



Rapport Final Projet AERIS III

*Étude d'un système de Yo-Yo despin sur
Fusée expérimentale en atmosphère dense*

**Par : Clément ROUSSEAU
Robin PIEBAC
Augustin COUDRAY
Killian MELLE
Pierre-Louis GAUTIER
Nicolas DELIRY**

2018 / 2019



SOMMAIRE

2	Introduction
3	Profil de mission Sélectionné
5	Architecture Retenue
15	Électronique embarquée
19	Sous-système de Roulis par Gaz
28	Ogive rainurée
41	Sous-système de De-Spin
46	Conclusion

Introduction

Attention : ce rapport est identique à celui d'Aeris II, aucun changement notable n'ayant été effectué sur Aeris III.

Ce document relate le projet AERIS II fait durant l'année scolaire 2017-2018 par un groupe de 5 étudiants de quatrième année Spécialisation Spatiale. Le projet consiste en résumé d'une fusée expérimentale ayant pour but principal de tester un système d'annulation de roulis en atmosphère dense. Pour plus d'informations sur le fonctionnement et dimensionnement du système Yo-yo Despin, une description est présente à partir de la page 41.

Le projet avait déjà débuté en 2016 avec une première version lancée en juillet 2017 à laquelle nous avons ajouté pour cette année une mise en roulis par jet de gaz froid. Un des objectifs de cette seconde version est de pouvoir aller plus loin dans l'étude théorique et la conception des différents sous-systèmes.

Nous avons donc pour cela séparé les différentes tâches en trois groupes de travail. Les groupes étant : 2 personnes sur la partie Roulis par Gaz, 2 personnes sur la partie Ogive rainurée et 1 personne sur la partie Bague de Despin.

Nous avons décidé de dédier majoritairement le premier semestre à l'étude théorique des sous-systèmes en attendant que la CAO de la fusée soit terminée. Le second semestre lui était dédié aux tests de chaque sous-système sur banc d'essai ainsi qu'à l'assemblage final de la fusée.

Le but final du projet est de pouvoir effectuer l'expérience en vol lors de la campagne de lancement C'Space 2018. Le C'Space est un événement organisé par le CNES sur le camp militaire de Ger du 1er Régiment de Hussards parachutistes. Près de 200 étudiants se réunissent chaque année afin de lancer leurs projets durant cet événement (minifusée, fusée expérimentale, « cansat », ballon stratosphérique). Le CNES fournit entièrement les propulseurs solides nécessaires aux fusées uniquement une fois sur le pas de tir, Aeris III va recevoir elle un moteur Pro 54 5G de marque Cesaroni.

Remerciements :

Nous tenons à remercier du côté ESTACA **M. Fokoua** pour son aide apportée sur les deux études de mécanique des fluides (Roulis par gaz et ogive rainurée), **M. Mehel** pour l'accès à la soufflerie de l'école, **M. Sagot** pour ses conseils pour l'utilisation de logiciel et de la conception du système pneumatique, **M. Faux** pour ses usinages, et **M. Mangin** pour son suivi et ses conseils tout le long du projet.

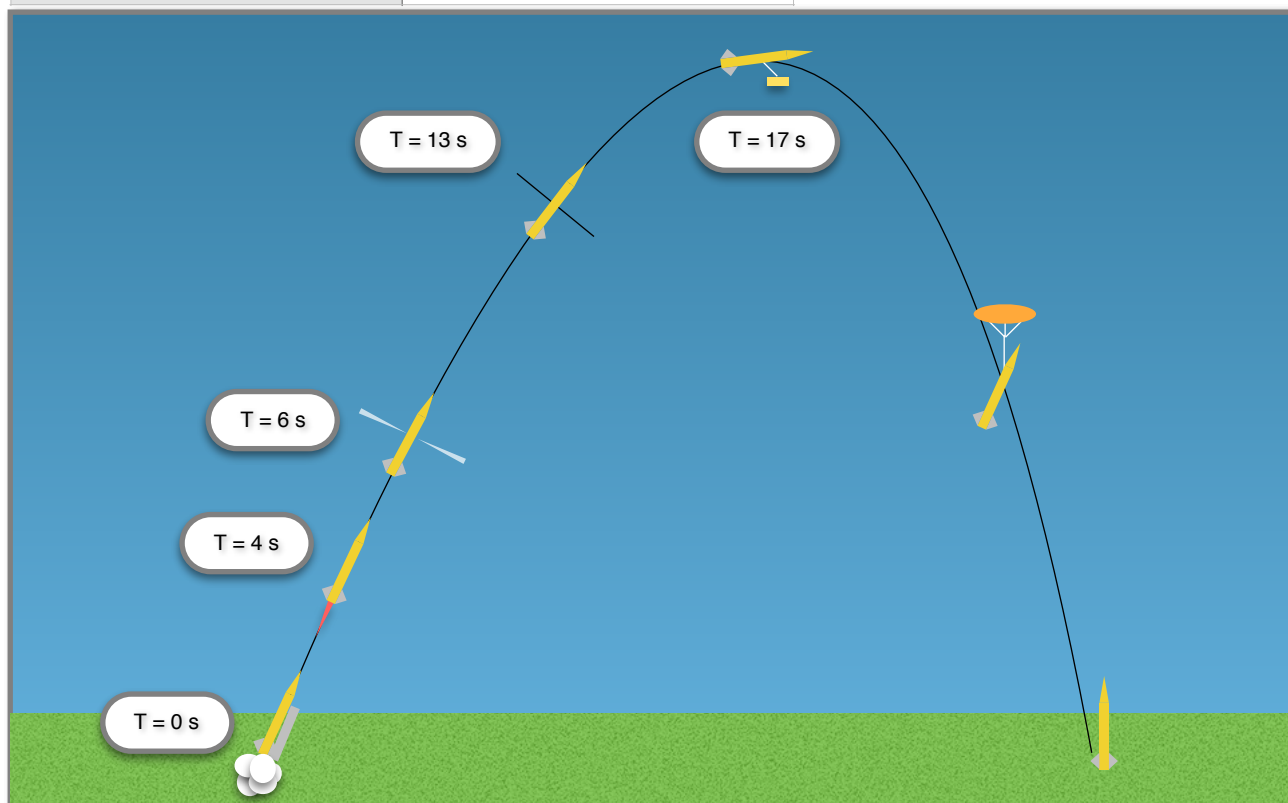
Du côté Sponsors nous tenons à remercier **M. Champion** (Stelia Aerospace), **M. De Badts** (ArianeGroup), **M. Gilibert** (Ariane Group), **M. Emont** (ArianeGroup) et **M. Dariol** (ArianeGroup) pour l'attention particulière adressée à notre projet ainsi que leur aide financière et leur invitation sur le stand ArianeGroup à l'IAC.

Nous remercions aussi de manière générale tous ceux qui ont pu aider/participer à l'avancement du projet.

Profil de mission Sélectionné

Dans le cas d'une fusée expérimentale, il est préférable de définir le déroulement précis de la mission envisagée avant de commencer le dimensionnement des sous-systèmes. Le profil de mission a donc été déterminé.

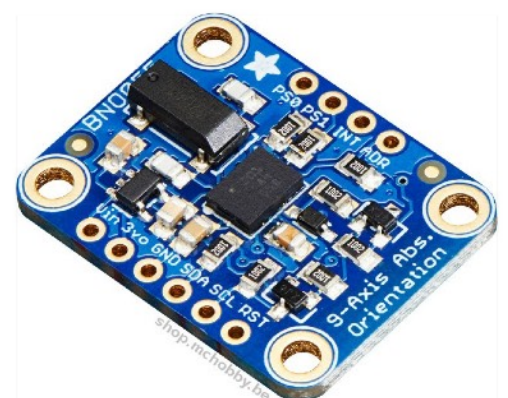
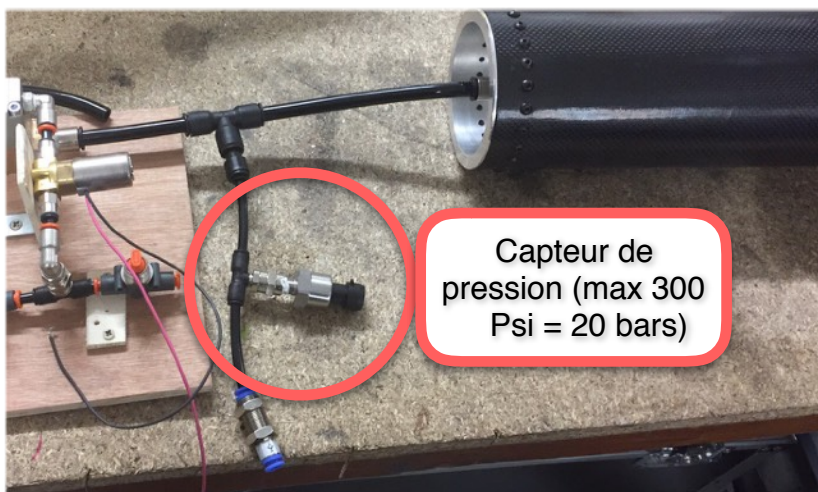
Temps (s)	Opération	Sous-système(s) actif(s) lié(s) à l'expérience
[- 1h ; - 30 min]	Remplissage des réservoirs (Circuit principal et circuit pilote)	Ogive Rainurée via accélération (Max Q à 4s)
- 30 min	Armement des systèmes de bord / Détection de sortie de rampe	
0 s	Allumage moteur Pro 54	
+ 4 s	Extinction moteur (Vitesse et pression dynamique Max)	
+ 6 s	Activation du système pneumatique	Ogive Rainurée (via vitesse balistique) + Système de Roulis par Gaz
+ 8 s	Fin de la purge réservoir	
+ 13 s	Activation du système de De-Spin	Système de De-spin
+ 17 s	Activation du système de récupération (Parachute)	
[+1 min ; + 2 min]	Atterissage	



Durant ce vol, afin de pouvoir observer l'expérience, des données d'une centrale inertielle seront collectées à la fois sur enregistrement à bord (Mémoire Flash) mais aussi transmises via télémetrie vers une station au sol (en utilisant l'émetteur KIWI fournis par le CNES) . L'envoi des données se fera via une antenne positionnée dans l'ogive de la fusée. En plus de ces données inertielles, une caméra positionnée au-dessus de la case parachute aura un point de vue sur le De-spin et les tuyères à gaz, permettant une confirmation visuelle du déploiement des masses.

En plus des données de la centrale, un capteur de pression statique sera fixé sur le réservoir et verra ses données transmises aussi par télémetrie. Ces données permettront d'avoir une idée précise de la santé du réservoir à la fois sur le pas de tir, mais aussi pendant le vol.

La mise en commun de toute ces données après vol pourront nous donner une idée claire sur l'efficacité de nos sous-systèmes ainsi que confirmer ou non le concept de ce projet.



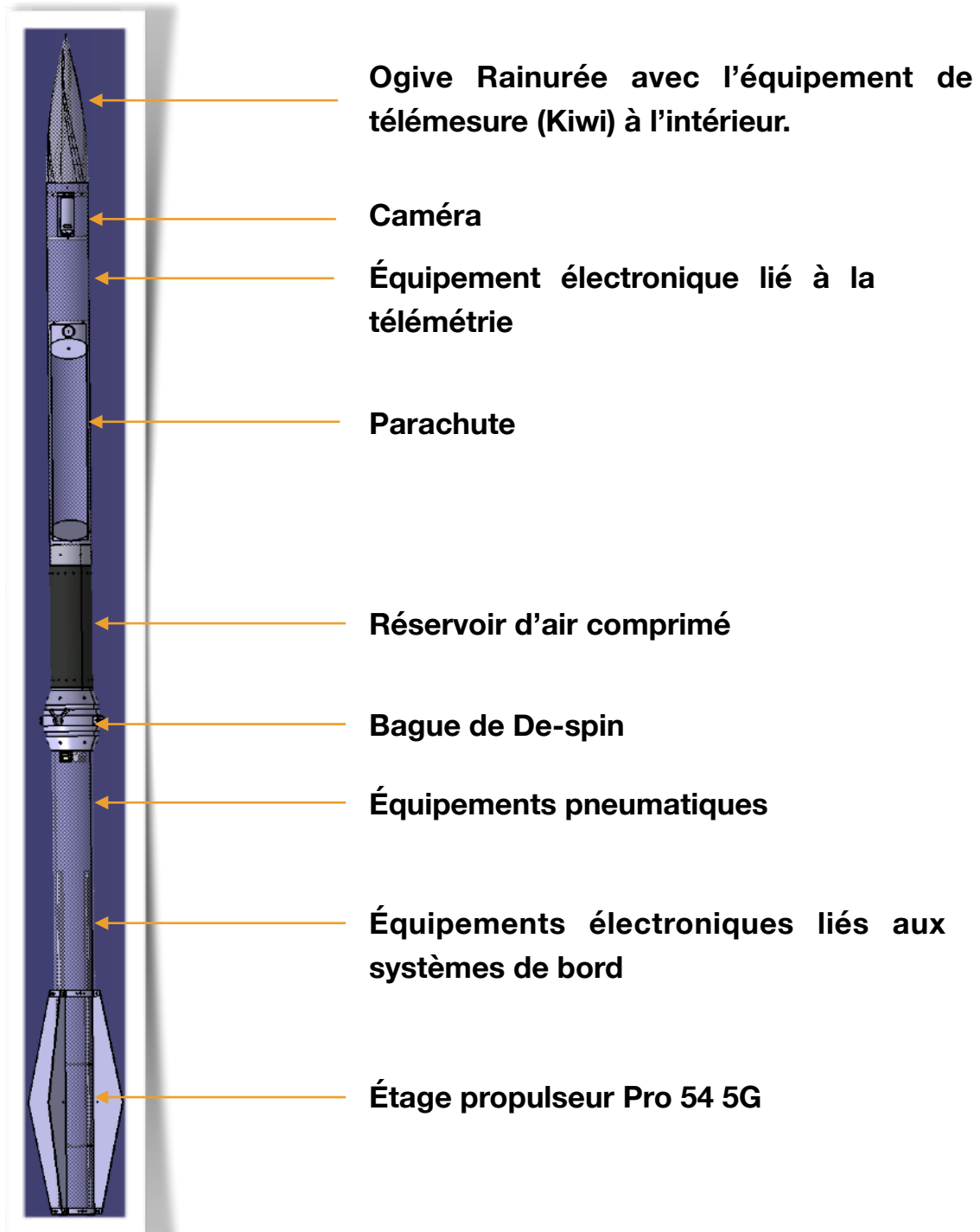
Centrale Inertielle Arduino

Emetteur KIWI du CNES

Architecture Retenue

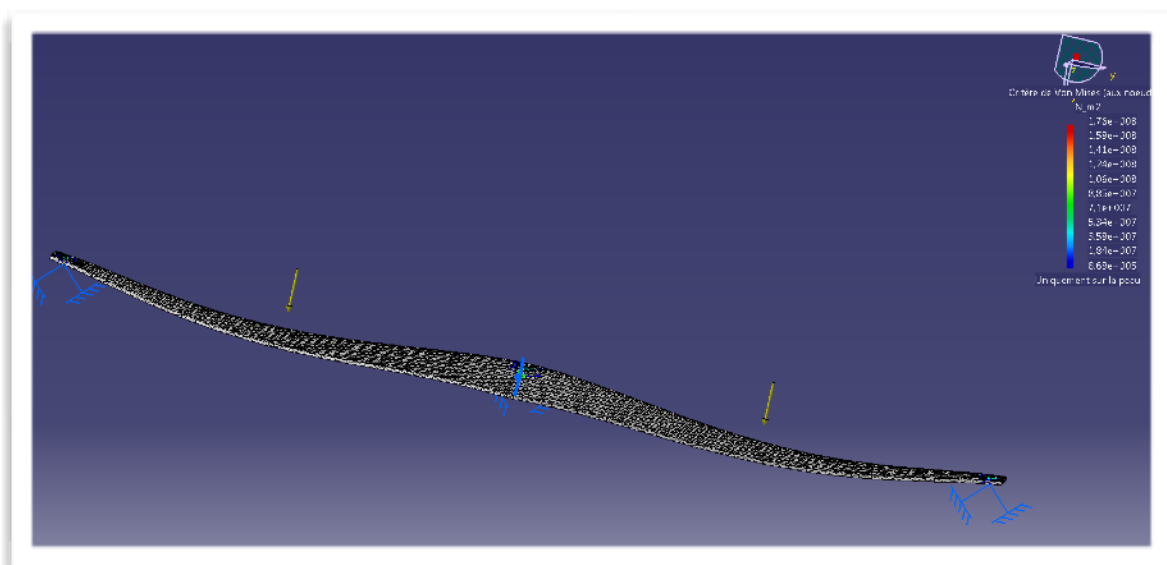
La conception CAO d'AERIS II a commencé dès Octobre après plusieurs séances de réflexions cherchant à réunir les meilleures idées afin de faciliter le montage et la mise en oeuvre de la fusée. Des choix importants de conception ont été faits concernant notamment la réduction de la flèche mais aussi la facilité d'intégration des systèmes électroniques.

Ces étapes ont donné l'architecture suivante :



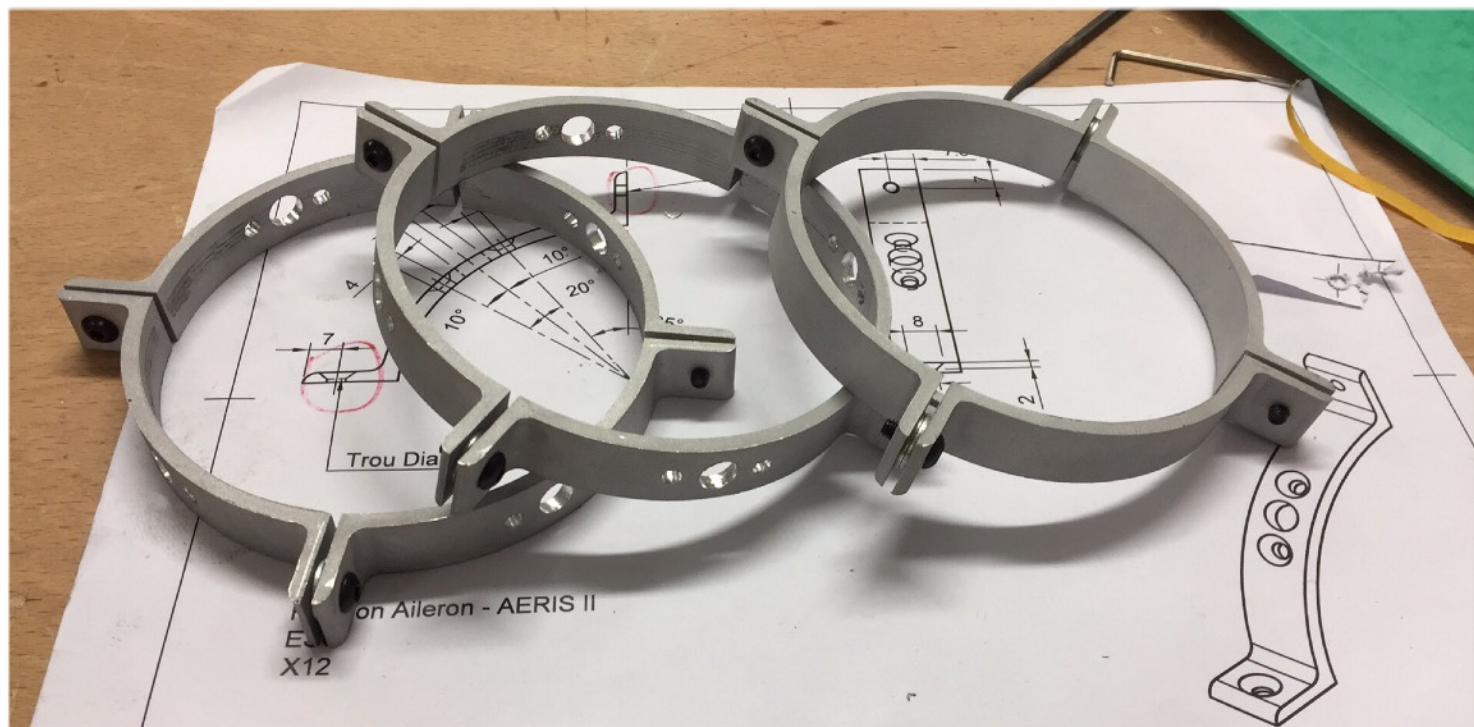
L'équipe mécanique du projet s'est penchée, dès l'architecture finale sélectionnée, sur les solutions techniques à implémenter sur cette fusée expérimentale. La majorité du travail effectué s'est portée sur la modélisation numérique de la fusée. Des études en éléments finis ont aussi été effectuées sur des pièces critiques sujettes à des contraintes de cahier des charges CNES.

Le choix d'une structure mono-peau a vite été abandonné du fait de la nécessité de placer le réservoir, et donc le système pneumatique, à proximité du centre de gravité. La volonté de minimiser un maximum la flèche étant toujours présente, nous avons donc scindé la fusée en deux grandes parties (haute et basse) toutes deux liées respectivement sur chacun des fonds de pression du réservoir. La structure de la fusée est donc tenue par deux grandes peaux de carbone.

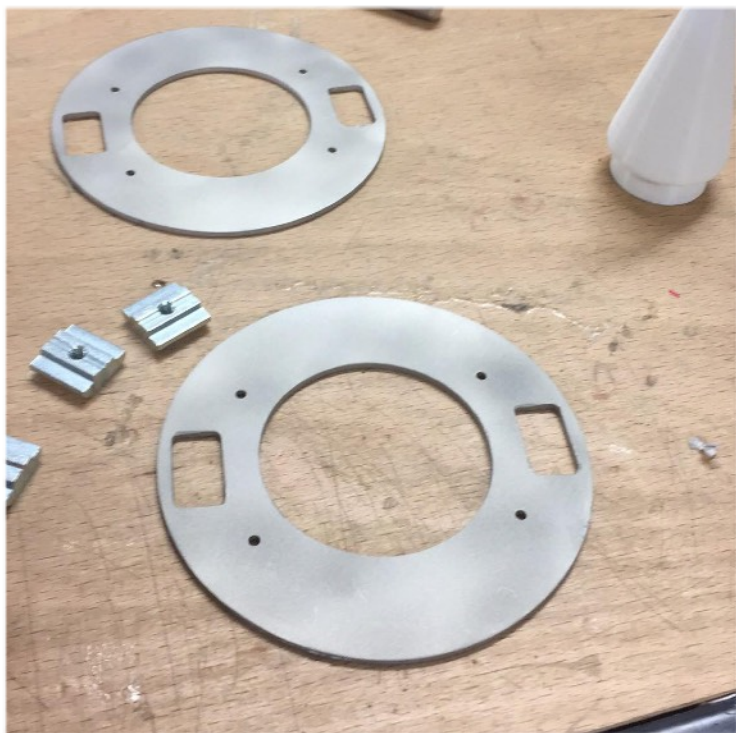


Étude en élément fini (Von Mises) d'un aileron, déterminant les déformations sous charge à la pointe.

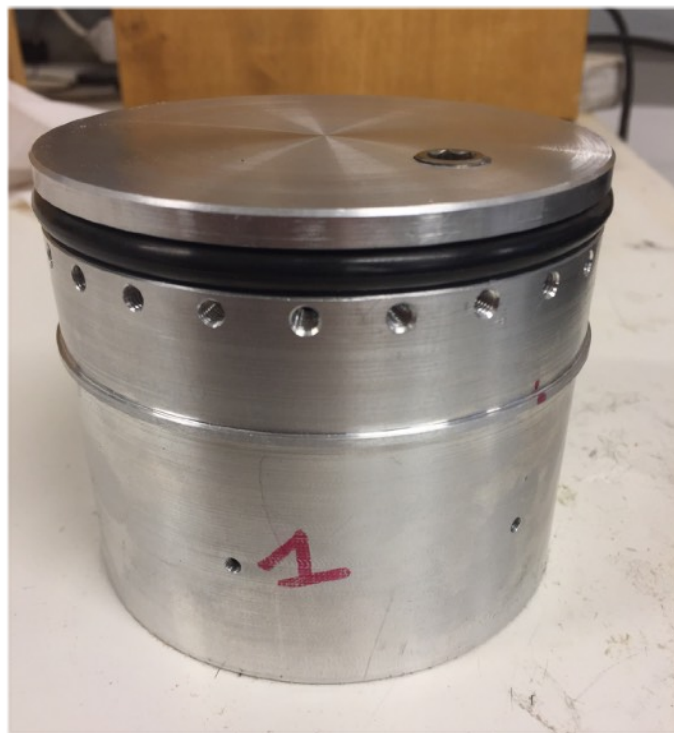
Courant décembre, le tube de la section haute a été moulé avec un rendu très satisfaisant. Le tube a été fabriqué avec trois tours de fibre de carbone permettant une excellente tenue mécanique, tout à fait satisfaisante pour notre utilisation. Le tube de la section basse, lui, a été moulé dans la première semaine de février. Il a été fabriqué lui avec quatre tours de fibre de carbone, permettant de tenir les efforts liés à la propulsion ainsi que les efforts structurels (flèche notamment). Les pièces en aluminium elles ont été usinées durant les mois de février et Mars à l'atelier de M. Faux. Nous avons eu la possibilité d'utiliser toute les capacités de l'atelier en terme d'usinage, utilisant les outils manuels pour les pièces à complexité moyenne (bagues-Fonds de pression, bague ogive) mais aussi numériques avec la CNC 3 axes pour les pièces complexes (quarts de fixation ailerons, bague de reprise poussée, bagues de centrage propulseur).



Assemblages de Quarts de fixation des Ailerons



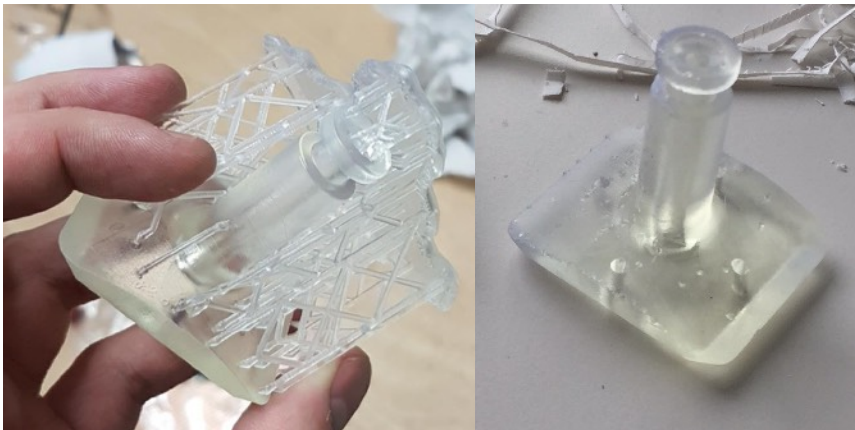
Anneaux de Centrage propulseur (milieu)



Fond de Pression avec Jupe - Bas

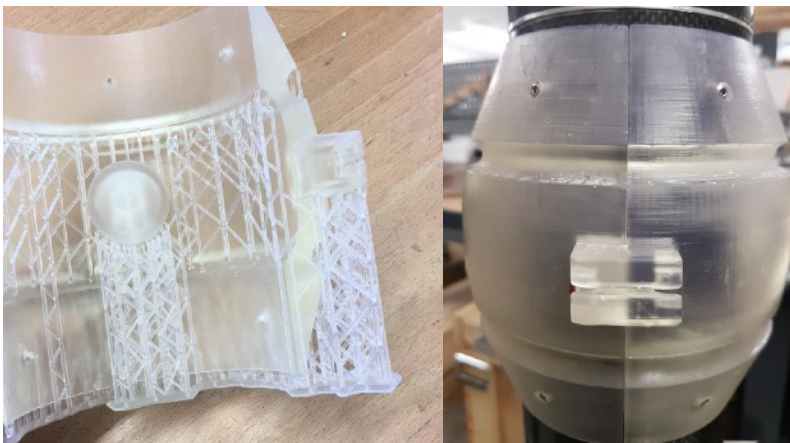
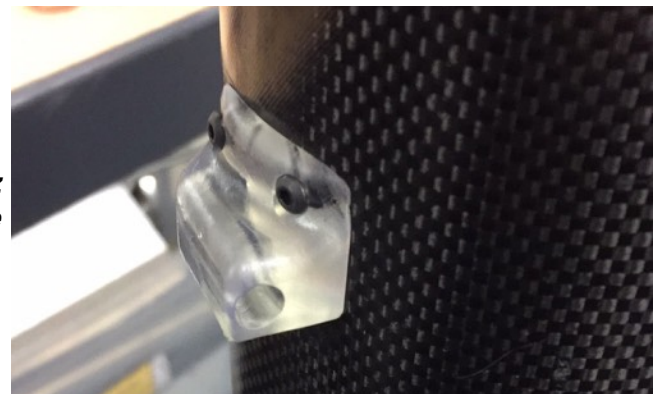
D'un autre côté, un grand nombre de pièces ont été imprimées en 3D au Fablab de l'ESTACA par 2 méthodes : la stéréolithographie (SLA) et l'addition de matière (FDM).

Les pièces faites en stéréolithographie ont été « imprimées » en résine sur l'imprimante Form 2 permettant d'avoir un rendu très précis (tolérance de l'ordre du micromètre) tout en ayant une excellente tenue mécanique (absence apparente de couche d'impression et rendu interne homogène). Les pièces imprimées ainsi sont les pièces sujettes à de grands efforts ou ayant des exigences de précision particulières. Nous avons choisi d'imprimer en SLA la bague de Despin, les patins de rampe de lancement et les tuyères du roulis par gaz. Le seul problème de cette méthode est le prix des consommables (170 €/L de résine + 70€ le bac d'impression à changer tout les 3L).



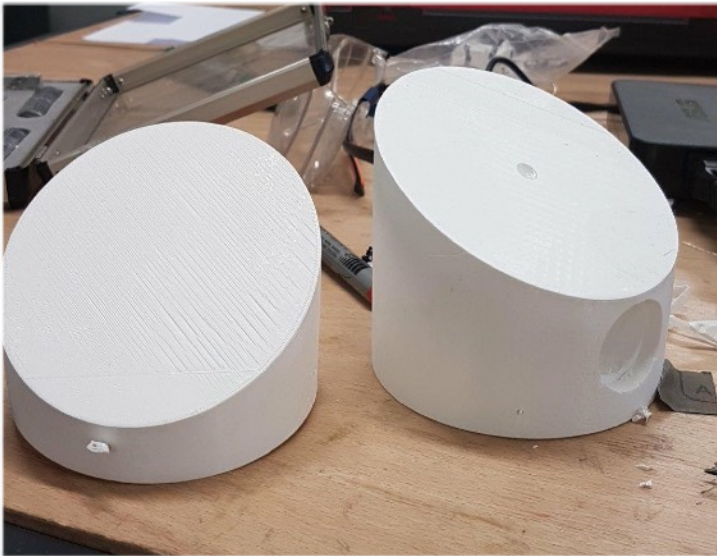
Patin de rampe
*Avant et après enlèvement
des supports*

Tuyère du roulis par gaz
Assemblée sur le corps de la fusée



Bague de Despin
*Avant l'enlèvement des support
Assemblée sur le corps de la
fusée*

Les pièces faites en FDM ont été « imprimée » en PLA sur deux imprimantes Ultimaker 2 Extended+ permettant d'avoir un rendu relativement précis à un prix bien plus avantageux que le SLA. Les pièces sont cependant plus faibles mécaniquement, nous avons donc opté pour cette technique d'impression pour toutes les pièces avec des formes complexes mais ne recevant pas de fortes contraintes mécaniques. Nous avons imprimé de cette manière les deux « cales parachute », le déflecteur caméra (contre partie aérodynamique de la caméra), le support caméra, les « boîtes » accueillant l'électronique, le support de télémétrie et enfin l'ogive rainurée.



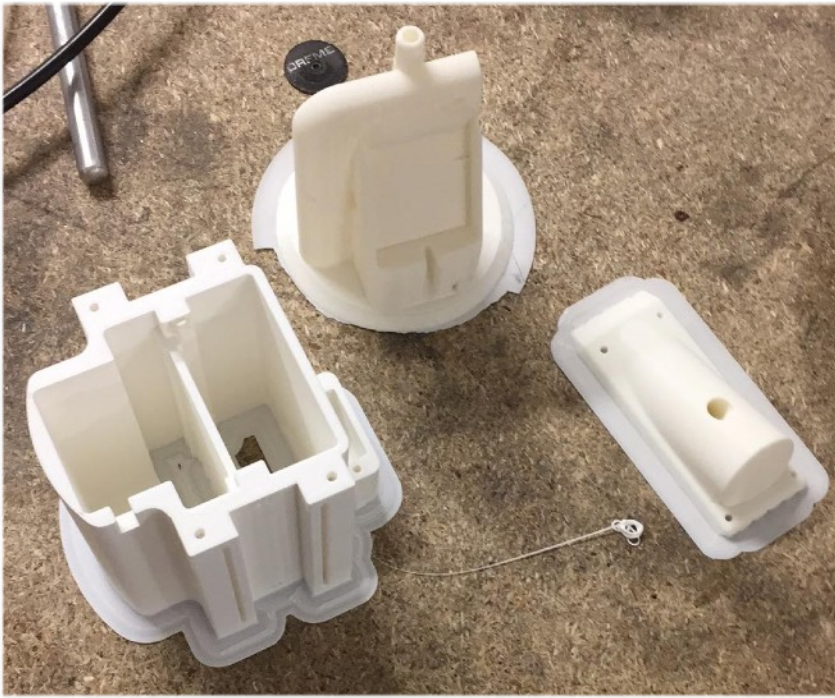
Cales Parachute

Permettant l'éjection du parachute sans accrochage sur la structure. L'une des deux accueille aussi la ventouse magnétique de la porte d'éjection.

Ogive rainurée

Sans la pointe, imprimée séparément à cause des contraintes du volume d'impression.





Boîte élec (Alimentation), Support Télémessure et déflecteur caméra

Boîtes électroniques assemblées

En bas : Boîte alimentation contenant la carte associée et une Lipo 4S

En haut : Boîte Expérience contenant la carte de déclenchement et d'acquisition des données d'expériences.

Un écran OLED sera aussi présent sur le côté (visible à l'extérieur de la fusée) permettant d'avoir des données essentielles juste avant le lancement (Voltage des batteries, Pression réservoir, États des expériences)



L'assemblage de toutes ces pièces s'est fait tout au long de leur réception depuis les différents ateliers. La première partie a été l'assemblage de la partie haute de la fusée avec notamment la découpe de la porte d'éjection parachute.



Étage supérieur

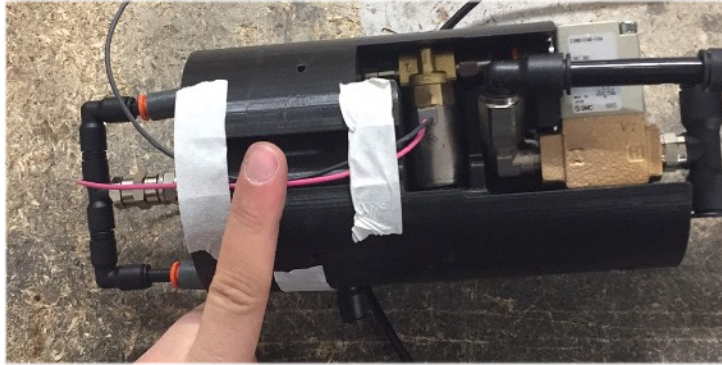
Avec le compartiment parachute et la bague d'ogive. On remarquera aussi le ressort servant à éjecter la porte (sur la table).



Rails d'équipements supérieur

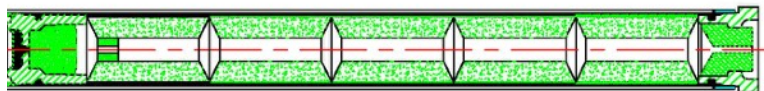
Rails où se fixent la caméra et la carte de minuterie parachute (absente sur la photo). Ces rails sont fixés sur la bague ogive qui elle même accueille les équipements de télémétrie.

L'équipe s'est ensuite attaquée à l'assemblage de l'étage du bas avec dans un premier temps l'intégration des sous systèmes liés à l'expérience (détails dans la suite du rapport). L'intégration du sous-assemblage pneumatique s'est faite en perçant la peau en carbone aux bons endroits afin de permettre non seulement le passage des vis de fixation, mais aussi l'accès aux vannes manuelles et aux prises de remplissage des circuits.



Sous-assemblage pneumatique

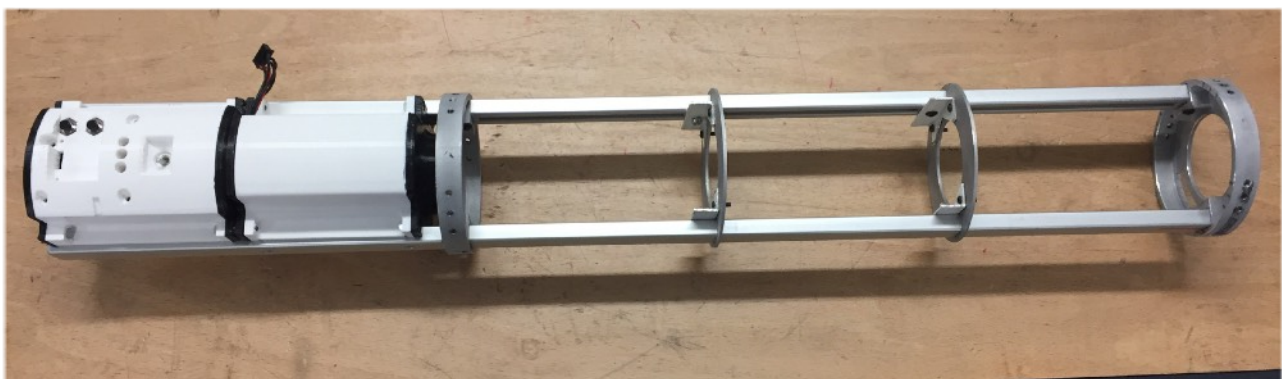
Les trous pour la bague despin ont ensuite été percés. La suite s'est portée sur la formation et mise en place du sous-assemblage propulsif et électronique. Les pièces composant cet assemblage ont été principalement usinées à l'aide de la CNC 3 axes de l'atelier d'usinage de l'ESTACA. La structure est assurée par deux rails Bosch 20x10. La fixation de ces pièces sur les rails est assurée par des patins tenant par serrage de vis. Il est important de noter que les rails ne sont pas sensé reprendre les efforts de poussée du moteur vers le reste de la fusée, ce rôle est assuré directement par la peau en carbone via des vis fixées sur la bague de reprise poussée. L'écartement entre le bas de la fusée est la bague de reprise poussée a été dimensionné afin de permettre un écart de 1mm entre la bague de centrage basse et l'anneau bas du moteur, nous assurant donc que la poussée sera totalement transmise via la bague de reprise poussée.



Moteur Pro 54 5G fournit par le CNES

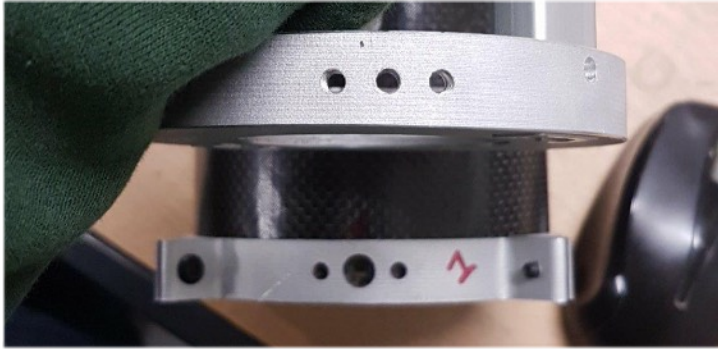
5G signifie « 5 grains ».

Sur l'extrême droite on peut observer l'anneau bas du moteur mentionné précédemment



Sous-assemblage Propulseur + Electronique

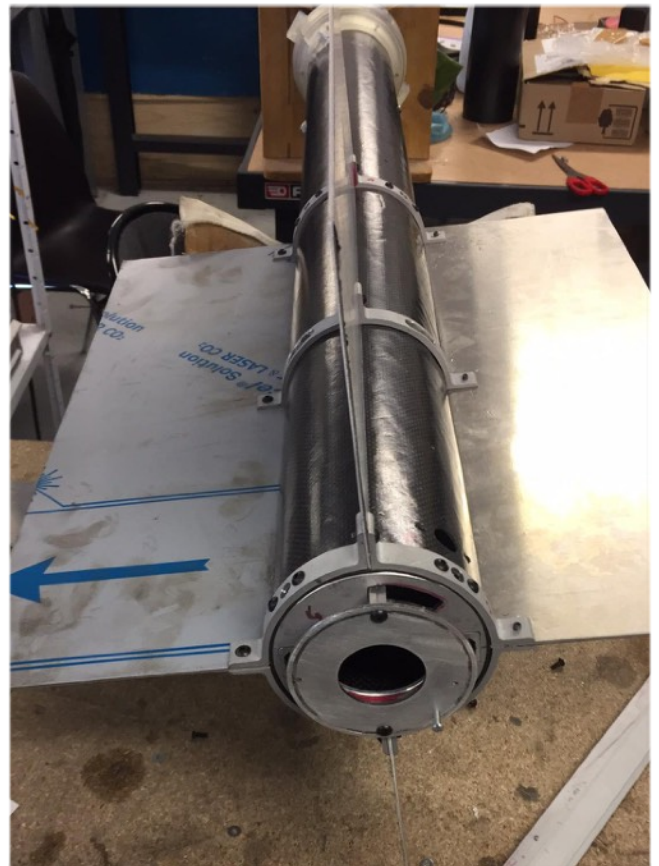
L'étape suivante était l'intégration de ce sous-assemblage dans le tube en carbone de la partie basse de la fusée. Nous avons aussi profité de cette partie pour effectuer les perçages nécessaires aux quarts de fixation d'ailerons. Ceux-ci sont chacun fixés par deux vis M4 à un emplacement précis. Les perçages ont été effectués à la main, ce qui a demandé une grande concentration et attention afin d'avoir des trous et taraudages les plus alignés possible. Le but d'avoir un usinage le plus précis possible et fidèle à la CAO est d'avoir un assemblage ailerons le moins sur-contraint possible afin de permettre un montage/démontage simple.



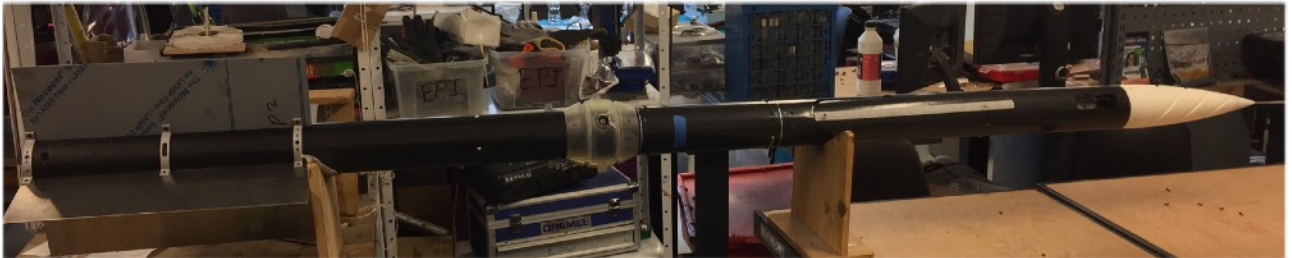
Perçages pour la fixation aileron basse.
Les deux trous sur les côtés sont pour fixer les quarts sur la bague, le troisième au centre est pour fixer la bague sur la peau (la tête de vis passant à travers le quart)

La phase finale sur l'étage inférieur a été d'intégrer les ailerons aux quarts de fixation. Les ailerons ont été laissés rectangulaires de façon intentionnelle. Leur forme finale sera validée par le CNES courant Mai lors d'une rencontre (RCE 3).

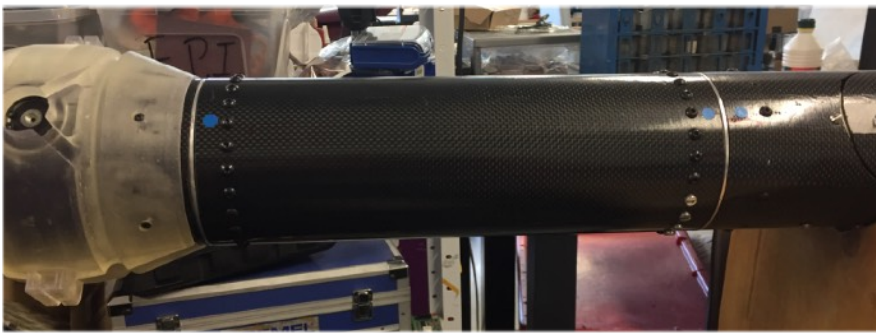
Ailerons fixés en 3 points
deux points (haut et bas) fixés aux bagues à l'intérieur de la fusée, un point (milieu) solidarissant les ailerons entre eux.



Une fois les deux étages principaux terminés au possible, nous avons dû attendre l'arrivée des pièces du réservoir afin de pouvoir assembler la fusée. Quelques problèmes d'étanchéité nous ont amené à draper une nouvelle fois un tube de réservoir. Une fois ces problèmes réglés, nous avons pu pour la première fois assembler AERIS II. On notera que durant cette période nous avons fait usiner une pièce à la CNC 3 axes permettant l'attache du parachute sans devoir percer à travers le fond de pression.



Premier Pré-assemblage d'AERIS II



Liaison entre les étages via le réservoir

Pièce d'attache du parachute

Cette pièce se fixe sur le fond de pression supérieur en réutilisant 8 vis servant à fixer le fond sur le tube du réservoir. Cette pièce a été dimensionnée pour tenir les efforts générés par une ouverture de parachute brutale.

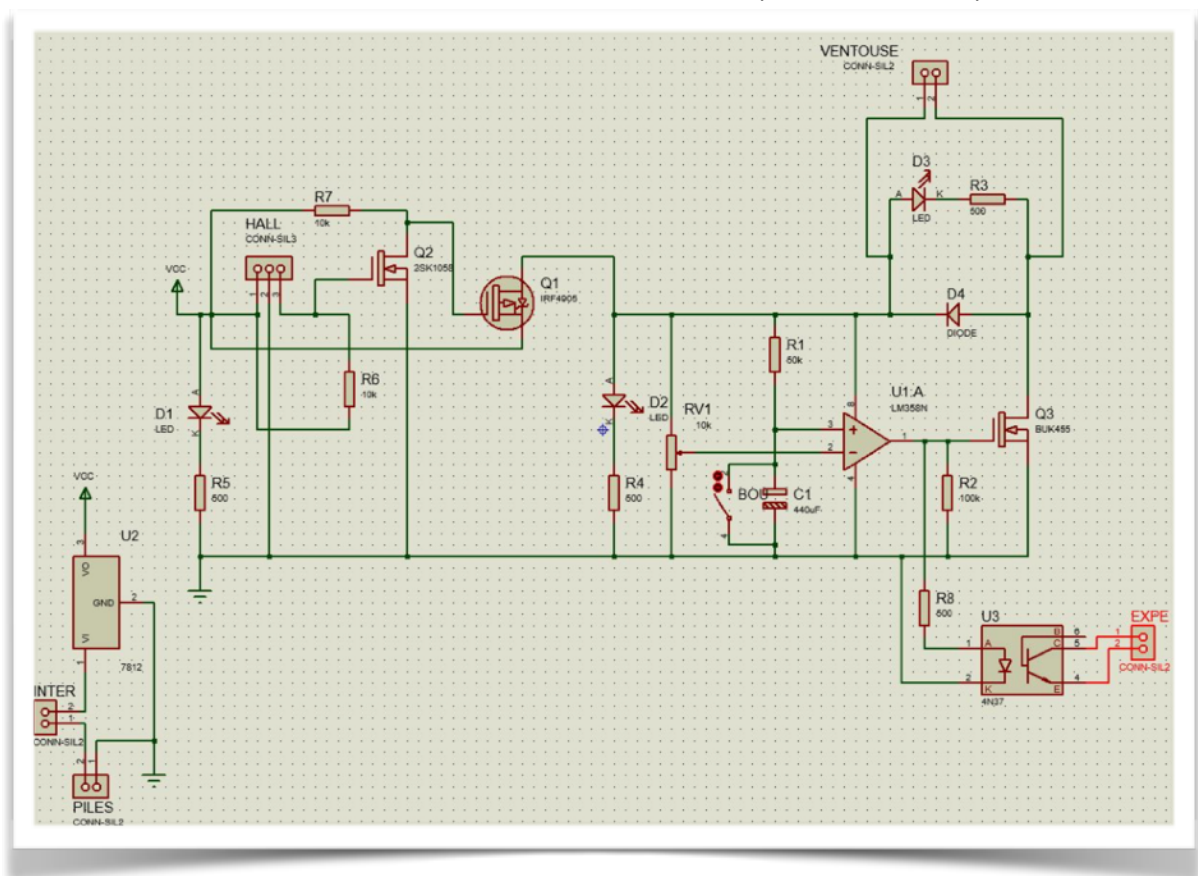


Électronique embarquée

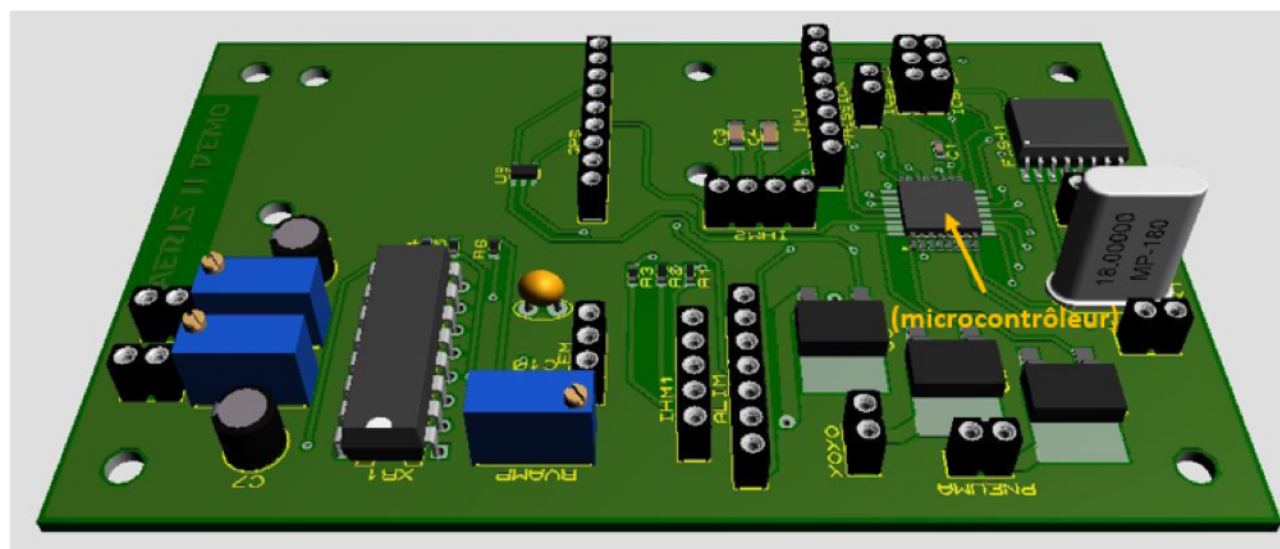
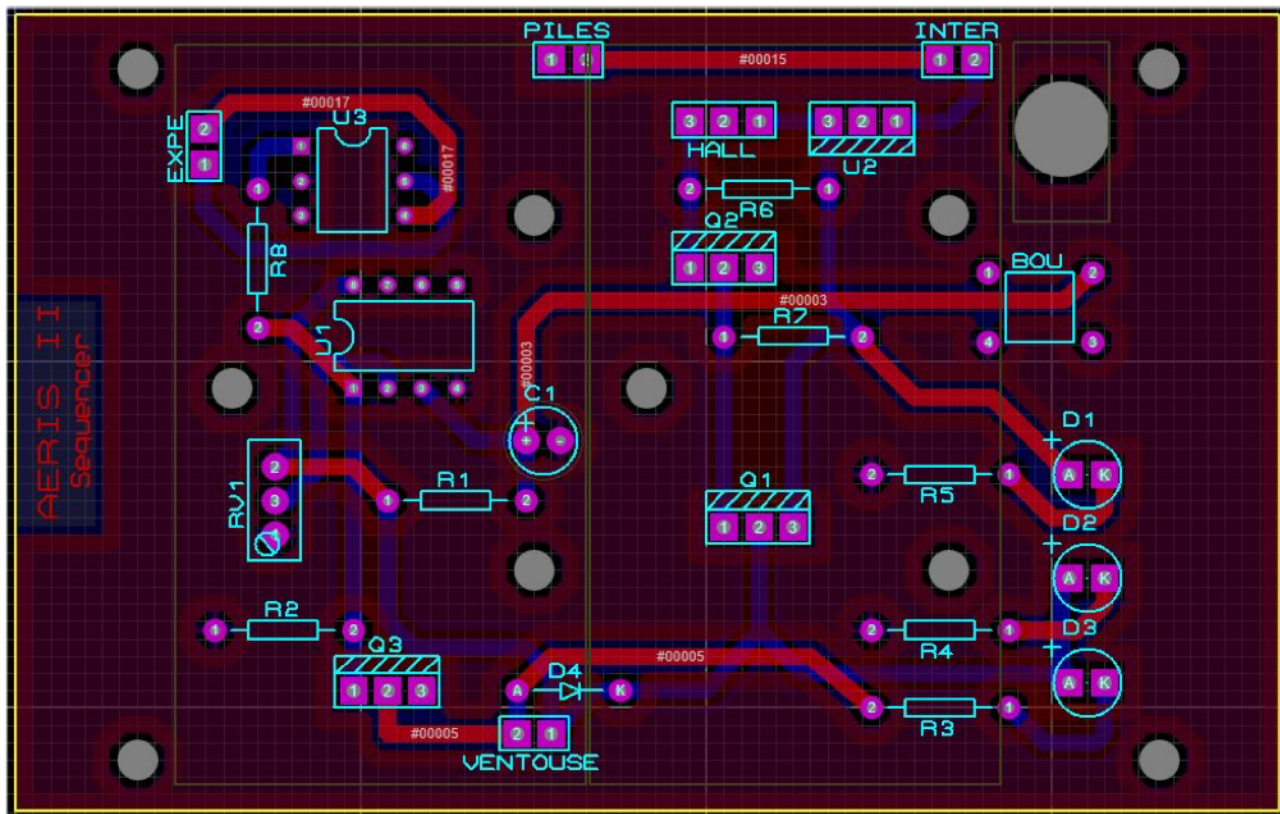
L'électronique de bord de la fusée Aeris II contient trois grandes parties. Il y a dans un premier temps la minuterie analogique, alimentée par pile, demandée par le cahier des charges de Planète Science (CNES) qui servira à déclencher l'éjection du parachute à l'aide d'un système ventouse électromagnétique/ressort. Ensuite, vient la carte de télémétrie, alimentée par piles, qui permettra d'envoyer en temps réel à la station réceptrice toutes les données souhaitées. Et enfin, la partie dédiée aux expériences, alimentée par une batterie LiPo, soit à l'ouverture du système pneumatique, à la libération des masses du de-spin via ventouses électromagnétiques mais aussi pour avoir un œil sur des données de type tension et courant dans le circuit à l'aide d'un écran, que l'on peut commander avec des boutons.

Pour cette dernière partie, le choix a été fait de n'utiliser qu'un microcontrôleur en le programmant avec le logiciel *AtmelStudio* et non un logiciel avec le hardware prémâché comme l'*Arduino*, où les librairies sont déjà existantes, ce qui permet de mieux comprendre comment marche réellement ces microcontrôleurs et d'essayer d'optimiser son utilisation pour nos besoins. De plus, la décision a été prise d'utiliser des composants de type CMS (Composant Monté Surface) afin de diversifier le savoir-faire de l'équipe et d'essayer d'en sortir des cartes plus proches de ce que l'on pourrait voir dans l'industrie.

La partie électronique avec son intégration étant un point noir de la première version d'Aeris I, un point d'honneur a été fait sur son élaboration. Tout d'abord pour la partie purement électronique, l'équipe a travaillé sur le logiciel *Proteus* pour l'élaboration des cartes. Celui-ci permet de créer des circuits en reliant des composants et de pouvoir faire des simulations sur des schémas comme celui-ci (carte minuterie) :

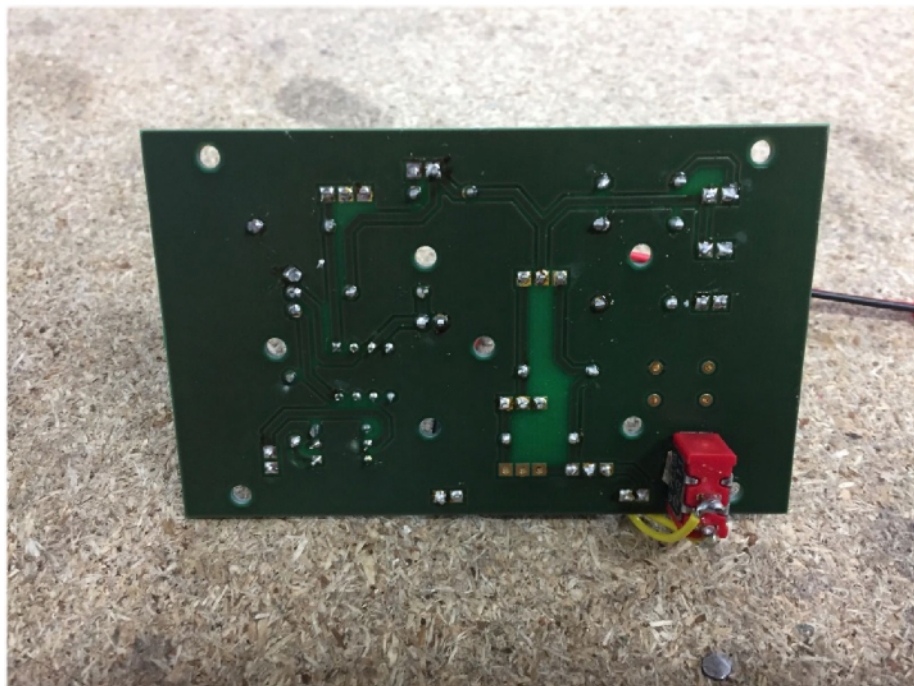
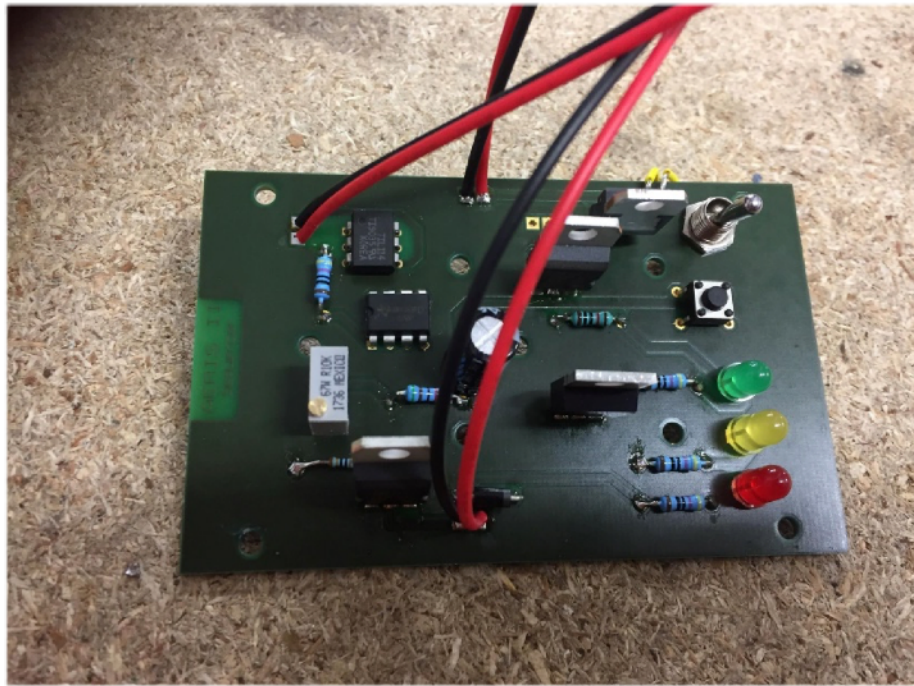


Ensuite, la réalisation de la carte qui sera dans la fusée peut commencer, grâce à un deuxième outil de *Proteus*, où l'on peut définir les bords de la carte, placer les composants et effectuer un routage des pistes (dans un premier temps automatique, puis parfait manuellement) pour enfin arriver à ce résultat (carte minuterie) :

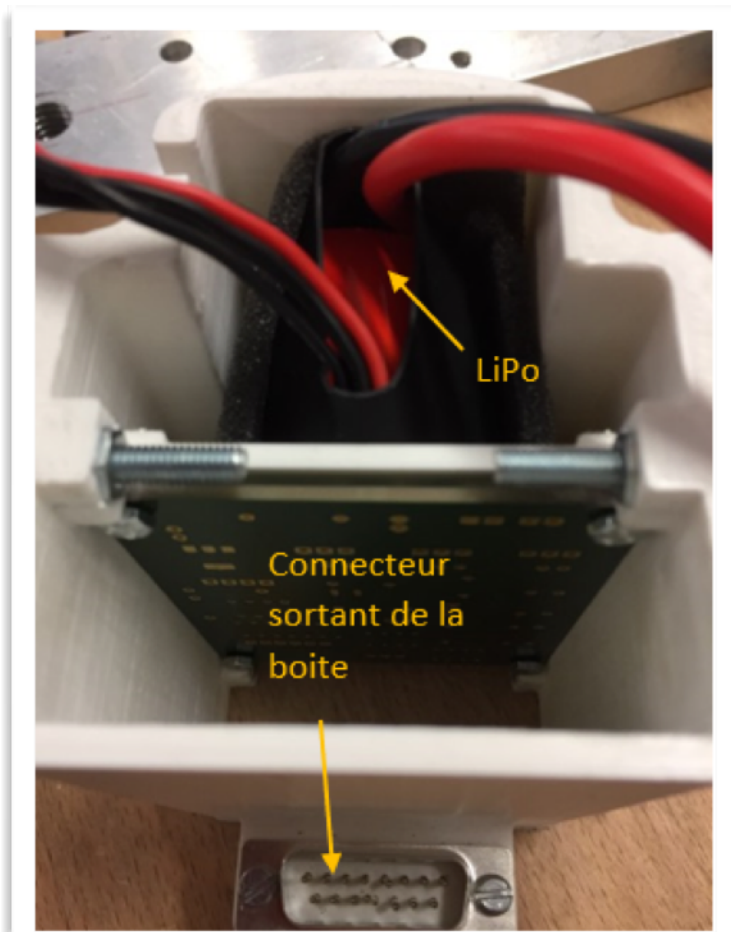
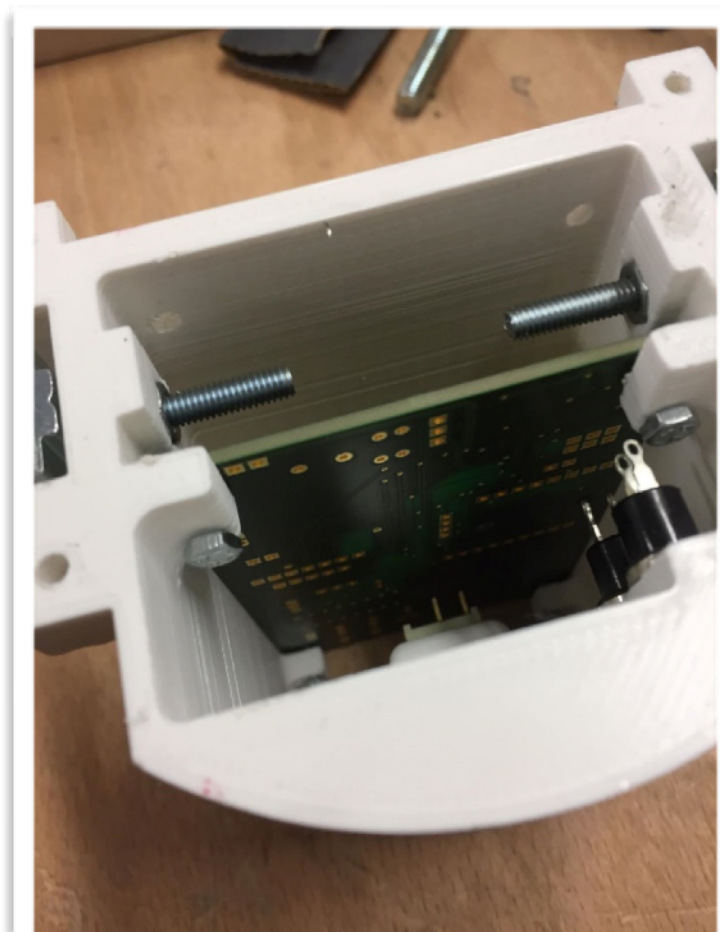


Le logiciel permet aussi une visualisation 3D (carte expérience)

Dans un premier temps, l'utilisation de la Cirquid, une graveuse de plaque de cuivre devait permettre la confection de ses cartes. Cependant pour la carte expérience, l'utilisation de CMS demandait beaucoup de précision, trop pour cette machine. C'est pourquoi, et avec le soutien financier d'*ArianeGroup*, la décision a été prise de commander des plaques PCB déjà imprimées et protégées, ce qui a permis d'améliorer considérablement la qualité de nos cartes. Après réception et soudage des composants, voici un premier exemple (carte minuterie) :



Pour la partie intégration, le choix s'est porté sur des « boîtes » en impression 3D contenant les cartes, avec un connecteur sortant de chaque boîte pour être relié à la partie concernée de la fusée, avec sur une des boîtes, l'écran intégré sur le surface de la boîte. Ces dernières n'ont plus qu'à être glissées le long de rails *Bosch* puis maintenues en position par des vis. Ce système permet de retirer ou remettre les cartes de manière facile et rapide, et ainsi de préserver les soudures ou même les composants qui sont parfois malmenés lorsque l'intégration est maladroitement pensée.



Résultat avec les cartes (pré-soudage) intégrées aux boîtes

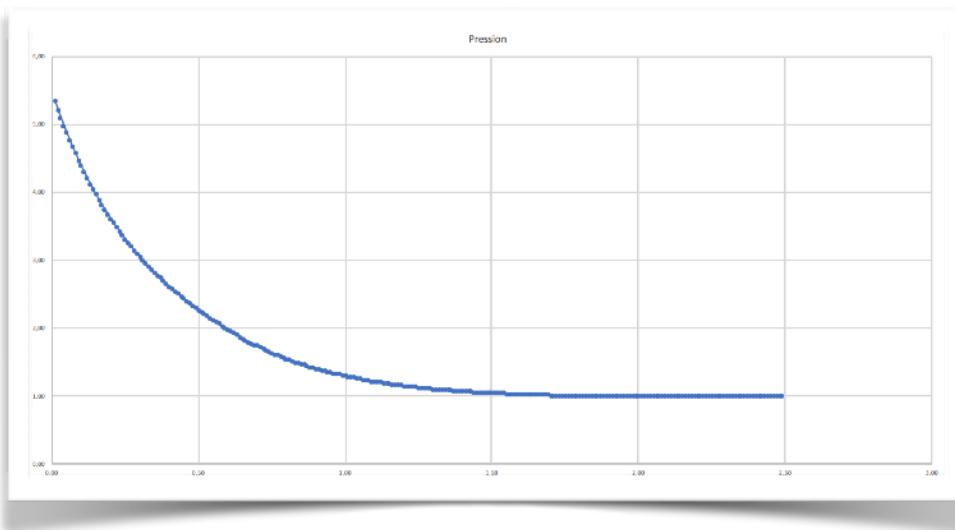
Sous-système de Roulis par Gaz

La partie du projet concernant le roulis par gaz a été confiée en début d'année à Robin PIEBAC et Augustin COUDRAY. Il s'agit ici d'effectuer une étude de mécanique des fluides sur un circuit pneumatique opérationnel dans nos contraintes de dimensions.

La première étape a été de déterminer un circuit viable et respectant nos critères (gros débit/taille modérée/poids modéré/petite consommation électrique/ prix raisonnable) . Un critère important est par exemple la taille. En effet, l'entièreté du système doit être conditionnée dans un cylindre de diamètre 100 et de hauteur la plus petite possible. La conceptualisation du circuit s'est donc faite dans un premier temps en observant les différents composants présents sur le marché et répondant à nos critères.

Une fois que nous avons une bonne vision des différentes technologies à notre disposition, nous sommes passés sur une analyse logicielle du système envisagé. Nous avons d'abord tenté une modélisation de la purge avec Excel et des formules extraites des datasheets des composants du circuit. Malheureusement nous n'avons pas assez de formules ni de connaissances pour pouvoir modéliser notre problème sous Excel de manière efficace.

Suivant les conseils de M. Sagot (Enseignant chercheur à l'ESTACA), nous nous sommes tournés vers un logiciel disponible aux étudiants de l'ESTACA et fait pour la modélisation de systèmes pneumatiques et hydrauliques : Amesim. Nous avons alors pu effectuer des modélisations de notre circuit (sans tuyère) afin de déterminer des valeurs de débit et de pression statique en bout de circuit. Ces données ont ensuite été transférées à un Excel cette fois destiné au dimensionnement des tuyères de roulis. Cet Excel permet donc de déterminer la géométrie des tuyères et d'obtenir une estimation rapide de leur performance. Cette analyse nous a permis de valider notre choix d'architecture de circuit.



Courbe de la simulation de la pression post-Vanne (P [bars]/ t [s])

Architecture retenue du circuit

Le choix s'est donc porté vers un circuit pneumatique un peu plus complexe qu'initialement envisagé. En effet, au lieu d'un circuit simple à une seule électrovanne, nous avons opté pour un circuit « double » avec une Vanne pneumatique contrôlant le circuit principal (permettant un débit important pour une vanne compacte) et une électrovanne contrôlant le circuit pilote de la vanne principale. Cette architecture nous permet d'avoir un système, bien que plus complexe, à la fois plus compact et moins consommateur en énergie électrique. Il est en effet ressorti que, à iso-débit, une électrovanne serait bien plus volumineuse, lourde et consommatrice d'énergie électrique que le couple Vanne pneumatique/petite Électrovanne.

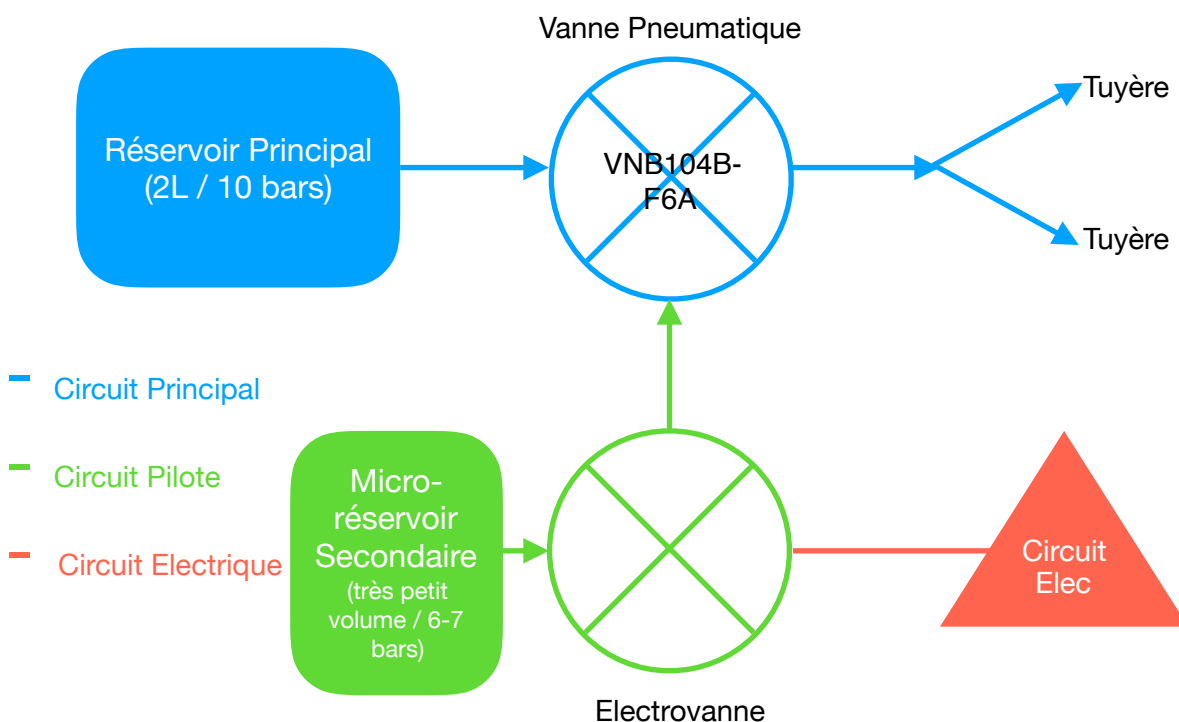
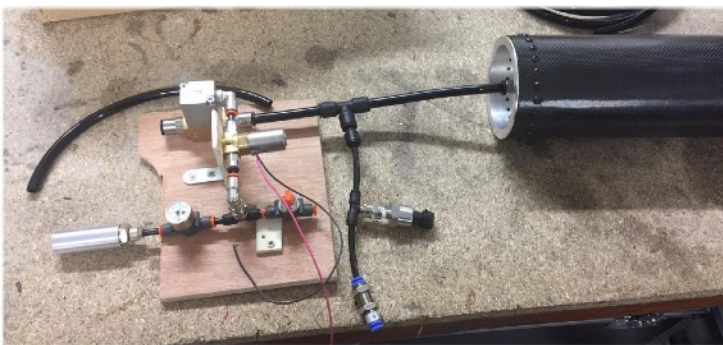


Schéma Circuit Pneumatique



Circuit pneumatique de test, sans tuyères

Les tubes sont de diamètre 10mm (6,5 mm interne) pour le circuit principal et de 6mm (4mm interne) pour le circuit pilote. Le circuit pilote est doté d'un manomètre qui sera visible depuis l'extérieur de la fusée. Le circuit principal lui est doté d'un capteur de pression transmettant ses données aux cartes électroniques.

Fabrication du réservoir

La conception du réservoir est un des points les plus importants de cette partie du projet. En effet, celui-ci est soumis à des contraintes très importantes et doit respecter des critères précis d'un cahier des charges fournis par le CNES. Il doit par exemple être capable de résister à une pression interne de 2 fois la pression nominale (soit 20 bars). Pour un réservoir cylindrique de diamètre 100 mm, cela signifie une force de 1,5 t sur chaque fond de pression.

Avec ces critères à l'esprit, une CAO préliminaire du réservoir a été effectuée afin de déterminer quelle architecture serait la mieux adaptée. Trois plans ont été envisagés, classés ici par ordre de préférence :

- Plan A : Réservoir bi matériaux, Fonds de pression en aluminium fixés par vis à un corps de réservoir en composites.
- Plan B : Réservoir 100% composite avec raccord pneumatique en aluminium
- Plan C : Réservoir acheté dans le commerce, transformé pour être adapté sur la fusée.

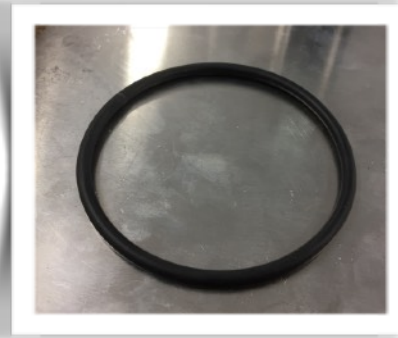
Les tests de ces solutions ont donc commencé par la première, la plus simple en terme d'usinage et de mise en pratique.



***Vues du réservoir implémentant le Plan A.
Les fonds de pression sont plats et d'une épaisseur de 5mm, en aluminium. Ils sont fixés au tube par 24 vis M4 acier chacun.***

Il s'agit ici de l'article test, non destiné à voler. Il manque ici sur les fonds de pressions les jupes permettant d'adapter le réservoir sur la fusée.

Afin d'assurer l'étanchéité, un liner d'une fine fibre de verre a été moulé en sous-couche des 3 couches de fibre de carbone. De plus, pour éviter des fuites à l'interface carbone/aluminium, nous avons placé un joint torique (de 6mm de diamètre de tore) serré par les 24 vis de fixation.



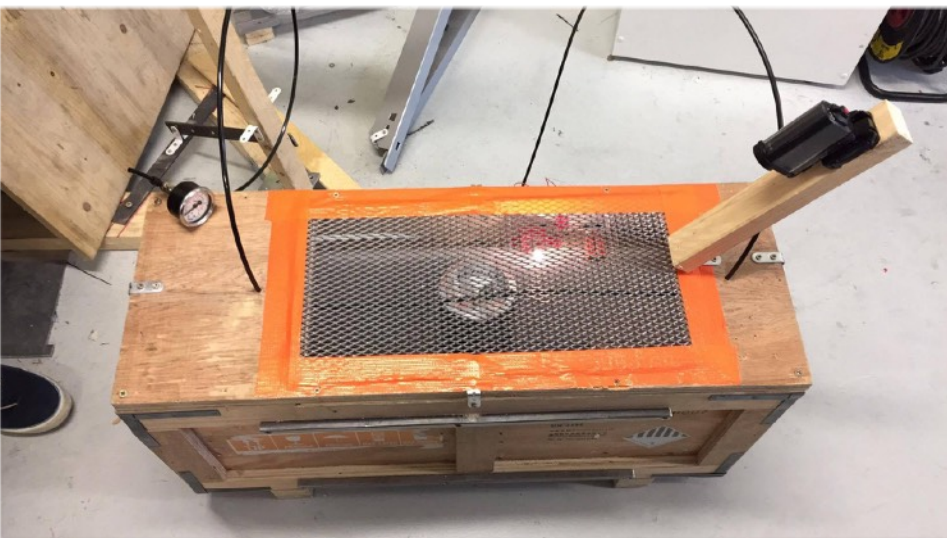
Un des joints toriques utilisés pour le réservoir

Des tests de tenue en pression ont été ensuite mis en place, en prenant précaution de mettre le réservoir dans une enceinte capable de contenir une décompression rapide du réservoir à 20 bars. De plus, le réservoir était pratiquement rempli d'eau, nous permettant un temps de pompage moins long ainsi qu'une meilleure sécurité pour les membres présents aux tests (portant évidemment tous des EPI, Equipements Protection Individuels). Un manomètre ainsi qu'une caméra permettaient de déceler la présence d'une éventuelle fuite.

Un premier test s'est vu avorté à une pression d'environ 15 bars suite à une fuite au niveau du raccord pneumatique se situant sur le réservoir. Un changement du type de raccord a ensuite été effectué.

Un second test s'est lui passé nominalelement avec un pic de pression à 20,5 bars. Une inspection post-test des données vidéos n'a indiqué aucun dysfonctionnement du réservoir. Après inspection visuelle, le réservoir ne montre aucune fissure ni déformation et est capable de tenir 10 bars sans fuite.

Nous avons donc pu valider cette solution de réservoir, et c'est donc celle qui volera sur la fusée. Un second réservoir, l'article de vol, reprenant les mêmes dimensions (avec l'addition de jupes pour pouvoir l'adapter sur la fusée) sera usiné et assemblé dans les premières semaines de février et passera les mêmes tests que le premier.

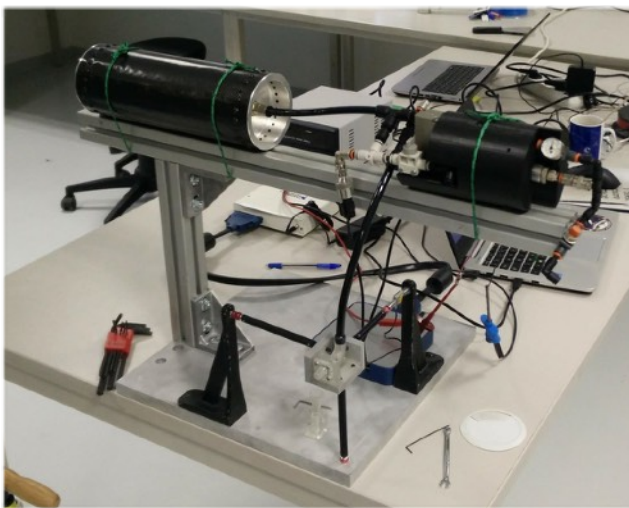


Enceinte de confinement avec une caméra et un manomètre.

Création d'un banc de test de poussée

La prochaine étape après l'établissement de notre circuit pneumatique et la construction d'un réservoir adéquat est le dimensionnement de tuyères permettant de produire une poussée suffisante à l'initiation d'un roulis significatif. Comme mentionné précédemment, nous disposons d'un Excel nous permettant d'établir des géométries de tuyères en accord avec les données de simulations retournées par Amesim. Nous avons donc pu nous lancer dans la conception d'articles tests de tuyère et aussi d'un banc nous permettant d'extraire des données de poussée via un capteur de force.

Après plusieurs idées sur ce banc, nous avons travaillé sur un banc permettant la reprise de la poussée réelle en minimisant les pertes. Suivant les conseils de M. Sagot, nous avons utilisé un ensemble de trois « cordes de piano » permettant de sécuriser les 3 axes de translations sans pour autant fixer les axes de rotations. Un capteur de force prenant 10 livres maximum a été placé dans la continuité de la corde de piano correspondant à l'axe de poussé. L'acquisition s'est faite via un boîtier d'acquisition numérique NI, permettant la transmission des données directement sur un pc.

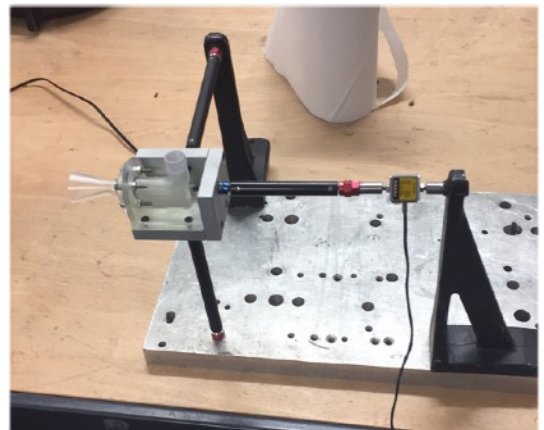


Banc de test prêt à tirer

Le réservoir et l'assemblage pneumatique est tenu en hauteur grâce à des rails Bosch, le reste du banc est lui fixé à un marbre en aluminium. Le boîtier d'acquisition est lui placé à l'arrière.

Banc fixé sur un marbre temporaire

On voit bien sur cette photo les trois corde de piano ainsi que le capteur de force.



Une première tuyère a été dessinée et modélisée en CAO à partir des données actuelles de l'Excel (Mach 3 en supposé en sortie, amorcée pendant 1 sec). Elle a été imprimée en 3D Résine (Stéréolithographie, image à droite) permettant une haute précision des dimensions ainsi que de très bons états de surfaces. Cette technique d'impression permet aussi une meilleure tenue mécanique (en comparaison au PLA en impression par addition) préférable au vu des ambiances infligées à la tuyère. Une partie du banc, le coude de redirection du flux, a été aussi imprimé en SLA.

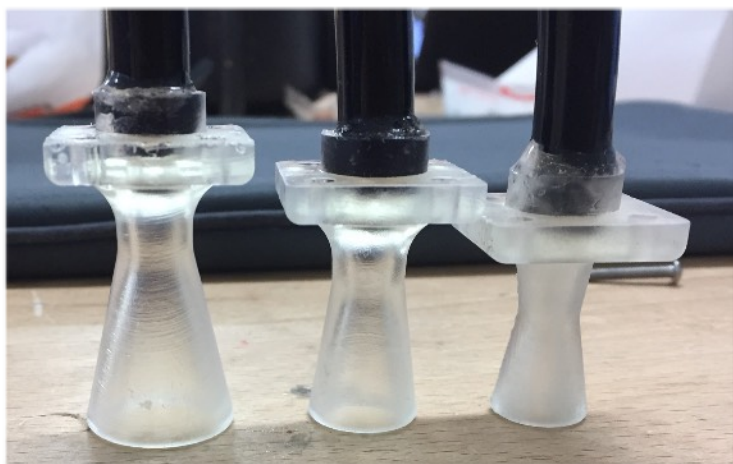
À la suite des tests sur la première tuyère, une série d'autres tuyères ont été imprimées, tout en faisant varier certains facteurs du circuit comme notamment les pertes de pression dû aux composants du circuit.

Nous avons effectué des séries de mesures à la fois de pression à deux points du circuit durant la décharge : à la prise réservoir et à la sortie de la vanne pneumatique. Avec ces données on peut évaluer les pertes de pressions induites par le circuit et ainsi rétroactivement redimensionner une tuyère.



Coude et Assemblage Coude-tuyère

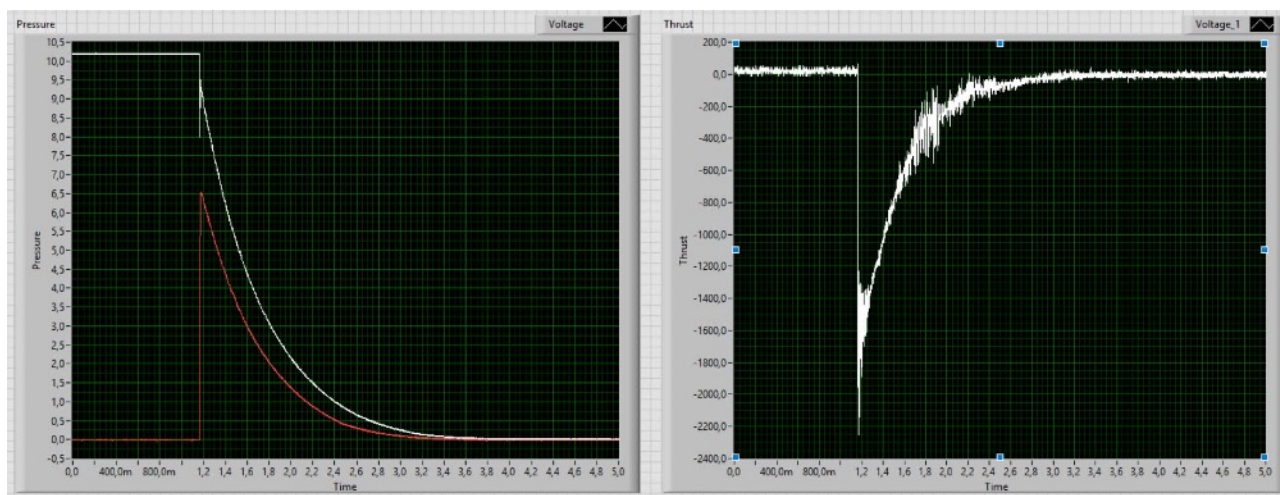
L'étanchéité entre ces deux pièces est assurée par un petit joint en caoutchouc serré par 4 vis M3.



Famille de tuyères

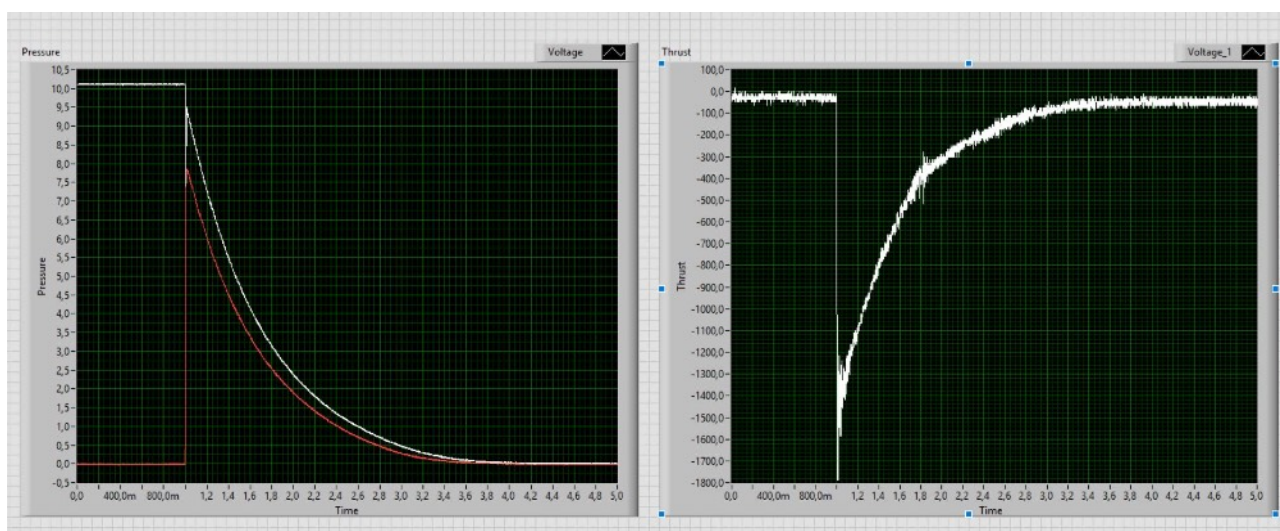
La variation s'est faite majoritairement en faisant évoluer les pertes de charges du circuit, essayant ainsi de déterminer le meilleur design de tuyère.

À la suite de nos tests, nous avons eu l'occasion de tester non seulement plusieurs design de tuyère complète (convergent + divergent) mais aussi de plusieurs convergent simple et aussi à vide (section de sortie égale à la section interne des tube). Les données des sessions de test pointent toute malheureusement vers le même fait : nous obtenons des meilleurs données de poussée à vide qu'avec un convergent simple ou une tuyère complète. En d'autre mots, nous n'arrivons pas à amorcer la tuyère en régime supersonique. Nous avons plusieurs hypothèses quant à la raison, notamment un potentiel régime turbulent en entrée de tuyère dû à la violence de la décharge et/ou l'état de surface des pièces imprimées 3D.



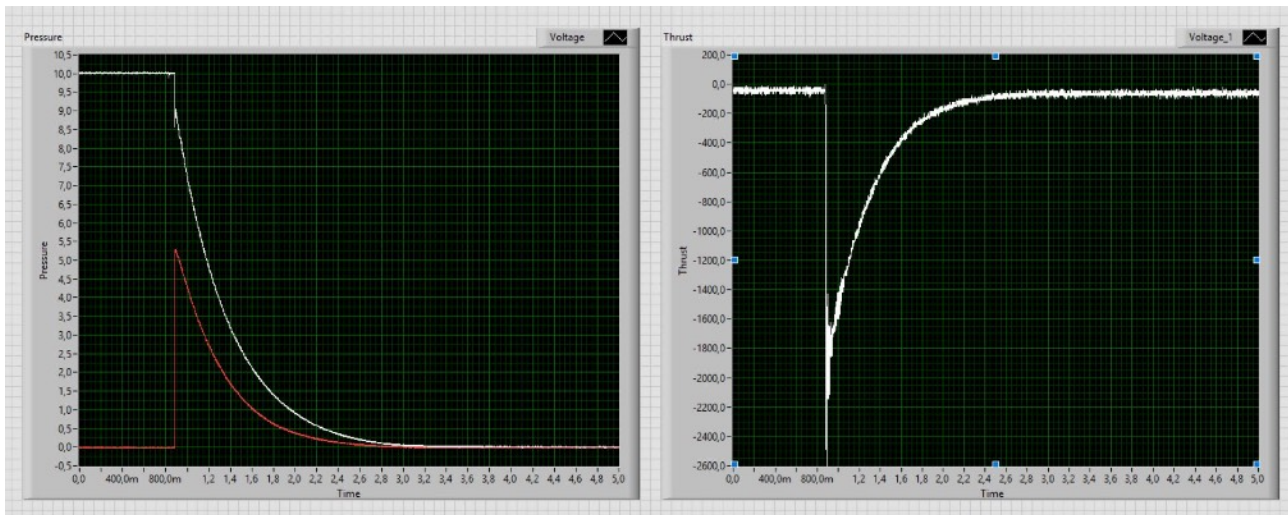
Essai avec Tuyère dimensionnée pour des hautes pertes de charge

À gauche : les deux courbes de pression, réservoir (blanche) et post Vanne pneumatique (rouge)
 À droite : La courbe de poussée (négative car le capteur est en compression) avec un pic à 2,2 kg



Essai avec Tuyère dimensionnée pour des basses pertes de charge

À gauche : les deux courbes de pression, réservoir (blanche) et post Vanne pneumatique (rouge)
 À droite : La courbe de poussée (négative car le capteur est en compression) avec un pic à 1,8 kg



Essai sans tuyère

À gauche : les deux courbes de pression, réservoir (blanche) et post Vanne pneumatique (rouge)
 À droite : La courbe de poussée (négative car le capteur est en compression) avec un pic à 2,6 kg

Nous n'avons malheureusement pas eu le temps nécessaire pour essayer de remédier à ce problème. Forts de la constatation que, même « à vide », les tuyères (maintenant simple re-directeurs de flux) développent suffisamment de poussée pour notre cas d'utilisation, nous avons donc opté pour un design en « canal simple » des tuyères de roulis.



Tuyère coudée finale

Attachée directement sur la peau de la fusée via deux vis M3.

La suite et fin de cette partie du projet a consisté à préparer toutes les parties du sous-système pneumatique à être intégrées à la fusée.

Nous avons débuté par assembler le réservoir final avec un nouveau tube étanche et les deux fonds de pression usinés par M. Faux. L'assemblage du réservoir est toujours un processus difficile au vue des contraintes mécaniques en jeux, notamment nécessaire à écraser le joint d'étanchéité. Après la mise en place des 48 vis de fixation, nous avons fait un test d'étanchéité et d'endurance afin de voir si on peut négliger les pertes de pression du réservoir sur une longue période. Nous avons donc mis en pression à 10 bars et, au bout de deux heures, observé qu'aucune perte de pression n'était observable. Nous en avons donc conclu que le réservoir est parfaitement étanche et ne sera pas un facteur de fuite si jamais il y en a plus tard sur le circuit pneumatique.

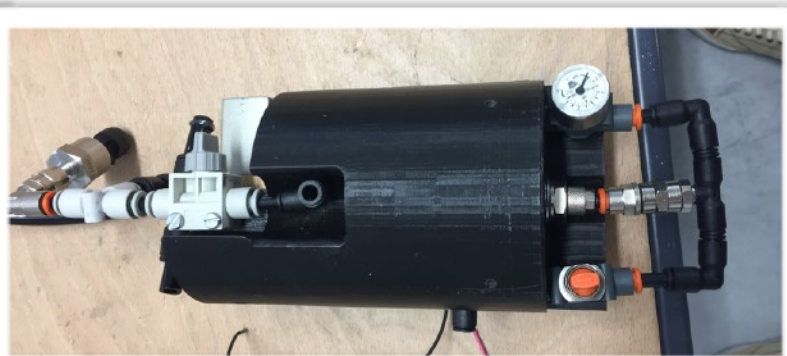
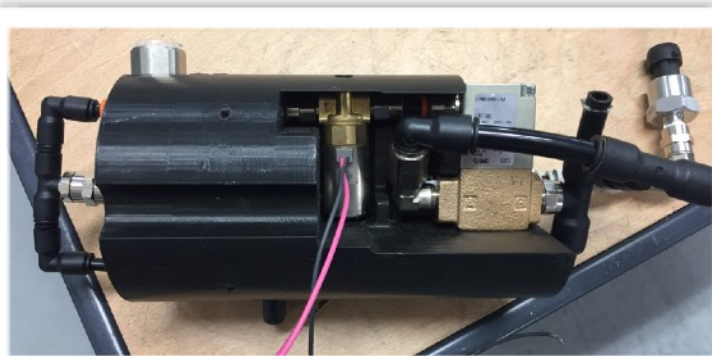
Nous avons ensuite modélisé et imprimé 3D un support pour tout les composants pneumatiques du circuit. Le rendu final est un cylindre compact de 25 cm de hauteur pouvant être inséré dans le tube.

Le sous-système final est estimé capable d'accélérer la vitesse de rotation jusqu'à 4 tr/s, en assumant une bonne initiation de rotation en début de vol via l'ogive rainurée.



Réservoir de vol

Avec les jupes d'attache pour raccorder au reste de la fusée



Sous Assemblage pneumatique, prêt à être intégré dans la fusée

Support noir en Impression 3D FDM PLA

Ogive Rainurée

Contexte

Aeris I, lancée en Juillet 2017, comportait une ogive rainurée. Celle-ci n'avait pas fait l'objet d'études préalables et avait simplement pour objectif d'initier un roulis. Ceci n'ayant pas été très concluant, il a été immédiatement décidé qu'Aeris II ferait l'objet d'une étude des écoulements fluides le long des rainures de son ogive.



Ogive d'AERIS I

Cette partie, dédiée aux simulations effectuées tout au long de l'année, va permettre de détailler tous les choix de paramétrisation effectués sur le logiciel Star CCM+ ainsi que les différents modèles d'ogive testés.

Outils de travail

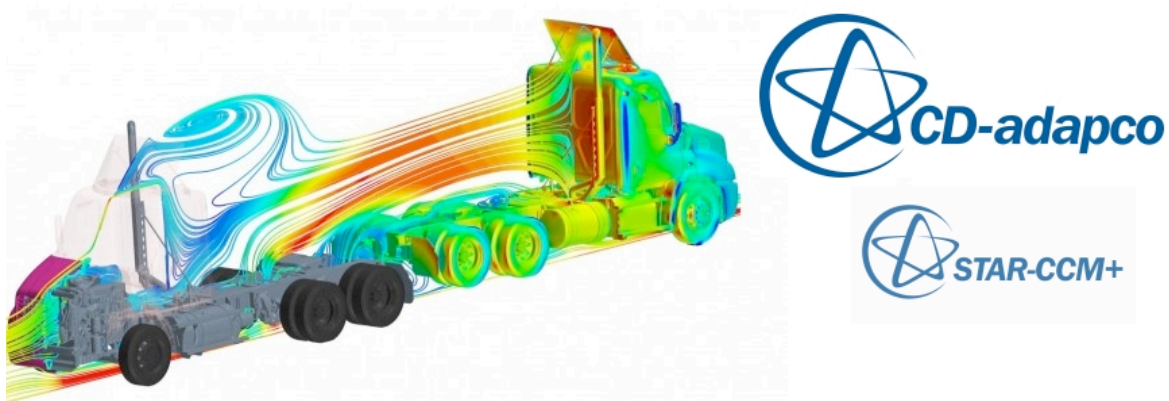
Le premier changement majeur a eu lieu dans le choix de l'outil de modélisation. Nous utilisions précédemment le logiciel Dassault CATIA, qui est notamment utilisé pour la modélisation entière de la fusée.

Cependant, celui-ci n'est pas du tout adapté à la forme que nous souhaitons obtenir sur l'ogive. Les rainures obtenues étaient satisfaisantes dans le cadre d'une simple impression 3D mais dès lors que le modèle était implémenté sur un logiciel CFD, beaucoup d'erreurs apparaissaient du fait du polygonage complexe et entrecroisé.

Il a donc été décidé que nous utiliserions le logiciel Autodesk Fusion 360, qui possède des outils bien plus adaptés à la création de rainures.



Nous nous étions tout d'abord dirigés sur le logiciel ANSYS Fluent, qui est beaucoup plus documenté, mais de gros problèmes de maillage nous ont fait changer d'avis. Nous avons fait le choix d'effectuer nos études sur le logiciel SIEMENS Star CCM+, un puissant outil de Mécanique des Fluides Numériques.



Déroulé

L'étude s'est étendue d'Octobre 2017 à Mars 2018. Une première et longue étape a été de maîtriser Star CCM+. Une telle étude requiert une bonne connaissance du logiciel et de ses sous-fonctions. En effet, la paramétrisation avant la simulation d'un écoulement est cruciale pour obtenir des résultats cohérents. Beaucoup de retard a été pris les premiers mois du fait de l'utilisation du modèle CATIA qui générait trop d'erreurs et qui donnait des résultats faussés. Le passage à Fusion 360 a rendu les choses bien plus simples.

Nous avons eu la chance de travailler en étroite collaboration avec monsieur Benoit SAGOT, enseignant-chercheur à l'ESTACA, qui a beaucoup travaillé sur ce logiciel et qui a pu nous apporter de précieux conseils de paramétrisation ainsi qu'une importante aide matérielle grâce à l'utilisation d'un ordinateur de la recherche, comportant 16 processeurs et rendant les simulations extrêmement plus rapides.

Le modèle

Nous avons choisi de faire varier plusieurs paramètres pour étudier l'influence des rainures sur l'ogive. Il est important de préciser que l'objectif est d'initier un roulis et non pas de créer une puissante rotation. Le système pneumatique se chargera de cette tâche.

Le choix de la forme des rainures a été fait tout d'abord en se basant sur le principe d'une balle de fusil, le canon comportant des rainures similaires afin de mettre la balle en rotation et la stabiliser à sa sortie du canon grâce à l'effet gyroscopique.

Quatre paramètres principaux du modèle varieront :

- Le nombre de rainures
- La forme des rainures
- Le « pas » des rainures
- La largeur des rainures



Exemple d'un modèle d'ogive

Chaque ogive est repérée par un code précis :

3R ou **4R** différencie les ogives comportant 3 Rainures de celles comportant 4 Rainures. Une variante **3RL** permettait d'ajouter des rainures plus larges.

R et **C** différencient des rainures aux bords Carrés ou Ronds.

300, **380** et **420** désignent les différents « pas » des rainures, c'est-à-dire l'espacement entre deux rainures au niveau de la base de l'ogive.

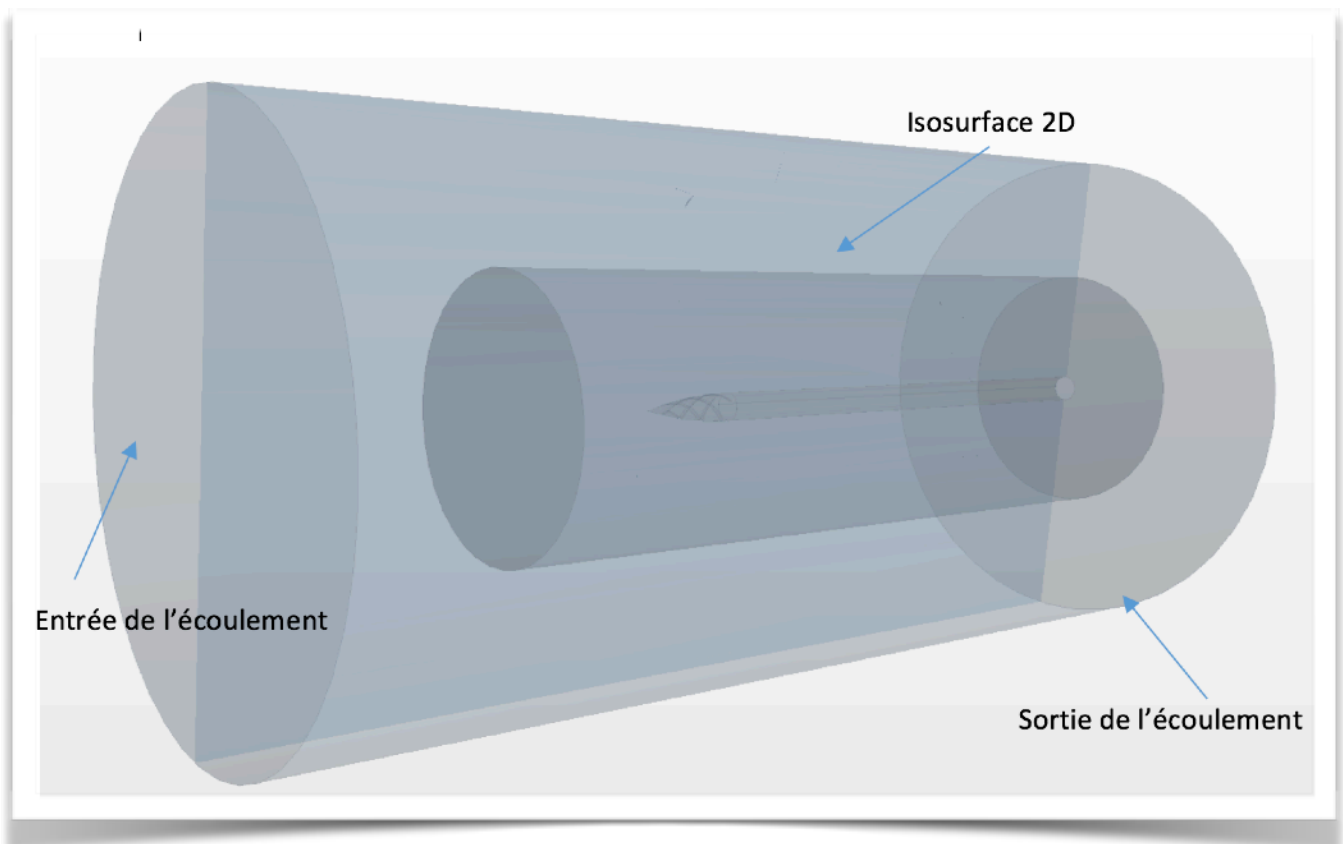
La dénomination type d'une ogive est donc par exemple **3R - C - 300**.

La paramétrisation

Le choix des paramètres étant crucial pour mener cette étude, il en a résulté un long travail préparatoire.

Passage d'une étude 3D à une étude 2D

Les études CFD sont bien plus complexes et moins précises dans un modèle en 3 dimensions. Il est donc préférable d'étudier l'écoulement 3D sur un plan 2D. À l'instar d'une tuyère de moteur-fusée ou d'un écoulement le long d'une tuyauterie, nous avons effectué une coupe du corps de l'ogive afin de mieux visualiser les phénomènes qui s'y déroulent.



Modèle 3D de l'étude avant maillage

Le corps de l'ogive est tout d'abord importé puis une opération de « Subtract Body » est appliquée au tunnel d'écoulement, afin d'imprimer la forme de l'ogive directement dans ce cylindre.

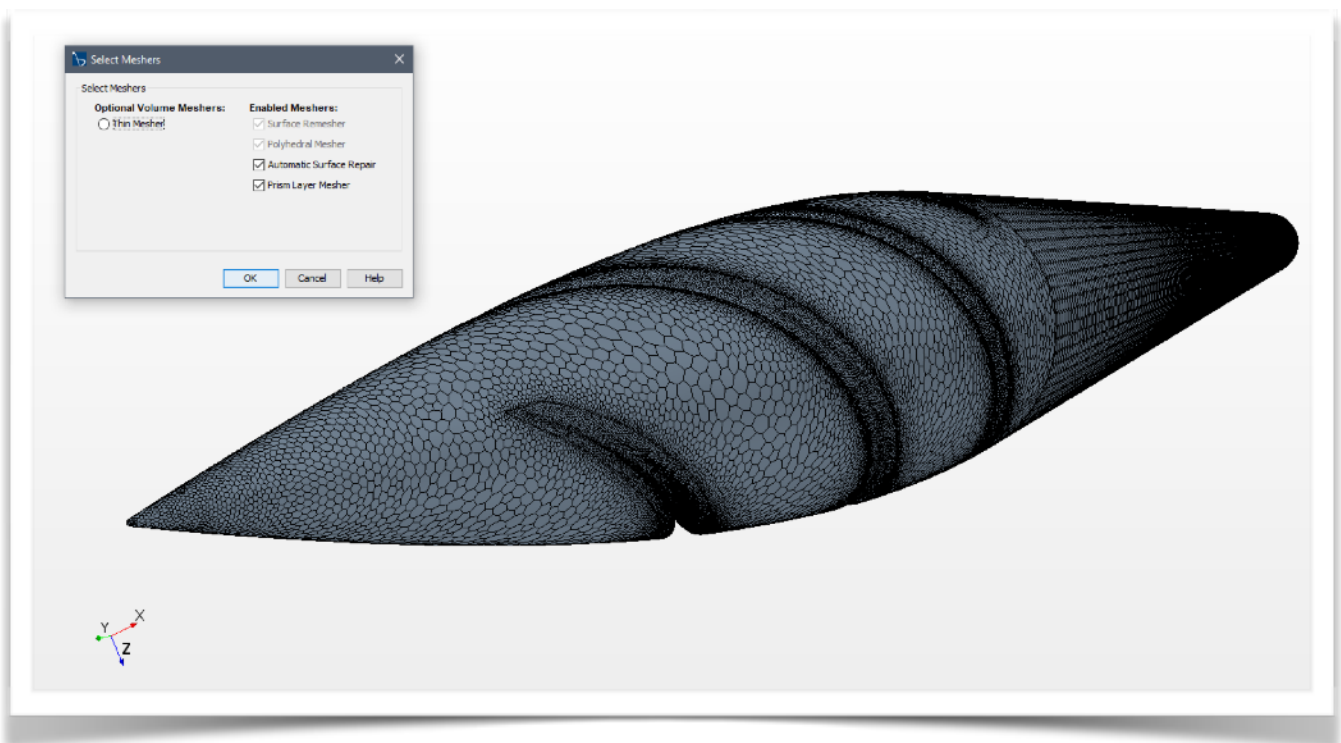
Maillage

Les rainures étant le cœur même de notre étude, un maillage précis doit y être opéré. Cependant, il était nécessaire pour nous d'appliquer un maillage d'au moins 5mm. Or, un tel maillage sur tout le corps de l'ogive et sur le « tunnel » où a lieu l'écoulement rend le processus de maillage et d'étude trop longs.

Nous avons donc appliqué un **Automated Mesh** qui nous permet de modifier le maillage ainsi que d'autres paramètres en différents points. Le maillage est donc raffiné sur l'ogive même tandis que le tunnel et le corps sont raffinés grossièrement, ceci n'ayant aucun impact sur le résultat de l'étude.

Un **Polyhedral Mesher** est appliqué, celui-ci étant très efficace pour des formes complexes de ce type, les formes polyédriques s'adaptant très bien aux courbes et variations d'angles.

La couche limite est représentée de façon prismatique via un **Prism Layer Mesher** puis raffinée via l'Automated Mesh.



Ogive après maillage automatique

On voit ici que le maillage s'adapte aux formes complexes avec davantage de polyèdres aux rainures que sur le corps de l'ogive. Ceci permet d'économiser les ressources nécessaires à la simulation et donc de gagner un temps précieux.

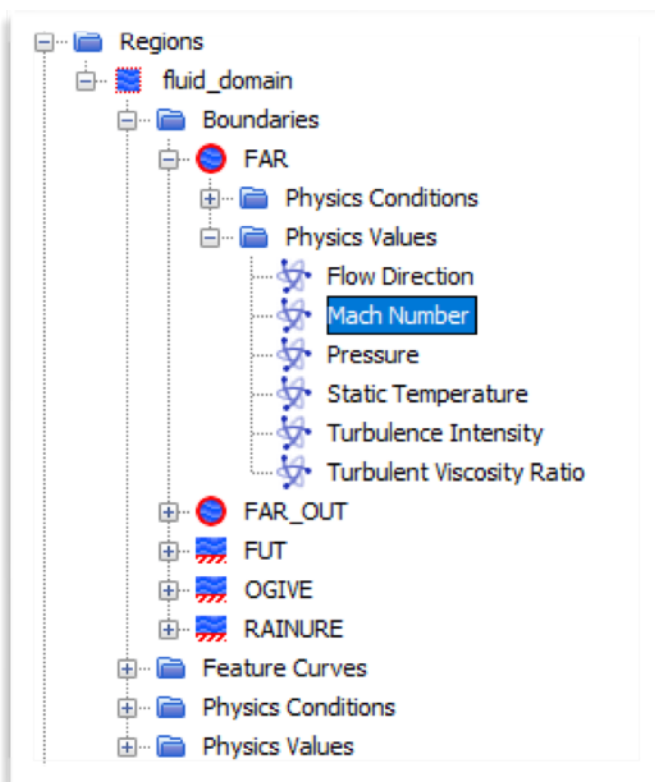
Régions

Une fois les parties différenciées et le maillage effectué, nous divisons notre corps en « Regions » où sont appliqués différentes fonctions.

Le tout est découpé en 5 régions : **FAR** (le tunnel) et **FAR_OUT** (la sortie du tunnel), auxquels nous appliquerons la fonction **Free Stream**.

Et enfin, **FUT** (corps de la fusée), **OGIVE** (corps de l'ogive excluant les rainures) et **RAINURES**, auxquels nous appliquerons la fonction **Wall**.

L'écoulement est paramétré à Mach 0.5, ce qui correspond à environ 165 m.s^{-1} , soit la vitesse maximum atteinte par Aeris II peu de temps après la sortie de rampe.



Division des parties en régions

Modèles Physiques

Une fois les étapes précédentes réalisées, il est nécessaire d'appliquer des modèles physiques qui conditionneront notre écoulement et donc nos résultats.

Les modèles choisis sont :

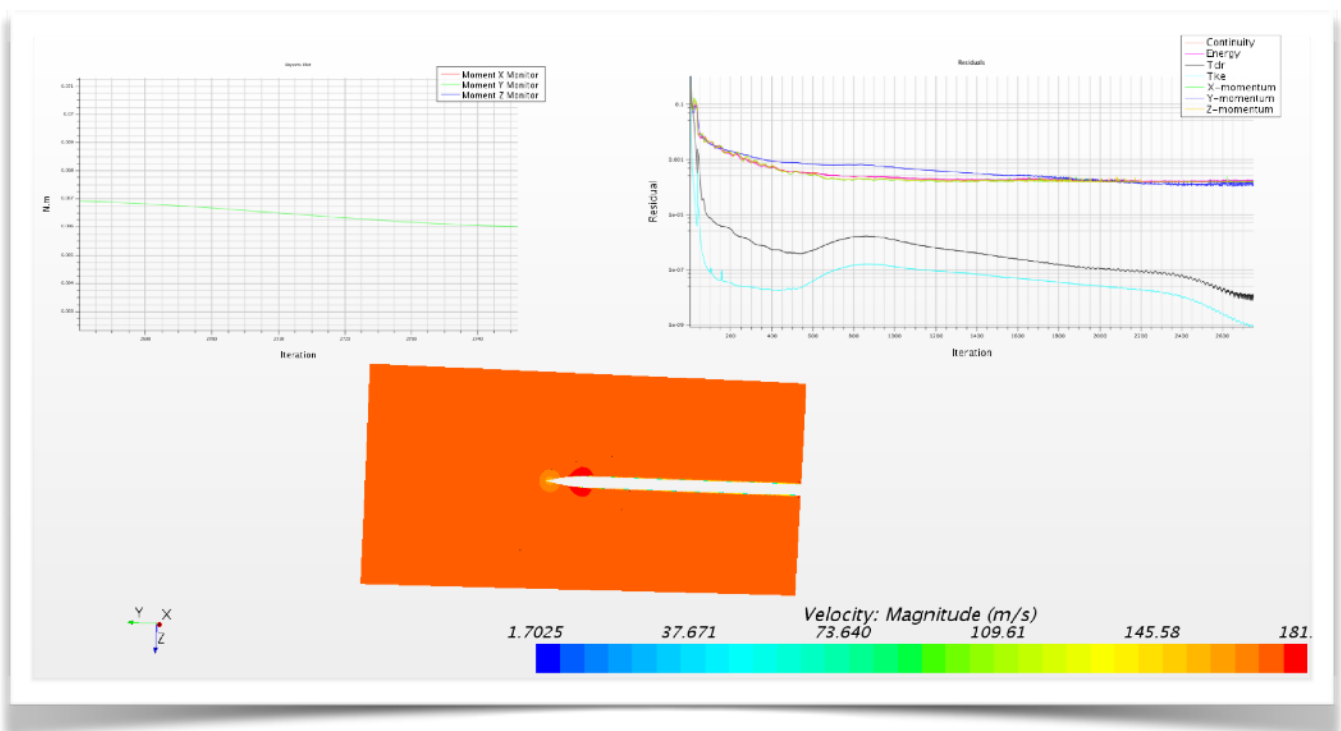
- **Gas** : nous assimilons notre écoulement à un gaz
- **Ideal Gas** : nous considérons ce gaz comme parfait pour s'abstenir des variations d'état de l'air en fonction de l'altitude et de la vitesse.

- **Three dimensional** : l'écoulement est tridimensionnel même si l'étude sera bidimensionnelle.
- **Steady** : notre modèle d'écoulement se doit d'être stable pour être représentatif.
- **Turbulent** : l'écoulement autour de l'ogive ne sera pas laminaire (cas idéal), il s'agit donc ici du modèle le plus réaliste.
- **K-epsilon Turbulence** : le modèle K-epsilon est le modèle turbulent le plus utilisé en CFD. Il est régi par l'approximation de 2 équations dynamiques.
- **Coupled flow** : plus gourmand qu'un modèle « Segregated Flow », celui-ci est cependant plus stable, notamment dans le cas de notre étude.

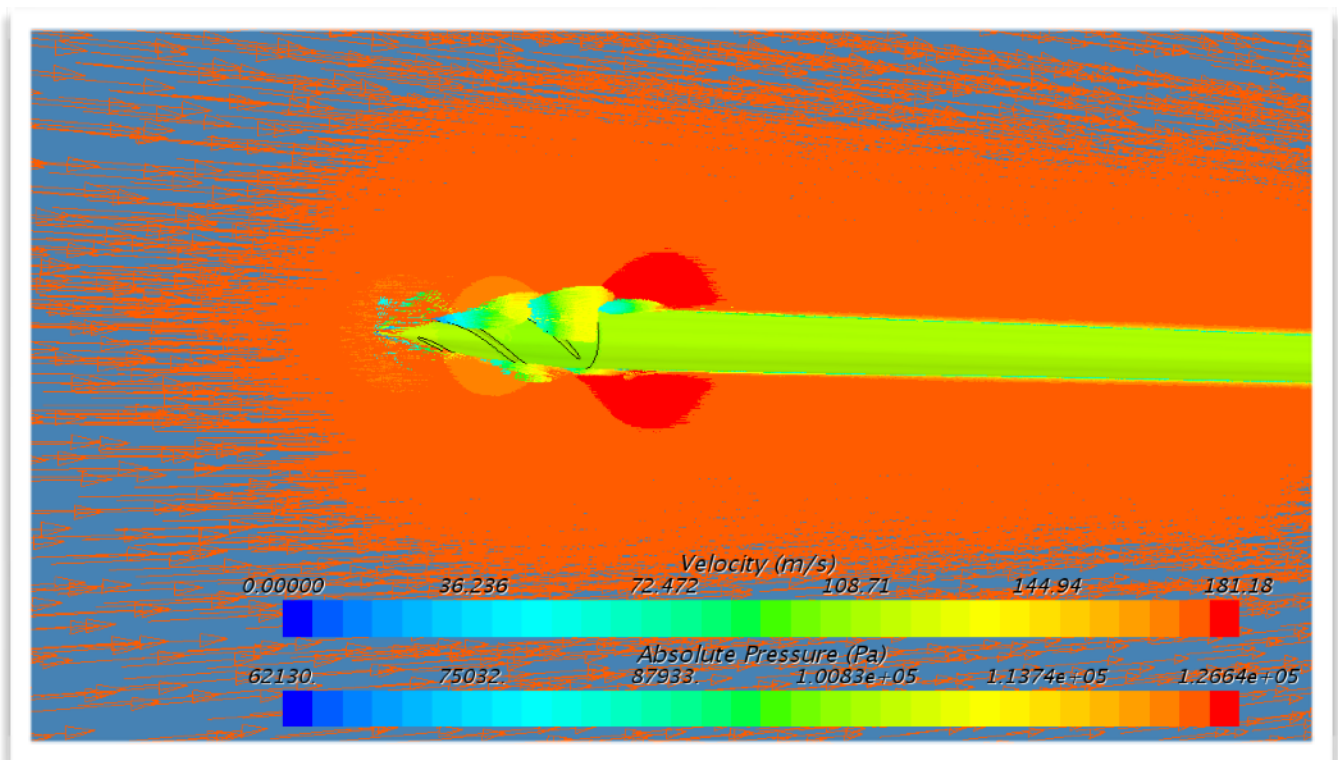
Préparation de la simulation

Afin d'observer les résultats de la simulation, il est nécessaire de préparer une scène qui rassemblera tous les éléments intéressants de notre étude.

Pour cela nous mettons en place une **Scalar Scene**, qui permet une visualisation des écoulements autour du modèle. Ici, nous n'afficherons que l'isosurface, notre étude étant sur un plan 2D.



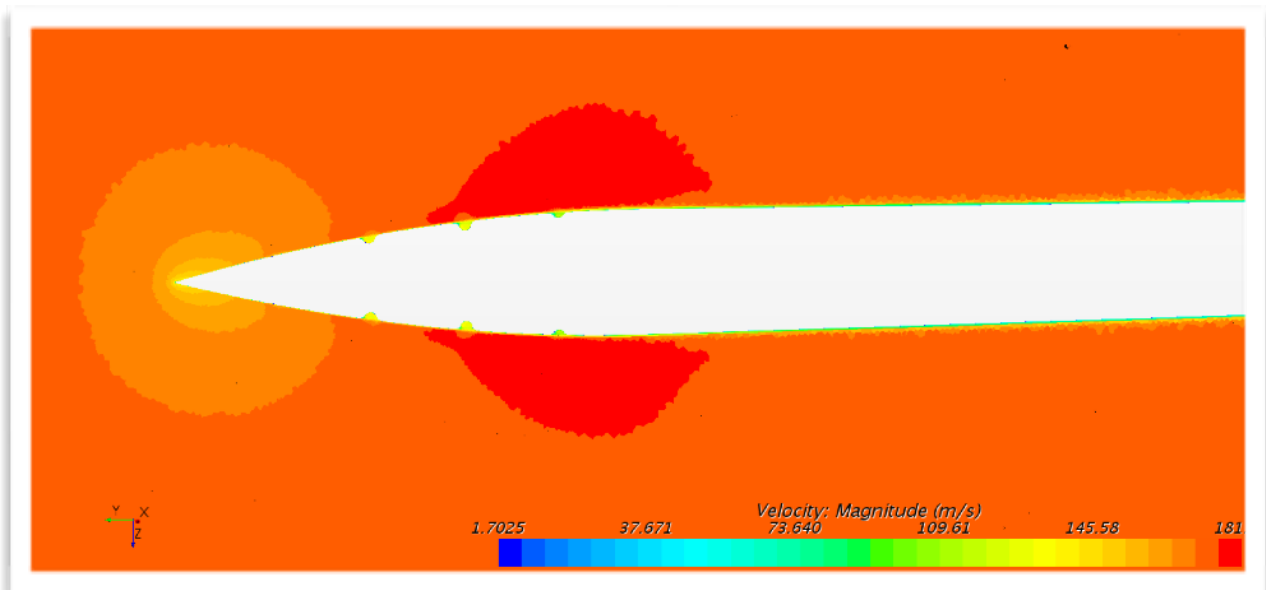
Résultats d'une Scalar Scene après convergence des calculs



Visualisation 3D de l'écoulement au sein des rainures

Interprétation d'une simulation

La simulation ci-dessous est la simulation du modèle 4R – R – 300, qui est celui retenu à la fin de notre étude.

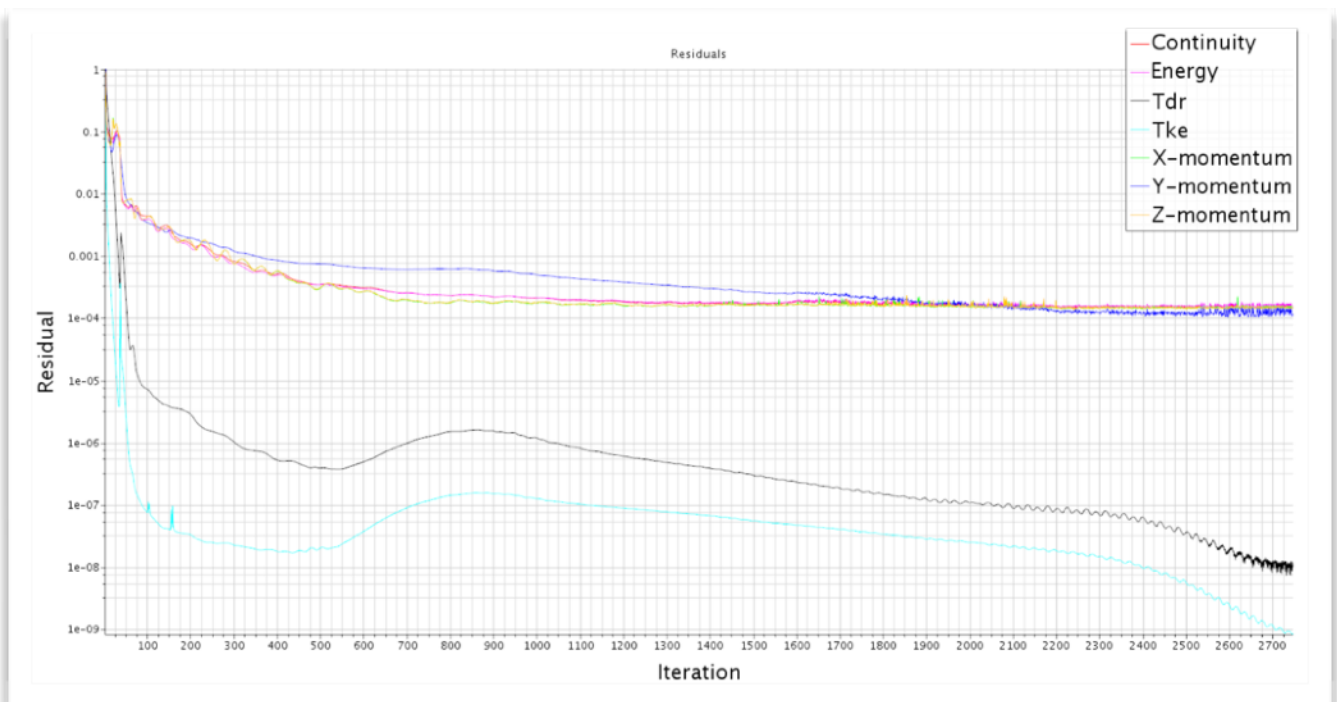


Scalar scene du modèle 4R-R-300

Nous pouvons apercevoir des chocs de pressions à la pointe et aux abords de l'ogive mais surtout, une baisse de vitesse aux différents points des rainures. Cette baisse est synonyme d'un choc de l'air initialement à haute vitesse, contre des rainures qui viennent ralentir sa progression mais qui permettent d'initier un roulis.

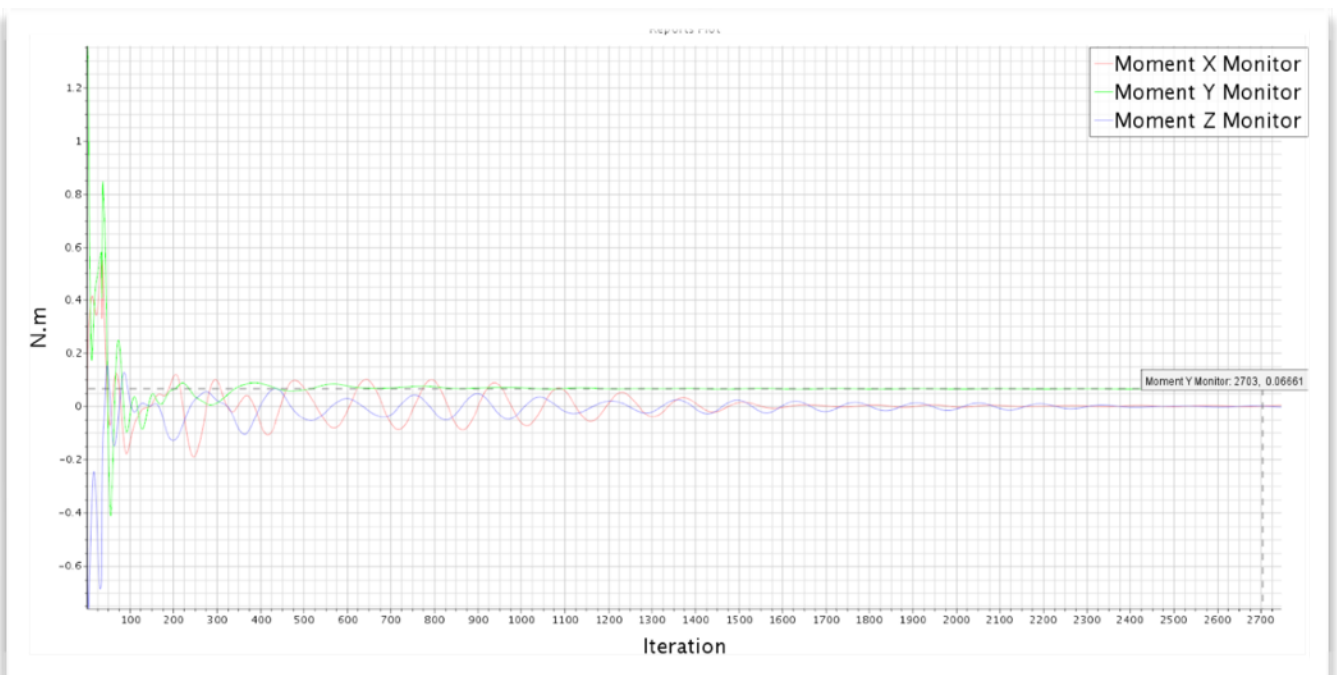
Cette observation ne sert que d'indication et ne constitue pas une conclusion sur le modèle. Pour obtenir des chiffres et donc des résultats concrets, nous mettons en place un **Moment Report**, à savoir un graphe qui à chaque itération, nous reportera les valeurs de moment sur chaque axe.

Une simulation est considérée comme terminée lorsque la solution et les résidus convergent. Dans ce modèle, les résidus convergent après environ 2700 itérations (ce fut le cas pour la plupart des autres simulations). Leur convergence est discutable mais très satisfaisante pour un modèle 3D de ce type.



Résidus du modèle 4R-R-300

Le calcul des moments a permis de conclure sur ce modèle à un moment stabilisé sur l'axe Y à environ 0.066 N.m.



Moments calculés sur le modèle 4R-R-300

Conclusion de l'étude CFD

Voici les conclusions chiffrées de l'étude que nous avons effectuée :

Modèle	Moment (en N.m)
3R - C - 380	0.049
3R - R - 300	0.0485
3R - R - 380	0.038
3R - R - 420	0.034
3RL - R - 300	0.0488
3RL - R - 380	0.055
3RL - R - 420	0.048
4R - R - 300	0.067
4R - R - 380	0.052
4R - R - 420	0.052

Nous pouvons donc en déduire que la forme carrée ou ronde des rainures a peu d'impact sur le roulis. La largeur des rainures a également peu d'impact tandis que le « pas » influe fortement sur le roulis. Induire un « pas » plus important est négatif pour le roulis et a tendance à le faire baisser. Passer de 3 à 4 rainures permet également d'augmenter le moment d'environ 40%.

Il a donc été retenu que **l'ogive 4R – R – 300** (4 rainures rondes avec un pas de 300 mm) était la meilleure candidate de notre étude.



Ogive 4R-R-300 retenue

Si l'on devait interpréter ce moment en une vitesse de rotation, on représente l'ogive par un cylindre de 1kg, de rayon 50 mm dont le moment d'inertie serait donc :

$$I = \frac{1}{2}Mr^2$$

$$I = 0.025 \text{ kg.m}^2$$

On peut en déduire la vitesse angulaire par :

$$V_{\theta} = \frac{C}{I} * \Delta t$$

$$V_{\theta} = 2,7 \text{ tr/s}$$

Si nous mettons cette application avec l'inertie réelle de la fusée (qui est d'environ 0.019 kg.m²) nous obtenons :

$$V_{\theta_fusée} = 3,5 \text{ tr/s}$$

Ce résultat tient compte d'un écoulement à vitesse maximum (environ 600 km/h) et sans prendre en compte les ailerons, qui pourront contrer légèrement ce moment.

Ces résultats sont très encourageants et le lancement nous permettra de vérifier nos hypothèses grâce à la prise vidéo qui nous permettra de nous rendre compte du roulis de la fusée ainsi que la centrale inertielle embarquée qui nous donnera des valeurs précises de roulis.

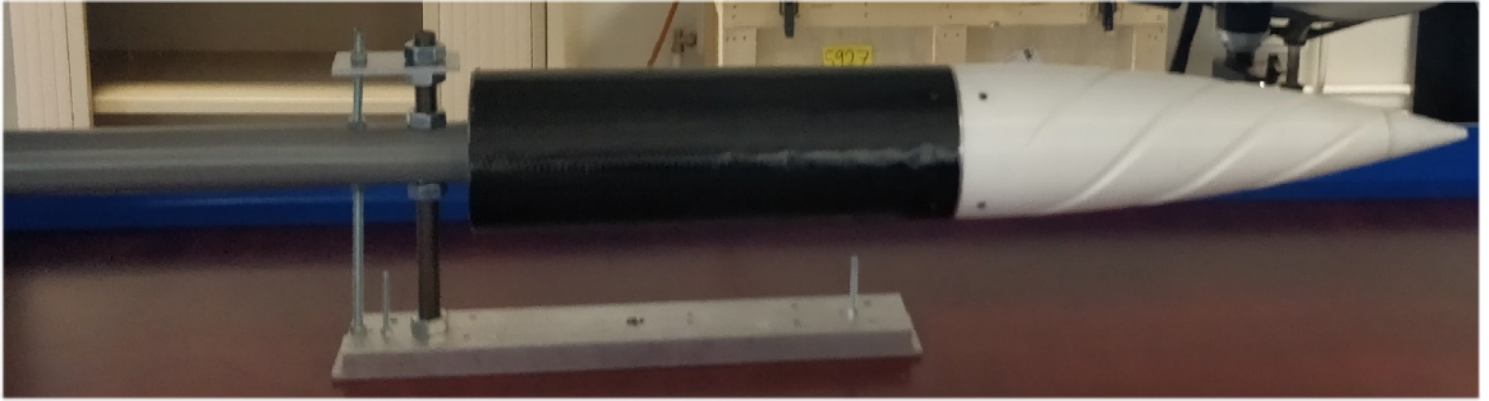
Banc d'essais de l'ogive

L'optimisation de l'ogive étant effectuée sur Star CMM + nous pouvions l'imprimer en 3D. Cette tâche a pu être simplifiée vu que nos modèles avaient été définies sur fusion 360. Ce logiciel étant prévu pour l'impression 3D, nous n'avons pas eu de complication pour faire un transfert du logiciel CAO au logiciel de commande de l'imprimante.

Nous avons donc lancé l'impression sur les imprimantes du Fab'lab (Ultimaker 2 Extended+) sous la supervision de Mr. Mangin. Dû au fait de sa taille nous avons été dans l'obligation de l'imprimer en deux fois. Nous avons fait la jonction des deux parties à l'aide d'un emboîtement maintenu à l'époxy.

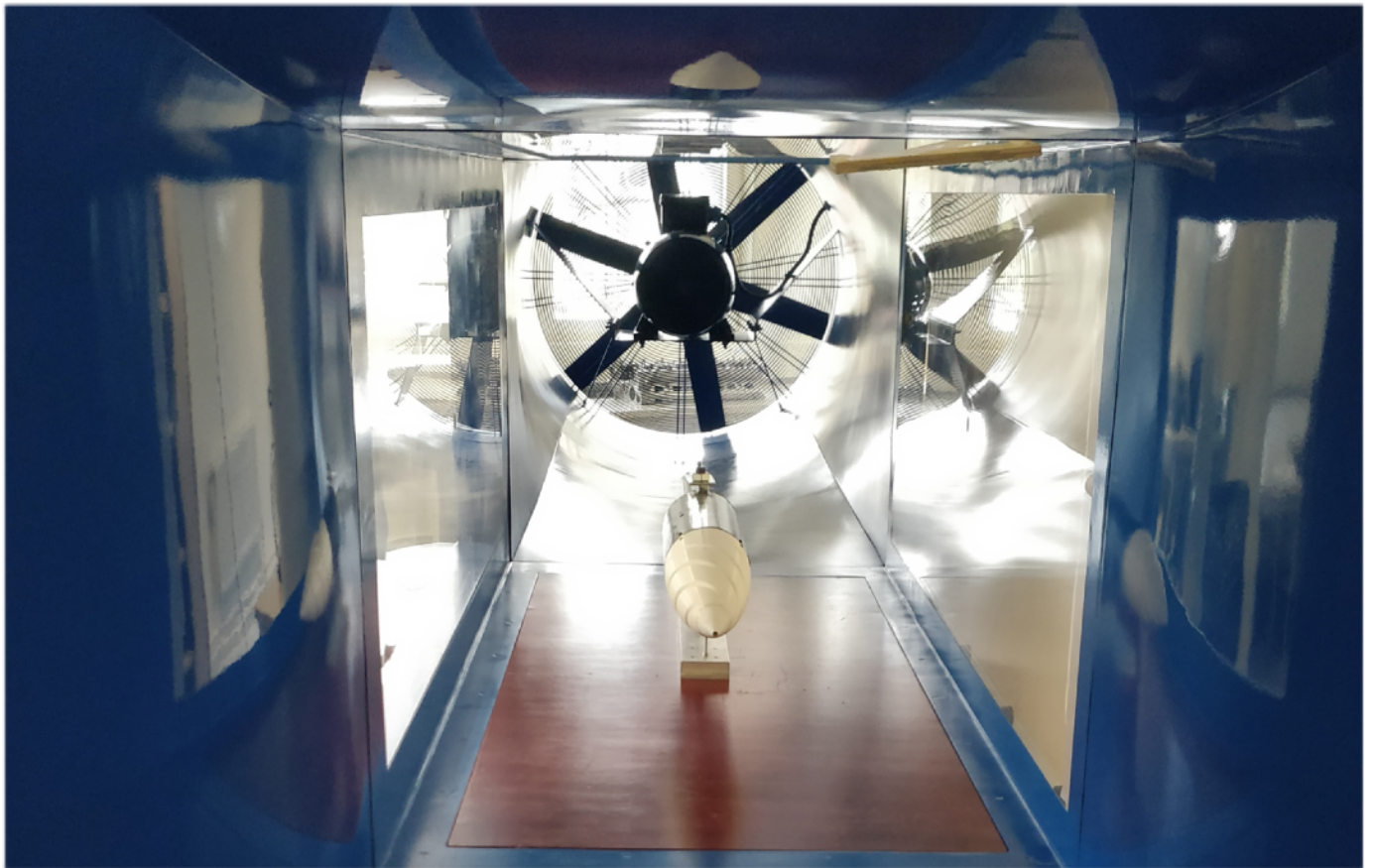
Une fois que nous avons imprimé en 3D l'ogive nous pouvions effectuer les tests en soufflerie. Pour cela nous avons réalisé un banc d'essais qui permettrait à cette dernière d'avoir la liberté nécessaire pour se mettre en rotation, tout en ayant le maintien requis pour pouvoir résister au souffle de la soufflerie.

Pour cela nous avons rattaché l'ogive et sa bague à une peau factice qui repose elle-même sur deux roulements à billes. Les roulements à billes sont encastrés sur un tube en PVC qui est maintenu au bâti à l'aide d'une tige filetée M14 ainsi qu'une deuxième tige pour éviter la mise en rotation autour de l'axe Y de notre banc d'essais.



Premier banc d'essais de l'ogive

Notre banc d'essais étant prêt nous pouvions passer l'ogive en soufflerie pour essayer de simuler sa mise en rotation sous l'effet du vent. Pour cela M. Mehel et M. Fokoua nous ont mis à disposition la soufflerie et appris comment nous en servir.



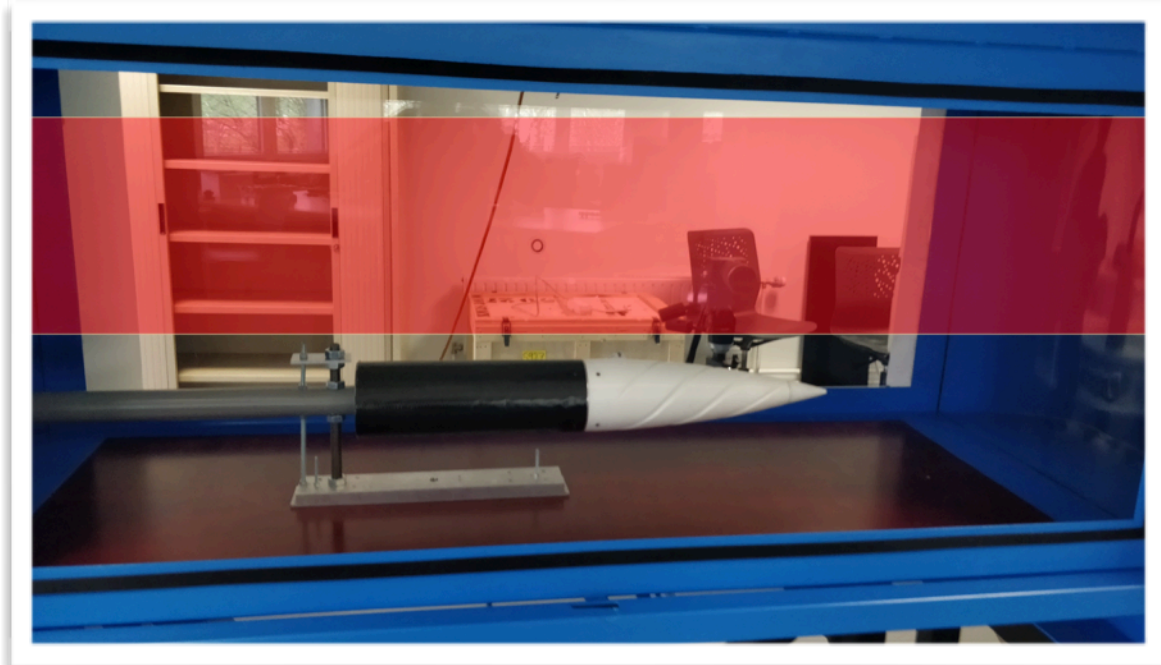
Ogive dans la soufflerie

Malheureusement les tests ne se révélèrent pas concluants et l'ogive n'a pas eu le mouvement de rotation espéré. Cela peut s'expliquer par de nombreuses raisons.

Nous avons cependant dégagé trois raisons principales. Les deux roulements à billes que nous utilisions étaient un peu usés et se retrouvaient légèrement écrasés lors de leurs assemblage avec la peau, par vis, ce qui diminuait grandement leurs efficacités.

De plus, nous avons appris à postériori que le flux de la soufflerie était plus haut que la position de notre ogive (voir le schéma ci-dessous). Nous étions donc potentiellement victime d'un décollement de l'air ce qui empêcherait le flux de s'insérer correctement dans les rainures (de plus la soufflerie n'étant pas finis d'être totalement installée nous avions un flux d'air turbulent et non laminaire).

Enfin troisième raison et pas des moindres, La capacité de la soufflerie était limitée à environ 120km/h. Or notre ogive a été dimensionnée en fonction des paramètres de notre fusée, c'est-à-dire pour une vitesse de l'ordre de 600km/h. Cette différence entre la vitesse fournie par la soufflerie et la vitesse de dimensionnement de notre ogive est probablement la raison principale de l'absence de rotation de notre ogive.



Zone de circulation estimée du flux de soufflerie

Nous avons donc décidé de procéder à la réalisation d'un nouveau banc d'essais avant la campagne de lancement au C-Space. Pour cela nous avons rehaussé d'une dizaine de centimètres l'ogive afin de se retrouver dans le flux et rajouté un deuxième axe en M14 ainsi que 4 axes en M10 le tout supportant 2 plaque de 3 mm d'épaisseurs en aluminium afin de rajouter de la stabilité à notre banc. En effet le premier banc entraînait légèrement en vibration sous les efforts qu'il subissait dans la soufflerie. Il aurait donc été complètement instable si on maintenait la même fixation en augmentant la hauteur du banc d'essais.

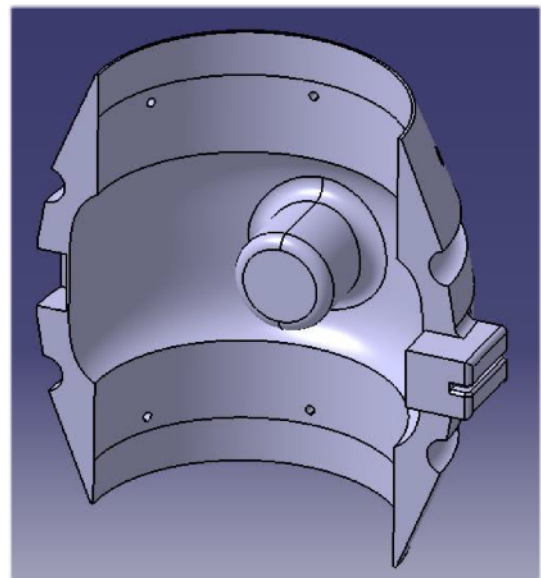
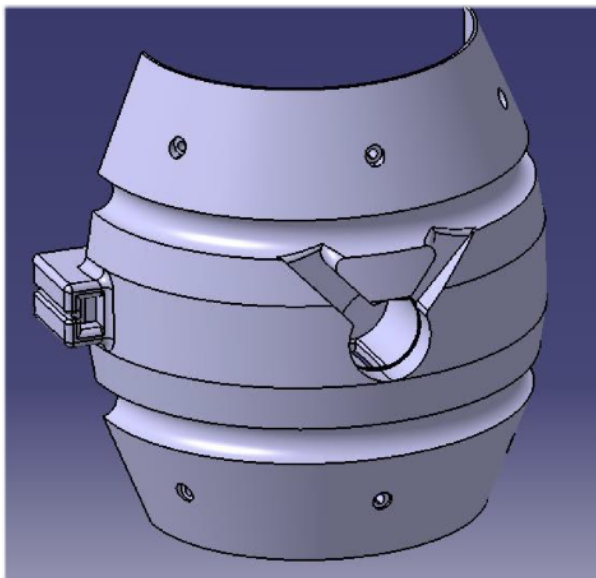
Même si le test n'aura pas été concluant nous ne désespérons pas totalement d'avoir des résultats avec le deuxième banc d'essais. Sachant que nous ne pouvons pas influencer le problème majeur, l'absence de résultat est à relativiser au vu de la connaissance et des résultats que nous avons pu acquérir avec les logiciels de CFD.

Sous-système de De-spin

Le « Yo-Yo De-Spin » est un système passif permettant à des objets dans l'espace (type satellites ou fusées sondes) tournant rapidement autour d'un axe de s'arrêter. Il fonctionne grâce à la libération de deux câbles, au bout desquels se trouve un poids, enroulés autour d'une bague. Par la conservation du moment cinétique, l'énergie de rotation de l'objet est transférée dans les câbles et masses. Ceux-ci sont ensuite relâchés, ce qui permet l'arrêt en rotation de l'objet. Le système étant robuste dans le vide, nous avons voulu connaître son efficacité en atmosphère dense.

Au cours de cette année, la conception de la partie « Yo-Yo De-Spin » s'est faite en plusieurs parties. Tout d'abord, son design a été basé sur celui de la bague de l'année passée (cf. images dessous), avec quelques modifications :

- La bague a été imprimée en deux parties, permettant un montage rapide et facilité sur la peau de la fusée
- Elle a été évidée et raccourcie, dans un souci de faisabilité en impression 3D (à cause des limitations en taille de la machine), mais également pour une économie de matière, et donc de réduction de masse. La réalisation des peaux s'étant déroulée sans problème, le design présenté en janvier fut le final.



Vues externe et interne d'une moitié de la bague de Yo-Yo De-Spin

La bague a alors été imprimée puis poncée pour permettre un assemblage sans résistance (cf. image dessous).

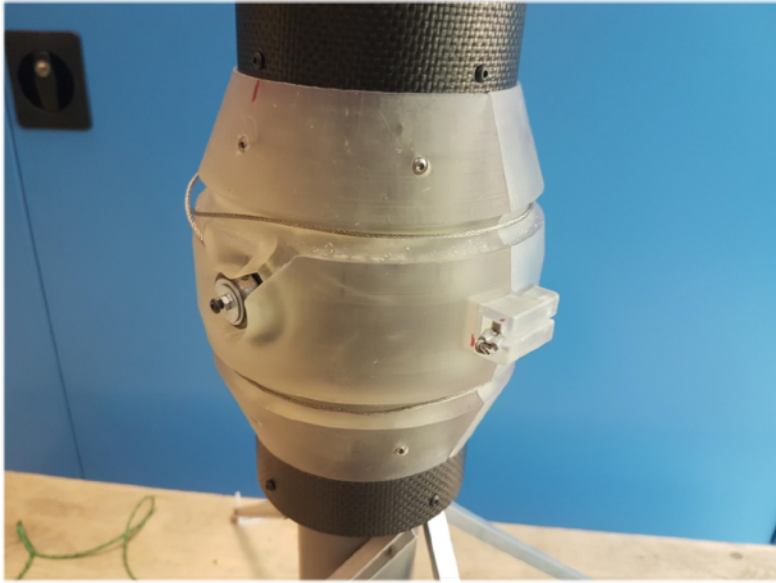


Photo de la bague imprimée et assemblée sur son banc d'essai

En attendant la réalisation des peaux, et donc l'impression de la bague, une partie théorique a été effectuée pour déterminer la masse nécessaire des poids, suivant la longueur des câbles, pour arrêter le roulis de la fusée. Pour cela, nous nous sommes appuyés sur une formule d'un document de la NASA ⁽¹⁾ (cf. image dessous).

$$\frac{1+r}{1-r} = \frac{I}{m(d+a)^2}, \quad (1)$$

where

- r = spin reduction ratio (final spin rate/initial spin rate),
- I = spacecraft moment of inertia about the spin axis,
- m = mass of weights plus 1/3 mass of wires,
- d = cord length,
- a = spacecraft radius.

Formule pour dimensionner le Yo-Yo De-Spin

Source : <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19620006811.pdf> "A Method of Accurately Reducing the Spin Rate of a Rotating Spacecraft". Cornille, H. J. Jr

Pour réaliser ce dimensionnement, le calcul de l'inertie de la fusée est nécessaire. Pour ce faire, elle a été séparée en plusieurs blocs, avec une forme simplifiée quand nécessaire, ceci afin de rendre le calcul possible. Les blocs sont les suivants :

- La peau ;
- Les fonds de pression du réservoir ;
- La bague du « Yo-Yo De-Spin » ;
- Les ailerons ;
- L'ogive ;
- La caméra ;
- Les cales parachutes ;
- Les fixations des ailerons.

Nous sommes partis de l'équation :

$$J = \iint r^2 * dm$$

Puis nous avons adapté cette équation à chacun des blocs, pour obtenir les résultats suivants :

- **peau / bagues de propulsion** : $J = \int_{R_{int}}^{R_{ext}} r^2 * (\rho * 2\pi r h dr) = \frac{1}{2} * M_{peau} * (R_{ext}^2 + R_{int}^2)$

- **fond de pression / cales parachutes** : $J = \int_0^R r^2 * (\rho 2\pi r h dr) = \frac{1}{2} * M_{fondpression} * R^2$

- **bague « Yo-Yo De-Spin » / fixations ailerons** : On retrouve le même résultat que pour la peau car la bague a été assimilée en cylindre creux.

- **aileron** : $J = \iint base^2 \rho dA = \rho \int_0^h dy * \int_0^{base} x^2 dx = \frac{1}{24} * M_{aileron} * Base^2$

- **caméra** : $J = \int_0^c \int_0^b (x^2 + y^2) * \rho dx dy = \frac{1}{12} * M_{caméra} * (b^2 + c^2)$

- **ogive** : On assimile l'ogive à un cône de base a et hauteur h

$$J = \int r^2 * \rho * dV = \int_{z=0}^{z=h} \int_{\theta=0}^{\theta=2\pi} \int_{r=0}^{r=\frac{az}{h}} r^3 \rho dr d\theta dz = \frac{\pi a^4 h \rho}{10} = \frac{\pi a^4 h * M_{ogive}}{10 * V_{ogive}}$$

Nous obtenons ainsi les résultats suivants :

Paramètres	Valeurs	Unités	Inertie	Valeurs	Unités
Masse peau [mesurée]	1,19	kg	J _{peaumesurée}	0,003035095	kg.m ²
Masse peau [calculée] (optionnel)	1,182263	kg	J _{peaucalculée}	0,003015362	kg.m ²
ρ_{carbone} (optionnel)	1500	kg/m ³			
h_{carbone} (optionnel)	2,484	m			
R _{extpeau}	0,051	m			
R _{intpeau}	0,05	m			
Masse fond de pressurisation	0,259	kg	J _{fondpressu}	0,00032375	kg.m ²
R _{fondpressu}	0,05	m			
Masse De-Spin	0,846	kg	J _{despin}	0,003232566	kg.m ²
R _{extdospin}	0,071	m			
R _{intdospin}	0,051	m			
Masse aileron (mesurée)		kg	J _{aileron}	0,001760406	kg.m ²
Masse aileron (calculée)	0,114736	kg			
b _{aileron}	0,553	m			
h _{aileron}	0,0741	m			
e _{aileron}	0,002	m			
$\rho_{\text{aluminium}}$	2 700	kg/m ³			
masse surfacique aluminium	5,6	kg/m ²			
Masse Caméra	0,15	kg	J _{caméra}	0,000394863	kg.m ²
Hauteur caméra	0,02	m			
Longueur caméra	0,083	m			
épaisseur caméra	0,03	m			
D _{caméra} axeZ	0,045	m			
Masse Ogive	0,7	kg	J _{ogive}	0,00361358	kg.m ²
Hauteur ogive	0,37	m			
Rayon base ogive	0,052	m			
Volume de l'ogive	0,000165	m ³			
Masse fixation d'aileron	0,053947	kg	J _{fixation aileron}	0,000151754	kg.m ²
R _{extfixation}	0,055	m			
R _{intfixation}	0,051	m			
Hauteur fixation	0,015	m			
Masse cale para inf	0,084	kg	J _{cale para inf}	0,000170755	
Hauteur cale para inf	0,045	m			
Rayon cale para inf	0,0484	m			
Masse cale para sup	0,125	kg	J _{cale para sup}	0,000378906	
Hauteur cale para sup	0,061	m			
Rayon cale para sup	0,0485	m			
Masse anneau de centrage	0,027			4,34379E-05	
Rayon ext anneau de centrage	0,04975				
Rayon int anneau de centrage	0,02725				
Masse reprise de poussée	0,128			0,000181508	
Rayon ext reprise de poussée	0,04975				
Rayon int reprise de poussée	0,019				
Masse bague inférieure propulsion	0,094			0,000151228	
Rayon ext bague inférieure propulsion	0,04975				
Rayon int bague inférieure propulsion	0,02725				

Excel des données et des résultats d'inerties

En additionnant l'ensemble de ces inerties, et en multipliant certaines suivant le nombre de pièces identiques, on obtient le résultat suivant :

Inertie fusée (kg.m ²):	0,019784626
-------------------------------------	-------------

Inertie théorique de la fusée

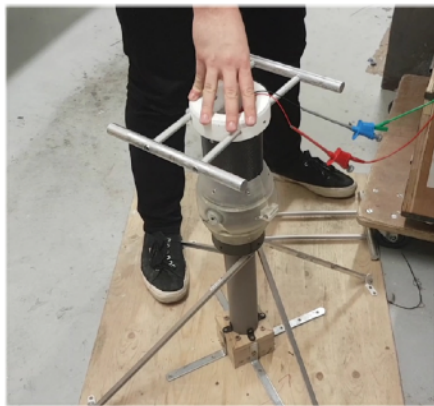
Avec ce résultat, nous avons pu alors déterminer la masse des poids nécessaire à l'arrêt en rotation de la fusée, avec l'Excel suivant :

Rayon tranchée bague (m)	longueur des câbles (m)	masse des câbles (kg)	masses (kg)
0,0615	0,551	0,007643524	0,02602245
	0,94	0,013039769	0,00789951
	1,289247689	0,017884567	0,0025264
	1,675663586	0,023244965	-0,00055611
	2,062079482	0,028605363	-0,00255209
Masse volumique Acier (kg/m ³)	Longueur câble embase (m)	Longueur câble masse (m)	
7850	0,08	0,05	

Excel du Calcul de la masse des poids (en jaune)

Nous avons tout d'abord fait une estimation de la longueur des câbles, avant que la bague ne soit imprimée, puis remplacée les deux premières valeurs par une plus proche de la réalité, pour ainsi obtenir des résultats cohérents au niveau des masses. Câbles et masses sont faits en acier, les premiers par disponibilité et les seconds pour pouvoir les fixer aux électro-aimants.

Les masses ont ensuite été usinées par M. FAUX, et les tests ont pu commencer. Nous avons pour cela amélioré le banc d'essai mis au point l'an dernier, avec notamment un corps principal cylindrique en carbone et un système de réglage des cylindres en aluminium (servant à simuler l'inertie de la fusée) à l'aide d'écrous freins.



Banc d'essai du « Yo-Yo De-Spin » d'AERIS II

Nous avons, pendant les tests, rencontré de multiples soucis : problèmes de dimensionnements (ralentissant juste le banc si les poids sont trop légers ou entraînant un retour arrière s'ils sont trop lourds), problèmes électroniques (certains câbles ont été coupés au sein du banc après s'être coincés dans les roulements), problèmes mécaniques (mauvaise fixation entre câble et poids, les masses de simulation d'inertie du banc légèrement décalées par rapport à leur position optimale). Après la résolution de ceux-ci, nous avons pu avoir des résultats très satisfaisants, le banc s'arrêtant.

L'étape finale de cette partie est la vérification du bon fonctionnement du système lors du vol de la fusée au C'Space 2018, et voir si l'atmosphère dense influe visiblement sur le « Yo-Yo De-Spin », ou si son dimensionnement est valable pour tout environnement.

Conclusion

Le projet Aeris III s'est conclu par un vol balistique, du fait de l'arrachage de la corde parachute après l'ouverture. La fusée a été récupérée (avec plus de morceaux qu'avant son lancement..) et la carte SD (endommagée) de la caméra (détruite) a été confiée à une entreprise de récupération de données. Malheureusement, la mémoire flash a été atteinte et les données sont irrécupérables. L'expérience s'est bien déclenchée mais nous n'avons aucune preuve de l'efficacité du De-Spin, à cause de la destruction de la quasi-totalité de la fusée.

L'équipe est cependant confiante sur la réussite de l'expérience.

Malgré ces échecs, le projet Aeris a permis à tous les membres de l'équipe de développer des compétences humaines et techniques qui leur seront très utiles dans le futur.

Mais la vie, c'est avant tout des rencontres et ces 3 années ont permis de forger des amitiés qui perdureront et qui donneront peut-être naissance au spatial de demain.



Photo posthume