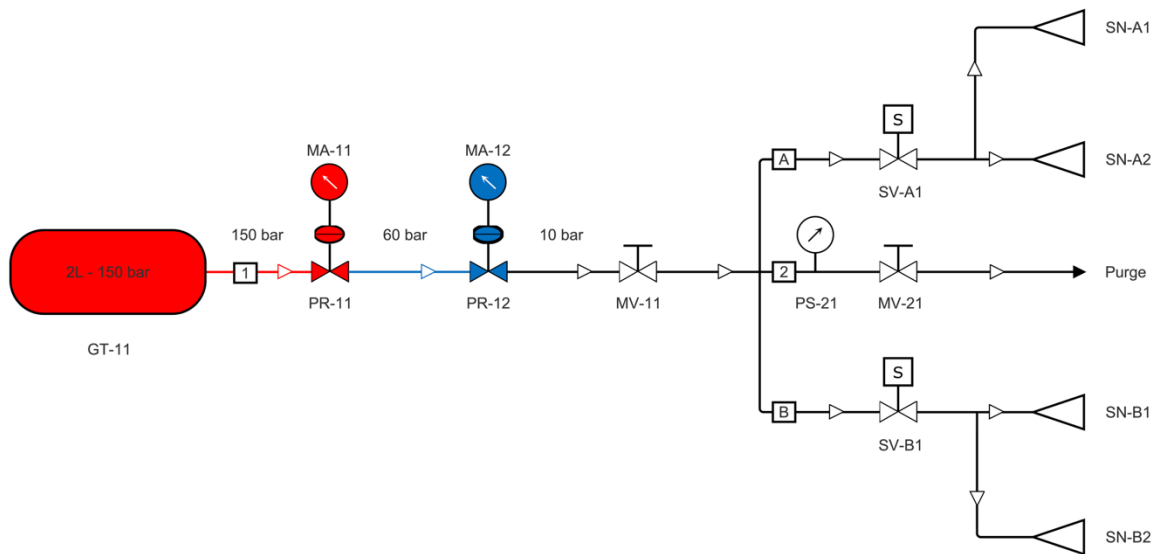
2.2.5.2.3 Circuit pneumatique

Le système NARVAL Version 2 (V2), développé dans le cadre du projet Fusex NARVAL, introduit des améliorations significatives à l'architecture du circuit pneumatique dédié au contrôle de roulis. Ces évolutions s'appuient sur la conception initiale de la Version 1, tout en exploitant un fuselage de diamètre plus important pour permettre l'intégration. Les principales modifications incluent le remplacement des vannes et l'intégration de raccords rapides en aval des raccords à trois voies (1 entrée, 2 sorties) alimentant les tuyères. Ces changements visent à renforcer la fiabilité, simplifier les opérations, accélérer le découplage et garantir des performances fluidiques robustes.

Principales Évolutions Architecturales

1. **Remplacement des Vannes :** Le système de vannes a été modernisé pour améliorer le contrôle du débit et la fiabilité du système. Les spécifications détaillées et les caractéristiques de performance des nouvelles vannes sont décrites dans la section 1.2.3 de la documentation technique.
2. **Raccords Rapides :** Des raccords rapides ont été intégrés en aval des raccords à trois voies et des servovalves pour faciliter un découplage rapide et fiable des tuyères et de leurs lignes fluidiques dédiées par rapport au reste du système. Cette conception améliore l'efficacité opérationnelle et réduit la maintenance du système.
3. **Étanchéisation des Filetages :** Conformément à la Version 1, l'étanchéité des raccords filetés est assurée par l'utilisation de ruban PTFE standard, garantissant des connexions sans fuite.

L'architecture fluidique globale de la V2 de NARVAL est la suivante:



- Réservoir de Gaz Haute Pression : Une bouteille d'airsoft PN310 pressurisée à 155 bar, pour un coefficient de sécurité de 2.
- Raccords Fluidiques : Raccords conformes aux pression nominales PN20 et PN60, pour un coefficient de sécurité minimale de 2.
- Vannes Manuelles :
 - Vanne d'Activation MV-11: Située en aval de la bouteille haute pression, cette vanne contrôle la mise sous pression du circuit pneumatique de NARVAL, permettant une activation précise du système.
 - Vanne de Purge MV-21: Une vanne manuelle de purge permet la dépressurisation sécurisée et la passivation du circuit pneumatique, garantissant la sécurité lors des opérations de maintenance ou d'arrêt.

- Manomètre MA-12 : Il permet la vérification manuelle par un opérateur de la pression régnant au sein de la ligne 1, et donc des lignes A, B, et 2 après ouverture de SV-A1 et SV-A2.
- Capteur de pression PS-21 : Permet l'enregistrement de la valeur de la pression régnant dans les lignes A, B, et 2 de manière permanente, et de celle de la ligne 1 après ouverture de MV-11.
- Raccords Cannelés : Positionnés en amont des servovalves.
- Raccords Rapides :
 - Entre MV-11 et le raccord à quatre voies (1 entrée, 3 sorties) pour faciliter le démontage de la ligne 1.
 - En aval des servovalves sur les lignes A et B pour permettre un découplage rapide des lignes des tuyères
- Servovannes SV-A1 & SV-A2: Conçues en interne, ces vannes utilisent des moteurs à courant continu associés à des vannes à boisseau sphérique (à l'origine manuelle). Les spécifications détaillées de conception de ces vannes sont disponibles dans la section 1.2.3.2 de la documentation technique.
- Lignes Fluidiques Flexibles : Fabriquées à partir de tuyaux de compresseur PN20, en caoutchouc renforcé par une armature textile, assurant un coefficient de sécurité de 2.

2.2.5.3 2024-2025

2.2.5.3.1 Ordinateur

L'architecture électrique de NARVAL se décompose en 5 blocs distincts :

- L'ordinateur de bord,
- L'interface utilisateur,
- La batterie,
- Les valves (qui incluent également un convertisseur step-up pour passer du 12V au 24V),
- Le capteur de pression.

L'architecture électrique de NARVAL est présentée sur la figure suivante :

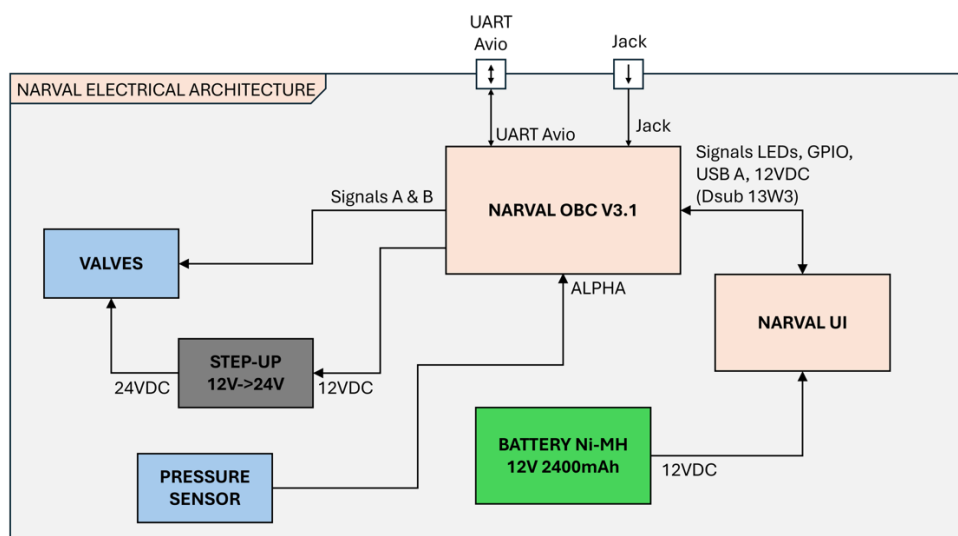


Figure 24: Architecture électrique NARVAL

2.2.5.3.1.1 Ordinateur de bord

L'OBC NARVAL est l'ordinateur de bord de NARVAL qui est en charge de gérer l'expérience d'ESL-1. L'ordinateur actuel est le fruit d'une itération de 3 ordinateurs différents réalisés lors des 3 années de développement de l'expérience de contrôle de roulis par RCS à gaz froid (ces versions seront abordées dans la partie histoire du projet NARVAL). Ses principales fonctions sont d'acquérir l'attitude d'ESL et d'activer les valves pour asservir en position ESL selon son axe de roulis via une boucle de contrôle dont la logique sera décrite en détail dans la partie software de l'expérience. Outre ces deux fonctions principales, l'OBC NARVAL doit également gérer les différentes phases de vols que contient la campagne de tir (phase au sol, phase en vol propulsé, phase en mode expérience, phase de redescente et phase de récupération des données) et gérer l'acquisition et le stockage de données pour l'analyse post-vol.

Après 3 ans et 3 itérations de l'ordinateur de bord de NARVAL, le choix a été fait de baser l'OBC NARVAL sur l'architecture d'une Teensy® 3.2 selon les schémas fournis par PJRC® et de concevoir un ordinateur entièrement personnalisé. Cette option est plus chronophage en termes de conception et a l'inconvénient d'avoir une haute probabilité de non fonctionnement, cependant une version fonctionnelle est plus fiable (car moins d'éléments clipsés mais plutôt soudés) et donne un résultat plus professionnel (même si ce n'est pas l'essentiel ici). Le choix du microprocesseur MK20DX256 VLH7 basé sur un ARM cortex-M4 à 72 MHz a été motivé par les deux ordinateurs précédents qui étaient basés sur des Arduino® nano dont les capacités se sont vite retrouvées limitées en termes de quantité de RAM et vitesse d'exécution (critique dans un contrôle en temps réel). Afin de répondre aux besoins de l'expérience, une centrale inertielle 6 axes a été implémentée sur la PCB d'ordinateur. Suite aux difficultés d'opération du BNO055 qui est une des causes de non lancement lors de la campagne de C'Space 2024, un BMI088 a été choisi. Le BMI088 offre l'avantage de ne pas posséder de magnétomètre (contrairement au BNO055) impossible à calibrer dans la peau de la fusée en carbone (cage de Faraday) et une forte tolérance aux vibrations. Le seul inconvénient du BMI088 est la légère dérive dans le temps de l'angle de roulis due à l'absence

de magnétomètre pour le recalibrage si l'axe de roulis est confondu avec l'axe de la gravité terrestre (cet effet devrait être assez limité en rampe puisque l'angle est d'environ 80° de sorte que l'axe de roulis et l'axe de la gravité terrestre ne sont plus confondus). Lors de la campagne de lancement de 2024, de nombreux problèmes ont été rencontrés avec la gestion des données lors de l'interaction avec la carte micro SD. Afin de limiter ces sources de problèmes, l'ordinateur dans sa version actuelle contient une flash externe NAND SPI de 1Gb (W25N01GVSTIG). Cette solution présente cependant l'inconvénient de posséder un logiciel externe qui puisse récupérer les données sur la flash (en effet la Teensy® 3.2 n'est pas doté d'une fonctionnalité de USB host comme les versions les plus récentes de Teensy® qui permet de l'utiliser de la même manière qu'une clé USB et simplement accéder aux fichiers présents sur la flash externe). La figure suivante montre l'ordinateur de bord de NARVAL.



Figure 25 – Ordinateur de bord NARVAL (OBC NARVAL)

Pour résumer, l'ordinateur de bord de NARVAL est basé sur une architecture de Teensy® 3.2 et contient une centrale inertielle 6 axes (BMI088), une flash externe NAND SPI de 1Gb ainsi que toutes interfaces nécessaires aux éléments extérieurs via des connecteurs divers. Les schémas complets de l'ordinateur de bord NARVAL sont présentés sur la figure suivante.

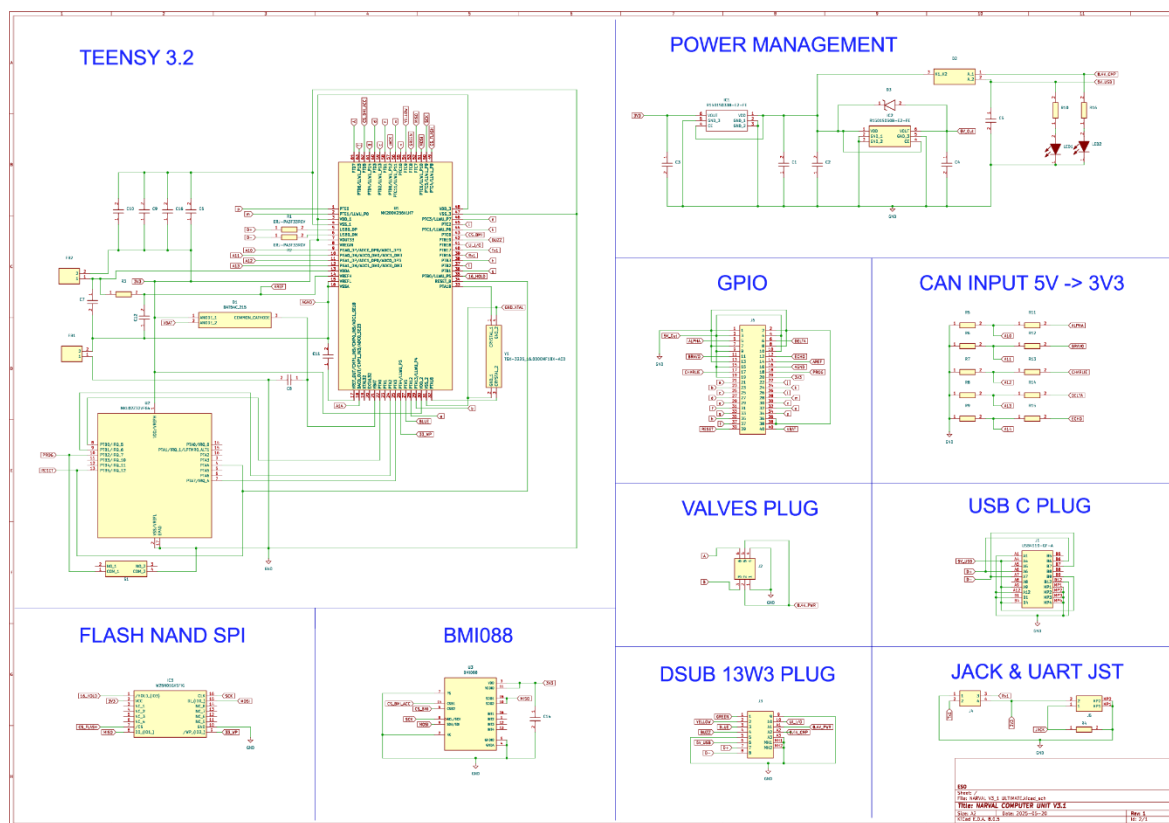


Figure 26 – Schémas électriques de la PCB de l'OBC NARVAL

2.2.5.3.1.2 Analyse bloc par bloc

La partie Teensy® 3.2 est la reproduction d'une Teensy® 3.2 commerciale d'après les schémas fournis par PJRC®. Elle contient principalement, le microcontrôleur ARM cortex-M4 ainsi que son bootloader (acheté exclusivement auprès de PJRC®) qui contient tout déjà tout l'environnement Teensy.

La flash NAND SPI est branchée en SPI au microcontrôleur et est activée avec un Chip Select. Les pins HOLD et WP (Write Protect qui empêche l'écriture sur la flash lorsque l'état de ce pin est à LOW). D'après la datasheet, ces deux pins sont maintenus à l'état HIGH pour pouvoir écrire sur la flash. Ces pins ont été reliés au microcontrôleur pour une plus grande flexibilité mais seront maintenus à HIGH dans le software.

Le BMI088 de Bosch® peut être branché en SPI ou en I2C, le choix du SPI a été motivé par la vitesse de communication (bien que l'étalonnage de la vitesse ne soit que de 100Hz).

Les blocs GPIO, Valves Plug, Dsub 13W3 plug, Jack & UART jst et USB C plug correspondent aux différents connecteurs présents sur la carte.

Le bloc CAN input 5V -> 3V3 est implémenté pour adapter des capteurs analogiques dont la tension de sortie est généralement comprise entre 0 et 5V. Or la tension d'entrée des CAN de la Teensy® doit être comprise entre 0 et 3V3 et, bien que ces CAN soient tolérants au 5V, un pont diviseur de tension a été mis en place pour ramener les tensions de sortie de capteur de 5V vers 3V3.

Le bloc power management est requis pour passer de 12V fournis par la batterie vers 3V3 pour le microcontrôleur et vers 5V pour alimenter des capteurs ou autres composants externes dans la limite de 5W au total. Cette fonction est assurée par 2 LDO (Linear Drop-Out) (12V vers 5V et 12V vers 3V3). Une fonctionnalité permettant de basculer de l'alimentation sous batterie ou via le port USB a été également implémentée.

D'un point de vu fabrication, la PCB est une PCB 4 couches :

- Couche 1 : signaux, GND, 3V3 et 5V
- Couche 2 : GND
- Couche 3 : GND
- Couche 4 : signaux, GND, 3V3 et 5V

Une paire différentielle a été utilisée pour router les signaux USB. Bien que la Teesy® 3.2 exploite la technologie USB 2.0 (480Mbps/s max) plus robuste aux pistes dont l'impédance n'est pas contrôlée, le circuit imprimé a été conçu avec une impédance de 90Ω pour la paire différentiellement et 45Ω pour une seule piste de la paire. Cependant, lors d'un erreur lors de la commande de la PCB auprès du fabricant, l'impédance réelle est d'environ 105Ω ce qui reste cependant dans la tolérance de 20% et l'ordinateur est totalement opérationnel. Après quelques recherches, le routing du cristal est également crucial pour le bon fonctionnement du microcontrôleur, le cristal de 16MHz doit être relié de préférence au GND proche des broches de cristal du MCU et à aucun autre GND (usage d'un ilot recommandé). Aucune piste de signal ne doit être placée directement sous le cristal.

Le routing est présenté sur les captures suivante :

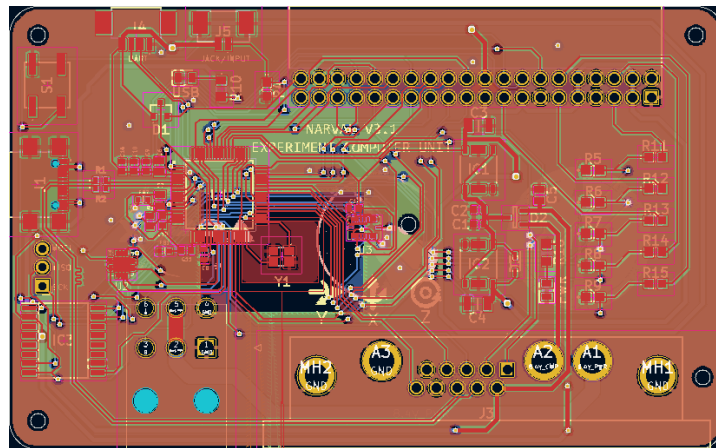


Figure 27 – Layout de la PCB de l'OBC NARVAL

2.2.5.3.1.3 L'interface utilisateur

Afin de commander et de connaître l'état du système depuis l'extérieur, une interface utilisateur a été réalisée. Cette interface contient :

- 2 interrupteurs :
 - L'interrupteur « SYSTEM » permet de mettre sous tension toute l'expérience,
 - L'interrupteur « COMPUTER » permet de mettre sous tension uniquement l'ordinateur (pour alimenter l'ordinateur, l'interrupteur « SYSTEM » doit être déjà allumé),
- 5 LEDs :
 - Deux LEDs rouges :
 - Un témoin d'alimentation du système
 - Un témoin d'alimentation de l'ordinateur
 - Une LED bleue pour indiquer si le système pneumatique entre la vanne d'alimentation du système et les valves est sous pression,
 - Une LED jaune pour indiquer que l'expérience est active,
 - Une LED verte pour indiquer que le système est sûr et peut être manipulé en sécurité.
- Un port USB-A pour communiquer via le port série entre l'ordinateur de bord et un ordinateur externe.
- Une GPIO qui est reliée à la LED jaune (issu d'un précédent design qui a été réutilisé pour la LED jaune).

L'interface utilisateur comprend également deux connecteurs, un Dsub 13W3 pour connecter le harnais vers l'OBC NARVAL et un connecteur XT-60 pour connecter la batterie. L'interface utilisateur est présentée sur la figure suivante :

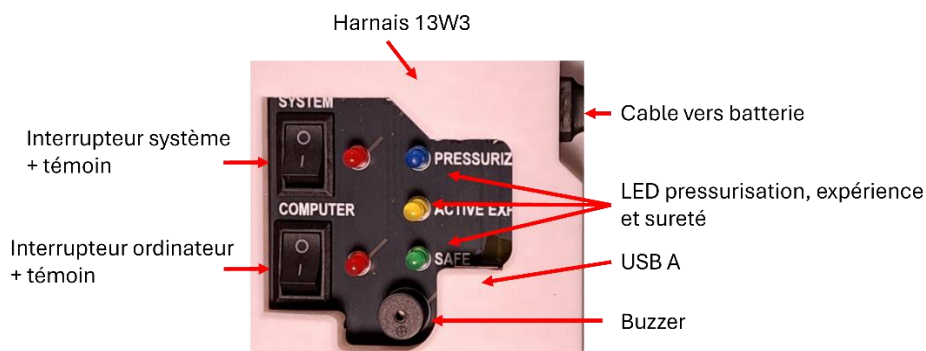


Figure 28 - Description de l'interface utilisateur

Le schéma électrique de l'interface utilisateur est présentée sur la figure suivante (contrairement à la partie de l'OBC NARVAL, une analyse bloc par bloc n'a pas été réalisée compte tenu de la relative simplicité du circuit) :

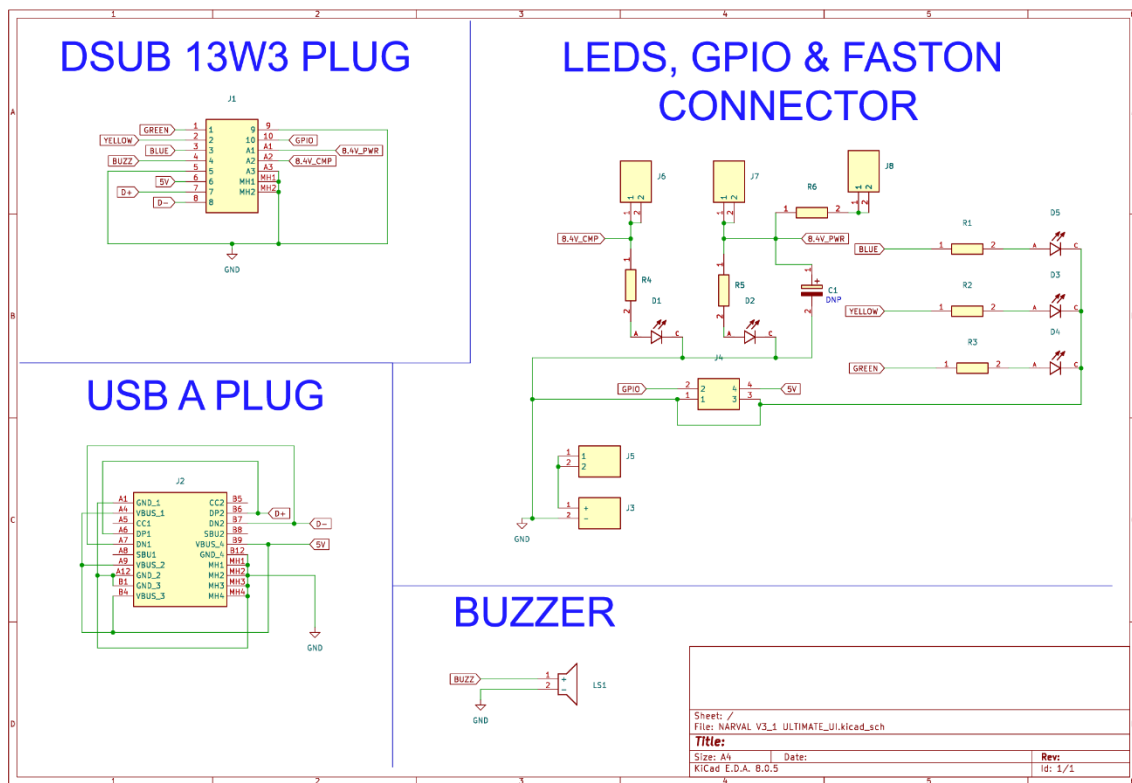


Figure 29 – Schémas électriques de la PCB de l'interface utilisateur

D'un point de vue fabrication, cette PCB contenant également une trace USB, un paire différentielle à 90Ω (105Ω après erreur de commande) a été utilisée. La figure suivante montre le routing de la carte imprimée de l'interface utilisateur (les couches sont les mêmes que celles utilisées pour la PCB de l'ordinateur) :

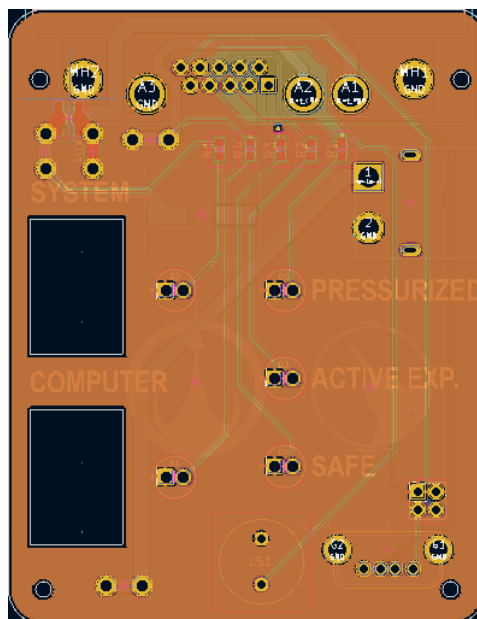


Figure 30 – Layout de la PCB de l'interface utilisateur

2.2.5.3.1.4 Batterie

Les valves requièrent 24V pour fonctionner et environ 15W lorsque les deux valves sont activées et l'ordinateur peut être alimenté avec une tension jusqu'à 24V. Cependant, le choix s'est porté sur une batterie de 12V car les valves servent uniquement pendant la durée de l'expérience et la durée de passivation soit moins de 2 min sur l'ensemble de la phase allumée (qui comprend toute la période de stand-by sur rampe avant de décoller). De plus, les LDO qui régulent la tension sur la PCB de l'ordinateur possèdent un rendement d'autant plus faible que la différence de tension entre la tension d'entrée et la sortie est grande. Les pertes joules entraîneraient un risque de surchauffe pendant toute la durée de la phase en rampe. Ce choix implique cependant l'usage d'un step-up pour les valves. L'installation consomme une centaine de mA en phase de stand-by en rampe et demande au maximum 15W pendant une durée maximale de 2 min, une capacité de 2400 mAh est donc amplement suffisante pour assurer l'alimentation de NARVAL pendant toute la durée d'allumage du système. La puissance de sortie demandée ne justifie pas l'usage de batterie LiPo ou Li-Ion qui demandent un BMS conformément au cahier des charges des fusex, une batterie NiMH de 12V avec une capacité de 2400mAh a été choisie pour alimenter l'expérience.

2.2.5.3.1.5 Interfaçage

L'ordinateur de bord de NARVAL est connecté avec les composants externes via 6 interfaces différentes :

- Un connecteur Molex® 6 pins pour activer/désactiver les valves et transmettre la puissance.
- Un connecteur Dsub 13W3 pour communiquer avec l'interface utilisateur et transporter les bus de puissance pour alimenter toute l'expérience.
- Un port USB-C pour la programmation et la communication avec un ordinateur externe via le port série (non utilisé en configuration monté dans ESL, la communication série s'effectue depuis le port USB-A de l'interface utilisateur qui est accessible depuis l'extérieur).
- Un connecteur picoblade 2 pins (pas 1.25mm) pour brancher le jack.
- Un connecteur picoblade 4 pins (pas 1.25mm) pour communiquer en UART avec l'avionique.
- Un connecteur de 40 pins pour les GPIO, accès aux entrées analogiques du microcontrôleur et des pins fonctionnels (RESET, AGND, AREF, PROG et VBAT) caractéristiques de la Teensy 3.2.

L'ordinateur de bord de NARVAL de face présente le connecteur Molex® 6 pins ainsi que le port femelle Dsub 13W3 pour brancher le harnais de 13 câbles à l'interface utilisateur. Le pinout et l'emplacement de chaque connecteur sont représentés sur la figure suivante.

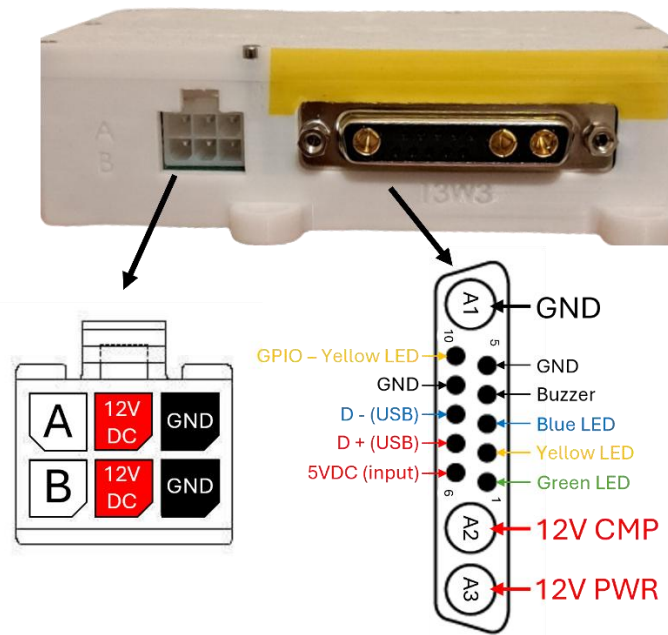


Figure 31 - Pinout connecteurs 13W3 et connecteur de valves

L'arrière de l'ordinateur de bord de NARVAL contient les ports GPIO, le port UART pour la communication avec l'avionique et le port pour la connexion du Jack. Le pinout et la localisation des différents connecteurs sont identifiés sur la figure suivante.

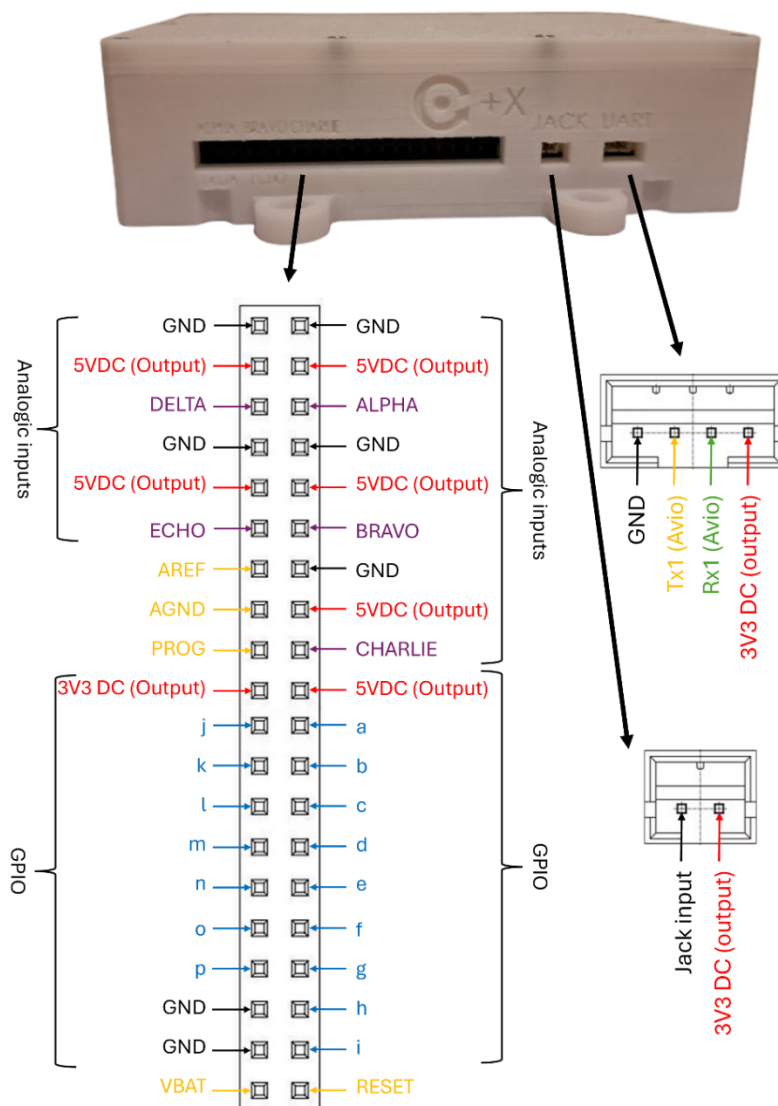


Figure 32 - Pinout GPIO, connector de Jack et d'UART

Le côté gauche de l'ordinateur de bord de NARVAL contient le port USB-C visible sur la figure suivante.



Figure 33 - Vue du port USB-C de l'OBC NARVAL

La batterie est branchée à l'interface utilisateur via un connecteur XT-60 (jaune) et un connecteur de type Tamiya (L6.2-2P).

La table ci-après identifie les pins du microcontrôleur de la Teensy 3.2 aux pins physiques sur l'ordinateur de bord de NARVAL et explique le rôle de chaque pin :

Index pin Teensy 3.2	Interface physique	Rôle du pin
0	Picoblade (Tx1)	UART avec l'avionique (Tx).
1	Picoblade (Rx1)	UART avec l'avionique (Rx).
2	Picoblade (Jack input)	Entrée digitale pour détecter l'état du jack.
3	a	GPIO a
4	b	GPIO b
5	Molex 6 pins (A)	Pin de contrôle de la valve A.
6	Molex 6 pins (B)	Pin de contrôle de la valve B.
7	c	GPIO c
8	d	GPIO d
9	e	GPIO e
10	CS flash	Chip Select pour la flash.
11	MOSI	Liaison SPI.
12	MISO	Liaison SPI.
13	SCK	Horloge de synchronisation liaison SPI.
14	f	GPIO f
15	CS BMI Gyro	Chip Select pour le gyroscope du BMI088.
16	HOLD	HOLD pin de la flash maintenu HIGH (datasheet).
17	g	GPIO g
18	h	GPIO h
19	i	GPIO i
20	CS BMI Accel	Chip Select pour l'accéléromètre du BMI088.
21	j	GPIO j
22	k	GPIO k
23	l	GPIO l
24	13W3 (Blue LED)	Contrôle la LED témoin de pressurisation du circuit.
25	13W3 (Buzzer)	Contrôle le buzzer de l'interface utilisateur.

26	m	GPIO m
27	13W3 (Yellow LED)	Contrôle la LED témoin d'état de l'expérience.
28	13W3 (Green LED)	Contrôle la LED témoin d'état sûr du système (safe).
29	n	GPIO n
30	o	GPIO o
31	p	GPIO p
32	13W3 (GPIO)	Pin GPIO de l'interface utilisateur aussi branché à 27.
33	WP	Write Protect de la flash maintenu HIGH (datasheet).
A10	ALPHA	Entrées analogiques compatible 5V.
A11	BRAVO	
A12	CHARLIE	
A13	DELTA	
A14	ECHO	

Table 1 - Correspondances entre broches du microcontrôleur et les accès physiques et rôle de chaque pin

La face supérieure de l'OBC NARVAL contient 3 trous qui sont identifiés sur la figure suivante:

- Un témoin d'alimentation couleur ambre qui signale que l'ordinateur est alimenté via l'USB,
- Un témoin d'alimentation bleu qui signale que l'ordinateur est alimenté via la batterie,
- Un trou qui permet d'appuyer sur le bouton RESET de la carte électronique en cas de besoin. Ce bouton est accessible en y introduisant un crayon à papier ou stylo.

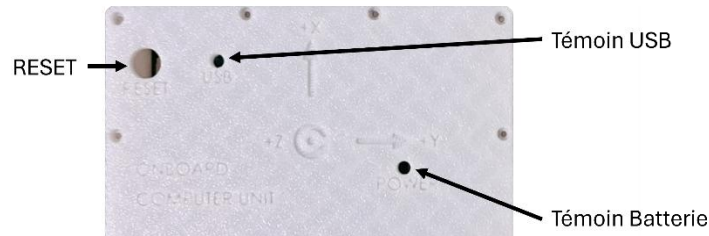


Figure 34 - Face supérieure de l'OBC NARVAL

2.2.5.3.1.6 Software

2.2.5.3.1.6.1 Programme de vol et de contrôle

Le dossier contenant tous les fichiers de code contenu dans l'OBC NARVAL contient au total 14 fichiers :

- Le fichier principal .ino : Flight_Code_PWM.ino
- 5 fichiers .h relatifs à l'expérience :
 - o ESO_OBC.h
 - o flash_manager.h
 - o NARVAL.h
 - o narval_administrator.h
 - o madgwickFilterNarval.h
- Un fichier .c : name.c
- Ainsi que 2 fichiers .c, 2 fichiers .cpp et 3 fichiers .h relatifs à la bibliothèque LittleFS:
 - o lfs.c
 - o lfs.h
 - o lfs_util.c
 - o lfs_util.h
 - o LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE.cpp
 - o LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE_NAND.cpp
 - o LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE.h

Le rôle de chaque fichier ainsi que l'explication des parties de codes (dont les rôles de chaque fonction) sont décrits dans les paragraphes suivants (les images de code sont normalement de bonne qualité et il est possible de zoomer sur les codes) :

```

#include "Marval.h"
Attitude Att;

int signefloat x{
    return (x > 0) ? (x + 0);
}

float absolute(float erreur) {
    float delta = erreur - previous_measured; // Différence entre nouvelle et ancienne mesure

    // Détection d'un tour dans le sens positif (ex. : 179° -> 179°)
    if (delta > 180) {
        absolute_angle += 360; // Ajoute un tour complet
    }
    // Détection d'un tour dans le sens négatif (ex. : -179° -> 179°)
    else if (delta < -180) {
        absolute_angle -= 360; // Retire un tour complet
    }
    // Mise à jour de l'angle mesuré
    absolute_angle = absolute_angle + delta;
    previous_measured = erreur;

    return absolute_angle;
}

float wrap_angle(float angle) {
    return fmod(fmod(angle + 10980 % (2 * 10980) - 10980, 10980), 10980); // Manipulation de x 100
    car % n'accepte pas les floats
}

void JetPropulsion(Attitude Att) {
    float omega = Att.omega;
    float theta = Att.theta;
    float consigne = CONSIGNE_1;
    float dt = (millis() - t_current) / 1000.0; // conversion en seconde
    t_current = millis(); // temps relatif expérience

    if (t_current - t_start == t_toff + t_on) {
        consigne = CONSIGNE_2;
    }
    else {
        consigne = CONSIGNE_1;
    }
    //Correcteur PD
    theta_error = wrap_angle(consigne - theta); // l'erreur est calculée et bornée entre -180 et +180
    theta_error = PI * theta_error / 180; // conversion en radians
    u_continu = Kp * theta_error + Kd * omega; // la consigne continue en sortie de correcteur PD

    if (abs(omega) > omega_max) {
        omega_max = abs(omega);
        if (signefloat(omega) > 0) {
            req_dep();
        }
        else if (signefloat(omega) < 0) {
            req_dep();
        }
        pwm_cycle_active = false;
    }
    else {
        omega_max = omega_max_value;
    }
    if (millis() < t_pwm_start + t_pwm) {
        t_pwm_start = millis() / 1000.0;
    }
    if ((u_continu > 0.66 StateValveA == 0.66 StateValveB == 1) || (u_continu < 0.66 StateValveA == 1)) {
        StateValveA = 0; // sécurité anti blocage
        pwm_cycle_active = false;
    }
    if (abs(u_continu) > seuil_consigne) {
        float delta = min(abs(u_continu), tau_max, 1.0);
        t_on = delta * t_pwm;
        if (t_on < t_min_on) {
            t_on = t_min_on;
        }
        if (t_on > t_pwm - t_close) {
            t_on = t_pwm - t_close;
        }
        if (u_continu > 0) {
            StateValveA = 0;
            StateValveB = 0;
        }
        else if (u_continu < 0) {
            StateValveA = 0;
            StateValveB = 1;
        }
        else {
            StateValveA = 0;
            StateValveB = 0;
        }
        if (t_on < t_min_on) {
            t_on = 0;
            StateValveA = 0;
            StateValveB = 0;
        }
        pwm_cycle_active = true;
    }
    else {
        if (abs(u_continu) < seuil_consigne) {
            StateValveA = 0;
            StateValveB = 0;
            ValveOpening(StateValveA, StateValveB);
            pwm_cycle_active = false;
            t_on = 0;
        }
    }
    if ((pwm_cycle_active && millis() < (t_pwm_start + t_on + t_close) * 1000)) {
        ValveOpening(StateValveA, StateValveB);
    }
    else {
        StateValveA = 0;
        StateValveB = 0;
        ValveOpening(StateValveA, StateValveB);
        pwm_cycle_active = false;
    }
    Serial.print("Cont : ");
    Serial.println(consigne);
    Serial.print(" || pwm_active : ");
    Serial.println(pwm_cycle_active);
}

void setup() {
    delay(1000);
    Serial.begin(BAUDRATE_USB);
    Serial.begin(BAUDRATE_UART1);
    ...
    initSPI();
    ...
    initSystem();
    ...
    initPwm();
    ...
    initValves();
    Serial.println("Home initialization ...");
    delay(1000);
    Serial.println("mesureur resultat : ");
    Serial.println(headSensor());
    Serial.println("Début phase de vol ...");
}

void loop() {
    unsigned long current = millis();
    if (isLight) {
        interval = 1; // 1 Hz (1 ms) pendant vol
    }
    else {
        interval = 10; // 100 Hz (10 ms) en rampe
    }
    if (current - last_update > interval) {
        Marval.inKX();
        LiftOffDetection();
        if (current - last_update_attitude > attitude_interval) {
            Att = acquireAttitude();
            last_update_attitude = current;
        }
        if (isLight) {
            ExperimentIfIgnored();
            if (StateOfExperiment) {
                JetPropulsion(Att);
            }
            passivation();
        }
        UI_Management(stateOfTheSystem());
        ModeSaveData(Att);
        CommunicationToHost();
        last_update = current;
    }
}

```

Figure 35 - Code Flight_Code_PWM.ino

Flight_Code_PWM.ino est le fichier principal qui contient le code de vol ainsi que les fonctions de contrôle en temps réel et le correcteur PD.

La fonction *absolute* servait à l'origine à obtenir l'angle absolu que générerait la fusée lorsqu'elle faisait plusieurs tours sur elle-même (mais inutile dans la logique actuelle). *wrap_angle* maintient l'angle entre -180° et $+180^\circ$.

JetPropulsion contient toute la logique de PWM comme expliqué dans la partie logique de la boucle de contrôle. Dans cette fonction, comme expliqué dans la logique de la boucle de contrôle, si la vitesse de rotation est supérieure à la vitesse *omega_max*, alors les valves sont ouvertes constamment jusqu'à passer en-dessous de cette limite, puis c'est la logique PWM qui prend le relais pour un asservissement plus fin en angle de roulis. La variable *pwm_cycle_active* sert à savoir si le programme est dans un cycle PWM pour éviter de les écourter et d'avoir une fréquence irrégulière. Des tests sont effectués (avec des if) pour s'assurer que le temps à l'état haut est compatible avec la physique du système réel (temps de réponse notamment). Ensuite les valves sont ouvertes selon la largeur d'impulsion qui dépend de la consigne continue en sortie de correcteur PD.

La partie *setup* est typique des codes Arduino et contient toutes les initialisations de composants comme la flash, l'accéléromètre et le gyromètre du BMI088, le baudrate de la liaison série, l'initialisation de l'état des valves, de la liaison SPI, etc...

La boucle *loop*, elle aussi caractéristique des programmes Arduino, contient toutes les instructions à effectuer lors du vol (ou de la phase stand-by). Lorsque le système est en stand-by en rampe, la fréquence de cette boucle est de 100Hz et passe à 1kHz en phase de vol pour avoir la meilleure réactivité possible pour le contrôle en temps réel.

Lorsque le jack est débranché, le système entre en mode vol et quand les 7.3s de combustion du moteur sont terminées, le système passe en mode expérience. Après la durée d'expérience, le système passive le circuit pneumatique pour limiter les risques lors de la récupération. La gestion des LEDs de l'UI, des données à bord et de la communication avec l'avionique sont également assurées dans cette boucle.


```
#include "ESO_OBC.h"

void FlashWrite(String Title, String DataString) { //Ecrit un fichier sur la flash avec un titre et un contenu
    const char* FileName = Title.c_str();
    File DataFile = NARVAL_Memory.open(FileName, FILE_WRITE);

    if (DataFile) {
        if (DataFile.println(DataString)){
            DataFile.flush();
        }else{
            Serial.println("Error writing to" + Title);
        }
        DataFile.close();
    } else {
        Serial.println("Error opening" + Title);
    }
}

String SerialReader() { //renvoie une chaîne de caractère qui est envoyée sur le port série USB
    if (Serial.available()) {
        String Text="";
        while (Text.length() == 0){
            Text = Serial.readStringUntil('\n');
        }
        Text.trim();
        Serial.println(Text);
        return Text;
    }
    return "";
}

void FlashWriteData(String Content) { //écrit sur la flash le contenu dans le fichier portant le nom défini à chaque initialisation du programme
    FlashWrite(Title_Data, Content);
}

int headSeeker() { //renvoie le nombre de fichiers présents sur la flash

    int fileCount = 0;
    File root = NARVAL_Memory.open("/");

    if (!root || !root.isDirectory()) {
        Serial.println("Error in repository opening...");
        return -1;
    }

    while (true) {
        File file = root.openNextFile();
        if (!file) {
            break;
        }
        fileCount++;
        file.close();
    }
    root.close();
    return fileCount;
}

void armageddonFlash() { //supprime l'intégralité des données sur la flash
    NARVAL_Memory.format();
}

void getTitles() { //renvoie la liste des titres des fichiers présents sur la flash
    File root = NARVAL_Memory.open("/");
    if (!root) {
        Serial.println("Error : No repository found...");
        return;
    }
    File file = root.openNextFile();
    while (file) {
        Serial.println(file.name());
        file.close();
        file = root.openNextFile();
    }
}

void NarvaLinkX() { //gestion avec NarvaLinkX (voir la 601 NarvaLinkX pour plus de détails)
    if (Serial.available()){
        String command = Serial.readStringUntil('\n');
        command.trim();

        if (command.startsWith(NarvaLinkTx)) { //mode lecture, format : Data_READ Nom_Du_Fichier.txt

            int firstSpace = command.indexOf(' ');

            if (firstSpace != -1) {
                String commande = command.substring(0, firstSpace); // Extraire commande
                String title = command.substring(firstSpace + 1); // Extraire Titre
                const char* Document = title.c_str();
                File file = NARVAL_Memory.open(Document, FILE_READ);

                if (!file) {
                    Serial.println("Error opening " + String(Document));
                    Serial.println(display_c_str());
                    return;
                }
                int nbLine=0;
                while (file.available()) {
                    Serial.write(file.read());
                    nbLine++;
                    if (nbLine==50){ //assertion nécessaire pour pouvoir bien lire les données via NarvaLinkX
                        delay(50);
                        nbLine=0;
                    }
                }
                Serial.println("END");
                file.close();
            }
        } else if (command.startsWith(NarvaLinkRx)) {
            //mode écriture format : Data_WRITE Nom_Du_Fichier.txt Contenu du fichier

            int firstSpace = command.indexOf(' ');

            if (firstSpace != -1) {
                String commande = command.substring(0, firstSpace); // Extraire commande
                String reste = command.substring(firstSpace + 1); // Extraire Titre + Texte

                int secondSpacePos = reste.indexOf(' ');

                if (secondSpacePos != -1) {
                    String title = reste.substring(0, secondSpacePos); // Extraire titre
                    String core = reste.substring(secondSpacePos + 1); // Extraire corps du texte
                    const char* Document = title.c_str();
                    const char* Content = core.c_str();
                    FlashWrite(Document, Content);
                }
            }
        } else if (command.startsWith(Suppression)) { //Supprimer des fichiers (2 choix) :
            //SUPPRESSION ALL (tous les fichiers sont supprimés) et SUPPRESSION Nom_Du_Fichier.txt (suppression
            //seulement du fichier portant ce nom)

            int firstSpace = command.indexOf(' ');
            String reste="";

            if (firstSpace != -1) {
                String commande = command.substring(0, firstSpace); // Extraire commande
                reste = command.substring(firstSpace + 1); // Extraire Titre + Texte

                if (reste=="ALL"){
                    armageddonFlash();
                }else{
                    const char* Document = reste.c_str();
                    NARVAL_Memory.remove(Document);
                }
            }
        } else if (command == LIST) { //Liste tous les fichiers présents sur la flash, format : LISTE
            getTitles();
        } else if (command == TEST) { //Lance la séquence de test des servovalves, format : TEST
            TestSequence_Valves();
        }
    }
}
```

Figure 37 - Code flash_manager.h

flash_manager.h est le fichier qui prend en charge la gestion des données vers et depuis la flash.

La fonction *FlashWrite* sert à écrire une *datastring* sur un fichier avec un titre « title » présent sur la flash.

SerialReader renvoie une chaîne de caractères qui vient du port série.

FlashWriteData écrit sur la flash le contenu « content » dans la flash dans le fichier dont le titre est défini automatiquement à chaque redémarrage du microcontrôleur.

headSeeker renvoie le nombre de fichiers déjà présents sur la flash pour pouvoir incrémenter le numéro dans les titres des fichiers.

armageddonFlash efface tout le contenu de la flash externe.

getTitles renvoie la liste de tous les fichiers présents sur la flash NAND SPI.

NarvaLinkX est une fonction cruciale dans la communication de la flash externe NAND SPI avec un ordinateur pour notamment extraire les données de vol après celui-ci. Cette fonction réagit à 6 commandes :

- Data_READ Nom_du_fichier.txt pour lire le fichier portant le titre « Nom_du_fichier » présent sur la flash.
- Data_Write Nom_du_fichier.txt Contenu pour écrire sur la flash le « Contenu » dans un fichier portant le titre « Nom_du_fichier ».
- SUPPRESSION ALL pour tout effacer sur la flash (utilisation de la fonction *armageddonFlash*).
- SUPPRESSION Nom_du_fichier.txt pour supprimer uniquement le fichier portant le titre « Nom_du_fichier ».
- LISTE pour lister tous les fichiers présents sur la flash.
- TEST pour lancer la séquence de test des valves.


```
#include "flash_manager.h"

void LED_Manager(bool Green, bool Yellow, bool Blue){
    unsigned long T_current=millis();
    if ((T_current-T_LED_Blinker)>= 0.5*Blinker_Frequency){
        digitalWrite(GREEN, Green);
        digitalWrite(GPIO_13W3, Yellow);
        digitalWrite(BLUE, Blue);
        if ((T_current-T_LED_Blinker)>= Blinker_Frequency){
            T_LED_Blinker = T_current;
        }
    }
    else{
        digitalWrite(GREEN, false);
        digitalWrite(GPIO_13W3, false);
        digitalWrite(BLUE, false);
    }
}

void UI_Management(int state){
    /*
    state : pressurisé | expérience active | safe
           1           | 2                 | 3
    */
    switch (state){
        case 1:
            LED_Manager(0,0,1);
            break;
        case 2:
            LED_Manager(0,1,1);
            break;
        case 3:
            LED_Manager(1,0,0);
            break;
        default:
            break;
    }
}

void __initSystem__(){
    Title_Data+= String(int(headSeeker()+1);
    Title_Data+= ".txt";
}

void __initSPI__(){
    Serial.println("Initializing SPI FLASH.");

    if (!NARVAL_Memory.begin(CS_FLASH)) {
        Serial.printf("Error starting %s\n", "SPI FLASH");
        while (1) {
            // Error
        }
    }

    Serial.println("Flash initialized.");

    int status;
    status = accel.begin();
    if (status < 0) {
        Serial.println("Accel Initialization Error");
        Serial.println(status);
        while (1) {}
    }
    Serial.println("Accelerometer initialized.");
    status = gyro.begin();
    if (status < 0) {
        Serial.println("Gyro Initialization Error");
        Serial.println(status);
        while (1) {}
    }
    Serial.println("Gyrometer initialized.");
}
}
```

Figure 39 - Code narval_administrator.h

LiftOfDetection permet de renvoyer un booléen qui lit l'état de la broche où est branché le Jack qui statue si le vol a débuté ou si le système est toujours en rampe.

ExperimentTriggered permet de statuer si oui ou non l'expérience est active en modifiant la variable globale *StateOfExperiment*.

passivation permet, comme le nom le suggère, d'ouvrir les deux valves pour dépressuriser complètement le circuit pneumatique pour qu'il ne présente plus aucun risque lors de la récupération.

modeSaveData permet de déterminer le mode d'acquisition et de sauvegarde des données en fonction de l'état du système. En mode sol en rampe, le système fait une acquisition toutes les 30 secondes pour enregistrer les données en rampe pendant la phase de stand-by (pendant cette phase, la fonction *saveDataToFlashSlowMode* est appelée). Lorsque le système est en vol, donc dans la boucle de contrôle en temps réel, les données sont sauvegardées en RAM en attendant la fin de la boucle de contrôle en temps réel. Lorsque la passivation est activée, les données en RAM sont progressivement stockées sur la flash en appelant la fonction *saveBufferDataToFlash*.

CommunicationUARTAvionic permet d'envoyer la donnée de pression à l'avionique pour retransmission vers le sol via télémétrie toutes les 2 secondes.

normalizeAngle permet de maintenir l'angle entré en paramètre borné entre -180° et +180°.

updateAbsoluteAngle est une ancienne fonction qui n'est plus utilisée qui servait à mettre à jour l'angle absolu lorsque celui était utilisé dans une précédente logique.

LED_Manager implémente la fonctionnalité de clignotement des LEDs de l'UI sans usage

de la fonction delay qui a le principal inconvénient de stopper entièrement le programme alors qu'utiliser millis(), qui correspond au temps écoulé depuis le début le démarrage du microcontrôleur, permet de faire clignoter les LEDs de l'UI à une fréquence de 1Hz. C'est également cette fonction qui allume ou éteint les différentes LEDs de l'UI en fonction de l'état du système.

UI_Manager appelle la fonction *LED_Manager* et allume les LEDs de l'interface utilisateur en fonction de l'état du système.

__initSystem__ créer un fichier avec la structure Flight_Data_ + un numéro de fichier qui s'incrémente en fonction du nombre de fichiers déjà présents sur la flash + txt, pour stocker les données du vol.

__initSPI__ initialise la liaison SPI avec la flash.

```
#include <usb_names.h>

#define MANUFACTURER_NAME \
    { 'E', 'S', 'O' \
    }
#define MANUFACTURER_NAME_LEN 3

#define PRODUCT_NAME \
    { 'N', 'A', 'R', 'V', 'A', 'L', ' ', 'C', 'O', 'M', 'P', 'U', 'T', 'E', 'R', ' ', 'U', 'N', 'I', 'T' \
    }
#define PRODUCT_NAME_LEN 20

#define SERIAL_NUMBER \
    { 'E', 'S', 'L', '-', '1' \
    }
#define SERIAL_NUMBER_LEN 5

struct usb_string_descriptor_struct usb_string_manufacturer_name = {
    2 + MANUFACTURER_NAME_LEN * 2,
    3,
    MANUFACTURER_NAME};

struct usb_string_descriptor_struct usb_string_product_name = {
    2 + PRODUCT_NAME_LEN * 2,
    3,
    PRODUCT_NAME};

struct usb_string_descriptor_struct usb_string_serial_number = {
    2 + SERIAL_NUMBER_LEN * 2,
    3,
    SERIAL_NUMBER};
```

Figure 40 - Code name.c

```
//Serial.println("attempting to mount existing media");
if (lfs_mount(&lfs, &config) < 0) {
    //Serial.println("couldn't mount media, attempting to format");
    if (lfs_format(&lfs, &config) < 0) {
        //Serial.println("format failed :(");
        port = nullptr;
        return false;
    }
    //Serial.println("attempting to mount freshly formatted media");
    if (lfs_mount(&lfs, &config) < 0) {
        //Serial.println("mount after format failed :(");
        port = nullptr;
        return false;
    }
}
mounted = true;
//Serial.println("success");
return true;
```

Figure 41 - Code LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE.cpp

name.c est un fichier (facultatif) qui permet de donner un nom spécifique à l'ordinateur de NARVAL lorsqu'il est reconnu par le port USB d'un ordinateur externe.

Ce fichier donne à l'OBC NARVAL le nom du fabricant (ESO), le nom du produit (NARVAL COMPUTER UNIT) ainsi que le numéro de série (ESL-1).

Les fichiers lfs.c, lfs.h, lfs_util.c, lfs_util.h, LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE.cpp, LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE_NAND.cpp et LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE.h sont des fichiers inclus dans la bibliothèque LittleFS qui permet de gérer des fichiers avec la flash mais modifiés. En effet, cette bibliothèque contenait une instruction de formatage de la flash, qui implique l'effacement de toutes les données stockées, si l'initialisation de la flash retournait false, or l'initialisation de flash échouant parfois, il est inconcevable que lors de

l'acquisition des données post-vol la flash se reformate et que les données de vol soient effacées. Par conséquent, une modification dans un des fichiers de la bibliothèque a été nécessaire entraînant la copie de tous les fichiers nécessaires au bon fonctionnement de la bibliothèque modifiée. Ci-contre est la seule partie du code qui a été modifiée.

madgwickFilterNarval.h est un fichier qui contient le filtre Madgwick entièrement copié sur la bibliothèque de Blake Johnson qui permet de fusionner les données brutes acquises par la centrale inertielle pour donner l'attitude précise de la fusée.

```

1 // Free multiplications and multiplications by pi stored by Riscv. Version on 4/26/2024.
2
3 #define MAX_DIM 8, 1024
4 #define RISC_V_FLOAT_64 float // RISC-V floating point frequency
5 #define RISC_V_FLOAT_32 float // RISC-V floating point frequency
6 #define RISC_V_FLOAT_16 float // RISC-V floating point frequency
7 #define RISC_V_FLOAT_8 float // RISC-V floating point frequency
8 #define RISC_V_FLOAT_4 float // RISC-V floating point frequency
9 #define RISC_V_FLOAT_2 float // RISC-V floating point frequency
10 #define RISC_V_FLOAT_1 float // RISC-V floating point frequency
11 #define RISC_V_FLOAT_0.5 float // RISC-V floating point frequency
12 #define RISC_V_FLOAT_0.25 float // RISC-V floating point frequency
13 #define RISC_V_FLOAT_0.125 float // RISC-V floating point frequency
14 #define RISC_V_FLOAT_0.0625 float // RISC-V floating point frequency
15 #define RISC_V_FLOAT_0.03125 float // RISC-V floating point frequency
16 #define RISC_V_FLOAT_0.015625 float // RISC-V floating point frequency
17 #define RISC_V_FLOAT_0.0078125 float // RISC-V floating point frequency
18 #define RISC_V_FLOAT_0.00390625 float // RISC-V floating point frequency
19 #define RISC_V_FLOAT_0.001953125 float // RISC-V floating point frequency
20 #define RISC_V_FLOAT_0.0009765625 float // RISC-V floating point frequency
21 #define RISC_V_FLOAT_0.00048828125 float // RISC-V floating point frequency
22 #define RISC_V_FLOAT_0.000244140625 float // RISC-V floating point frequency
23 #define RISC_V_FLOAT_0.0001220703125 float // RISC-V floating point frequency
24 #define RISC_V_FLOAT_0.00006103515625 float // RISC-V floating point frequency
25 #define RISC_V_FLOAT_0.000030517578125 float // RISC-V floating point frequency
26 #define RISC_V_FLOAT_0.0000152587890625 float // RISC-V floating point frequency
27 #define RISC_V_FLOAT_0.00000762939453125 float // RISC-V floating point frequency
28 #define RISC_V_FLOAT_0.000003814697265625 float // RISC-V floating point frequency
29 #define RISC_V_FLOAT_0.0000019073486328125 float // RISC-V floating point frequency
30 #define RISC_V_FLOAT_0.00000095367431640625 float // RISC-V floating point frequency
31 #define RISC_V_FLOAT_0.000000476837158203125 float // RISC-V floating point frequency
32 #define RISC_V_FLOAT_0.0000002384185791015625 float // RISC-V floating point frequency
33 #define RISC_V_FLOAT_0.00000011920928955078125 float // RISC-V floating point frequency
34 #define RISC_V_FLOAT_0.000000059604644775390625 float // RISC-V floating point frequency
35 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000298023223876953125 float // RISC-V floating point frequency
36 #define RISC_V_FLOAT_0.00000001490116119384765625 float // RISC-V floating point frequency
37 #define RISC_V_FLOAT_0.000000007450580596923828125 float // RISC-V floating point frequency
38 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000037252902984619140625 float // RISC-V floating point frequency
39 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000186264514923095703125 float // RISC-V floating point frequency
40 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000931322574615478515625 float // RISC-V floating point frequency
41 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000004656612873077392578125 float // RISC-V floating point frequency
42 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000023283064365386962890625 float // RISC-V floating point frequency
43 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000116415321826934814453125 float // RISC-V floating point frequency
44 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000582076609134674072265625 float // RISC-V floating point frequency
45 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000002910383045673370361328125 float // RISC-V floating point frequency
46 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000014551915228366851806640625 float // RISC-V floating point frequency
47 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000072759576141834259033203125 float // RISC-V floating point frequency
48 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000363797880709171295166015625 float // RISC-V floating point frequency
49 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000001818989403545856475830078125 float // RISC-V floating point frequency
50 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000009094947017729282379150390625 float // RISC-V floating point frequency
51 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000045474735088646191895751953125 float // RISC-V floating point frequency
52 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000227373675443230959478759765625 float // RISC-V floating point frequency
53 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000001136868377216154797393798828125 float // RISC-V floating point frequency
54 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000005684341886080773986968994140625 float // RISC-V floating point frequency
55 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000028421709430403869934844970703125 float // RISC-V floating point frequency
56 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000142108547152019349674224853515625 float // RISC-V floating point frequency
57 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000710542735760096748371124267578125 float // RISC-V floating point frequency
58 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000355271367880048374185562337890625 float // RISC-V floating point frequency
59 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000001776356839400241870927811689453125 float // RISC-V floating point frequency
60 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000008881784197001209354639058447265625 float // RISC-V floating point frequency
61 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000044408920985006046773195292236328125 float // RISC-V floating point frequency
62 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000000222044604925030233869764611181640625 float // RISC-V floating point frequency
63 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000001110223024625151169348823055908203125 float // RISC-V floating point frequency
64 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000005551115123125755846744115279541015625 float // RISC-V floating point frequency
65 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000000027755575615628779233720576397705078125 float // RISC-V floating point frequency
66 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000138777878078143896168602881988525390625 float // RISC-V floating point frequency
67 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000000693889390390719480843014409942626953125 float // RISC-V floating point frequency
68 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000000003469446951953597404215072049713134765625 float // RISC-V floating point frequency
69 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000000001734723475976798702107536024856689453125 float // RISC-V floating point frequency
70 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000008673617379883993510537680124283447265625 float // RISC-V floating point frequency
71 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000000043368086899419967552688400621417236328125 float // RISC-V floating point frequency
72 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000000000216840434497099837763442003107086181640625 float // RISC-V floating point frequency
73 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000001084202172485499188817210015535430908203125 float // RISC-V floating point frequency
74 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000000005421010862427495944086050077677154541015625 float // RISC-V floating point frequency
75 #define RISC_V_FLOAT_0.000000000000000000027105054312137479720430250388385772705078125 float // RISC-V floating point frequency
76 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000000135525271560687398602151251941928863525390625 float // RISC-V floating point frequency
77 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000000000677626357803439930105561259709644317626953125 float // RISC-V floating point frequency
78 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000000033881317890171996505278062985482215881328125 float // RISC-V floating point frequency
79 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000000016940658945085998252639031492741109406640625 float // RISC-V floating point frequency
80 #define RISC_V_FLOAT_0.00000000000000000000084703294725429991263195157463705547033203125 float // RISC-V floating point frequency
81 #define RISC_V_FLOAT_0.0000000000000000000004235164736271499563159757873185277351660156
```

Figure 42 - Code
madgwickFilterNarval.h

2.2.5.3.1.6.2 Logique de la boucle de contrôle

De nombreuses versions de la boucle de contrôle ont été réalisées du fait de la difficulté initiale à appréhender le problème de non linéarité du système (valves en tout ou rien) et aux itérations faisant intervenir différents types de valves au cours des 3 années du projet NARVAL. Les valves précédentes (cf paragraphe sur les valves et histoire du projet) n'étaient pas optimales car elles fonctionnaient avec des servomoteurs dont le temps d'ouverture/fermeture pouvait aller jusqu'à 0.5s (voire plus une fois sous pression) incompatible avec un contrôle fin et limitait les logiques de contrôle disponibles. La version finale des valves actuellement installées sur l'expérience ont un temps d'ouverture de 8ms et un temps de fermeture de 10ms soit une durée de cycle ouvert + fermé de 18ms, ce qui est beaucoup plus adapté pour un contrôle fin en roulis sans oscillations. En parallèle du développement du programme de contrôle de vol, un programme python a été réalisé pour établir un modèle très simplifié du système. Bien que les résultats des simulations n'étaient pas représentatifs à 100% de la réalité car elles ne prenaient pas en compte de nombreuses inconnues, ces simulations ont cependant permis d'établir des tendances de courbes de résultats des différentes simulations qui ont été comparées aux résultats de test (voir section test) pour déceler des erreurs de logique ou de retransmission de code entre théorie et application au système réel. Ces simulations python ont également permis d'observer les impacts de modifications de lignes de codes sur le comportement du système sans avoir à effectuer les tests chronophages.

La logique retenue pour le contrôle en temps réel du système se base sur le PWM (Pulse Width Modulation). Le temps de réponse des valves permet de mettre en place une telle logique avec une fréquence de 13.33Hz (période de 75ms). Les valves n'étant contrôlées qu'en tout ou rien, cette logique permet de jouer sur le couple moyen appliqué par le système en fonction du rapport cyclique du signal PWM (par exemple un rapport de 100% indique que le couple maximal est appliqué et un rapport de 50% indique que, en moyenne, le couple appliqué est la moitié du couple maximal). La centrale inertielle BMI088 capte l'attitude d'ESL, notamment la vitesse et l'accélération angulaire de l'axe de roulis. Ces données réelles acquises sont fournies en entrée d'un filtre Madgwick qui est un filtre similaire au filtre de Kalman optimisé pour les microcontrôleurs qui retourne notamment l'angle sur l'axe de roulis. Puisque l'objectif principal de l'expérience est l'asservissement de la fusée sur son angle de roulis, le code de ce filtre a été copié d'un code réalisé par Blake Johnson selon un papier qui décrivait la théorie et les équations derrière ce filtre. Une fois l'angle et la vitesse de rotation à l'instant t connus, ces données de retour passent par un correcteur Proportionnel-Dérivé (un correcteur PID n'a pas été jugé nécessaire et la composante intégrale n'a pas un grand impact sur une durée d'expérience aussi courte (une vingtaine de secondes au total)). En sortie de correcteur PD, une consigne continue est générée et si la consigne dépasse le seuil correspondant au couple maximum le rapport cyclique est de 100% (saturation) et le seuil minimal d'ouverture correspond à un rapport cyclique de 24% (soit 18ms qui correspond à la durée minimale d'ouverture/fermeture des valves). Toutes les valeurs continues entre le seuil maximum et minimum sont converties en rapport cyclique pour donner un couple moyen de contrôle qui correspond au couple qu'il faudrait si le système avait un comportement continu et non tout ou rien.

Un des principaux problèmes rencontrés lors de la gestion du cycle PWM est le blocage des cycles. En effet afin d'éviter qu'à chaque fin de cycle la consigne envoyée revienne à 0, la variable `pwm_cycle_active` est mise à l'état haut pour signifier que le cycle est en cours (donc on n'interrompt pas le cycle, c'est un comportement qui avait été observé avant d'implémenter cette logique) et mis à l'état bas en fin de cycle pour entrer dans un nouveau cycle avec la mise à jours des données acquises et de la consigne à appliquer en conséquence.

Le schéma bloc suivant représente la logique du correcteur PD implémenté dans le software, la fonction de transfert du système (FT Système) inclus la logique de PWM discutée précédemment.

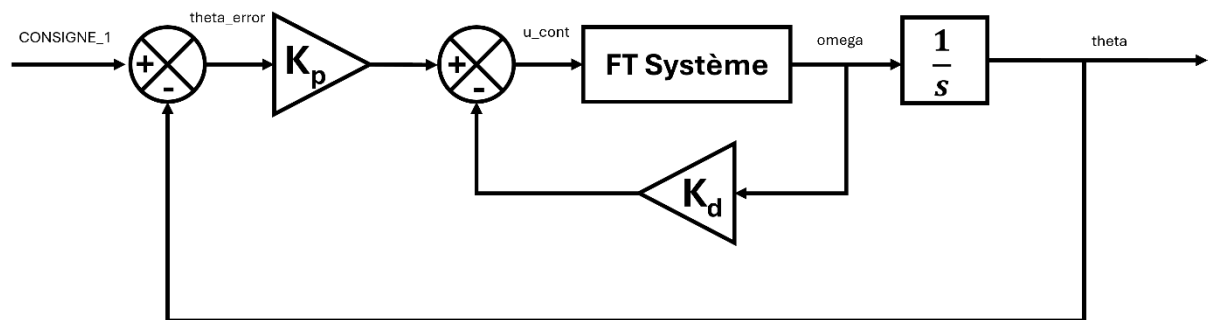


Figure 43 - Schéma bloc de la boucle de contrôle en temps réel (correcteur PD)

Etant donné les modestes performances en poussée des tuyères et en prenant en compte l'inertie totale de la fusée, il a été décidé de séparer l'asservissement en angle en deux phases : la première phase consiste à réduire la vitesse de rotation qui pourrait être induite entre le décollage et la queue de poussée du moteur jusqu'à une limite de 3 rad/s (soit environ 1/2 tour par seconde) ensuite, le programme passe dans un mode d'asservissement fin basé sur la logique PWM expliquée précédemment.

2.2.5.3.1.6.2.1 Programme logiciel sol

Afin de pouvoir communiquer avec NARVAL avec un ordinateur externe et extraire les données lors de la phase post-vol, une interface graphique permet de communiquer des commandes à l'OBC NARVAL et de sélectionner les données voulues sur la flash. Afin de communiquer avec NARVAL, le câble USB A coudé doit être branché à l'interface utilisateur de l'expérience. L'extraction des données se fait via l'interface graphique NarvaLinkX fonctionnant sous Python. Il est également possible de communiquer des commandes directement via le moniteur série de l'IDE Arduino, VS Code ou directement l'interface graphique NarvaLinkX. Il existe 6 commandes pour interagir avec les données présentes sur la flash :

- `Data_READ Nom_du_fichier.txt` : pour lire le fichier intitulé `Nom_du_fichier.txt`
- `Data_Write Nom_du_fichier.txt Contenu` : pour écrire le `Contenu` dans le `Nom_du_fichier.txt`
- `SUPPRESSION ALL` : pour supprimer toutes les données sur la flash (conseillé de le faire juste avant le vol pour supprimer toutes les données qui ne seraient pas issues du vol).
- `SUPPRESSION Nom_du_fichier.txt` : pour supprimer le fichier `Nom_du_fichier.txt`.
- `LISTE` pour lister tous les fichiers présents sur la flash.

- TEST pour lancer la séquence de test des valves.

L'utilisation de l'interface graphique est succinctement décrite sur les captures suivantes :

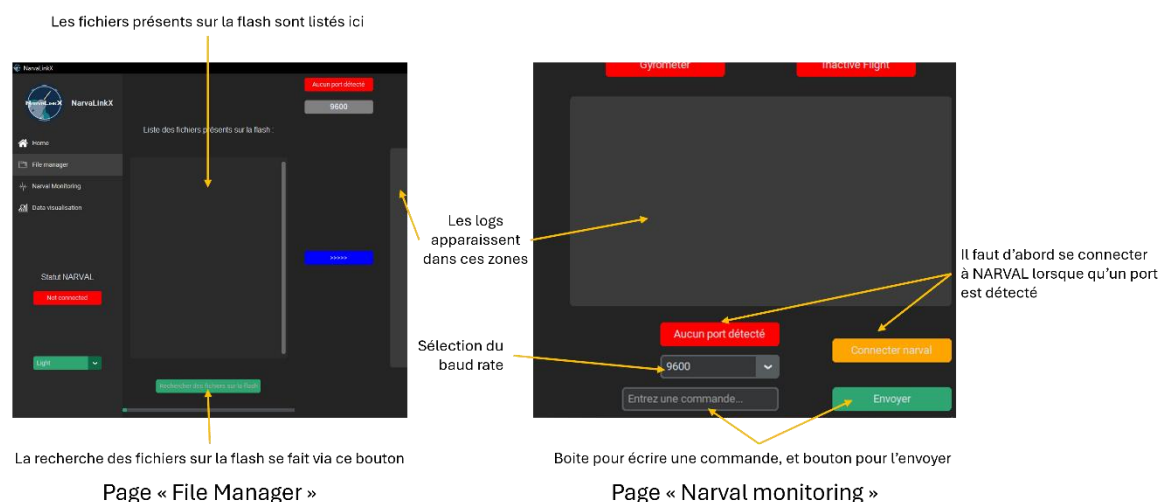


Figure 44 - NarvaLinkX

Lorsque les fichiers présents sur la flash sont listés dans la zone prévue à cet effet, il est possible de télécharger les données de vol vers un fichier texte via une boîte de dialogue qui demande de saisir l'emplacement où enregistrer les données. Le fichier texte généré contient parfois quelques erreurs dues au caractère non optimisé de la gestion des données de la flash, elles peuvent cependant être rapidement corrigées directement dans le fichier texte. Les données peuvent ensuite être visualisées par tout type de moyens qui exploitent des données au format csv.

2.2.5.3.2 Valves

2.2.5.3.2.1 Avant-dernier système

En début d'année 2024-2025, malgré les doutes sur la vitesse des servomoteurs, un système de valves a été développé et construit à partir de servomoteurs. Ce système se compose de deux vannes à bille actionnées par des servomoteurs 35kg.cm pour une vitesse affichée par le constructeur de 0.1s pour 60° à vide, mais une fois sous charge, les servomoteurs étaient bien plus lents que cela. L'ordinateur de bord (qui est la version actuelle) a été conçu de manière plus polyvalente que les versions précédentes cependant toujours dans l'optique de contrôler des servomoteurs. Ces servomoteurs étaient alimentés en 8,4V. Cependant, deux gros défauts de ces valves ont conduit à leur abandon également : le temps de réponse entre l'état entièrement fermé et l'état entièrement ouvert étaient plus proche de 0.5s que de 20ms donc ce système a vite démontré ses limites et le deuxième problème est la non répétabilité des ouvertures/fermetures. En effet un des deux servomoteur, lorsque tourné à 0° puis 90° puis de nouveau à 0°, ne revenait pas à 0° mais à une valeur aléatoire entre 0° et 90°. Ce second problème pose des problèmes de sécurité et de fiabilité notamment pour la pressurisation du système (en effet, l'air de la bouteille s'échappait du système car une des

deux valves n'était pas fermée). C'est notamment ce second point qui a conduit à l'abandon de ce système qui est présenté en photo sur les images suivantes :

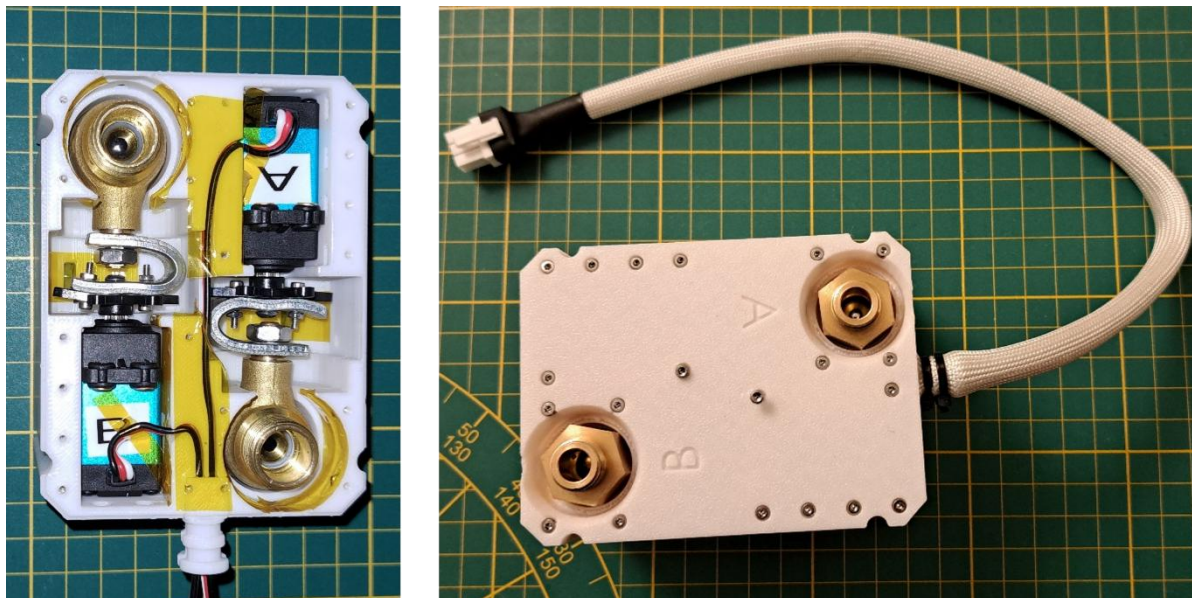


Figure 45 - Valves fonctionnant avec des servomoteurs : vue intérieure (gauche) et vue extérieure (droite)

2.2.5.3.2.2 Système final

Les valves actuelles sont la 4^{ème} itération des valves pour cette expérience. Suite à plusieurs systèmes de valves non fonctionnels, peu fiables ou trop lents, le choix s'est porté sur des valves solénoïdes à haut débit. Les valves sélectionnées ont une pression maximale/d'explosion de 40 bars (confirmé par le constructeur) et respectent donc le coefficient de sécurité demandé par le cahier des charges. Les valves ont un débit nominal de 1400l/min et un Kv de 1.6m³/h ce qui est suffisant pour assurer la poussée requise par le système. Les valves solénoïdes sont alimentées en 24V. Le système étant alimenté avec une batterie 12V, un convertisseur step-up (max 120W) passant la tension de 12V vers 24V a été ajouté au système. Les solénoïdes sont contrôlés par l'état d'alimentation de la bobine : la valve s'ouvre quand 24V sont appliqués à la bobine et quand la tension est coupée la valve se referme. L'ordinateur était conçu pour commander des servomoteurs (précédente technologie de valve) et par conséquent, les broches destinées au contrôle des valves étaient directement reliées aux broches PWM 3V3 du MCU de l'ordinateur. Un petit circuit fonctionnant avec des MOSFET à canal N a été mis en place selon le schéma suivant :

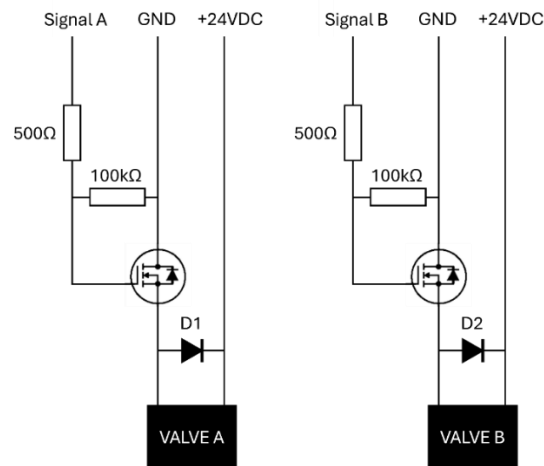


Figure 46 – Schémas électroniques du bloc de valves

Les diodes D1 et D2 sont des diodes de roue libre et ont été utilisées en raison de la forte inductance des charges (bobines). Le circuit de commande, le convertisseur step-up et les valves ont été intégrées de la manière la plus compacte possible afin de tenir dans le diamètre de la fusée tel qu'elles sont présentées sur la figure suivante :



Figure 47 – Valves de NARVAL (4^{ème} itération)

2.2.5.3.3 Circuit pneumatique

À l'issue de la campagne C'Space 2024, une analyse approfondie a permis d'identifier plusieurs points de défaillance et d'amélioration pour le circuit fluide du système NARVAL. Ces observations ont conduit à des modifications ciblées visant à optimiser la

fiabilité, la performance et la facilité de maintenance du système pneumatique. Les principaux points d'amélioration et de défaillance, ainsi que les solutions mises en œuvre, sont détaillés ci-dessous.

2.2.5.3.3.1 Amélioration des Raccords Pneumatiques

Problème identifié : Des fuites persistantes au niveau des raccords cannelés, associées à une perte significative de débit et de pression, ont été observées lors des essais. Ces défaillances compromettaient l'efficacité du circuit fluide et sa capacité à maintenir des performances optimales.

Solution mise en œuvre : Une étude approfondie a été menée pour identifier une technologie de raccordement pneumatique plus performante. Cette analyse a conduit à l'adoption de raccords enfichables (quick-connect), dont le fonctionnement est illustré dans la figure ci-dessous. Ces raccords offrent les avantages suivants :

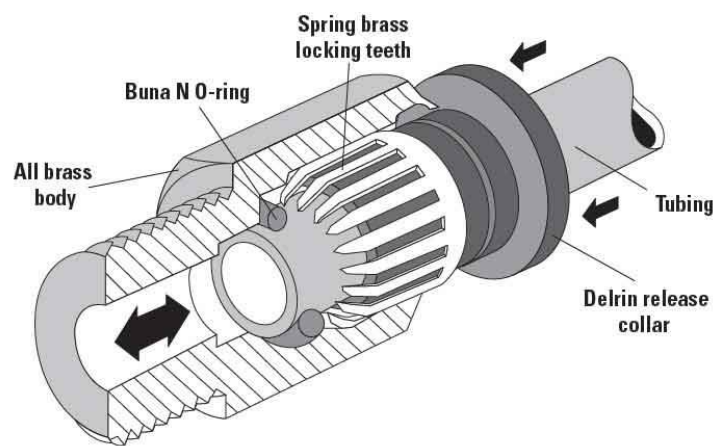


Figure 48 : schéma de fonctionnement du raccord automatique

- **Couplage et découplage rapides :** Ils facilitent le montage et le démontage, réduisant ainsi les temps d'intervention lors des opérations de maintenance ou d'assemblage.
- **Étanchéité améliorée :** Les tests réalisés n'ont révélé aucune fuite significative, résolvant les problèmes d'étanchéité observés avec les raccords cannelés.
- **Fiabilité accrue :** Les raccords enfichables garantissent une connexion stable, minimisant les pertes de pression et de débit.

Ces améliorations renforcent la fiabilité du circuit pneumatique tout en simplifiant les procédures de maintenance et d'assemblage.

2.2.5.3.3.2 Re-conception des Servovannes

Problème identifié : Les servovannes à actionneur à moteur à courant continu (MCC) de conception interne présentaient des faiblesses structurelles et un manque de fiabilité. Une campagne d'essais approfondie a mis en évidence des limitations critiques, notamment :

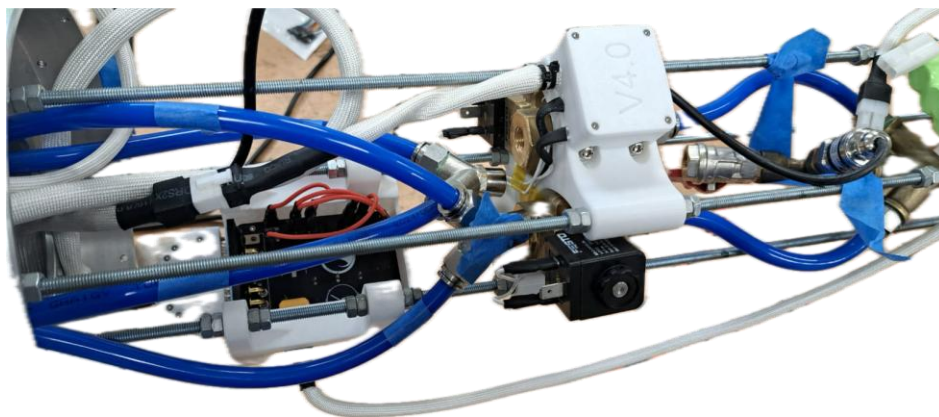
- **Un temps de réponse trop long,** incompatible avec les besoins d'un correcteur de contrôle précis.

- Une intégrité structurelle faible, incompatible avec des grands nombres de cycles de fonctionnement.
- Une difficulté de démontage et de réparation trop importante pour être acceptable pour un composant de vol critique au circuit pneumatique.
- Une fiabilité insuffisante, rendant les vannes inadaptées aux exigences opérationnelles du système NARVAL.

Solution mise en œuvre : Une re-conception initiale des servovannes a été entreprise, remplaçant les actionneurs MCC par des servomoteurs. Cependant, les tests subséquents ont révélé que les servomoteurs présentaient toujours un temps de réponse trop élevé et une fiabilité insuffisante pour répondre aux besoins du système. Par conséquent, une décision a été prise de remplacer les servovannes par des vannes solénoïdes FESTO, sélectionnées pour leurs caractéristiques techniques supérieures :

- Temps de réponse rapide : Les vannes FESTO offrent un temps de réponse faible, permettant un contrôle précis et en temps réel du débit de gaz.
- Débit adapté : Leur conception garantit un débit suffisant pour répondre aux exigences des tuyères du système RCS.
- Fiabilité éprouvée : Les vannes FESTO, reconnues pour leur robustesse, réduisent les risques de défaillance en conditions opérationnelles.

Le circuit fluide révisé pour la campagne C'space 2025 est illustré avec la Figure ci-dessous :



2.2.5.3.3.3 Capteur de pression

Afin de mesurer la pression dans le circuit pneumatique lorsque la vanne principale est ouverte, un capteur de pression a été introduit dans le circuit pneumatique. Il s'agit d'un transducteur qui mesure la différence de pression entre l'intérieur du circuit et l'extérieur (seulement 0.3 bar de biais à 3000m soit 3% de la mesure au maximum). Le rôle principal est de donner l'état du système (pressurisé ou non) de sorte qu'il soit visible depuis l'extérieur via la LED bleue ou verte. Outre la mesure de pression, c'est davantage pour la sûreté du système que ce capteur a été implémenté. Le capteur choisi est le SEN0257 de DFRobot dont la plage de mesure s'étend de 0 à 1,6MPa (soit jusqu'à 16bars) et peut résister jusqu'à 3MPa

(soit 30bars) soit un coefficient de sécurité de 3. C'est un capteur qui est alimenté en 5VDC et renvoie un signal analogique entre 0.5VDC et 4.5VDC proportionnel à la pression relative dans le circuit. Cette loi a été déterminée empiriquement en mesurant la tension du bus CAN du port analogique ALPHA pour une pression relative nulle (soit 0 bar relatif) puis pour une pression de 10 bars relatifs donnés par le détendeur de la bouteille du circuit pneumatique. La loi trouvée est donnée dans la partie software de l'expérience.



Figure 49 - SEN0257 DFRobot

3. Fabrication et tests

3.1 Production

3.1.1 Structure

3.1.1.1 Bagues et parties métalliques

Le brut d'aluminium, de diamètre 210mm et d'environ 1m de longueur, a été usiné par monsieur Faux (usineur de l'ESTACA), au tour, et l'ensemble de perçages et taraudages ont été faits pour les membres du pôle. La barre métallique reprenant le parachute a été fixée à l'aide d'équerre métalliques tordues, et l'ensemble des bagues ont été fixées entre elles et avec la peau à l'aide de vis M4.

Les seules exceptions étant la bague de centrage haute, qui, ne reprenant aucun effort, est en PLA. Elle a donc été fabriquée avec les imprimantes 3D mises à dispositions par l'ESTACA au fablab.

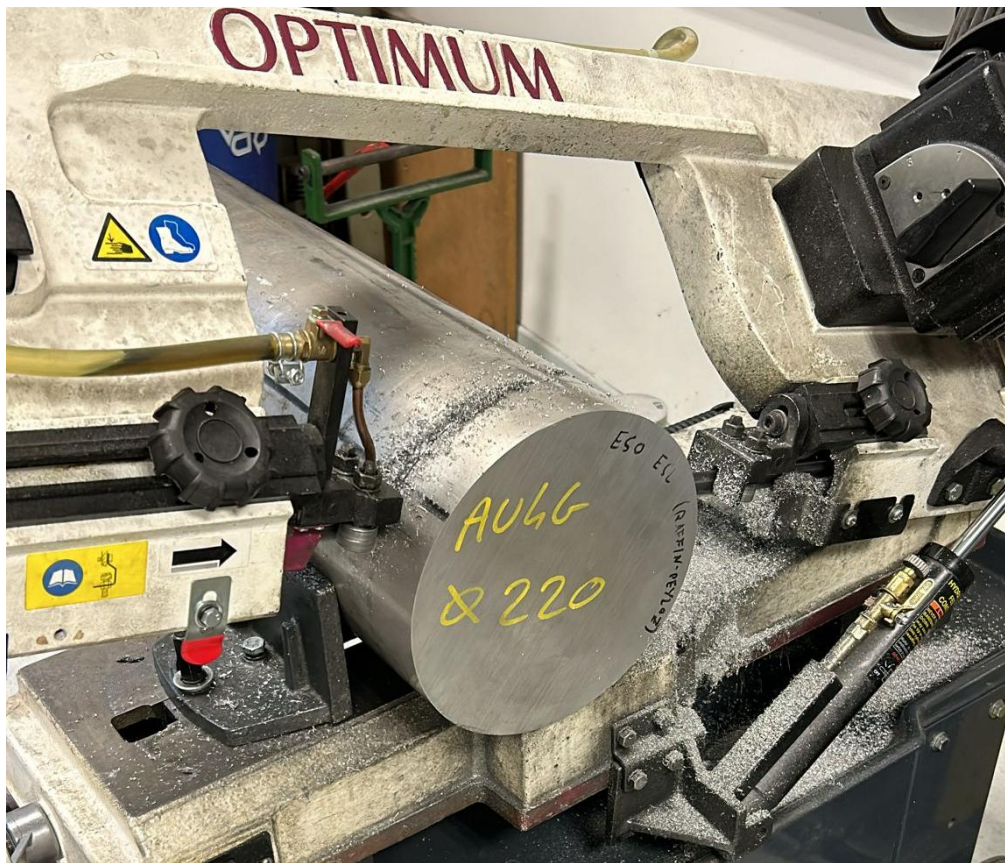


Figure 50 : découpage du brut d'aluminium à la scie à ruban

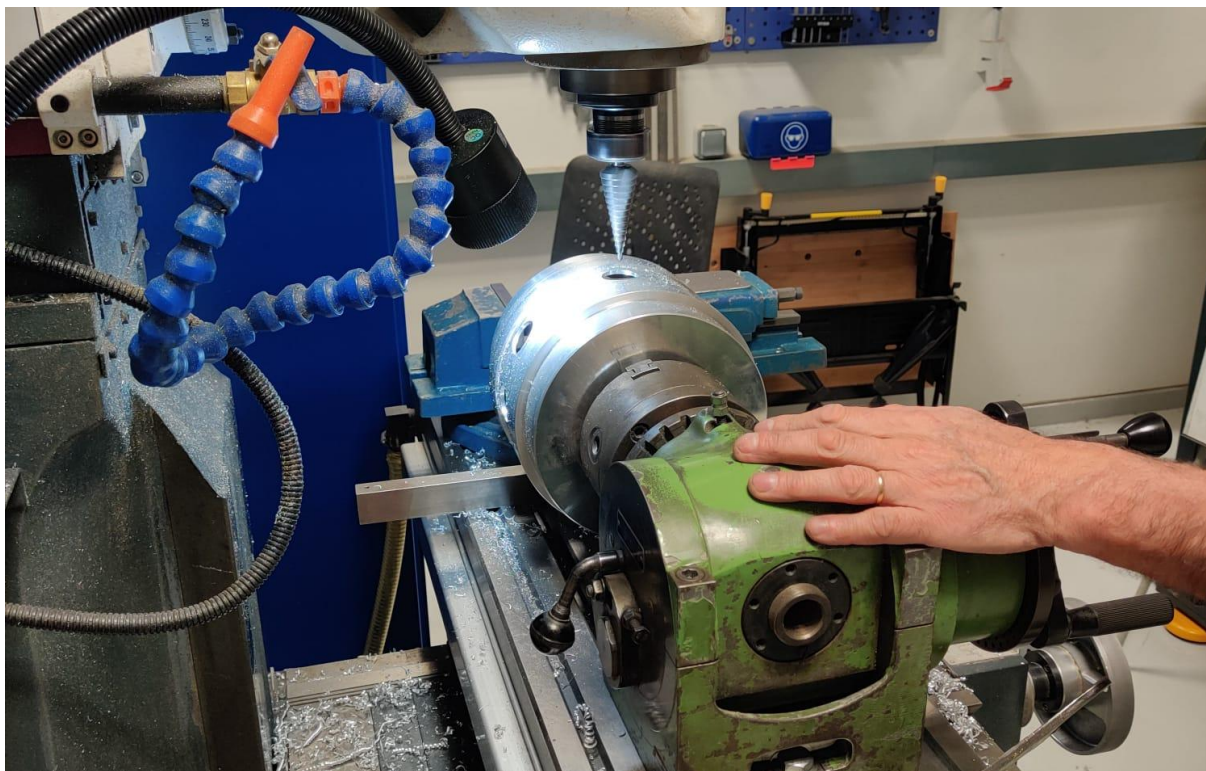


Figure 51 : usinage de la bague expérience par M. Faux à l'ESTACA

3.1.1.2 Peaux

Les peaux en carbone ont été données par EOS Technologies qui a réalisé 6 demi-tubes d'environ 2m à l'aide d'un moule fabriqué par Bardot Next. Chaque demi-tube a été joint à sa paire à l'aide de 2 bandes fibres de verre.

La peau en fibre de verre pour le tronçon avionique a été réalisé en interne par un des membres du projet en moulant 2 demi-tubes sur un moule imprimé en 3D plastique. Les 2 demi-tubes ont été assemblés par de nombreuses couches (~50) de fibre de verre disposés sur la surface extérieure.



Figure 52 : découpage de la peau en carbone



Figure 53 : Fabrication de la peau de la section avionique

3.1.1.3 Autres composants

La réduction de diamètre a été fabriquée à l'aide d'un moule en PLA et de fibre de carbone/époxy par les membres du projet. Le système de maintien propulseur a été découpé à la CNC dans une plaque d'aluminium, et les patins ont été usinés dans du POM-C, qui est très résistant et auto-lubrifiant.

Finalement, les équerres et thruss ont été achetés dans le commerce et découpés/percés aux bonnes dimensions.

3.1.2 Aérodynamique

3.1.2.1 Coiffe

La coiffe a été réalisée en composite stratifié à base de trois couches de fibre de carbone tissée (200 g/m^2), imprégnées de résine époxy SR1500 avec durcisseur SD2505. Le moulage a été effectué à partir d'un moule imprimé en 3D en trois segments, permettant de reproduire fidèlement la forme profilée tout en facilitant le démoulage. Un film de démoulage (peel-ply) et un tissu absorbant ont été ajoutés dans la mise sous vide pour garantir une finition propre et homogène. Le stratifié a ensuite été post-curé à 50°C pendant 15 heures afin d'améliorer la tenue mécanique et la stabilité thermique.

3.1.2.2 Ailerons

Chaque aileron a été conçu comme un panneau sandwich constitué de trois matériaux : un noyau central en liège expansé haute densité, une peau externe en fibre de carbone tissée (200 g/m^2), et une peau interne en fibre de verre (160 g/m^2) côté fuselage, afin de favoriser une meilleure adhérence au collage. Le processus a débuté par la découpe précise du liège selon un gabarit numérique, suivie de l'encollage des couches externes avec de la résine époxy SR1500, appliquée manuellement. Le stratifié a ensuite été placé sous vide pendant 24 heures à température ambiante pour assurer une bonne imprégnation et éviter toute inclusion d'air.

Une fois polymérisés, les panneaux ont été détourés selon le profil défini en DAO (CAO) à l'aide d'une scie à ruban, puis poncés finement aux extrémités pour permettre une meilleure jonction au fuselage. L'assemblage avec la structure du lanceur a été réalisé par collage structural à base d'époxy bi-composant, renforcé par des bandes de fibre de carbone enroulées de chaque côté de l'aileron selon une méthode dite "tip-to-tip", garantissant une continuité mécanique optimale. Un gabarit d'alignement imprimé en 3D a permis d'assurer un positionnement précis, avec une tolérance inférieure à 1° entre chaque aileron.



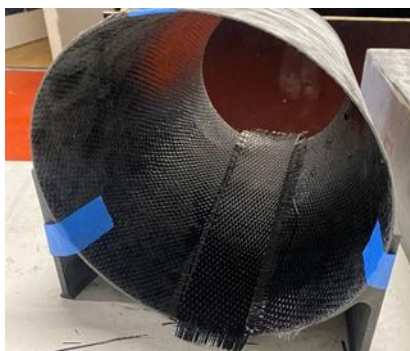
Figure 54 : empilement des couches des ailerons (liège-fibre de verre-fibre de carbone)



Figure 55 : Alignement des ailerons avec gabarit

3.1.2.3 Réduction de diamètre

La réduction de diamètre est réalisée en deux parties composées de d'une couche de fibre de verre puis deux couches de fibre de carbone imprégnées de résine époxy dans un moule en impression 3D. Ces deux moitiés sont ensuite assemblées puis fixées par ajout de bandes de fibres de carbone comme montré ci-dessous :



3.1.3 Récupération

3.1.3.1 Système d'éjection de la coiffe

La bague coiffe (supérieure) a été usinée en aluminium par M. Faux. Ses tenons sont des tiges filetées en acier munis d'un "palier" imprimé en PLA pour avoir une surface lisse au lieu du filetage. L'ensemble des pièces sur-mesure coté fusée (bague, doigts, supports vérins) ont été imprimées en 3D en PLA et PETG en raison de leur géométrie complexe. Il avait été un temps envisagé de réaliser la bague en impression métallique (acier 316L) mais cela a été abandonné face à l'impossibilité de trouver un partenaire. Les vérins proviennent d'aliexpress (foreshadowing).

3.1.3.2 Double déploiement et système de libération

Le système 3 anneaux d'ESL-1 a été fait main par nos soins à partir d'une sangle synthétique et d'anneaux d'acier trouvés dans le commerce. L'enrouleur du câble actionneur dans la section avionique est imprimé en PLA.

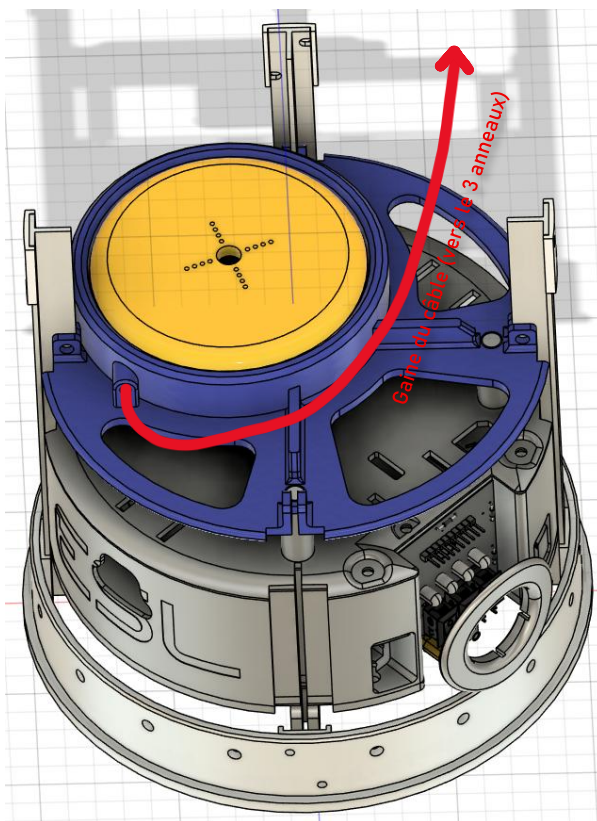
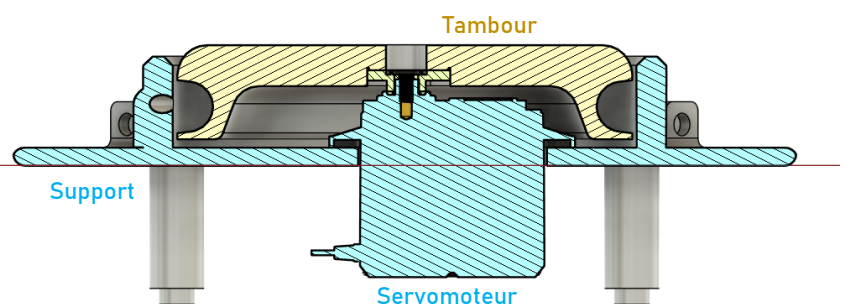


Figure 57 (à gauche) – Vue de l'enrouleur au-dessus de la section avio (en bleu le support, en jaune le tambour)

Figure 56 (en dessous) – Vue en coupe de l'enrouleur



3.1.3.3 Parachutes

La toile utilisée était fournie par le partenaire Diatex. Elle est très légère, fine et résistante. Elle est aussi plus résistante aux déchirures. Le guide fabrication développé par l'ESO est disponible sur le Drive ESO > ESL-1 > Récupération (trop gros pour joindre à ce document). Les gores sont repliées l'une dans l'autre à leur jointure avant d'être cousues. Ces coutures sont renforcées à leur base par une sangle qui forme aussi une boucle pour attacher les suspentes.

3.1.3.4 Cordes et suspentes

Nous avons cherché des cordes capables de tenir confortablement la charge prévue et avons choisi en fonction du prix et de la disponibilité, dans notre cas des cordes d'escalade (Decathlon).

3.1.3.5 Reprise des efforts par la structure

La barre en aluminium de diamètre 30mm a été trouvée dans les stocks de l'ESO. Les équerres utilisées pour fixer la barre à la bague ont été achetées chez Leroy Merlin et pliées à l'extrémité pour épouser la forme cylindrique de la barre.

3.1.3.6 Autres

Le tube en PVC a été acheté chez Leroy Merlin

3.1.4 Narval (Expérience)

(Voir directement dans [2.2.5](#))

3.2 Tests

3.2.1 Tests structurels

3.2.1.1 Compression

3.2.1.1.1 bagues et sections

La plupart des bagues subissent des efforts élevés durant le vol. Elles ont donc dû subir des tests en compression individuels et assemblés à leurs sections respectives. Ainsi, chaque

section a dû passer sur le banc de pression et subir, comme convenu dans le cahier des charges, deux fois la masse supérieure par l'accélération maximum de la fusée.

Pour nous assurer de la solidité du design, les sections ont subies la masse totale de la fusée systématiquement.

Le protocole de test et les résultats sont détaillés dans le rapport de test disponible sur SCAE mais pour résumer :



Figure 58 : Test de compression de la section récupération en 2024

- Le test a été réalisé sur le banc de compression construit par les équipes du projet Bertha. Celui-ci consiste en 4 barres filetées en acier fixées à 2 plaques en acier. L'une des 2 plaques est statique et l'autre est reliée à un cric de voiture et 2 loadcells. En déployant le cric on rapproche la plaque mobile de celle immobile et les loadcells relèvent la force résultante.
- Chaque section a été testée montée avec ses bagues et a subi une charge suivant la formule donnée par le cahier des charges : $F = 2 \times \text{Acc}_{\text{max}} \times M_{\text{supérieure}}$
- Les résultats sont concluants puisque chaque section a résisté à la charge sans montrer le moindre signe d'affaiblissement. (A noter qu'aucun test destructif n'a été mené).

3.2.1.1.2 Coiffe

Une campagne de tests mécaniques a été menée sur la coiffe finale afin de valider sa résistance structurelle. Un essai de compression axiale a été réalisé en appliquant progressivement une charge jusqu'à deux fois la charge maximale estimée en vol (liée à l'accélération au décollage et à la décélération du parachute). La pièce n'a présenté ni rupture, ni fissure, ni délamination, confirmant la solidité du stratifié et la qualité de fabrication. Un second test de flexion a été effectué en appui sur deux points, en simulant une contrainte latérale (effet de vent latéral ou vibration), et a également été franchi sans dommage.



Figure 19: Compression test on the joined half parts of the nosecone.

Objet	Masse (g)	Force à tester (g)	Force testée	Résistance
Proto coiffe	130	1246	4420	OUI
			7424	OUI
Réduc-Diam	172	1649	N/A	N/A
Demi-coiffe	286	2741	N/A	N/A

Poids 1	4420
Poids 2	7424

Acc-max	m/s^2	Fact. de charge (g)
	47	4,792666201

Figure 18: Results of the compression test.

Figure 59: Test mécanique de la coiffe

Enfin, un contrôle par tap test a permis de détecter l'absence de zones délaminiées ou de défauts internes invisibles. Un essai de chute de 1,5 m sur sol rigide a également été effectué afin de vérifier la tenue à un choc accidentel. L'ensemble de ces essais confirme que la coiffe répond aux exigences mécaniques du vol C'Space, avec une marge de sécurité structurelle supérieure à 2 sur les sollicitations critiques.

3.2.1.2 Flèche

La flèche n'a pas été testé avant le premier C'Space (2024) mais un banc de test a été monté pour l'année suivante. Les tests réalisés en interne en mars 2025 à l'aide d'un niveau laser stabilisé montraient une flèche en dessous des 1% autorisés pour les 3 angles choisis (3 ailerons = 3 angles). (foreshadowing).



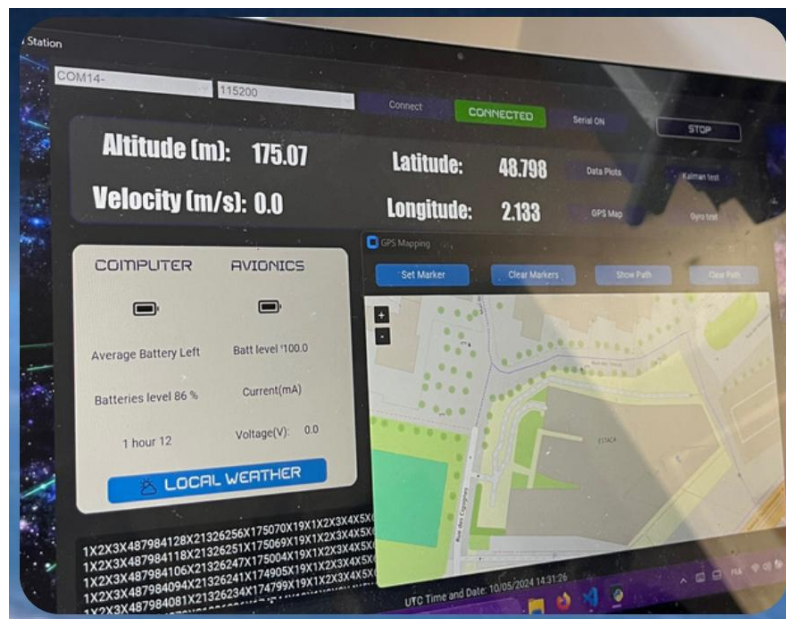
Figure 60 : Test de flèche complet réalisé en mars 2025

3.2.1.3 Ailerons

Des tests de flexion latérale et de résistance à l'arrachement ont été réalisés sur un aileron témoin monté sur structure test. Les efforts appliqués ont dépassé de 30 % les charges maximales prévues en vol, sans constater ni de déformation, ni de rupture, ni de délamination. Ces essais valident la robustesse du procédé et la fiabilité de l'intégration structurelle des ailerons.

3.2 Tests avionique et software

Les cartes ont été soumises à des tests unitaires et fonctionnels. Pour la minuterie, des séquences de simulation de décollage ont permis de valider les délais de déclenchement, la commande des vérins et du servo, ainsi que la stabilité du système à froid. Pour l'avionique, les capteurs ont été vérifiés individuellement et en vol simulé, les données ont été transmises et enregistrées via la station sol ESL codée en Python, avec une interface graphique intuitive.



Des tests de robustesse mécanique, de recharge rapide, de gestion thermique et de redémarrage contrôlé ont également été menés.

3.2.3 Récupération

3.2.3.1 Système d'éjection de la coiffe

Les vérins ont été chacun testé en étant branché à la minuterie avant d'être assemblés au système complet.

Un premier prototype a été testé pour vérifier le fonctionnement du mécanisme : succès puisque le prototype de bague coiffe (en PLA) a été propulsé à plus de 50cm de hauteur avec les premiers vérins.

Le mécanisme ayant prouvé son fonctionnement, un second test a été réalisé en juin 2024 avec l'ensemble des composants de vol du système de récupération (réelle masse à éjecter)

Le résultat de ce 2^e test a été forcément moins concluant puisque la partie mobile (bague coiffe + coiffe) a été propulsé à moins de 5cm. Cependant cela a été jugé suffisant par les contrôleurs en RCE3.

3.2.3.2 Parachutes

Les 2 parachutes (principal et ralentisseurs) ont tous deux été testés en soufflerie à l'IAT de St-Cyr à des vents atteignant 45m/s.

Les résultats de ces tests ont permis de valider la solidité des toiles, des coutures et des suspentes ainsi que déterminer les Coefficient de trainée expérimentaux pour les comparer aux valeurs du StabTraj (grosse différence relevée)

- Cd parachute principal : 1.68 (cohérent avec nos estimations)
- Cd ralentisseur : 0.65 (plus faible que nos estimations)

Un nouveau parachute ralentisseur légèrement plus grand a été fabriqué à la suite de ces tests.

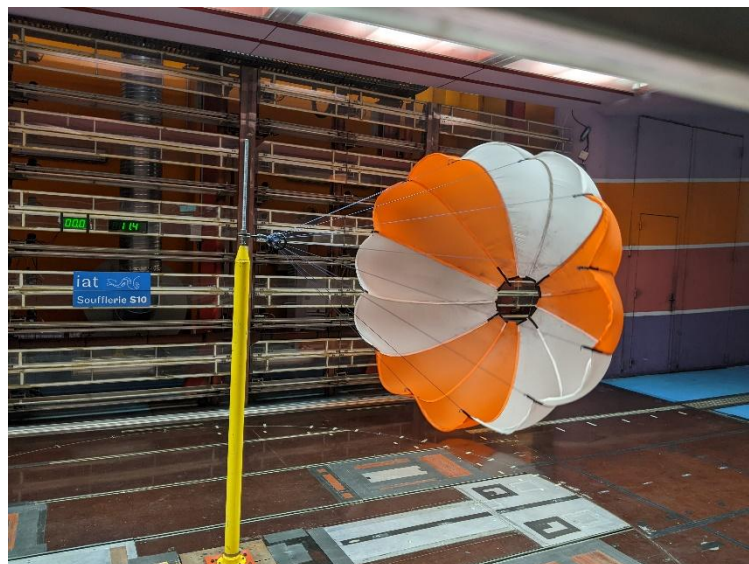


Figure 61 : Essai du parachute principal dans la soufflerie S10 de l'IAT

3.2.4 Narval (Expérience)

3.2.4.1 Simulation, test et calibrage du correcteur

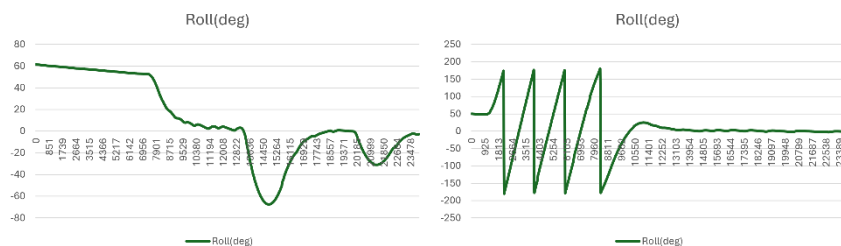
Afin de simuler le comportement de l'expérience, un modèle simplifié avec des hypothèses a été établis sous Python pour tester la logique du code, l'impact de changements sur les tendances des courbes illustrant la tendance globale que le système réel pourrait avoir. Le modèle simplifié a été établi avec les hypothèses suivantes :

- Les effets aérodynamiques des ailerons ont été négligés,
- La poussée des tuyère a été considérée comme valant 5N,
- La masse totale a été considérée égale à 30kg,
- L'inertie a été calculée en assimilant le corps de la fusée à un cylindre plein de diamètre 200mm.

Ainsi au terme d'une série de nombreux tests infructueux, il a été noté que les courbes obtenues sur la simulation Python et les courbes obtenues via les données des tests avaient la même allure mais avec des pentes de signes opposés. Cette observation a mis en lumière la différence de signe qu'il existe entre la vitesse angulaire et l'angle de roulis issus du BMI088 contrairement à la simulation où ils étaient du même signe. Suite à la découverte de ce problème majeur, le comportement du système s'est grandement amélioré. C'est une des principale contribution de ce modèle au développement du programme de contrôle en temps réel. L'autre principale utilité de cette simulation a été de tester des bouts de code sur la simulation pour tester l'impact que ces changement allaient avoir sur le système sans avoir à faire les tests réels chronophages.

Les nombreux tests infructueux ont permis d'amasser une quantité de données significative à mesure des itérations et l'étude des comportements observés a permis de progressivement tendre vers une solution fonctionnelle. Une fois la solution fonctionnelle déterminée, un léger tunage de correcteur PD a été effectué afin d'obtenir une rapidité du système satisfaisante et le moins d'oscillations possibles. Ci-après, peuvent être retrouvés les simulations alimentées avec les mêmes conditions initiales et les mêmes perturbations que les deux tests très concluant.

Mesures test



Simulations à partir des mêmes conditions initiales et perturbations que les tests

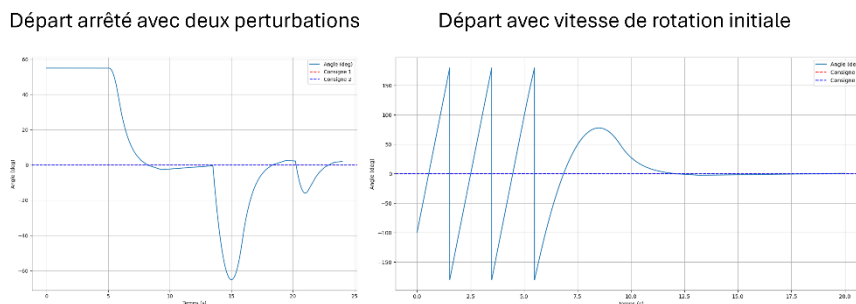
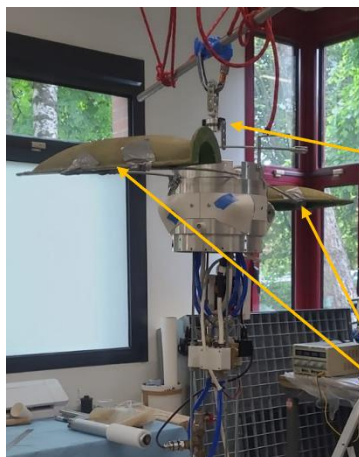


Figure 62 - Comparaison entre mesures (vert) et simulations (bleu) dans des conditions similaires.

Les données des deux tests montrent que l'expérience vient bien se stabiliser autour de son angle de consigne (ici 0°) en moins de 6 secondes que les conditions initiales soient un départ statique ou un départ avec une vitesse initiale quelconque (vitesse aléatoire donnée à la main). Le système réagit également très bien à des perturbations importantes ce qui est prometteur pour le vol. Les grandes incertitudes résident dans les effets aérodynamiques des ailerons, de l'écoulement de l'air sur le corps de la fusée et du vent qui pourraient altérer le bon fonctionnement au sol de l'expérience, le vol fera foi.

Afin de reproduire au mieux les conditions de vol, le banc de test pour NARVAL était assez rudimentaire. Les contraintes auxquelles devait répondre de le banc d'essai était la simulation de vol libre avec le moins de frottements en rotation possible pour simuler le fait que la fusée évolue sans attache fixe au sol et l'expérience ne pesant que 8 kg sur la trentaine de kg de la fusée complète (avec casing vide), il a fallu reproduire l'inertie totale prévue de la fusée. Le vol libre a été simulé en suspendant l'expérience via un pivot avec peu de frottements et l'inertie de la fusée a été reproduite via un bras de levier et deux masselottes de masse identiques équidistantes de l'axe de rotation de l'expérience. La masse des masselottes a été déterminée en utilisant la formule $I_{masselotte} = m_{masselotte} \times r^2$ et en tenant compte de l'inertie initiale de l'expérience. L'image suivante donne un aperçu du banc de test pour les tests d'asservissement en roulis.



Pivot pour assurer une rotation libre sans frottements

Masselottes pour simuler l'inertie totale d'ESL-1

Figure 63 - Banc de test pour tester l'asservissement de NARVAL

3.3 Intégration et assemblage

Lors de l'assemblage des différentes sections, plusieurs difficultés ont été rencontrées.

Dans la section avionique, il avait initialement été décidé que la peau serait porteuse, et que les truss n'interviendraient pas dans la transmission des efforts. Cependant, en fixant les truss à la bague supérieure et à la bague inférieure, la section s'est retrouvée surcontrainte : le serrage des vis provoquait un désalignement des axes de révolution des bagues. Pour corriger ce problème, il a été nécessaire d'augmenter les degrés de liberté en supprimant la liaison des truss avec la bague supérieure.

Pour les autres sections, un problème commun et majeur est apparu. Afin de gagner du temps sur l'intégration complète, les trous dans les peaux en carbone avaient été percés séparément des bagues, à l'aide d'un gabarit. Or, lors du perçage des bagues avec un autre gabarit (présentant la même géométrie de perçage mais un diamètre plus petit), les perçages réalisés se sont révélés non alignés une fois les bagues intégrées aux peaux. Il a donc fallu agrandir les perçages dans les peaux pour permettre l'assemblage, au risque d'introduire un jeu excessif entre les bagues et les peaux.

Pour éviter ce type d'erreur lors de futurs projets, il est recommandé de percer simultanément les peaux et les bagues à l'aide d'un même gabarit. De manière générale, dès lors qu'un élément fileté traverse plusieurs pièces, ces dernières doivent être percées en même temps afin de garantir un alignement parfait.

Un autre problème, résolu a posteriori, concernait l'orthogonalité des surfaces d'extrémité des peaux par rapport à leur axe de révolution. La scie à ruban de l'atelier de l'ESTACA ne permettait pas une coupe parfaitement perpendiculaire, surtout pour des diamètres aussi importants. Les peaux ont donc dû être ajustées manuellement à la ponceuse à disque stationnaire. Toutefois, le rayon du disque, plus petit que celui des peaux, ne permettait pas d'obtenir une surface parfaitement plane.



Figure 64 :
ponceuse
stationnaire à
disque

Ce problème a été partiellement corrigé lors du C'Space 2024, en ajustant la position de la bague au moment de l'application de la colle époxy, afin de compenser les défauts de perpendicularité.

4. Campagne C'Space 2024

4.1 Problèmes rencontrés en qualifications

4.1.1 Structure

Lors du C'Space 2024, plusieurs imprévus ont mis la structure à l'épreuve.

Très vite, la plus grosse préoccupation a vite été la flèche :



Figure 65: Assemblage d'ESL-1 au C'space 2024

Au bout du deuxième jour, nous nous sommes rendu compte que la flèche de la fusée était beaucoup trop élevée, et que la fusée n'était pas exactement droite, ce qui faisait varier la flèche dans les différentes directions. Nous avons réussi à résoudre le problème de colinéarité des sections de la fusée en un après midi. Malheureusement, la flèche restait trop élevée, et était causée par un jeu entre les bagues et les peaux, et principalement à cause de perçages trop grands dans les peaux, qui permettaient un rotulage.

Il a été essayé de réduire le jeu entre les bagues, de serrer les vis au couple, voir de rajouter des vis, mais nous avons finalement décidés de fixer les bagues et les peaux qui n'avaient pas besoin d'être démontées à l'époxy. Cela réduisait la démontabilité de la fusée, mais nous a permis de passer le test en flèche dès mercredi.

Ensuite, nous avons subis des problèmes qui ont nécessités des modifications mineures du design : le ponçage des truss par exemple, pour faciliter le glissement du caisson avionique, le découpage de certaines trappes pour la section Narval et l'accès à des valves, ou encore la modification du maintien propulseur pour s'accorder au casing de Pro-98 qui avait été amenés ur la base vie et qui n'était pas des mêmes dimensions que la référence utilisée pour le design (NB : le casing de la base vie ne correspondait pas à celui de vol)

Pour finir, les tests structurels ont finalement tous été passés le mercredi soir (avec une très légère marge pour le test en flèche, ce qui nous a poussé à faire des modifications cette année)

4.1.2 Minuterie et avionique

Lors du C'Space 2024, la minuterie Hermes 2.0 et l'avionique Hermes 2.1 ont été officiellement qualifiées et utilisées lors de vols expérimentaux. La minuterie a été installée sur une carte ESL 2.1, dans une configuration où les modules GNSS et LoRa étaient désactivés. Son rôle consistait exclusivement à déclencher les événements de récupération selon une séquence temporelle programmée.

Malgré sa qualification finale, la minuterie a rencontré plusieurs difficultés. Le câblage interne du rack, notamment à l'étage inférieur contenant le pont en H, le régulateur hacheur et les batteries, s'est révélé difficile d'accès. Cela a compliqué les opérations de recharge, d'inspection et de tests fonctionnels. Certaines connexions se sont brisées au niveau des soudures, mettant en évidence une fragilité structurelle.

L'avionique a connu des problèmes similaires. En plus des connexions internes délicates, l'encombrement des antennes en particulier celle du GPS et celle du LoRa à 868 MHz – a gêné l'intégration mécanique du rack. L'accès aux composants et aux ports de test était restreint, rendant les interventions longues et peu ergonomiques.

4.1.3 Récupération

Une fois au C'space, nous nous sommes rendu compte que le drogue chute initialement prévu était sous-dimensionné. Nous avons donc refait un nouveau parachute aux bonnes dimensions sur place.

Le système complet de récupération a ensuite correctement fonctionné et a pu être qualifié.

Installer des caméras (GoPros chinoises) au niveau de la section récup avait été envisagé et un système de fixation rudimentaire avait été dessiné, mais celui-ci a finalement été abandonné faute de temps et main d'œuvre au C'Space.

4.1.4 Narval

4.1.4.1 Mécanique

La campagne de lancement a permis de réunir les membres du projet Narval qui étaient pratiquement tous en stage et avaient eu des difficultés à travailler tous ensemble régulièrement sur le projet. Trois grosses difficultés se sont dégagées :

1. Les montages démontages répétés risquaient de pincer des câbles ou d'endommager le circuit pneumatique, ils étaient également complexes car il fallait parfaitement aligner les éléments entre eux, il est également bon de noter que le patin inférieur de la fusée est vissé dans la bague du rack pneumatique.
2. Le montage de la fusée sans le rack est impossible, il y a donc eu des incompatibilités entre les qualifications avec la fusée entière, avec toutes les difficultés rencontrées avec la flèche, durant lesquelles il était impossible de

travailler sur Narval. A l'inverse il fallait constamment attendre que Narval soit disponible pour corriger les problèmes de flèche.

3. Les tiges filetées bien que très pratiques, engendrent des gros délais de vissage quand il faut monter des pièces au cœur du rack.

Ces différents problèmes sont amenuisés par le nouveau circuit pneumatique et électrique.

4.1.4.2 *Electronique*

Lors du C'Space 2024, l'expérience a passé les qualifications en tant qu'expérience seule. Cependant le vol simulé n'ayant jamais été réalisé jusqu'au C'Space, l'expérience n'a jamais été activée à l'intérieur de la fusée assemblée dans son intégralité. Or le BN0055 est un capteur qui contient un magnétomètre qui lui sert notamment à recalibrer son orientation absolue. Tant que la centrale inertielle n'était pas calibrée, la suite de la séquence de code de l'expérience ne s'exécutait pas (c'était une sécurité pour être sûr de capter des données viables). Cependant la peau d'ESL-1 est en fibre de carbone et les bagues sont en aluminium ce qui a produit un effet cage de Faraday empêchant le magnétomètre de se calibrer et donc de dérouler la suite du code. Une des solutions disponibles aurait consisté à désactiver le magnétomètre du BN0055 afin de fonctionner selon une orientation relative (comme le BMI088), mais le membre responsable du software n'avait pas pu être présent lors du C'Space 2024 et tentait de résoudre le problème à distance, en vain. Ce blocage de code et cette incompatibilité des composants ont conduit entre autres à la non qualification et donc au non vol d'ESL-1 en 2024. Le code non optimal nécessitera donc une plus grande attention pour la campagne 2025 afin de prévenir tout risque de blocage de programme.

L'asservissement quant à lui n'était pas au point. Un début de correction semblait se faire mais sans stabiliser précisément l'expérience. La logique de correction n'était pas bonne, elle se basait sur un comportement en prédiction au lieu d'un simple correcteur (PID ou PD) ce qui n'est, bien sûr, pas adapté à un système soumis à autant de perturbations et d'incertitudes. De plus cette logique était très lourde en RAM (plus de 80% de l'Arduino Nano ce qui est déconseillé pour éviter les instabilités dans le programme), raison pour laquelle toute la logique du code est à revoir pour l'itération suivante.

4.2 Retour d'expérience

4.2.1 Modifications post-C'Space 2024

4.2.1.1 *Structure*

Après le C'Space, il a rapidement été décidé qu'il fallait absolument fiabiliser la flèche de la fusée.

De plus, la fusée avait subi certains dégâts lors de l'évènement, notamment au niveau des perçages : à force de les serrer au couple, la peau en nid d'abeille avait été abîmée autour, ce qui allait sûrement poser un problème à moyen terme. Quelques filetages (3) ont aussi été cassés pour les mêmes raisons.

Tout d'abord, nous avons commencés par revérifier la rectitude de la fusée une bonne fois pour toute au mètre laser, pour fixer le placement des pièces structurales.



Ensuite, de l'époxy (plus solide que celui employé pendant le C'Space, qui était de l'époxy rapide) a été réinjecté dans les bagues déjà collées, pour assurer qu'elles ne bougent plus et supprimer tout rotulage. Finalement, de l'époxy a été injecté à la seringue autour des perçages qui seraient serrés au couple pendant l'assemblage. La résine s'est infiltrée dans les hexagones du nid d'abeille, et a complètement rigidifiée les alentours des perçages, assurant une excellente tenue mécanique.

Figure 66: Trou de vis au niveau de la peau (post C'Space 2024)

Aussi, nous avons décidés de changer de vis, pour passer des têtes torx à des têtes hexagonales, permettant de serrer plus facilement sans risquer d'exploser les vis.



Figure 67: ESL-1 assemblée (Mai 2025)

De nouveaux tests en flèche ont été réalisés après ces modifications, et ont été largement passés (voir rapport de tests en flèche).

Pour finir, sur une touche plus esthétique, la fusée a été entièrement peinte proprement, et des stickers et contours de trappes ont été ajoutés (le travail a été réalisé par des membres de tous les pôles).

4.2.1.2 Avionique

Face aux difficultés rencontrées pendant le C'Space (câblage interne et faux contacts), plusieurs solutions concrètes ont été mises en place. Toutes les soudures critiques ont été renforcées par de la colle chaude, assurant une meilleure résistance mécanique. Le design du rack a été modifié pour permettre un démontage par le dessous, offrant un accès direct à l'étage inférieur. Un câblage simplifié a été réalisé en amont du C'Space, pré-positionné et fixé, rendant le montage rapide et fiable. La recharge des batteries peut désormais être effectuée sans démontage, grâce à un connecteur externe accessible, permettant de recharger l'ensemble du rack dans une poche ignifugée.

Du côté de l'avionique, l'antenne GPS d'origine a été remplacée par une antenne patch positionnée sur le côté du rack, supprimant tout dépassement encombrant. Le code de la minuterie a été légèrement modifié pour faciliter la mise en place du système de récupération avant le vol. Le code avionique, quant à lui, n'a pas été retouché, ayant démontré sa stabilité et son efficacité. En revanche, l'interface graphique de la station sol a fait l'objet d'une refonte : elle est désormais plus rapide, plus fluide, et offre une meilleure visualisation des données critiques en vol.

4.2.1.3 Récupération

La chaîne parachute est inchangée. Seul le câble du 3 anneaux a été remplacé, l'ancien s'étant abîmé.

Suite aux retours de PlaSci, le système d'éjection a été modifié pour avoir :

- Une éjection plus franche,
- Un maintien plus rigide de la coiffe.

Le principe du système de retenue a été conservé (rainures, vérins...), seuls la bague et les ressorts ont changé. Les ressorts passent de 3 à 6 et ont une course plus longue pour pousser – et donc accélérer plus longtemps – l'ogive lors de l'éjection. La bague a été modifiée pour accueillir ces nouveaux ressorts et était censée être imprimée en PETG-CF au lieu du PLA de 2024. Les doigts des vérins en PLA ont été remplacés par des pièces en acier (en forme de lame de couteau à beurre) et sont attachés aux vérins avec des pièces en PLA ("chaises").

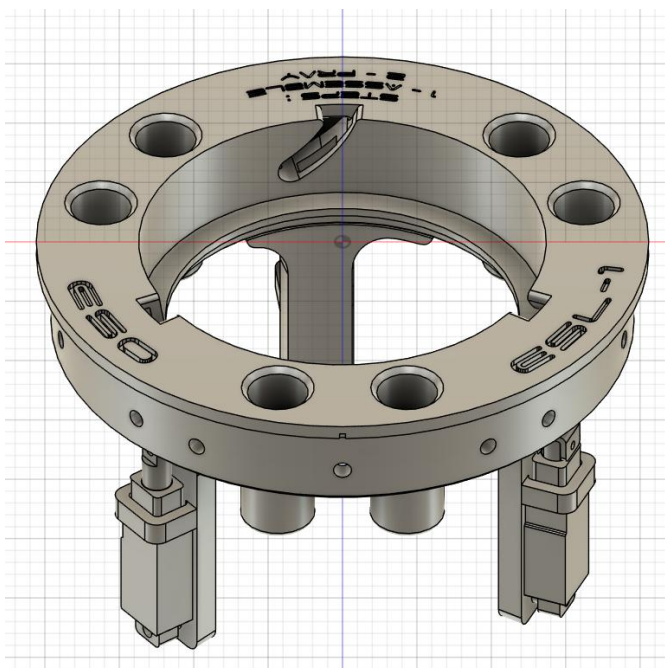


Figure 68 - Bague éjection 2025 (et supports vérin)

4.2.1.4 Narval (Expérience)

Tous les systèmes de NARVAL qui ont été mentionnés ci-dessus ont été abandonnés (sauf mention contraire) mais ont servi d'expérience solide sur laquelle s'appuyer pour concevoir le système qui est actuellement dans ESL-1. Les systèmes de vol qui seront lancés en juillet 2025 sont uniquement les systèmes qui sont décrits dans la partie [Narval 2024-2025](#).

4.2.1.5 Autre

4.2.1.5.1 Caméras

Un nouveau système de caméra plus poussé a été conçu et dessiné en fin d'année. Les fixations n'étaient pas prêtes et ont dûes être imprimées au C'Space '25 et l'électronique finale n'avait pas encore était assemblée et testée (testée sur breadboard uniquement). Celui-ci était plus travaillé, avec et des caméras de meilleure qualité (RunCam Thumb Pro).

La fusée avait de deux caméras, une orientée vers le haut et une vers le bas. Elles offrent de belles images et facilitent l'analyse post vol (surtout celle vers le haut et le parachutes).

Les caméras sont intégrées à un support aérodynamique semi-encasté dans la fusée. Chaque support est facilement amovible (fixé par 4 vis) et est entièrement indépendant. Il comprend batterie, contrôleur, activateur (Jack) et caméra.

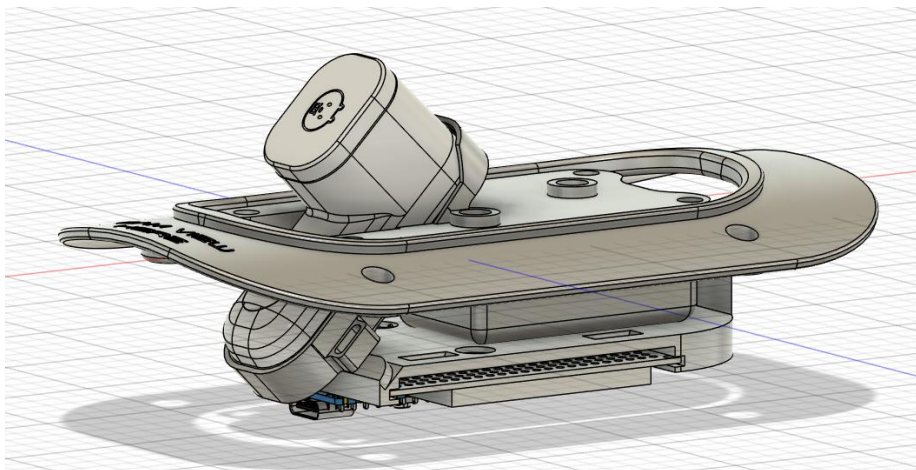


Figure 69 - Support caméra

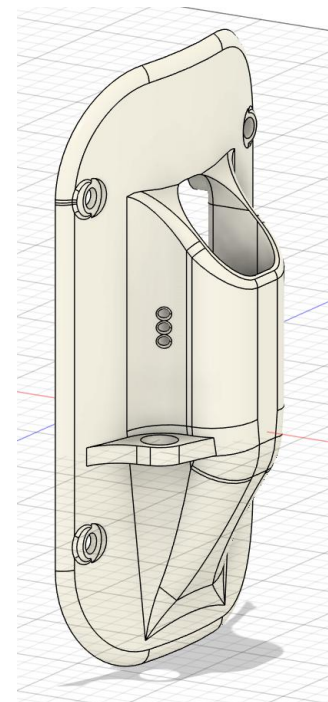


Figure 70 - Coiffe aérodynamique de la caméra vers le haut

5. Campagne C'Space 2025

5.1 Déroulé des qualifications

5.1.1 Qualifications mécaniques

5.1.1.1 *Flèche*

Pour rappel, la flèche a été un des points noirs du C'Space 2024 pour ESL-1. C'est pourquoi un travail sur la rigidification de la structure a été entrepris entre 2024 et 2025 (injection d'époxy) et des mesures de corrections de colinéarité des axes des sections ont été réalisées (scotch structurel entre les sections propulsion et Narval) à l'aide d'un niveau laser 2 axes.

Comme indiqué dans la section 3.2.1.2, un test de flèche a été réalisé en mars 2025 dans les locaux de l'ESO avec un banc de test développé en interne et les résultats paraissaient concluant par rapport aux CdC Planète Sciences.

Néanmoins, lors des qualifications du C'Space 2025, le premier test de flèche réalisé avec les moyens de mesure de Planète Sciences a révélé une flèche plus conséquente que celle mesurée en interne supérieure à la valeur limite acceptée par le CdC. Après plusieurs tentatives de redresser la fusée (avec le scotch structurel) et deux nouveaux tests de flèche, les contrôleurs ont décidé de discuter d'une éventuelle dérogation en commission technique le mercredi soir. La dérogation a finalement été acceptée.



Figure 71 : Test de flèche

5.1.1.2 Ailerons

Le test de tenu des ailerons s'est déroulé de la manière suivante : la fusée était positionnée à l'horizontale avec l'aileron à tester pointant vers le haut. La fusée était bloquée en rotation par 3 à 4 membres. Une sangle était tirée autour de l'aileron à mi-hauteur de ce dernier. 2 autres personnes tiraient sur la sangle par l'intermédiaire d'un dynamomètre et perpendiculairement à la surface de l'aileron pour atteindre une valeur de 70kg de traction.

Les 3 tests (pour les 3 ailerons) se sont déroulés de manière nominale et ont chacun été un succès. Pas de signe de faiblesse de ailerons. -> la méthode de fabrication des ailerons « Tip-to-Tip » est à retenir pour de futurs projets de fusées expérimentales subsoniques.

5.1.1.3 Compatibilité Rampe

Le test de compatibilité rampe/fusée a été fait en base vie à l'aide d'un rail semblable en géométrie de section à celui présent sur la rampe Toutatis 7m.

Après un ponçage des patins pour rentrer dans l'encoche, la compatibilité a été validé



Figure 72 : Test de compatibilité rampe

5.1.1.4 Compatibilité propulseur

Le test de compatibilité propulseur s'est fait cette année avec le bon casing de Pro98. Test validé en 2024 -> de nouveau validé en 2025.

5.1.2 Qualifications avionique et minuterie

La qualification de la minuterie c'est réalisé en même temps que le test de séparation et les vols simulés. Pour l'avionique, un test a permis de déterminer que la télémetrie émettait bien sur les fréquences autorisées avec une puissance fixée par le CdC. Il a aussi pu être démontré que l'avionique communiquait et enregistrerait correctement les données importantes pour l'expérience.

5.1.3 Qualification Narval (Expérience)

Contrairement à la campagne de C'Space 2024, les nombreuses améliorations et opérations de fiabilisation ont permis de rendre l'expérience fonctionnelle et prête dès le début de la campagne. Ceci a permis de se concentrer sur les autres parties d'ESL-1 qui nécessitaient quelques ajustement pour passer les qualifications.

Cet état a permis à l'expérience d'être qualifiée dès le lundi avec les mêmes performances observées pendant la qualification que pendant les essais. Le nouveau circuit pneumatique ne présentait pas de grosse fuite apparente.

Cependant après les nombreuses manipulations de l'expérience et d'ESL-1 en général, les nombreux mouvements ont fait bouger les tuyaux enfichables menant à quelques fuites lors des mises en pression, mais ce problème a été résolu à coup de Scotch pour maintenir les tuyaux le plus en place possible. Ceci a mis en lumière que les raccords enfichables métal sur tuyaux en plastique n'est peut-être pas la meilleure solution à adopter. Au prochaines générations d'Esociens de déterminer ce qui est le plus fiable pour les circuits pneumatiques de ce type.

L'expérience s'est également bien déclenchée lors du vol simulé attestant du bon fonctionnement de l'expérience une fois intégrée dans la fusée assemblée dans son intégralité (contrairement à l'année précédente où l'effet cage de Faraday avait rendu inutilisable l'expérience conduisant à la non-qualification d'ESL-1 en 2024).

A noter cependant que le matin même du vol, lors de la procédure de remplissage de la bouteille, surprise une grosse fuite au niveau du détendeur (preset) de la bouteille rendait le remplissage impossible (montée en pression impossible dans la bouteille). Après démontage, le coupable était un joint torique de 3mm de diamètre fendu. Les raisons pour lesquelles ce joint était fendu restent encore inconnues mais il est probable que la corrosion due à l'eau stagnante dans la bouteille ait introduit des particules qui aient endommagé le joint. Cependant, après remplacement, la fuite a disparu permettant de remplir la bouteille, d'assembler ESL-1 et de partir en rampe.



Figure 73 : Qualification Naval sur barre de traction

5.1.4 Qualification récupération

5.1.4.1 Remarques générales

Les nœuds EBSB des suspentes des parachutes ont parfaitement tenu. Aucun nœud ne s'était desserré en un an malgré le stockage et le transport.

Toutes les qualifications structurelles ont été passées sans souci.

10 essais de qualification de la récupération ont dû être réalisés, la chaîne parachute et la libération ont systématiquement fonctionné (mais pas l'éjection, voir ci-après).

Les revers du parachute principal commençaient à se défaire/s'effiloche (le parachute était assez vieux à ce moment).

Les suspentes du drogue en U peuvent glisser et le parachute a tendance à se mettre de travers. Un morceau de scotch bleu a été mis autour des suspentes au niveau de l'émérillon pour éviter qu'elles glissent en transport (aucune idée s'il était encore là après le vol mais une fois le parachute déployé ce n'était de toute façon plus nécessaire).

5.1.4.2 Câble actionneur 3 anneaux

Ce système fonctionne bien et est la solution la plus adaptée trouvée, mais il subsiste quelques réserves :

- La pointe du câble coté parachute s'effiloche s'il s'accroche dans quelque chose (parachute, tube PCV, 3 anneaux...) et à force d'entrées/sorties répétées. Si le câble se coince dans la gaine il faut démonter toute la section avionique pour le sortir.
- Le brasage du bout du câble n'est pas possible, du moins avec le matériel de l'ESO (câble en acier).
- Il est recommandé de scotcher l'extrémité lorsqu'il n'est pas utilisé pour éviter qu'il ne se prenne dans quelque chose (mais il ne passera pas dans la gaine).
- Systématiquement aider à la main le câble à sortir et lui faire de la place pour qu'il ne s'accroche dans rien.
- Systématiquement réentortiller le bout avant chaque rentrée et à chaque sortie du câble.
- Si le câble se coince ou s'il n'est plus possible de le réentortiller parfaitement à la main, il est possible de couper la partie entortillée. Attention, quand le câble devient trop court il est nécessaire de le changer. Il est alors préférable d'avoir un câble un peu plus long que nécessaire pour garder de la marge.
- Au niveau du tambour enrouleur, ne pas mettre trop de colle chaude, sinon le câble est difficile à enlever pour le changer.

Si le problème de la pointe du câble est gêné lors de la préparation de la section récupération, il ne pose aucun risque en vol (il ne gêne pas la rétraction du câble).

Une solution est à chercher pour rendre la pointe du câble plus durable.

5.1.4.3 *Système d'éjection*

Bien que le système d'éjection de la coiffe ait fonctionné sans souci lors du vol, il nous a causé de nombreuses difficultés au C'Space, notamment lors des qualifications.

Nous sommes arrivés au C'Space avec l'ancienne bague inférieure (PLA, 3 ressorts, course réduite), n'ayant eu le temps d'imprimer la nouvelle en PETG-CF.

Malheureusement nous avons eu des problèmes avec toutes nos imprimantes et nous nous sommes rendu compte que nous n'avions pas la buse adaptée au PETG-CF (elle est identique aux buses normales de l'extérieur). Nous avons finalement imprimé la bague en PETG non imprégné de fibre de carbone avec plusieurs jours de retard.

Entre temps, nous avons commencé les qualifications (structure, flèche...) avec l'ancien système d'éjection. Celui-ci était bien moins rigide de manière très visible (2 fois moins de ressorts). Cela a attiré l'attention des contrôleurs sur le sujet, qui en sont restés soucieux pendant tout le reste des qualifications.

La nouvelle bague en PETG fabriqué a été montée et les contrôleurs l'ont accepté ; ils ne restaient cependant pas pleinement convaincus (pièce critique en plastique). Lors d'un des nombreux tests en flèche, la fusée a été portée par erreur par la coiffe ce qui a cassé la bague. A noté que la bague avait beaucoup travaillé dans la journée car plusieurs personnes (notamment des contrôleurs) avaient voulu "tester" la rigidité de la coiffe à la main. Cet incident a accentué les craintes des contrôleurs pour cette pièce. Nous avons dû réimprimer la bague et on a profité pour renforcer en augmentant l'épaisseur certaines parties et le remplissage de la pièce.

Lors du premier vol simulé, les supports de la fusée se sont renversés et la fusée est tombée au sol, en partie sur la coiffe (~50% de la masse de la fusée est donc retombé sur la coiffe, transversalement). Ceci a cassé le support d'un des vérins. Nous avons dû à nouveau démonter la section, réimprimer les pièces et les renforcer sur demande des contrôleurs. Nous avons aussi renforcé l'interface entre les vérins et les "doigts" en métal, qui était auparavant en PLA, en utilisant un assemblage vis/boulon directement entre la tête du vérin et le doigt. Pour ceci, ces doigts ont dû être refaits à partir d'une plaque d'acier, coupés à une longueur plus longue que les précédents pour éliminer le besoin de la pièce en PLA entre les doigts et les vérins.

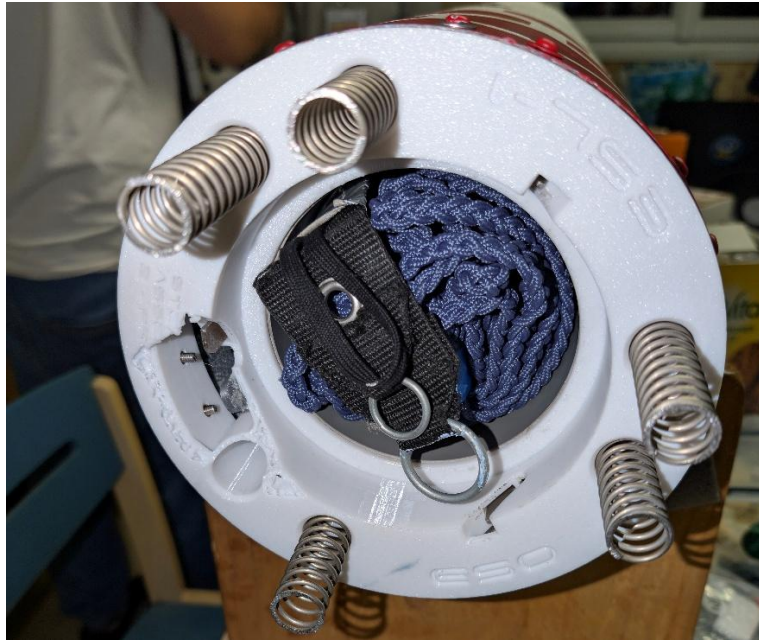


Figure 74 : 1ere bague séparation en PETG cassé lors du test de flèche

Un des vérins a alors cessé de fonctionner (il a cessé de se déployer). Nous avons identifié un faux contact à l'intérieur du vérin. Après l'avoir démonté, de la corrosion était notamment présente. Nous n'avons pas réussi à le refaire fonctionner de manière fiable. Par chance une autre équipe avait le même modèle de vérin et a accepté de nous le donner... mais celui-ci était 3 fois trop long (course de 30mm au lieu de 10mm). Nous avons tout de même réussi à adapter le support pour pouvoir monter le vérin long (avec les moyens du bord).

Nous n'avons ensuite plus eu de problème au niveau de l'éjection.

5.1.5 Vol(s) simulé(s)

Lors du premier vol simulé, au moment de mettre la fusée "en rampe", celle-ci est tombée au sol ce qui a endommagé le système d'éjection (voir ci-dessus). Nous avons tout de même réussi à le réparer, requalifier la récupération (une 10^e fois !) et représenter in-extremis (le jeudi soir) la fusée à un nouveau vol simulé.

Le 2^e vol simulé s'est déroulé sans accros, notamment grâce à notre chronologie en tente club et rampe très courte (et parce que nous avons été dès lors extrêmement précautionneux).



Figure 76 : séparation coiffe



Figure 75 ouverture drogue



Figure 77 : activation 3 anneaux et déploiement main



© 2025 CNES Planète Sciences Charles Pilon

5.2 Vol ESL-1

5.2.1 Résumé

Au global, ce vol est une réussite.

Ce qui a marché

- Résistance mécanique : tous les éléments ont tenu et aucun dommage majeur n'a été constaté. (NB : à l'atterrissage le retreint moteur s'est brisé sur le côté et la section Expérience s'est cassée sur son périmètre à la hauteur du plus grand perçage suite au choc radial.)
- 3 anneaux : le système a fonctionné et s'est déclenché au moment prévu.
- Drogue : le drogue s'est bien déployée et a bien ralenti la fusée.
- Ejection : la coiffe a tenu la montée et a été éjectée au moment prévu.
- Caméras 📷 : les caméras ont suffisamment fonctionné pour nous offrir des belles images et nous permettre d'analyser ce qu'il s'est passé.

Ce qui n'a pas marché

- Le parachute principal est sorti trop tôt, s'est emmêlé et ne s'est que partiellement ouvert.
- Nous n'avons pas pu tester la fonction parachute pilote du parachute de ralentissement.

5.2.2 Déroulé du vol

Le vol a duré 3'32" (212 s). L'apogée est atteinte à T+22, la coiffe éjectée à T+25 et la fusée se réoriente à T+29 (ouverture du drogue et tension de sa corde).

Le parachute principal sort lui aussi partiellement dès l'éjection de la coiffe au lieu de sortir à la libération du 3 anneaux. Il est alors en torche. La fusée ralentie immédiatement à une vitesse verticale de 25m/s, puis ralentie progressivement

A T+60 le 3 anneaux libère le parachute principal, mais celui-ci, déjà sorti, reste emmêlé, et ne se déploie pas.

A T+72 le parachute principal se gonfle partiellement. La fusée descendait alors à ~19m/s. Après son ouverture partielle la fusée descend à +/- 14m/s.

A T+148 (1'18") le main part à nouveau en torche, la fusée accélère jusqu'à 19m/s, puis à T+155 (1'25") il se gonfle à nouveau partiellement, la fusée revient à 14m/s.

L'atterrissage à 14m/s est brutal, mais reste tout de même nominal (<15m/s).

Les vitesses de descentes ont été déterminés à partir du GPS et du baromètre de l'avionique. Les temps ont été pris des vidéos des caméras à bord. Les événements notés sont aussi visibles sur les courbes d'altitude et de vitesse de descente.

Les vitesses de descente sont cohérentes avec les valeurs prévues (~30m/s sous drogue seul et 9m/s sous main seul).

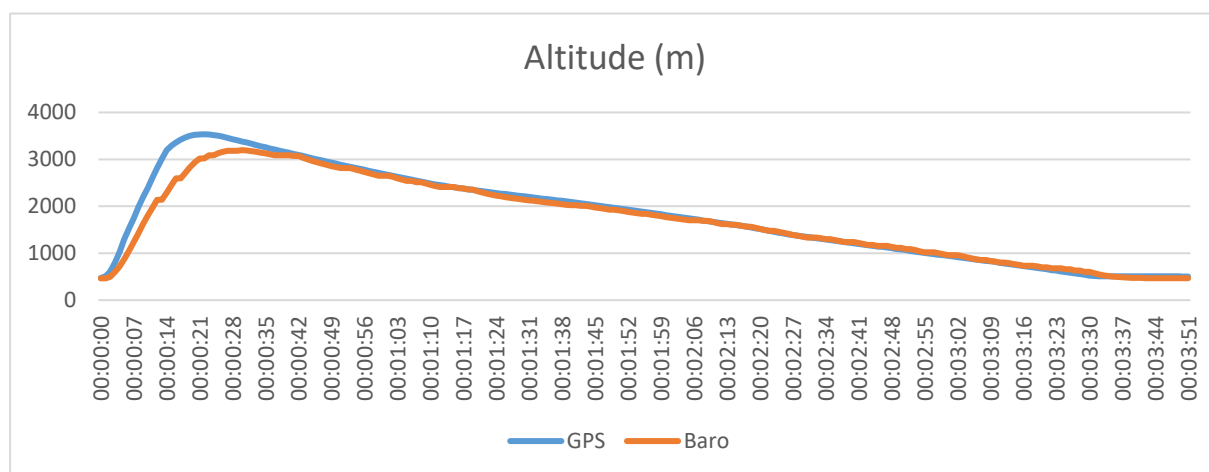


Figure 79 – Altitudes ASL obtenues à partir du baromètre et du GPS (données internes ; $f = 1\text{Hz}$)

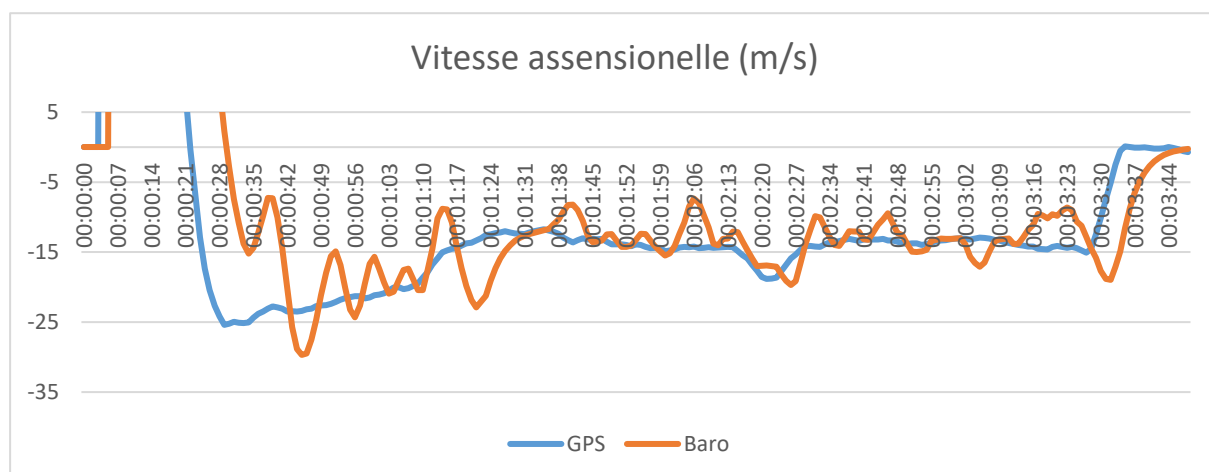


Figure 78 – Vitesse de descente dérivées des altitudes (données internes ; $dt = 6s$)

La fusée a atteint une altitude maximale de 3530m ASL d'après le GPS (pas de tir à 430m). On remarque que le baromètre est en retard sur le GPS lors des variations rapides d'altitude, probablement à cause du temps nécessaire pour égaliser la pression en le caisson avionique et l'air environnant.

5.3 Résultats des systèmes expérimentaux

5.3.1 Narval (Expérience)

5.3.1.1 Comportement en vol

Lors de la chronologie en rampe, l'expérience ne fuyait pas et les voyants lumineux étaient nominaux (rouge pour CMP et PWR et bleu indiquant que le circuit était bien pressurisé (et au passage que le capteur de pression était bien branché !)).

Les vidéos récupérées après vol ont permis de statuer que NARVAL s'est bien déclenché comme prévu à $t+7.3s$, après le burnout du pro98 grâce au flux d'air légèrement visible (probablement à cause des résidus d'eau dans la bouteille) et a passivé à l'apogée. Cependant, sur les vidéos, il est notable que la force des tuyères/jets de gaz n'a malheureusement pas suffi à contrer les efforts aérodynamiques imposés par les ailerons puisque ESL-1 n'avait pas une vitesse de roulis nulle. La force des tuyères était fortement limitée par le débit d'air maximal pouvant transiter à travers le preset et le détendeur, c'est un facteur très limitant. Des détendeurs haut débits devraient être envisagés si un autre système du même type est réalisé à l'avenir.

5.3.1.2 Analyse des résultats :

Après le vol, les données ont pu être récupérées depuis la flash NAND de l'ordinateur de bord de NARVAL via l'interface NarvaLinkX. Les données récupérées ont été nettoyées puis enregistrées en csv et les figures suivantes donnent une visualisation graphique de la vitesse de rotation, de l'angle de roulis, de l'état d'activation des valves A et B ainsi que la valeur de l'erreur (u_{cont}) en sortie de correcteur pour la phase d'ascension uniquement ($0s < t < 24s$).

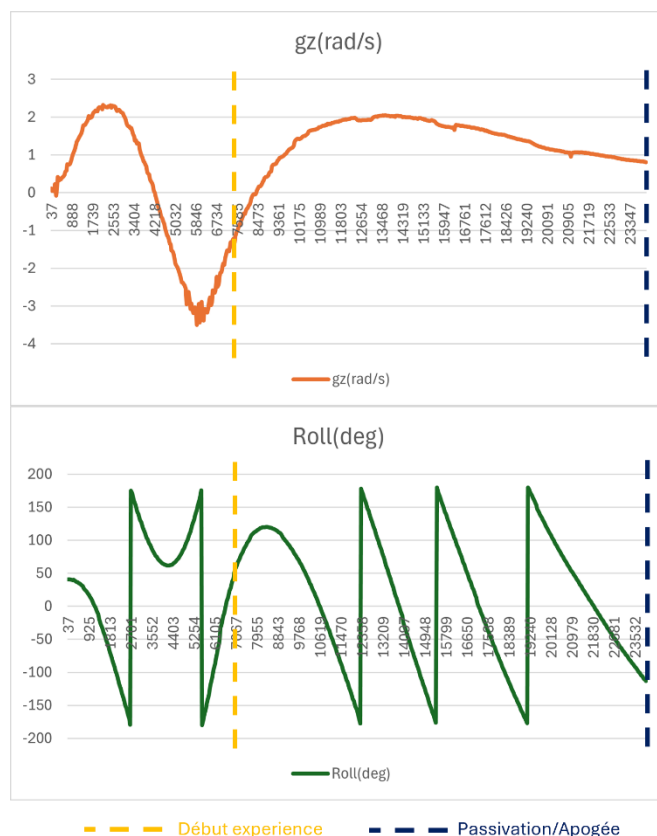


Figure 80 - Vitesse de rotation et angle de roulis lors du vol d'ESL-1

Sur ces graphiques, la vitesse semble évoluer plutôt sous l'impact des ailerons plutôt que la correction de NARVAL puisque que l'inflexion se fait avant même le début de la correction pendant la phase de burn. Après le burnout, la vitesse diminue mais ne s'annule pas : un roulis résiduel était encore présent malgré les ailerons et le système de contrôle de roulis. Sur le graphe montrant l'angle de roulis, cette vitesse de roulis non nulle se traduit par un angle qui ne se stabilise pas. Les pics visibles signifient que la fusée tourne sur elle-même (passage de -180° à $+180^\circ$).

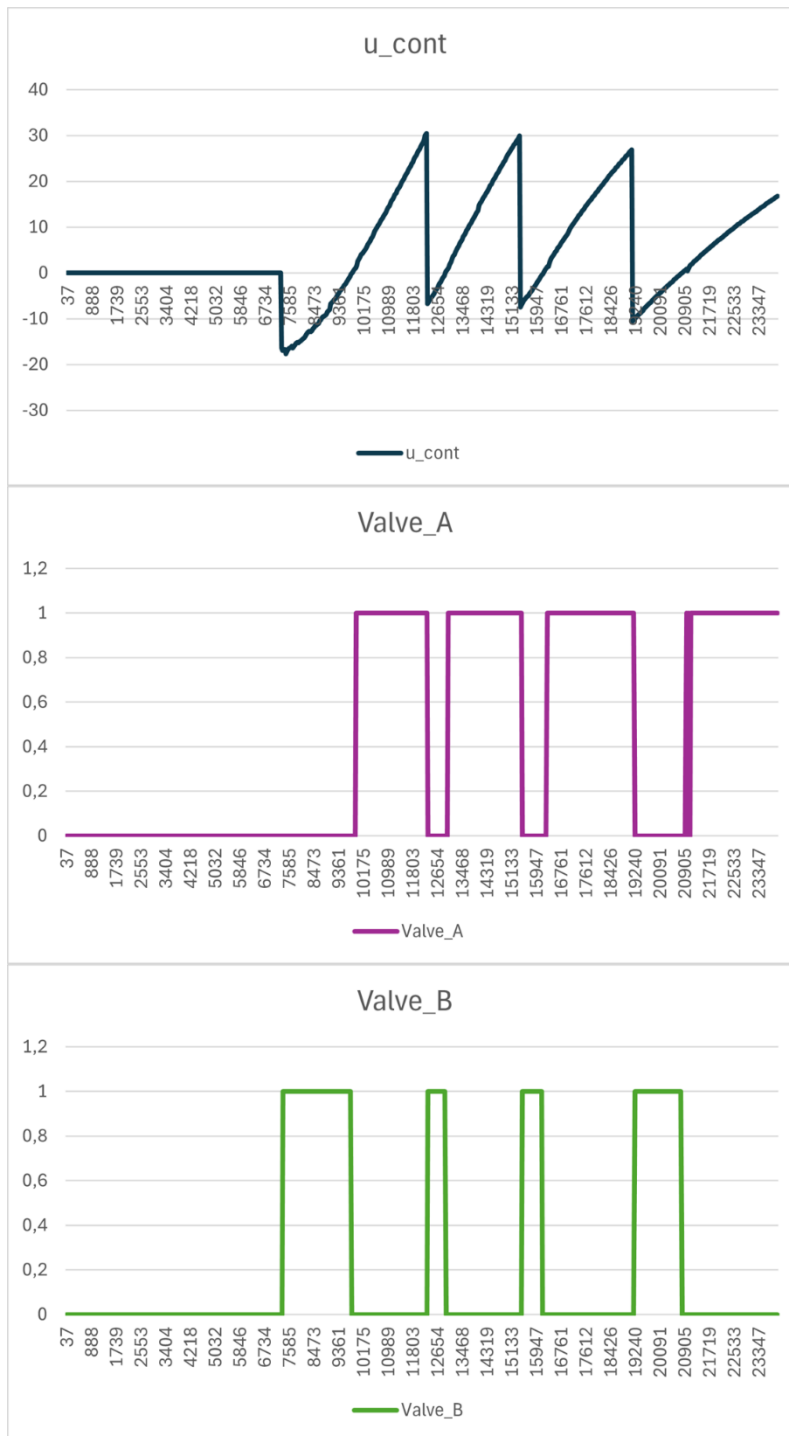


Figure 81 - Erreur (u_{cont}), Etat d'activation des valves A et B

Sur les figures ci-contre sont représentées les états d'activation des valves A et B ainsi que l'erreur en sortie de correcteur (u_{cont}). Ces graphiques indiquent que les valves se sont bien activées et que le contrôleur a tenté de corriger le roulis mais le couple aérodynamique créé par les ailerons et la trop faible poussée des jets d'air n'a pas permis à l'erreur de converger vers 0. Ce constat est mis en exergue lorsque la valve B s'active pour la première fois, la vitesse est sensée diminuer or elle continue sur la même tendance indiquant que les tuyères étaient inefficaces.

Bien que cette expérience ne soit pas un succès total, son activation et sa tentative de correction ont apporté une expérience significative à l'ESO en système de contrôle. Afin d'améliorer ce système, un système avec des tuyères plus puissantes et un système pneumatique adapté pour cette tâche et un contrôle plus fin permettrait d'atteindre l'objectif de contrôle en roulis 🙌.

5.3.2 Double déploiement des parachutes

Si le vol est nominal et les parachutes ont suffisamment ralenti la fusée, le système de double déploiement n'a pas pu être pleinement testé. La réussite n'est donc que partielle.

5.3.2.1 Analyse de l'anomalie

5.3.2.1.1 Cause de l'occurrence (pourquoi c'est arrivé)

Le parachute principal était installé "lâche" dans le tube PVC et pouvait glisser facilement suivant l'axe longitudinal de la fusée. Il n'était pas retenu dans la fusée.

Quand la coiffe a été éjectée, la fusée commençait déjà à piquer du nez. Combiné à la décélération brusque causée par le drogue, le main est simplement tombé, emporté par son inertie.

Or le parachute principal est alors encore attaché au 3 anneaux au niveau de sa cheminée par le fil pilote. Il est alors pendu à l'envers. La corde violette est flotte dans le vent, au même niveau que la tresse, et s'emmêle dedans.

A la libération du 3 anneaux, le main est trop emmêlé pour se déployer correctement.

Heureusement celui-ci fini par s'ouvrir à moitié et ralenti la fusée juste assez pour un nominal, même si l'atterrissage a été dur.



Figure 82 – Le main tombe de la fusée dès l'éjection de la coiffe

Certaines raisons potentielles de l'emmêlement ont été finalement écartées grâce à la caméra pointant vers le haut (voir ci-après) :

- Le main s'est emmêlé dans la coiffe et son fil > pas initialement
- Le main s'est emmêlé dans tresse > c'est la corde violette qui s'est emmêlée dans tresse et le main
- Des ressorts se sont coincés dans les suspentes et les ont emmêlés > au sol et sur la vidéo ressorts nous n'avons pas constaté de ressorts emmêlés dans plusieurs suspentes (même si ce n'est pas idéal que les ressorts aient été arrachés)

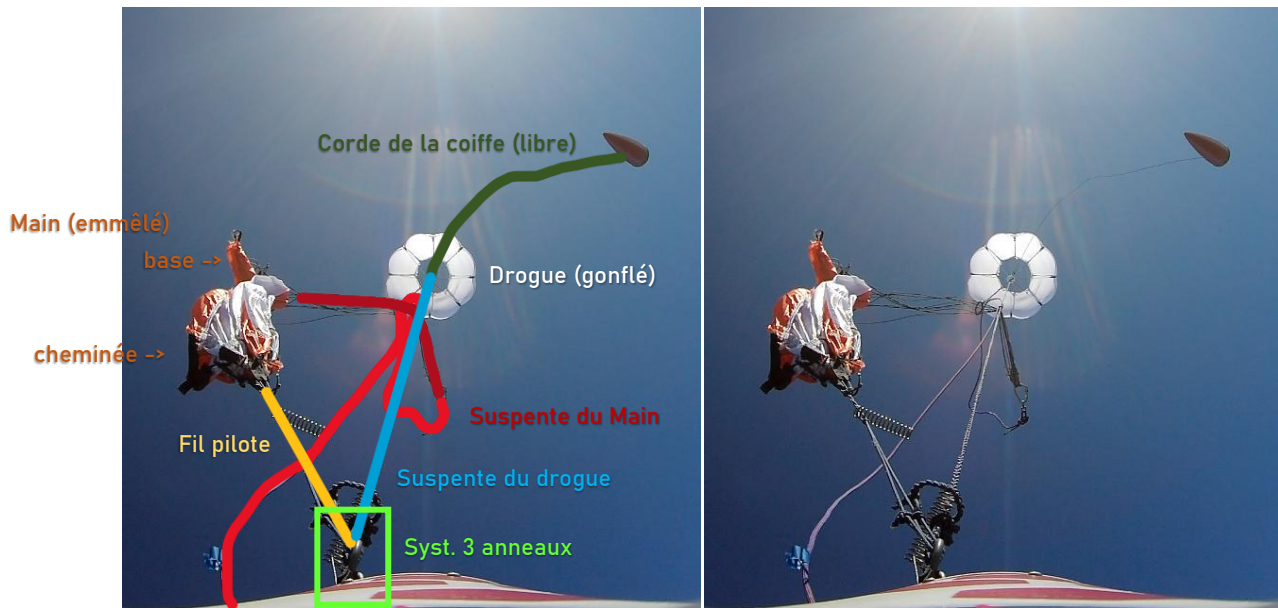


Figure 84 – Le parachute principal suspendu à l'envers et emmêlé

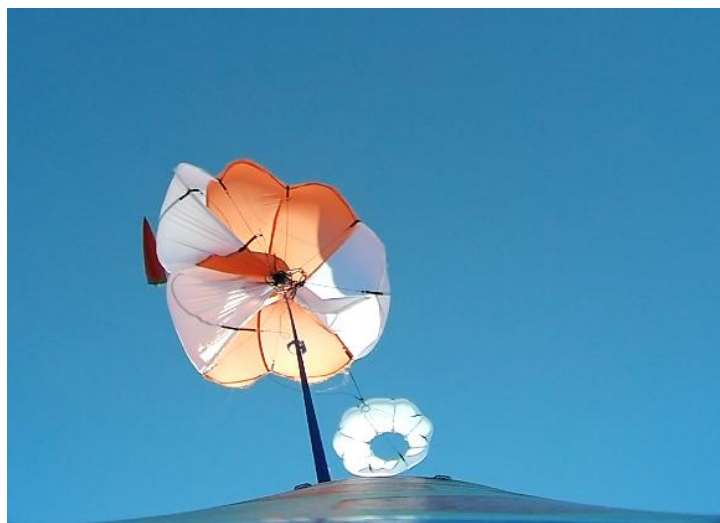


Figure 83 – Le parachute principal partiellement gonflé une fois libéré du 3 anneaux

5.3.2.1.2 Cause de non-détection (pourquoi nous avons manqué ça)

Pendant le développement, je voulais m'assurer que le main se déploie. La crainte principale était que celui-ci ne sorte pas pour une raison ou une autre. Le parachute était donc inséré très glissant, pas retenu dans le tube.

J'avais tout de même envisagé qu'il sorte trop tôt, mais pensais simplement que le risque était d'avoir 2 parachutes et donc une descente trop lente.

Nous avons bien remarqué au C'Space que la parachute pouvait tomber de la section si nous retournions la section, et avons même placé un scotch bleu au niveau de l'ouverture pour

éviter qu'il tombe pendant le transport. Cependant nous n'avons pas réalisé de test de la récupération où nous mettions la fusée à l'envers, et aurions vu tomber le parachute.

En résumé, nous étions trop focalisés sur un seul aspect.

5.3.2.1.3 Pistes d'amélioration

Il devrait être possible de rajouter système qui passerait par-dessus le parachute principal et qui se verrouillerait aussi avec le 3 anneaux (i.e. pas besoin de nouveau système d'activation).

Je recommande de regarder du côté des mécanismes existants en parachutisme.

5.3.3 Télémétrie et centrale inertielle (Avionique)

Les données de vol ont été enregistrée à bord et ont pu être analysées (voir Déroulé du vol). Malheureusement les données enregistrées ne sont pas les données brutes et sont arrondies à 2 décimales. Dans le cas des coordonnées GPS cela est bien insuffisant pour déterminer précisément la position de la fusée ($0,01^\circ = 1.1\text{km}$).

La télémétrie a été correctement reçue lors du vol. Lors de nos essais en base vie les données, notamment du GPS étaient plus précises. Malheureusement, ces données ont été perdues.

6 Synthèse et perspectives

6.1 Leçons apprises pour ESL-2, ESL-3 et prochaines FusEx

6.1.1 Avionique/elec

6.1.1.1 Pour les prolongements de câble :

A l'avenir, il faudrait éviter le plus possible d'utiliser des connecteurs wago non fixés. Les mouvements ont tendance à détériorer les câbles au niveau des connexions diminuant ainsi la fiabilité globale de la liaison. Leur usage lorsqu'ils sont fixés de sorte à rester immobile est plus adapté (exemple : passage de puissance entre deux sections démontables). Les connecteurs privilégiés sont des connecteurs de type Tamiya, Molex Mega-Fit, XT-30, XT-60, etc... pour la puissance, des JST pour les signaux (JST type XH, VH, RCY, SM, PH, etc...).

6.1.1.2 Pour les connections PCB à PCB :

Il faudrait proscrire absolument les Dupont, ils ne pas fiables et engendrent des faux contacts qui affectent le fonctionnement des équipements électroniques et n'ont pas leur place dans une fusée d'une telle puissance soumise à des environnements vibratoire et dynamique intenses. Il est fortement recommandé d'utiliser, pour les signaux et faibles puissances, des connecteurs JST XH, ou Molex picoblade si l'encombrement est une contrainte et des XT ou Molex Mega-Fit pour la forte puissance (+ colle chaude).

6.1.1.3 Problèmes sur les caméras :

Lors de l'assemblage des ensembles caméra, l'assemblage mécanique était compact et assez simple à intégrer. Cependant des problèmes électriques ont causé quelques problèmes sur ces sous-systèmes. Le problème majeur est intervenu lorsque le jack était débranché pour activer la caméra. Pour rappel, des caméras qui filment pendant une durée assez longue finissent par surchauffer et s'éteindre. Or le temps écoulé entre l'allumage des équipements lors de la chronologie en rampe et le décollage peut être vraiment long (45min dans le cas d'ESL-1). Ainsi pour être sûr qu'elles se déclenchent avant le décollage, des jacks devant être retirés par les pyrotechniciens juste avant le décollage devaient ouvrir un circuit électrique pour mettre sous tension les caméras. Cette ouverture est détectée par une rp2040 qui contrôle un MOSFET pour alimenter la caméra qui se lance automatiquement une fois mise sous tension. L'ensemble est alimenté par une LiPo 2s suivi d'un BMS 2S et d'un buck pour alimenter l'ensemble avec une tension régulée de 5VDC. Cependant, bien que l'ensemble était bien câblé, lorsque le jack était débranché pour activer la caméra, cette dernière drainait d'un courant de 500mA (voir plus) créant un pic de courant au démarrage et une chute de tension (probablement due au buck qui n'arrivait pas à suivre) entraînant un reboot de la rp2040 empêchant le démarrage de la caméra. Ce problème a été résolu en ajoutant un condensateur électrolytique de 470μF aux bornes de sortie du buck.

TLDR : en cas de pic de courant dans un circuit dû à l'activation soudaine d'un équipement gourmand en courant, l'ajout d'un condensateur aux bornes de l'alimentation la plus proche de l'équipement peut aider à régler le problème.

6.1.2 Structure

Pour toute la section et de manière générale, pour du dimensionnement mécanique, se référer au Guide du Dessinateur Industriel (GDI)

6.1.2.1 Centrage

Il faut absolument éviter les centrages trop courts entre les sections d'une grosse fusée, au risque d'avoir une structure qui ne soit pas droite. Longueur $\geq$ diamètre !

6.1.2.2 Contre-perçage

Lors de l'intégration des systèmes, si un élément fileté (vis ou tige filetée) traverse plusieurs éléments, il faut absolument percer ces éléments en une seule fois avec un gabarit adapté.

6.1.3 Aérodynamique

6.1.3.1 Ailerons Tip-to-Tip

Cette méthode de fabrication a prouvé sa robustesse et sa fiabilité : à conserver pour des fusées subsoniques au C'Space ou même supersonique si participation à d'autres événements.

6.1.4 Récupération

6.1.4.1 Retex du système de parachutes double

Le système de double déploiement avec le parachute de ralentissement comme parachute pilote est assez rare (pas connaissance d'un autre cas en fusée amateur) et plutôt innovant. Il pourrait être un sujet d'expérience pour une future FusEx, sinon ESL-2.

Il devrait être possible de rajouter système qui passerait par-dessus le parachute principal et qui se verrouillerait aussi avec le 3 anneaux (i.e. pas besoin de nouveau système d'activation).

Je recommande de regarder du côté des mécanismes existants en parachutisme.

6.1.4.2 Retex du système d'éjection

IL EST IMPERATIF d'arriver au C'Space avec une fusée complète et testée, surtout pour une FusEx. Une tolérance peut être accordé pour des systèmes annexes non nécessaires (comme les caméras dans le cas d'ESL-1).

Ne pas utiliser de plastique imprimé en 3D pour des éléments structurels et critiques (ie. la récup). La bague aurait dû être modifiée pour pouvoir être faites en métal, en plusieurs pièces s'il le faut.

Ne pas hésiter à renforcer les pièces en impression 3D, quitte à utiliser plus de PLA.

Eviter les vérins pas chers d'aliexpress.

Persévérer. Un sage homme a dit un jour :

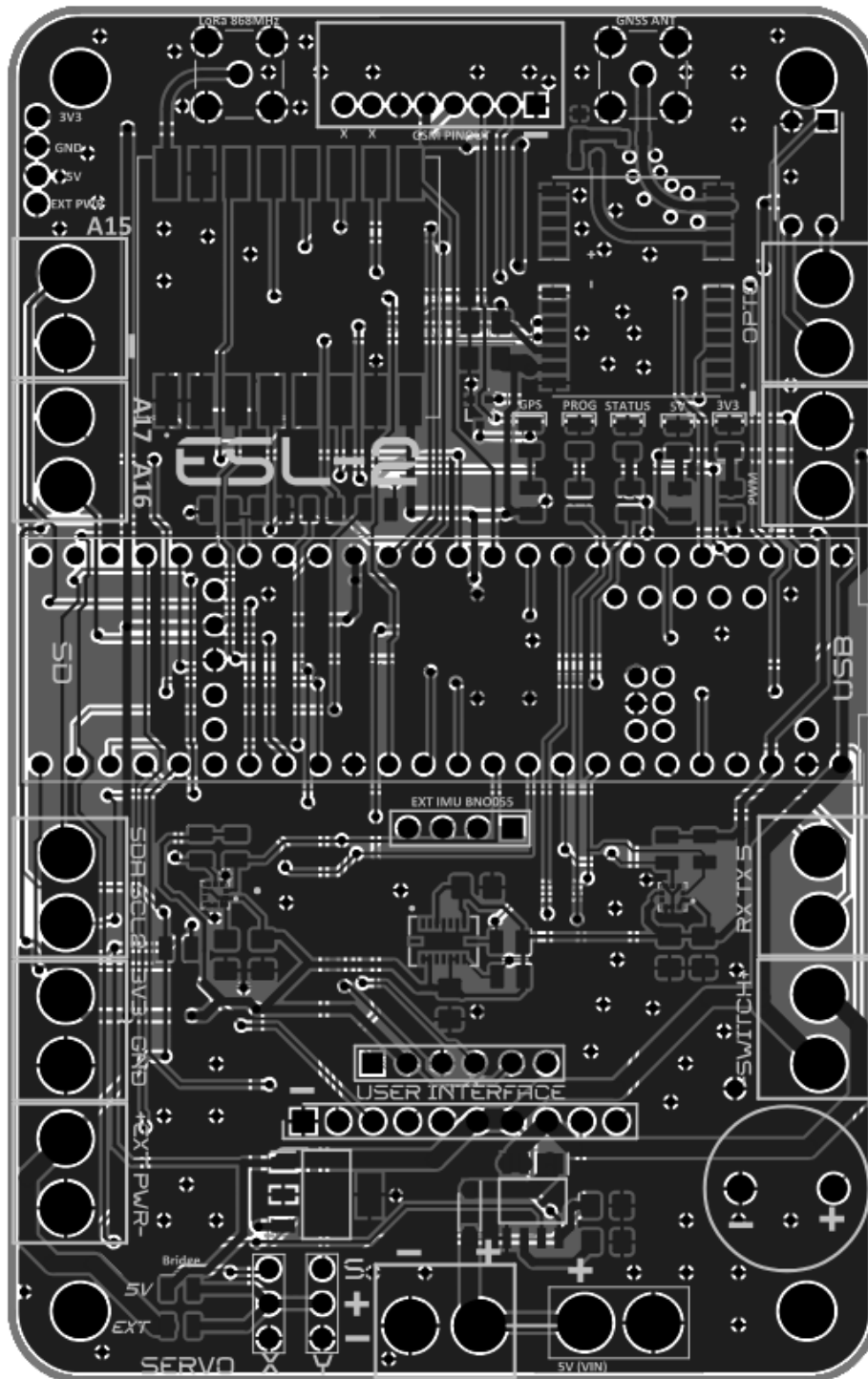
« Tant qu'il n'est pas vendredi 12h00, ce n'est pas fini, tu continues. »



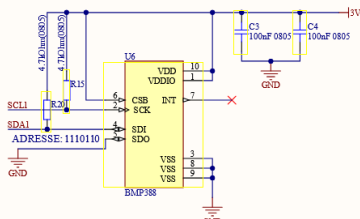
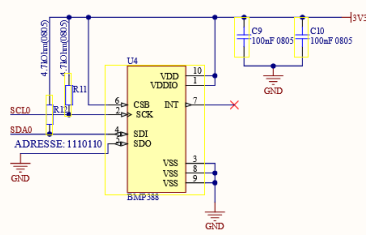
7 Annexes

7.1 Schémas électroniques avionique et minuterie

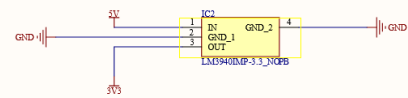
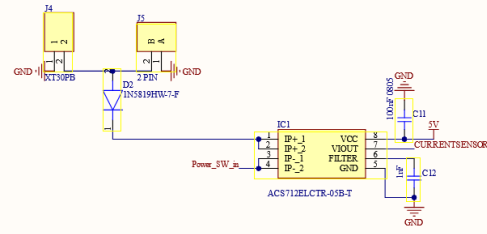
7.1.1 ESL 2.1 (Minuterie et Avionique) PCB :



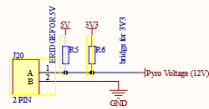
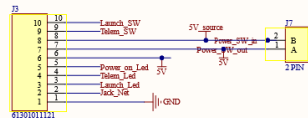
Pressure Sensor



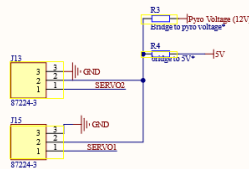
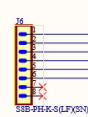
Current sensor



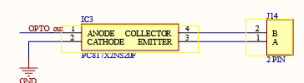
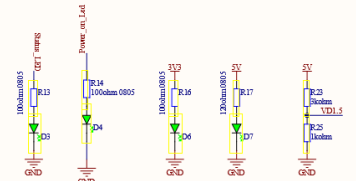
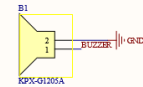
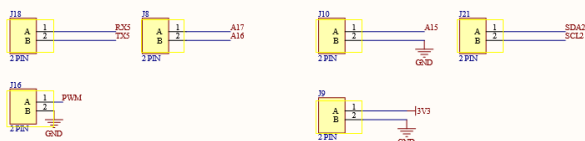
UI



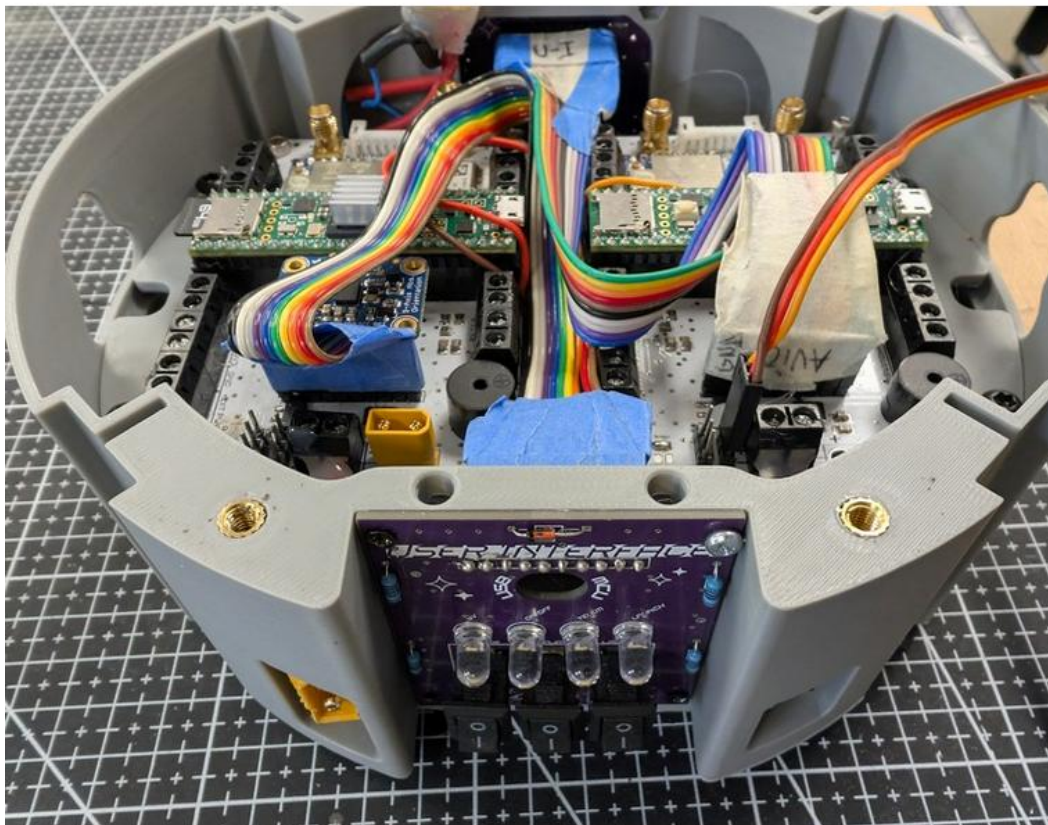
GSM/JST



SERVO MOTORS



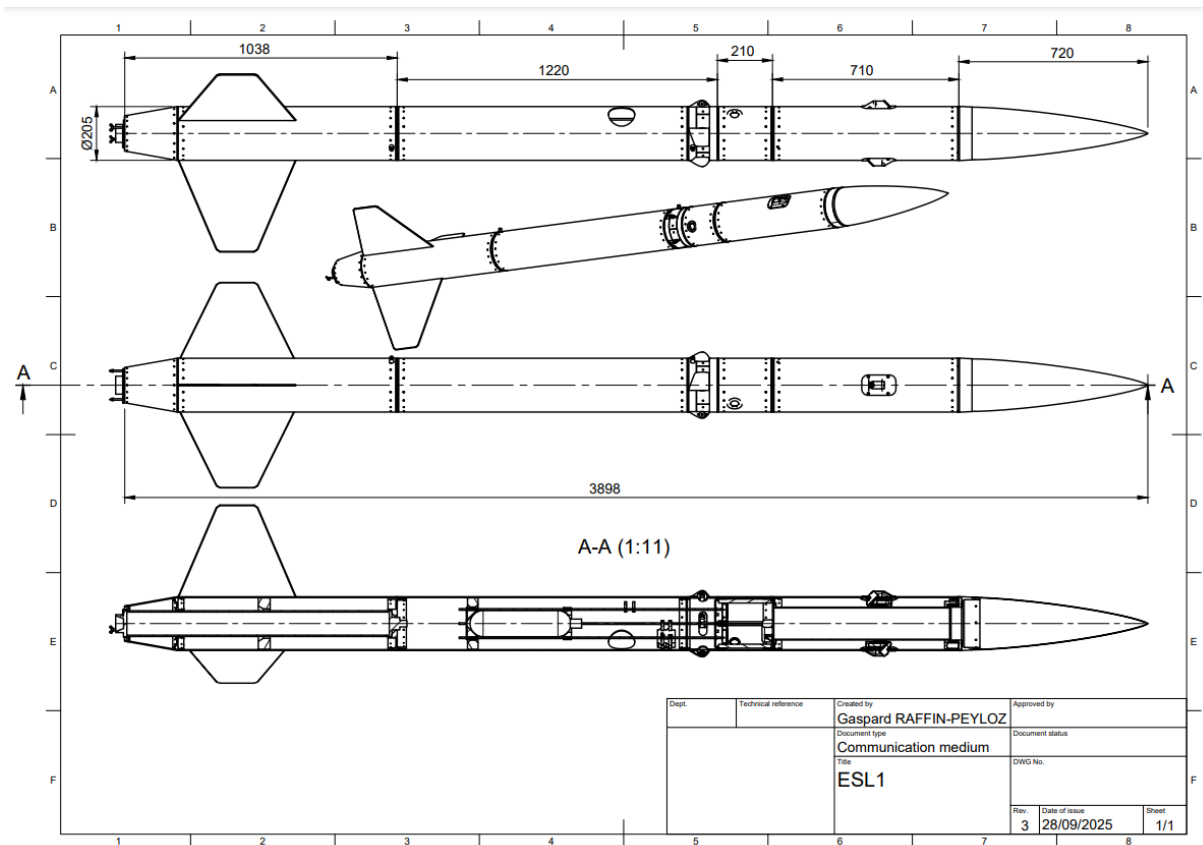
7.1.3 RACK



7.2 Schémas électroniques Narval

Voir [2.2.5.3](#)

7.3 Dessins techniques



7.4 CAO



7.5 StabTraj

7.5.1 Stabilito



STABILITO

Stabilité de fusée à ailerons

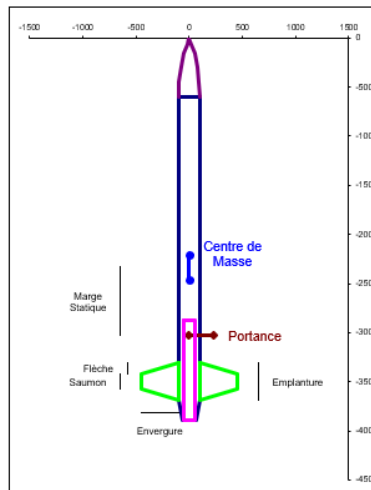
Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	ESL-1
Club	ESO
Type	Fusée expérimentale.
Masse	26438 g sans propu
Centre de Masse	1997 mm sans propu
Longueur totale	3885 mm
Diamètre Réf.	205 mm

Propulseur	
Type	Pro 98 6G Green
Position du bas	3885 mm

Coiffe	
Forme	Ogivale (pointue)
Hauteur	600 mm
Diamètre	205 mm

Ailerons	
Mono-empennage	
Emplanture 'm'	380 mm
Saumon 'n'	150 mm
Flèche 'p'	115 mm
Envergure 'E'	350 mm
Épaisseur 'ep'	5 mm
Nombre	3
Position du bas	3685 mm
Diamètre	205 mm



29/06/2024	Min	Résultats	Max
Finesse	10	19,0	35
Portance	15	17,0	40
Marge Stat	2 D	2,79 D	4,03 D
Couple	40	47,5	68,7
XCp		3031 mm	3031 mm
MS / L		15% L	21% L

STABLE

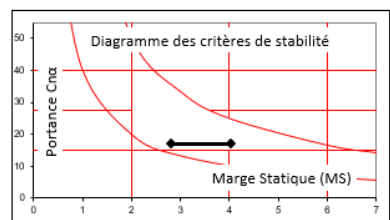
Language/Langue: Français

Plusieurs diamètres.		
	Transition A	Transition B
Longueur 'L'	200 mm	0 mm
Diamètre 'D1'	205 mm	135 mm
Diamètre 'D2'	135 mm	135 mm
Implantation 'x'	3685 mm	3885 mm

	Propu plein	Propu vide	Sans propu
Masse propu	13,25 kg	4,663 kg	-
CdM propu	505 mm	505 mm	-
Masse fusée	39,69 kg	31,1 kg	26,44 kg
CdM fusée	2459 mm	2204 mm	1997 mm

	XCp	Cnα
Coiffe	280 mm	2,0
Ailerons	3425 mm	16,1

Transition A	3778 mm	-1,1
Transition B	3885 mm	0,0



Commentaire libre :

Checksum : propu NOK v3.4.2

7.5.2 Trajecto



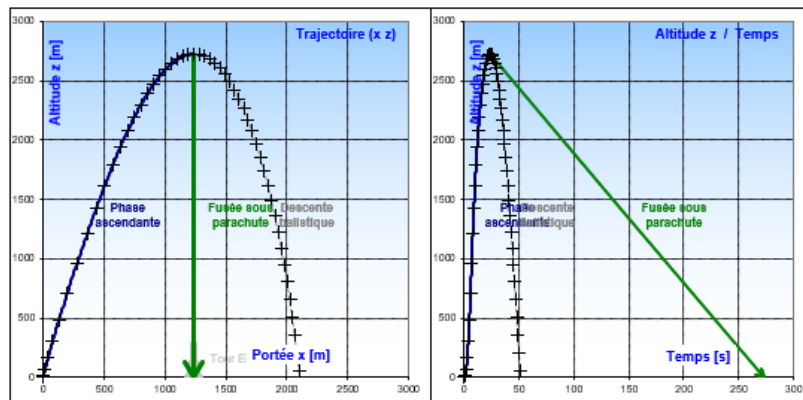
Remplir les cases jaunes

Nom	Fusée
Club	ESL-1
Masse totale	ESO
Propulseur	39,685 kg
	Pro 98 6G Green

Surface Réf.	Trainée Aérodynamique
Cx	0,038256 m²
	0,5

Longueur	Rampe de Lancement
Élévation	7 m
Altitude	80 °
	0 m

	Descente Sous Parachute
	Fusée 0 satellite
Masse	31,101 kg
Dépotage	N/A
Ouverture para	24 s
Surface para	4,15 m²
Cx parachute	1
Vitesse du vent	5 m/s
Vitesse descente	10,9 m/s
Durée descente	249 s
Durée du vol	273 s
Déport latéral	± 1245 m



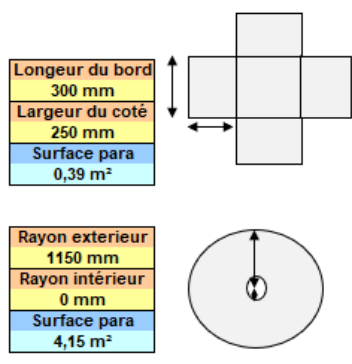
29/06/2024	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Efforts
Sortie de Rampe				22,2 m/s		
Vit max & Acc max				272 m/s	48 m/s²	
Culmination, Apogée	24,0 s	2726 m	1235 m	44 m/s		
Ouverture parachute fusée	24,0 s	2726 m	1235 m	44 m/s		5016,5 N
Impact balistique	51,4 s	~0 m	2109 m	154,8 m/s		372612 J

	Pour localiser la fusée
Couleur fuselage/coiffe	Noir
Couleur parachute fusée	bleu, blanc

Commentaire libre :

propu NOK
v3.4.2

Calcul de la surface d'un parachute



Résultats détaillés	Temps s	Altitude z m	Portée x m	Vitesse m/s	Accélération m/s²	Angle °
Décollage	0	0	0	0	-	80
Sortie de Rampe	0,66	6,75	1,19	22,2	36,8	80,0
Vit max & Acc max	-	-	-	272	47,6	-
Fin de Propulsion	7,3	1041	305	265	33,9	71,8
Culmination, Apogée	24,0	2726	1235	44	9,8	0,3
Impact balistique	51,4	~0	2109	155	1,3	-83,8
Ouverture parachute fusée	24,0	2726	1235	44	9,8	0,3
Impact fusée sous para.	273	~0	-10 2480	11	9,8	-

7.6 Procédures de sécurité et opérations (NARVAL)

7.6.1 Remplissage de la bouteille

Pour cette étape, il faut :

- NARVAL (en dehors de la peau),
- Le compresseur 300bars,
- La pompe du circuit de watercooling ainsi que les tuyaux de ce circuit,
- Un récipient contenant de l'eau d'une capacité d'au moins 4-5L,
- Huile (pour faire le complément si nécessaire),
- Outils (clés diverses pour réviser des embouts desserrés),

- EPI (casque anti bruit notamment).

Pour fonctionner, la bouteille de l'expérience doit être pressurisée à une pression de 155 bars via l'embout de connexion rapide situé sur la bouteille.

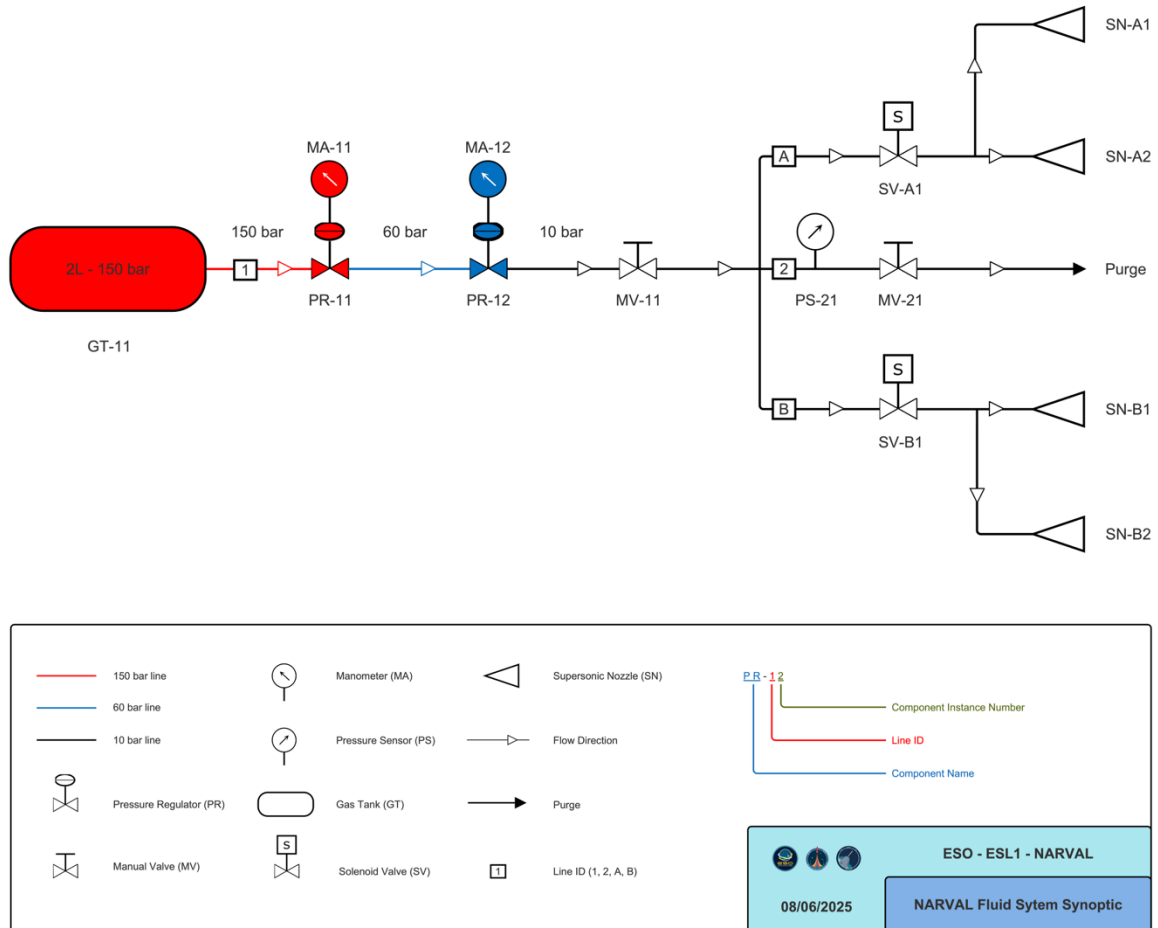


Figure 85: Schéma pneumatique de Narval

Avant de connecter le connecteur rapide de la bouteille au compresseur, il faut s'assurer que la vanne primaire MV-11 du circuit pneumatique est fermée et que la vanne de purge MV-21 soit ouverte. Une fois cette vérification terminée, le compresseur peut être branché via le port de connexion rapide.

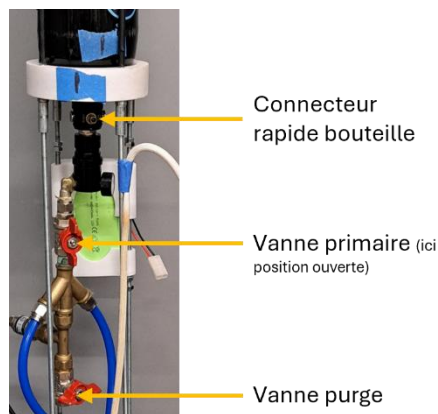


Figure 86 - Description éléments clés pour le remplissage de la bouteille

Le compresseur nécessite un système de watercooling pour refroidir la chambre secondaire du compresseur, une réserve d'environ 5L d'eau est nécessaire, ainsi que deux prises de courant 220VAC (une pour le compresseur ~2kW et une pour la pompe hydraulique du circuit de watercooling).

Avant la mise en route du compresseur, il faut mettre en route la pompe du circuit de watercooling puis vérifier que la vis de purge du circuit haute pression du compresseur est bien vissée au fond.

Le compresseur peut être lancé en appuyant sur le bouton d'alimentation. Ce compresseur ne dispose pas d'un arrêt automatique comme le précédent, par conséquent, il faut surveiller régulièrement la pression dans la bouteille pour pouvoir arrêter le compresseur vers 155 bars. Une fois la pression de 155 bars atteinte, le compresseur peut être éteint, la pompe de watercooling peut encore être laissée allumée pour continuer à refroidir le système même après l'opération. Avant de débrancher le connecteur rapide, il faut impérativement dévisser la vis de purge du circuit haute pression du compresseur pour purger le tuyau entre le compresseur et la bouteille. Une fois ce circuit dépressurisé, le connecteur rapide peut être débranché, la vanne de purge peut être fermée et la bouteille est maintenant chargée, il faut donc manipuler l'ensemble avec encore plus d'attention.

7.6.2 Mise en route

Une fois le remplissage de la bouteille complété et l'expérience prête à être utilisée, il faut avant toutes choses vérifier que le jack est bien branché. La batterie, si elle n'a pas déjà été connectée, doit être connectée. Afin de s'assurer que la flash est vide de toutes données qui ne correspondraient pas aux données de vol, une suppression des données sur la flash peut être effectuée (voir software sol pour la suppression de données sur la flash). Lorsque le système est encore sous la tension de l'ordinateur, allumer les interrupteurs « SYSTEM » puis « COMPUTER », les deux témoins rouges devraient s'allumer. Au bout d'environ 5 secondes, la LED verte devrait clignoter (la LED bleue si le circuit n'a pas été purgé d'une précédente utilisation ce qui ne devrait pas arriver si le protocole de remplissage de la bouteille a été respecté). Le câble USB peut être débranché de l'interface utilisateur. La vanne

primaire doit être ouverte lors des derniers instants juste avant de quitter le pas de tir. Checker la présence de grosse fuite, normalement il n'y en a pas. NARVAL est armé et entre en stand-by jusqu'au décollage et le débranchement du jack.

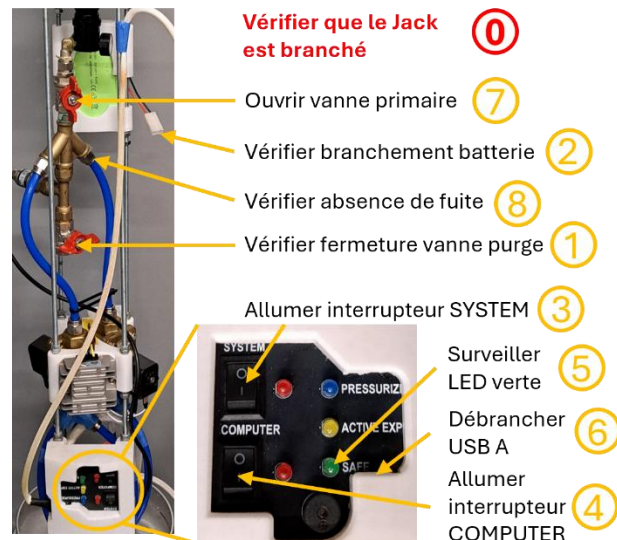


Figure 87 - Mise en route de l'expérience

7.6.3 Sécurité des hautes pressions

7.6.3.1 Avant-propos

La première mesure de sécurité mise en place par l'équipe Narval a été le choix des composants.

En amont du détendeur (155 Bar en fonctionnement)

- Bouteille : Qualifiée en rupture à 467 Bar par le constructeur
- Preset (détendeur) : Qualifié en rupture à 200 Bar par le constructeur

En aval du détendeur (10 Bar en fonctionnement)

- Tuyaux & raccords : Qualifiés pour 20 Bar minimum en fonctionnement nominal par les fournisseurs
- Electrovanes : Qualifiées en rupture à 40 Bar par le constructeur

Matériel annexe

- Compresseur haute pression : Qualifié à 300 Bar de manière nominale

7.6.3.2 Etanchéité

Toutes les liaisons où l'étanchéité n'est pas réalisée par filetage conique sont étanchéisées avec du ruban silicone qui a largement fait ses preuves lors du C'Space 2024 et des essais réalisés depuis.

Les tuyères (imprimées 3D) sont reliées au système avec de la résine époxy à prise rapide et l'étanchéité est testée avant montage dans le système avec un compresseur à 10 Bar.

7.6.3.3 Prévention des risques

Un Plan de Prévention des Risques Techniques (PPRT) ainsi qu'une Fiche d'Instruction et de Procédé (FIP) ont été réalisés afin d'assurer la sécurité des membres Narval et de leur entourage lors du C'Space. Ces documents sont disponibles sur SCAE et ont été utilisés pour écrire la chronologie de pré-vol de ESL-1.

7.6.3.4 Transport et stockage

Si la bouteille doit être stockée remplie, l'ESO s'est dotée d'une caisse de transport et de stockage spécifiquement pour la bouteille fournie par l'entreprise ROXEL (fabriquant de propulseurs de missiles). Cette caisse qualifiée pour transporter un propulseur a été adaptée pour contenir la bouteille remplie et est équipée de tous les marquages de sécurité nécessaires pour avertir les passants du risque lié à la haute pression.

7.7 Chronologie

Temps	Check	métrique	valeur	Matériel	Lieu	Membre	commentaires
Préliminaire							
H-6	Mettre le rack avionique dans un sac Lipo safe			Sac Lipo safe	BV	Baptiste	
H-6	Charger batteries avionique			Chargeur de batterie	BV	Gaspard	
H-6	Charger batterie Narval			Chargeur de batterie	BV	Baptiste	
H-6	Charger batteries caméras			Chargeur de batterie	BV	Baptiste	
H-5	Vérifier tensions batteries avionique		12,6V	Multimètre	BV	Baptiste	
H-5	Vérifier tensions batterie Narval		12V	Multimètre	BV	Baptiste	
H-5	Vérifier tensions batteries caméras		>7,4V	Multimètre	BV	Baptiste	
H-5	Vérifier que les cartes SD sont vides			Ordinateur, cables	BV	Baptiste	
H-5	Vérifier réglages caméras	Enregistrement vidéo des alimentations		Caméras	BV	Gaspard	
H-5	Vérifier que la perceuse est en couple 4 et vitesse 1				BV	Gaspard	
H-5	check psc				BV	Tous	
Vérifier que la fusée est en 6 parties : - Propulsion + Narval - Rack Narval - Rack Avio - Partie Avio + Récup (parachutes sortis) - Racks Caméras - Ogive Si moins ou trop de parties : dévisser ou visser pour avoir ces 6 parties							
Assemblage AVIO - RECUP							
Mise en œuvre							
H-3,5	Brancher les cables vérins et système 3 anneaux au rack avio					Remi	
H-3,5	Brancher le jack à l'avio					Remi	
H-3,5	Insérer rack avio			Rack avio		Remi	
H-3,5	Visser rack avio aux truss			vis, tournevis		Remi	
H-3,5	Brancher jack externe					Remi	
H-3,5	Vérifier vérins et tambour					Remi	
H-3,5	Vérifier téléem					Remi	
H-3,5	Reinsérer rack et rack					Remi	

Armement RECUP (assemblage coiffe)						
Mise en œuvre						
H-3	Vérifier que le jack est branché			Jack avio, jack	Adrien, Baptiste	
H-3	Allumer l'avo (bouton alimentation générale et bouton alimentation carte)			Jack avio	Remi	
H-3	Rentrer le câble 3 anneaux			Jack avio	Remi	
H-3	Rentrer vérins			Jack avio	Remi	
H-3	Êtreindre avionique				Remi	
H-3.25	Vérifier visuellement l'état du parachute principal			Parachute principal	Adrien, Baptiste	
	Vérifier les nœuds des suspentes du parachute					
H-3.25	principal aux deux extrémités			Parachute principal	Adrien, Baptiste	
H-3.25	Vérifier que les suspentes sont accrochées au mousqueton et les fils pilotes accrochées aux sangles de cheminée			Mousqueton parachute principal	Adrien, Baptiste	
H-3.25	détacher corde dynamique du mousqueton			Corde dynamique mousqueton	Adrien	
H-3.25	Accrocher le mousqueton à l'émérillon attaché à la corde dynamique			Mousqueton parachute principal	Adrien, Baptiste	
H-3.25	Plier le parachute principal (cf tuto pliage parachute) et l'enrouler au scotch bleu			Parachute principal, planche drap	Adrien, Baptiste	
H-3.25	Vérifier et aligner le bon état des suspentes du parachute de ralentissement et les			Parachute de ralentissement	Adrien, Baptiste	
H-3.25	Vérifier l'état de la tresse et qu'elle est reliée à l'émérillon			Émérillon tresse	Adrien, Baptiste	
H-3.25	Plier le parachute de ralentissement			Parachute de ralentissement, drap	Adrien, Baptiste	
H-3	Vérifier que la sangle est fixée à la barre inférieure, vérifier l'état du scotch, et de la position de l'extrémité de la gaine				Adrien, Baptiste	
H-2.75	Poser la section recup à la verticale			Section récup, planche	Adrien, Baptiste	
H-2.75	Vérifier que la corde dynamique (violet) est accrochée à l'émérillon et la barre				Adrien, Baptiste	
H-2.75	Replier la corde dynamique dans la baie para et enrouler au scotch bleu			scotch bleu	Adrien, Guillaume, Baptiste	
H-2.75	insérer le parachute principal en prenant soin d'enlever le scotch bleu au fur et à mesure, en gardant les 3 anneaux à l'extérieur			Parachute principal	Adrien, Guillaume, Baptiste	
H-2.75	Accrocher la corde de la coiffe à l'émérillon au niveau de la tresse			coiffe	Adrien, Guillaume, Baptiste	
H-2.75	plier, puis scotcher la corde coiffe au fond de la coiffe			scotch bleu	Adrien, Guillaume, Baptiste	
H-2.75	insérer le parachute de ralentissement dans la coiffe en enlevant le scotch, en forme donut			parachute de ralentissement, coiffe	Adrien, Guillaume, Baptiste	Pas trop enfoncer
H-2.75	Mettre scotch temporaire au niveau de la coiffe			scotch bleu	Adrien, Baptiste	
H-2.75	Accrocher les fils pilotes du parachute principal au grand anneau de la tresse			Parachute principal, tresse	Adrien, Baptiste	
H-2.75	Allumer Avo en ayant mis le jack				Remi	
H-2.75	Sortir le câble du 3 anneaux (en l'aidant)					
H-2.75	Attacher le 3 anneaux à la tresse et le verrouiller avec le câble			3 anneaux	Adrien, Baptiste, Remi	
H-2.75	Plier, scotcher la tresse et insérer dans la section recup			tresse coiffe	Adrien, Baptiste, Guillaume	
H-2.75	Enlever scotch temporaire				Adrien	
H-2.75	Verrouiller la coiffe (monter les vérins)			Coiffe	Remi, Gaspard, Baptiste, Adrien	
H-2.75	Êtreindre avionique			Jack avio	Remi	

Remplissage Boutelle						
vérifications préliminaires						
	Je suis aux contrôles ?				Alexey, Guillaume	
	Je suis dans un endroit isolé ?				Alexey, Guillaume	
	Le défendeur est orienté dans une direction où le passage est limité ?				Alexey, Guillaume	
	La bouteille est bridée par le bas ?			Bouteille	Alexey, Guillaume	
	Les disques de rupture sont orientés dans une direction où le passage est limité ?				Alexey, Guillaume	
	J'ai rempli un bac d'eau froide ?			Bac d'eau froide	Alexey, Guillaume	
	Le porte mis EPI ?			EPI	Alexey, Guillaume	
	J'ai à ma disposition une cloche plexiglass ?			Cloche plexiglass	Alexey, Guillaume	
	J'ai vérifié que la vis de purge du compresseur est fermée ?			Compresseur	Alexey, Guillaume	
	J'ai tiré une rallonge ?			Rallonge	Alexey, Guillaume	

Mise en œuvre						
H-2.5	Vérifier intégrité bouteille	Pas d'avarie, joints présents, pression minimum	Bouteille	Alexey		
H-2.5	Vérifier le compresseur	Pas d'avarie, joints présents	Compresseur	Guillaume		
H-2.5	Vérifier le niveau d'huile du compresseur		Compresseur	Guillaume		
H-2.5	Pionner la pompe à eau dans le bac, l'immerger complètement et la ventouser à la paroi		bac d'eau et pompe	Guillaume		
H-2.5	Pionner le tuyau de retour dans le bac		compresseur	Guillaume		
H-2.5	Mettre le rack Narval bague au sol		rack narval	Alexey		
H-2.5	Connecter le flexible à la bouteille		compresseur, rack narval	Guillaume		
H-2.5	Fermer la vanne générale du système		rack narval	Alexey		
H-2.5	Ouvrir la vanne de purge		rack narval	Alexey		
H-2.5	Vérifier vis de purge compresseur fermée			Guillaume		
H-2.5	Brancher la pompe		rallonge, compresseur	Guillaume		
H-2.5	Brancher le compresseur		compresseur	Guillaume		
H-2.5	Allumer le compresseur		compresseur	Guillaume		
H-2.25	Êtreindre le compresseur à 155 Bar/2250psi	valeur affichée sur le manomètre bouteille 150 Bar/2250psi	compresseur	Guillaume		
H-2.25	Dévisser la valve de purge	Pochette de décompression	compresseur	Guillaume		
H-2.25	Déconnecter le flexible		compresseur	Guillaume		

Intégration Narval						
Mise en œuvre						
H-2	Connecter les câbles batterie			Baptiste		
H-2	Placer le rack à la verticale, bague vers le bas			Alexey, Guillaume		
H-2	Une personne tient le tronçon Narval à la verticale			Alexey		
H-2	Une personne monte sur un tabouret face au rack			Alexey		
H-2	Une personne donne le tronçon à la personne sur le tabouret			Guillaume		
H-2	Insérer le rack dans le tronçon			Alexey, Guillaume	Attention aux câbles & tuyauterie : 1 personne pour insérer + 1 personne pour guider	
H-2	Vérifier que la bride inférieure est bien insérée dans la bague de centrage	Bague insérée à fond dans le		Alexey		
H-2	Vérifier l'alignement des patins	Alignement vérifié au laser		Alexey		
H-2	Vérifier l'alignement des perçages			Gaspard		
H-2	Installer les fixations	Toutes les fixations sont		Remi		
H-2	Visser en croix			Remi		

Caméras						
Mise en œuvre						
H-1.75	Vérifier que les cadres sont bien fixés	Aucun décollement			Gaspard	
H-1.75	Vérifier que les remove before flight sont branchés				Gaspard	
H-1.75	Brancher les batteries aux racks		Batteries	Gaspard		
H-1.75	Visser les racks à la fusée		Vis, tournevis	Gaspard		
Information : la fusée doit être en 2 parties : partie propu-Narval, partie avio-récup-coiffe						

Assemblage AVIO-RECUP - TRONCON INF						
Mise en œuvre						
H-1.5	Monter sur une table				Alexey, Gaspard	
H-1.5	Positionner les deux parties l'une sur l'autre				Alexey, Gaspard, Baptiste, Remi	
H-1.5	Brancher connecteur pour Jack Narval				Baptiste	
H-1.5	Insérer les deux parties l'une sur l'autre	les 2 parties			Gaspard, Alexey	
H-1.5	Vérifier l'alignement				Gaspard, Alexey	
H-1.5	Visser en croix		tournevis, visseuses, vis, rondelles		Gaspard, Alexey	Aide des autres possible

Transport de la fusée vers la tente club avec couvertures de survie et mousse

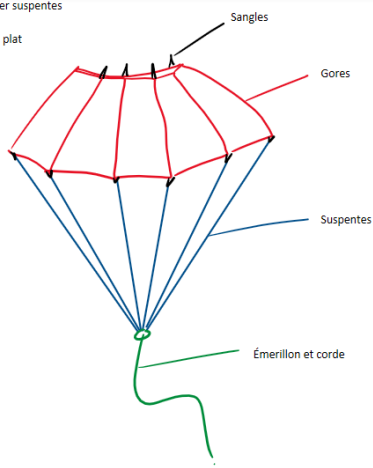
Dernières actions					
Mise en œuvre					
M-50	Mettre la fusée sur la rampe			Rampe	Gaspard, Alexey, Adrien, Remi
M-44	Retirer les scotch et films protecteurs caméras x2			Rampe	Adrien
M-43	Vérifier branchement remove before flight 1 (corde bleue)			Rampe	Gaspard
M-43	Vérifier branchement remove before flight 2 (corde bleue)			Rampe	Gaspard
M-42	Accrocher jack corde rouge à la rampe (minuterie)			Rampe	Baptiste
M-39	Vérifier branchement jack minuterie			Rampe	Gaspard
M-38	Scotcher intérieur fusée par trou "Lumière de dieu"	Lampe torche		Rampe	Gaspard
M-38	Fermer Vanne de purge	clif de narval		Rampe	Alexey
M-37	Mettre en tension des vannes avec le bouton "system"			Rampe	Baptiste
M-36	Mettre en tension de l'ordinateur de bord "computer"			Rampe	Baptiste
M-36	Vérifier que la led verte "safe" clignote			Rampe	Baptiste
M-35	Ouverture de la vanne générale		clif de narval	Rampe	Gaspard
M-35	Vérifier que la led bleu "pressurized" clignote			Rampe	Baptiste
M-36	Allumer interrupteur avio alimentation générale			Rampe	Remi
M-36	Allumer interrupteur avio on/off			Rampe	Remi
M-36	Constater signal sonore du buzzer			Rampe	Remi
M-35	Allumer interrupteur minuterie alimentation générale			Rampe	Remi
M-34	Allumer interrupteurs minuterie on/off	Tournevis		Rampe	Remi
M-33	Vérifier que la led bleue on/off soit allumée ou clignote			Rampe	Remi
M-32	Vérifier pressions manomètre détenteur (150psi)			Rampe	Alexey
M-31	Dévisser la bride de retenue moteur du côté encoche			Rampe	Gaspard
M-30	Boncher feuille indications pyro pour les remove before flight au niveau du moteur	Scotch, feuille pyro		Rampe	Gaspard
M-29	Vérifier émission réception télémétrie	Ordinateur, Antenne GS		Rampe	Remi
M-20	Eriger la rampe			Rampe	Equipe rampe
M-15	Photo devant la rampe		Téléphone, Appareil photo	Rampe	Equipe
M-13	Evacuation de l'équipe du pas de tir				Equipe
M-5	Installer caméra réaction	Caméra, trépied		Tente Jupiter	Gaspard
M-3	Enlever les remove before flight			Tente Jupiter	Pyrotechniciens

Bon vol ESL-1 ! Godspeed

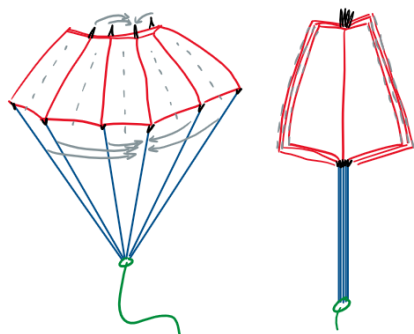
7.8 Tuto pliage parachute

0. démembrer suspentes

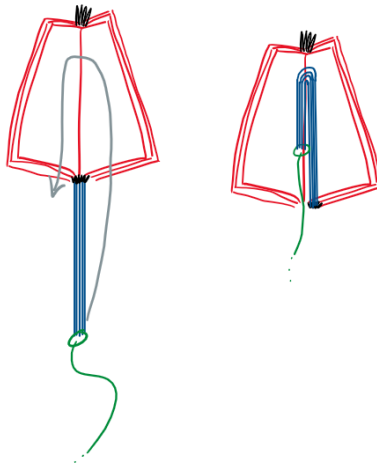
1. mise à plat



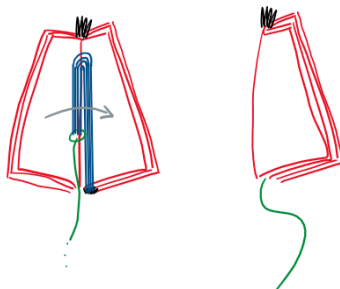
2. regrouper coutures gores et attaches suspentes sur ligne centrale, plier les gores sur les cotés



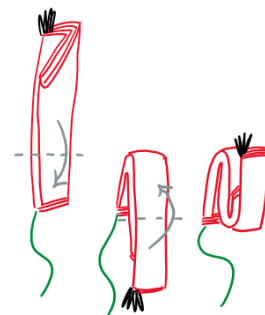
3. faire aller-retour avec suspentes le long de cette ligne.



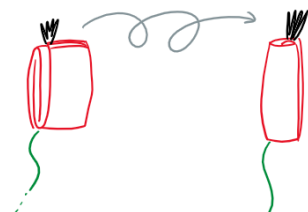
4. plier en 2 le para suivant cette mm ligne. les suspentes sont normalement entièrement contenues dans le para



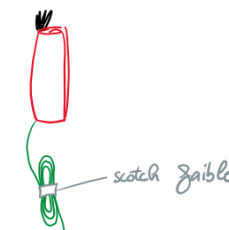
5. plier en "Z"



6. rouler/replier le para sur lui-même, pas besoin de la rouler dans la corde



7. plier la corde et la maintenir avec scotch après l'avoir nouée à la fusée (penser à garder la sangle du 3 anneaux à l'extérieur du tube)



8 Table des illustrations

Figure 1 : Fusée ESL-1 (Mai 2025)	9
Figure 2 : Vue isométrique bague de centrage basse (bague femelle)	11
Figure 3 : Vue isométrique bague reprise de poussée.....	11
Figure 4 : Vue extérieure bague Narval.....	12
Figure 5 : Vue du dessous bague reprise de parachute	12
Figure 6 : Vues simplifiées des peaux carbone (gauche) et de la peau avionique en fibre de verre (droite)	13
Figure 7: Fabrication des ailerons (ici des tests).....	15
Figure 8: Hermes 2.0 (carte électronique avionique/minuterie).....	16
Figure 9: Hermes 2.1 (carte électronique avionique/minuterie).....	17
Figure 10 – Vue de toute la section récupération	18
Figure 11 – Vue d'une rainure du système d'éjection	19
Figure 12 – Coupe du système d'éjection.....	19
Figure 13 – Système 3 anneaux (en jaune le câble actionneur).....	20
Figure 14 (en dessous) – Vue en coupe de l'enrouleur	21
Figure 15 (à gauche) – Vue de l'enrouleur au-dessus de la section avio (en bleu le support, en jaune le tambour).....	21
Figure 16 – Schéma de la chaine de récupération.....	21
Figure 17 – Essai du parachute principal dans la soufflerie S10 de l'IAT.....	22
Figure 18 : Noeuds EBSB.....	23
Figure 19 : Bague Narval de la fusée Narval	26
Figure 20 : Vues bague Narval.....	30
Figure 21 – 2ème itération de l'ordinateur de bord de NARVAL	31
Figure 22 – Les barilletts qui se cassent	31
Figure 23 – Eclaté de valve (gauche) – Les deux valves et le boîtier de commande initial (centre) – Le circuit de commande (droite).....	32
Figure 24: Architecture électrique NARVAL.....	35
Figure 25 – Ordinateur de bord NARVAL (OBC NARVAL)	36
Figure 26 – Schémas électriques de la PCB de l'OBC NARVAL	37
Figure 27 – Layout de la PCB de l'OBC NARVAL	38
Figure 28 – Description de l'interface utilisateur	39
Figure 29 – Schémas électriques de la PCB de l'interface utilisateur.....	40
Figure 30 – Layout de la PCB de l'interface utilisateur	40
Figure 31 – Pinout connecteurs 13W3 et connecteur de valves.....	42
Figure 32 – Pinout GPIO, connector de Jack et d'UART.....	43
Figure 33 – Vue du port USB-C de l'OBC NARVAL.....	43
Figure 34 – Face supérieur de l'OBC NARVAL.....	46
Figure 35 – Code Flight_Code_PWM.ino	47
Figure 36 – Code ESO_OBC.h.....	48
Figure 37 – Code flash_manager.h	49
Figure 38 – Code NARVAL.h	50
Figure 39 – Code narval_administrator.h	51
Figure 40 – Code name.c	52
Figure 41 – Code LittleFS_NAND_Custom_NARVAL_SECURE.cpp	52
Figure 42 – Code madgwickFilterNarval.h.....	53

Figure 43 – Schéma bloc de la boucle de contrôle en temps réel (correcteur PD)	55
Figure 44 – NarvaLinkX.....	56
Figure 45 – Valves fonctionnant avec des servomoteurs : vue intérieure (gauche) et vue extérieure (droite)	57
Figure 46 – Schémas électroniques du bloc de valves	58
Figure 47 – Valves de NARVAL (4 ^{ème} itération)	58
Figure 48 – SEN0257 DFRobot.....	61
Figure 49 : découpage du brut d'aluminium à la scie à ruban	62
Figure 50 : usinage de la bague expérience par M. Faux à l'ESTACA.....	63
Figure 51 : découpage de la peau en carbone	64
Figure 52 : Fabrication de la peau de la section avionique.....	65
Figure 53 : empilement des couches des ailerons (liège-fibre de verre-fibre de carbone) ..	66
Figure 54 : Alignement des ailerons avec gabarit.....	67
Figure 55 (en dessous) – Vue en coupe de l'enrouleur	68
Figure 56 (à gauche) – Vue de l'enrouleur au-dessus de la section avio (en bleu le support, en jaune le tambour).....	68
Figure 57 : Test de compression de la section récupération en 2024.....	70
Figure 58: Test mécanique de la coiffe.....	71
Figure 59 : Test de flèche complet réalisé en mars 2025	71
Figure 60 : Essai du parachute principal dans la soufflerie S10 de l'IAT.....	73
Figure 61 – Comparaison entre mesures (vert) et simulations (bleu) dans des conditions similaires.....	75
Figure 62 – Banc de test pour tester l'asservissement de NARVAL	76
Figure 63 : ponceuse stationnaire à disque	76
Figure 64: Assemblage d'ESL-1 au C'space 2024	78
Figure 65: Trou de vis au niveau de la peau (post C'Space 2024).....	81
Figure 66: ESL-1 assemblée (Mai 2025).....	81
Figure 67 – Bague éjection 2025 (et supports vérin)	82
Figure 68 – Support caméra	83
Figure 69 – Coiffe aérodynamique de la caméra vers le haut	83
Figure 70 : Test de flèche.....	85
Figure 71 : Test de compatibilité rampe.....	86
Figure 72 : Qualification Narval sur barre de traction.....	87
Figure 73 : 1ère bague séparation en PETG cassé lors du test de flèche	90
Figure 74 ouverture drogue.....	91
Figure 75 : séparation coiffe	91
Figure 76 : activation 3 anneaux et déploiement main	91
Figure 77 – Vitesse de descente dérivées des altitudes (données internes ; dt = 6s).....	94
Figure 78 – Altitudes ASL obtenues à partir du baromètre et du GPS (données internes ; f = 1Hz)	94
Figure 79 – Vitesse de rotation et angle de roulis lors du vol d'ESL-1	96
Figure 80 – Erreur (u_{cont}), Etat d'activation des valves A et B.....	97
Figure 81 – Le main tombe de la fusée dès l'éjection de la coiffe	98
Figure 82 – Le parachute principal partiellement gonflé une fois libéré du 3 anneaux	99
Figure 83 – Le parachute principal suspendu à l'envers et emmêlé	99
Figure 84: Schéma pneumatique de Narval	111
Figure 85 – Description éléments clés pour le remplissage de la bouteille.....	112

Figure 86 - Mise en route de l'expérience 113