



-Projet Frégate-
Estaca Space Odyssey

Exploitation des résultats de vol



Contenu

Remerciements	4
Introduction	5
Naissance du projet.....	6
L'équipe.....	6
Le nom du projet	7
Conception & Fabrication.....	8
Conception mécanique	8
Etude vibratoire.....	12
Aérodynamique.....	16
Fabrication	28
Post-traitement des résultats.....	30
Extraction des donnée de la centrale inertielle	30
Extraction des paramètres avancées.....	36
Résolution du Cx.....	36
Résolution de la masse	36
Conclusion.....	39
Retour d'expérience	40
Eric Barth.....	40
François Rabette.....	41
Jean-Loup Gate.....	42
Marie Belveyre	42
Images du projet	44
Liste des figures.....	47
Annexes.....	48
Simulations Fluent.....	48
Liens divers.....	56
Travaux cités	56

Remerciements

Dans un premier temps, nous souhaitons remercier toutes les personnes qui ont permis à ce projet de voir le jour.

L'association Estaca Space Odyssey et ses membres pour leur soutien pendant ces deux années, en particulier Clément Rousseau pour son aide sur les cartes électroniques.

L'association Planètes sciences pour le suivi de projet, et l'organisation conjointe avec le CNES de la campagne de lancement, ainsi que Pierre Serin (CNES) pour son implication sur le choix du moteur.

Enfin, notre école : l'ESTACA pour son soutien financier et technique au travers des laboratoires et des professeurs. En particulier Pascal Denis de l'ONERA pour son aide sur le dimensionnement aérodynamique du pare-vent.



Introduction

Le projet Frégate est un projet étudiant qui a pour objectif d'étudier les nombreux phénomènes physiques se déroulant lors du vol d'une fusée à une vitesse supersonique. Il permet à une vingtaine d'étudiants en école d'ingénieurs, de la 1ère à la 5ème année, de mettre en application les connaissances apprises en cours dans un projet concret de fusée expérimentale.

Le projet a pour objectif de vérifier l'efficacité aérodynamique d'un système de réduction de traînée pour une ogive hémisphérique : Le pare-vent. Le but ultime du projet est de participer à une campagne d'essai pour faire voler notre fusée sonde et ainsi confronter les résultats théoriques à la réalité de l'expérience.

Le vol a eu lieu le vendredi 20 juillet 2018.

<http://www.eso.estaca.org/index.php/nos-projets/2017/fregate>

Naissance du projet

Le projet est né d'une réflexion simple : « Que peut-on faire à bord d'une fusée (fusée expérimentale) qui n'a pas encore été fait au C'Space ? ». Plusieurs idées ont rapidement émergé mais rapidement abandonnée à cause de faisabilité technique (Zéro G, contrôle actif, empennages grille, ...). Au final, l'idée de tester un pare-vent est apparue comme une idée de projet abordable dans le cadre associatif.

Face aux enjeux techniques que ce projet représente, nous avons vite décidé de le développer en deux ans. Initialement, il était prévu 6 mois de conception, 1 an de fabrication et 6 mois de test et d'étalonnage des capteurs. Une équipe s'est alors montée autour de cette idée.

L'équipe

-	poste	Années d'activités
Alexandre Templier	ESO	2016-2017
Aurélié Cocheril	ESO	2016-2017
Aurélien Hurel	ESO	2016-2017
Blandine Benelin	5A	2016-2017
Clément Rousseau	ESO	2017-2018
Eric Barth	ESO	2016-2018
Francois Rabette	ESO, 5A	2016-2018
François-Pierre robineau	ESO, 4A	2016-2018
Iolene Belin	ESO	2016-2017
Jean-Loup Gâté	ESO, 4A	2016-2018
Loïc Valla	ESO	2016-2017
Marie Belveyre	ESO	2017-2018
Marie Cancé	ESO	2017-2018
Maud Thepenier	5A	2016-2017
Pierre GABRIELLI	ESO	2017-2018
Sébastien LE BRIZ	ESO, 4A	2016-2018
Thomas Wodka	ESO	2016-2017
Tom Bozonnet	ESO, 4A	2016-2018
Ugo Philippe	ESO	2016-2017
Valentin Chauvin	ESO, 4A	2016-2017
Yohan Naturel	5A	2016-2017

Adresse e-mail : prénom.nom@estaca.eu

Le nom du projet

Pour répondre à cette grande question : « pourquoi frégate ? », initialement, le projet devait pouvoir atteindre de grandes vitesses, l'idée s'est rapidement portée sur des oiseaux rapides. On retrouve dans le top 3 : Aigle royal (120 km/h), La frégate (150 km/h) et le Faucon pèlerin (180 km/h). Il a été rapidement décidé de porter le choix sur la Frégate. De plus la forme inhabituelle de notre fusée s'accorde bien avec l'allure de cet oiseau très atypique ! Enfin, l'ambiguïté avec les frégates navales est amusante.



Conception & Fabrication

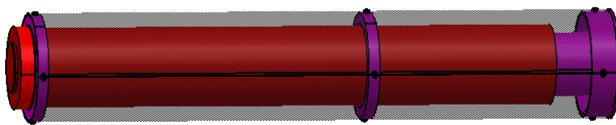
La conception de la fusée a été effectuée en 2016-2017 par deux équipes, la première en 4^e année pour les aspects mécaniques et la seconde en 5^e année, pour les calculs aérodynamiques.

Les prototypages ont été faits directement par l'association.

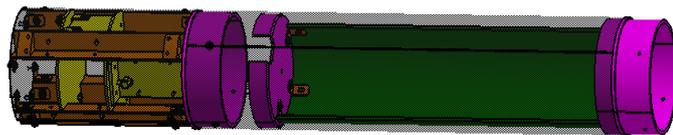
Conception mécanique

La plupart des choix de conception ont été réalisés dans le but de répondre aux exigences de masse ou de résistance mécanique. Nous nous sommes orientés vers une architecture dite à peau porteuse, à l'exception de l'étage réalisant la fonction de déploiement du système de récupération.

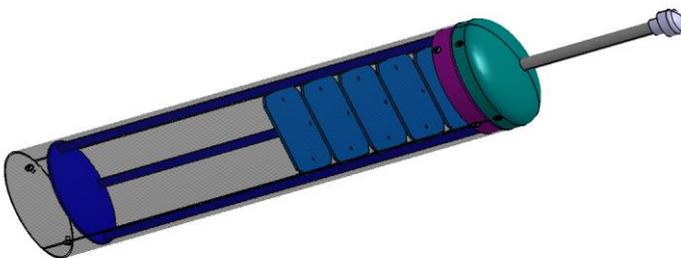
La fusée est composée de trois étages : Propulseur, Parachute et séparation, Expérience.



Etage Propulseur



Etage Parachute



Etage Expérience

L'étage parachute et séquenceur est celui qui présente le plus de particularités. Il accueille un système développé récemment et utilisé pour la première fois en fusée expérimentale : l'éjection par fil cassant.

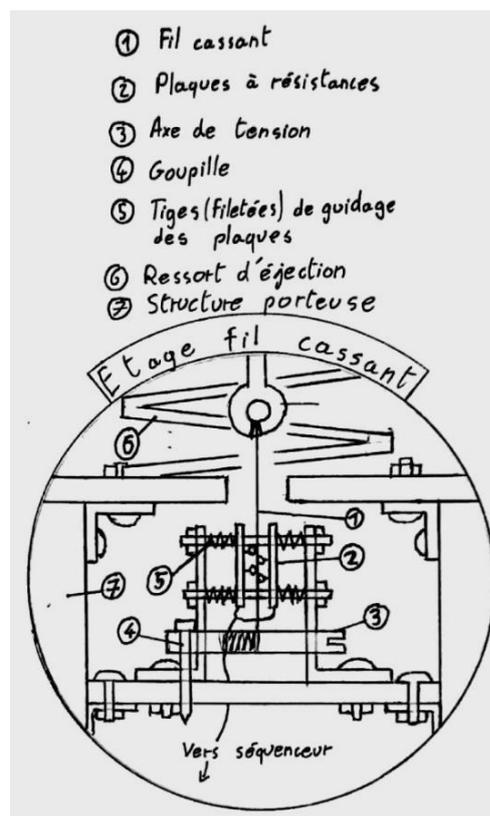
Etage Fil Cassant

Le choix et la conception de ce système ont été guidés par le besoin de fiabilité, résistance et légèreté. La fusée étant conçue pour atteindre une vitesse supersonique et y résister, nous avons exclu les systèmes d'éjection latérale du parachute comme les portes, de crainte d'un arrachage au passage du Mach. Concernant les ouvertures transversales, l'ESO possède une certaine expérience dans les systèmes de séparation à bille. Bien que très fiable et résistant, ce mode de séparation semblait trop contraignant en termes de masse pour convenir à l'allègement extrême imposé à la fusée. (L'objectif de départ étant d'environ 3.5kg sans propulseur)

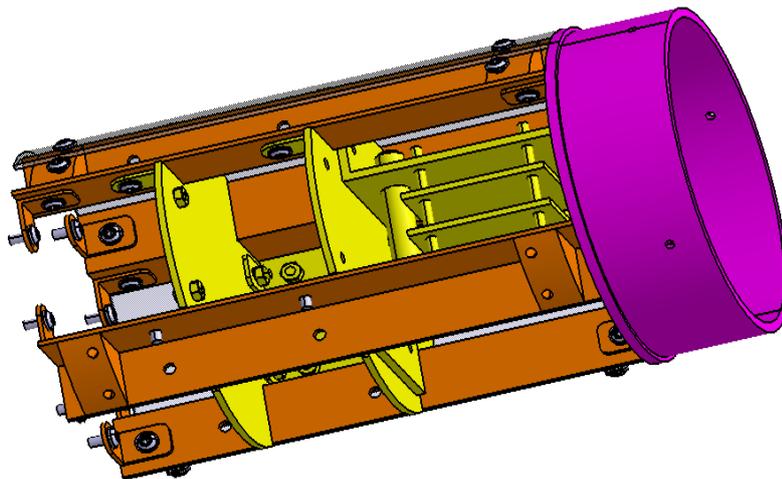
Fonctionnement : Le principe est de maintenir les deux parties de la fusée ensemble via un fil et de faire la séparation en rompant le fil. Cette rupture est réalisée par des résistances, plaquées contre le fil, et que l'on fait chauffer jusqu'à ce que le fil fonde et se brise.

Historique du système : Ce système est directement inspiré de celui utilisé par l'entreprise T-Minus Engineering (Delft, Pays-Bas), sur leur lanceur de CanSat ainsi que leur fusée-sonde T-Minus Dart. Le principe d'utiliser un fil cassant a également déjà été utilisé à l'ESO dans la minifusée Lyrae ainsi que dans le premier prototype du Département des Fusées à Eau (DFE). L'architecture du système chauffant était alors cependant légèrement différente de celui employé par T-Minus Engineering et mis en place sur Frégate.

Eléments du système :



- Assemblage fil cassant : Montage assurant la fonction principale du système. Deux équerres sont montées face à face sur une plaque de structure, sur ces équerres on place quatre tiges filetées qui servent de support et de guidage en translation aux deux plaques à résistances. Ces plaques sont deux cartes électroniques sur lesquelles sont montées deux résistances, celles qui feront rompre le fil cassant. Le fil cassant qui est attaché en haut à la case parachute traverse le système et est fixé en bas sur l'axe de tension. Cet axe est lui aussi monté sur les deux équerres. Lors de la mise en place du système, on passe le fil cassant dans un trou traversant l'axe de tension, et on tourne ensuite l'axe jusqu'à obtenir la tension désirée, de façon similaire au mécanisme d'accordage d'une guitare. L'axe de tension est bloqué en rotation par une goupille.
- Séquenceur : L'ordre de séparation est donné par le séquenceur, qui détecte le décollage et sert de délai. L'ensemble séquenceur est composé de deux cartes électroniques séparées. La minuterie accueille un circuit analogique, basé sur la décharge d'un condensateur, qui alimente en courant les cartes de résistances après un temps prédéterminé et l'autre, la carte de mise en œuvre, sert d'interface avec l'extérieur en rassemblant une prise jack femelle qui permettra de détecter le décollage, des indicateurs lumineux qui renseignent sur l'état du circuit et un interrupteur ON/OFF.
- Structure porteuse : Si l'architecture retenue pour la fusée est la peau porteuse, c'est-à-dire que la peau reprend les efforts appliqués à la structure, une exception est faite pour l'étage fil cassant, où l'on utilise une structure porteuse, soit un système de treillis fixés à la peau et aux composants, ce sont les profilés qui transmettent les efforts au reste de la fusée. En effet les manipulations pour mettre en place le système nécessitent un accès aisé. Une structure porteuse nous permet de faire l'assemblage de la fusée sans avoir monté la peau (que l'on coupe transversalement en deux demi peaux) et nous donne un accès total à l'étage fil cassant.



L'étage fil cassant en détail

Séparation Axiale/Case Parachute

Au-dessus de l'étage fil cassant, on place le compartiment contenant le parachute et qui sera éjecté à l'apogée. Un ressort de compression est placé entre la bague supérieure de l'étage fil cassant et la paroi inférieure de la case parachute. C'est le fil qui retient cette paroi par le biais d'un écrou anneau, et garde le ressort comprimé. Le principe de la case para coulissante dans un tube et éjectée est repris de plusieurs minifusées de l'ESO utilisant le système JLS : 404, Ajax, Neolyx, Cyclope, Hermes.

Points d'attache du parachute : Après son éjection, le parachute doit retenir les deux parties de la fusée, il est donc solidement accroché à la partie supérieure par un écrou anneau sur la bague parachute supérieure ainsi que à la partie inférieure sur un des profilés de la structure de l'étage fil cassant.

Dimensionnement du ressort : Le premier élément à dimensionner dans ce système est le ressort. La mise en compression du ressort sera faite par les membres de l'équipe, à la main et sans mécanisme d'assistance, en prenant appui sur l'étage expérience. Il a été décidé que la valeur maximale de la force du ressort à son niveau maximal de compression dans le mécanisme (et pas nécessairement à sa limite propre de compression) ne devait pas dépasser 200N, ce afin d'éviter les risques d'accident ou de dommage à la fusée lors des assemblages répétés. Cette valeur, combinée à une longue course (au moins 100mm) devrait suffire à une éjection franche de la case parachute, d'après les précédentes mises en œuvre de ce système sur des fusées à l'ESO. Naturellement cette hypothèse devra être vérifiée en vol simulé.

Dimensionnement du fil cassant : Après le dimensionnement du ressort, nous savons que le fil cassant et ses deux points d'attache se doivent de résister à au moins cette valeur de 200N, plus une mise en tension supplémentaire de 50N par l'axe de tension. Le fil actuellement utilisé est un fil en nylon tressé, certifié pour résister à 48kg (471N).

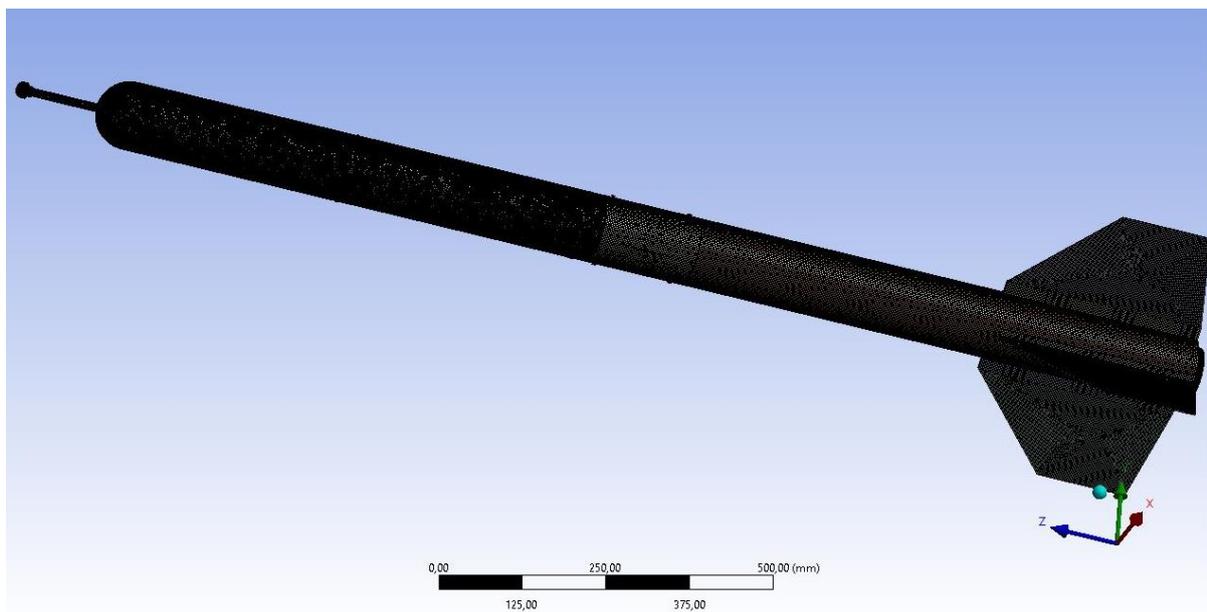
Etude vibratoire

Cette section est un extrait des calculs effectués sous Abacus par les 4^{ème} années.

Nous avons choisi d'importer la géométrie de Frégate dans sa version (PRO98- 5G). Afin de simplifier la géométrie, nous allons simplement désactiver les pièces qui semblent inintéressantes dans le cadre de notre étude et masquer celles que nous souhaitons conserver. Il suffit alors de réafficher les pièces masquées. Le logiciel ne prendra pas en compte dans le calcul les pièces qui ont été désactivées.

Nous allons ensuite réaliser un maillage des pièces restantes et, en fonction du nombre de mailles et de la qualité du maillage, nous choisirons entre conserver la configuration pour lancer une simulation, reprendre la géométrie afin de la simplifier ou modifier le maillage. Nous répèterons cette opération jusqu'à obtenir une configuration qui nous convient.

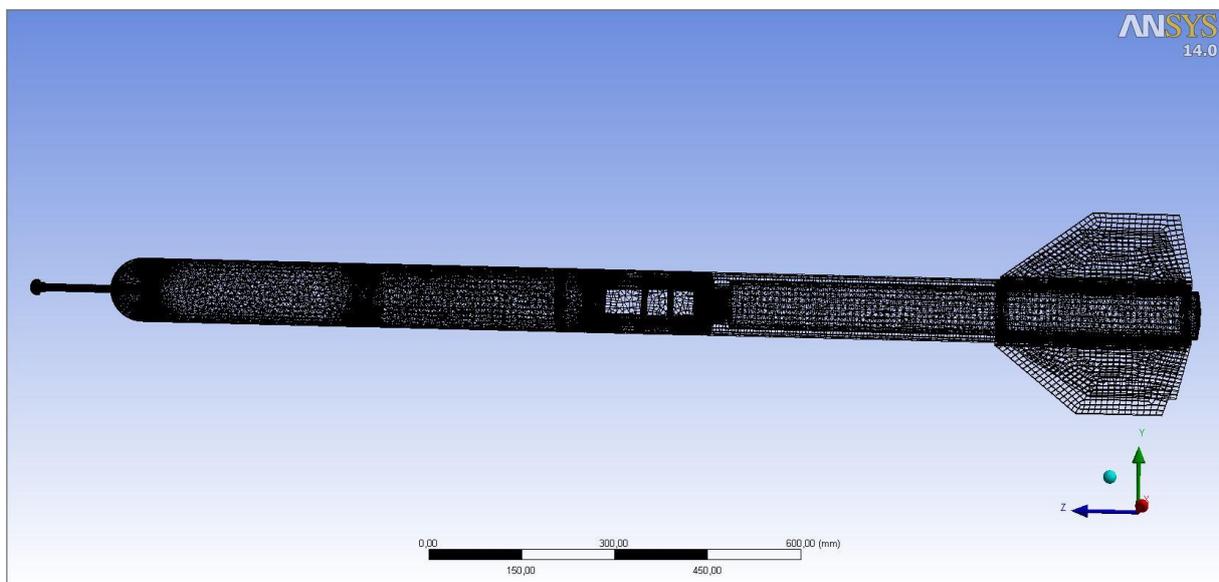
Dans un souci de qualité, nous souhaitons trouver les résultats les plus proches possible de la réalité. Pour respecter cela, nous avons décidé de partir de la géométrie complète et de la réduire petit à petit et de partir d'un maillage le plus précis possible puis de réduire la précision du maillage si besoin. Afin de commencer, nous avons donc réalisé un maillage sur l'ensemble de la géométrie, sans effectuer de modifications dans la configuration du maillage afin de poser un point de départ.



Nous nous rendons compte qu'il y a beaucoup trop d'éléments (5 953 788 nœuds) pour pouvoir lancer une simulation avec les moyens de calculs que nous possédons. Nous décidons donc de commencer par simplifier la géométrie.

Nous avons donc retiré toutes les vis qui ont des formes assez complexes et n'interviennent que très peu dans une analyse modale (les contacts sont représentés sous Ansys par des connexions

automatiques entre les pièces lors de l'importation de la géométrie via Catia). Il en va de même pour toutes les autres pièces de liaisons ainsi que les éléments électroniques (cartes, supports) qui ne participent pas à la structure générale du système. Il reste alors dans la géométrie toutes les peaux, la coiffe ainsi que l'aérospike, l'ensemble case parachute, l'ensemble système de déclenchement parachute sans électronique ainsi que le propulseur, les ailerons et l'ensemble des bagues. Nous avons aussi augmenté la taille minimale du maillage à 10mm afin de réduire le nombre de mailles. Cependant, des messages d'erreurs nous ont indiqué qu'un maillage aussi grossier est impossible pour certaines pièces ou trop approximatif. En effet, certaines pièces considérées ne font que quelques millimètres d'épaisseur. Une maille dont le côté minimum est de 10mm ne peut donc pas être assignée. Afin de déterminer quel est la dimension maximale de maille que nous pouvions réaliser pour l'ensemble de la fusée, nous avons demandé le maillage pièce par pièce en partant de 10mm et en décrémentant d'un mm à chaque maillage jusqu'à trouver le maillage le plus grossier possible par pièce. Le résultat obtenu est que le maillage doit être de 1mm maximum afin de pouvoir mailler l'ensemble des pièces. Nous avons donc réalisé le maillage complet avec une taille minimale de 1mm. Le logiciel gère automatiquement l'interface de maillage entre les pièces et donc permet d'obtenir un maillage optimal pour notre cas.



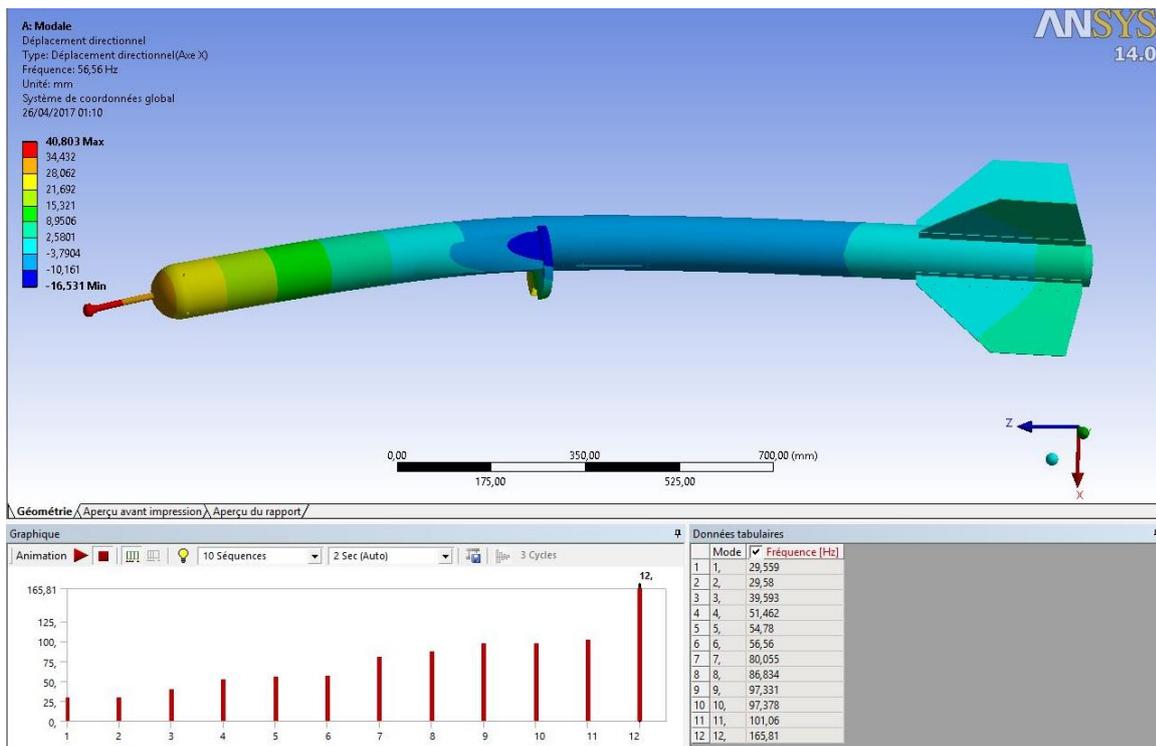
Frégate maillée dans la configuration 1, vue filaire

On peut noter que le nombre d'éléments et donc de nœuds (248 798 éléments et 437 174 nœuds) est très important.

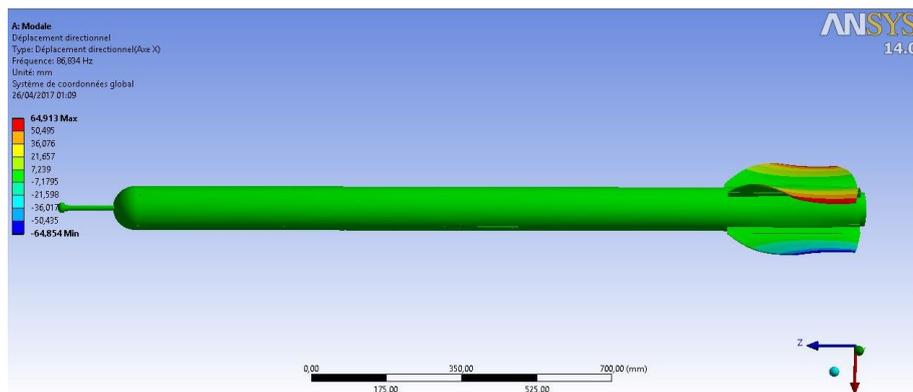
Résultats et analyses : Première configuration

Aucune condition initiale n'est nécessaire à déclarer. En effet, le modèle modal de notre fusée en vol correspond à celui d'une poutre libre-libre. Il n'y a pas encastrement d'une pièce. Nous cherchons en sortie l'accélération suivant l'axe transversal à la fusée ainsi que les fréquences de résonnances des modes propres de la structure. L'accélération n'étant pas proposée dans les sorties d'Ansys, nous choisissons la déformation en mm comme sortie ce qui nous permettra tout de même de trouver les positions des nœuds et des ventres.

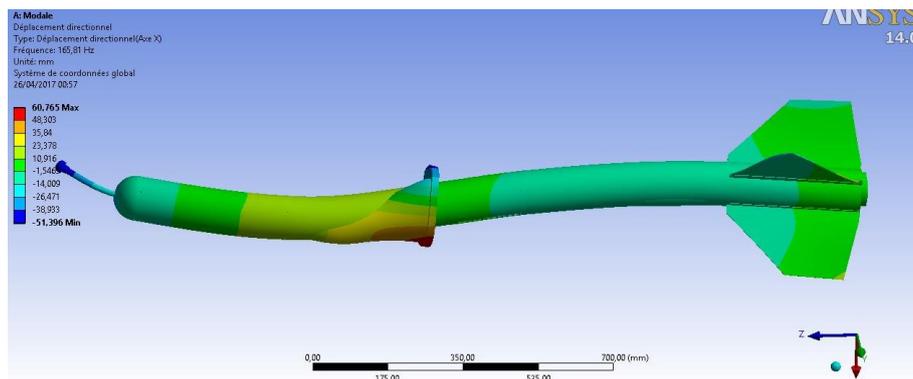
Les résultats ont été obtenus au bout d'environ 9h de calcul pour déterminer les 6 premiers modes. Nous avons réglé différemment les paramètres de l'analyse en choisissant une plage de données entre 30 et 1000Hz (couvrant normalement les premiers modes de la structure) ainsi que l'affichage des 12 premiers modes. Nous avons alors relancé la simulation dans cette configuration.



Résultats analyse modale configuration 1, mode 6



Résultats analyse modale configuration 1, mode 8



Résultats analyse modale configuration 1, mode 12

Comme nous le constatons sur les captures précédentes des résultats obtenus, les modes rencontrés ne sont en fait pas les modes de la structure porteuse comme recherché, mais les modes des différents sous ensemble de la fusée qui viennent interférer avec les modes de la fusée que nous souhaitons mesurer. Même si nous remarquons l'apparition de semblant de modes, l'interférence créée par les sous-ensembles tels que la case parachute, le propulseur ou les ailerons nous empêche de bien caractériser les modes de la structure porteuse.

Ces premiers résultats permettent cependant d'estimer que le premier mode se trouverait autour de 80Hz et le second mode autour de 160Hz.

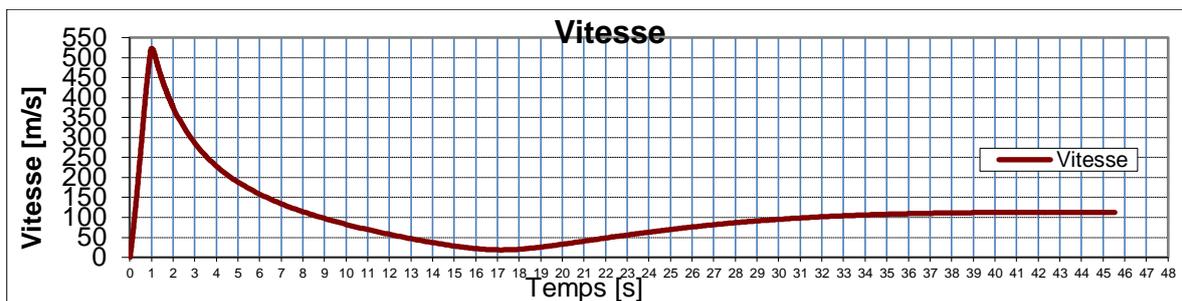
Aérodynamique

Cette section est un résumé du rapport de 5^e année en date de janvier 2017. A cette date, le projet avait la volonté d'expérimenter le pare vent en régime supersonique. Il est donc normal que les vitesses données ici ne sont pas en adéquation avec les vitesses de vol rencontrées dans le chapitre qui présente les résultats.

Un aérospike est un dispositif aérodynamique réduisant la pression aérodynamique régnant en avant des corps émoussés à des vitesses supersoniques. L'aérospike crée un choc détaché devant le corps. Entre le choc et l'avant-corps se produit une zone d'écoulement en recirculation qui agit comme un profil d'avant-corps plus aérodynamique, réduisant ainsi la traînée. Il s'agit dans cette étude de trouver la forme de l'embout et la longueur optimale de la tige du spike pour laquelle le coefficient de traînée de l'ensemble {spike + embout + ogive} est minimal.

Nous allons tout d'abord pré-dimensionner notre fusée. Le logiciel *stabtraj* du CNES nous permettra d'obtenir le profil de vitesse au cours du temps de notre fusée. Les données d'entrée sont les suivantes :

Masse Totale	6.264 kg	Surface référence	0.009934 m ²
Propulseur	Pro75vm	Cx (constant)	0.6



Résultats détaillés	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Angle
	s	m	m	m/s	m/s ²	°
Décollage	0	0	0	0	-	81
Sortie de Rampe	0,14	3,69	0,59	59,0	487,7	81,0
Vit max & Acc max	-	-	-	523	632,0	-
Fin de Propulsion	1,2	368	60	495	198,9	80,6
Culmination, Apogée	17,1	2371	535	19	9,8	0,6
Impact balistique	45,5	~0	845	113	0,4	-88,3
Ouverture parachute fusée	18,5	2362	561	23	9,6	-36,1
Impact fusée sous para.	349	~0	-1093 2215	7	9,8	-

Figure 1 : Profil de vitesse de la mission

De ces premières analyses nous pouvons déduire que la vitesse maximale de la fusée est de 523 m/s et cette vitesse est atteinte à une altitude de 273 m. Nous allons donc calculer le nombre de mach associé à cette vitesse et altitude.

$$\gamma = 1.4 \quad r = 287.04 \text{ J/KgK}$$

$$T(273\text{m}) = 13.37 \text{ }^\circ\text{C} \quad \text{Ainsi, } a = \sqrt{\gamma r T} = 339.2 \text{ m.s}^{-1} \text{ et } M = \frac{v}{a} = 1,54$$

Modélisation

Nous allons donc chercher à minimiser la traînée à Mach 1,5. Comme expliqué en introduction, nous allons nous appuyer sur le logiciel Fluent afin d'effectuer les calculs. Plusieurs formes de spike sont à notre disposition, sphérique, hémisphérique, conique, ... Pour simplifier la conception et l'usinage de notre spike par la suite, nous nous concentrerons uniquement sur les formes hémisphériques et coniques. Nous allons tout d'abord modéliser les contours de notre spike ainsi que le domaine d'études sur le logiciel de CAO Catia.

Nous procédons de même avec le spike hémisphérique. La longueur du spike est donnée par la côte x. Lors de la simulation, nous ferons varier cette longueur entre 80 mm et 200 mm soit un rapport L/D variant de 0.8 à 2.0.

Maillage

Afin de simuler l'écoulement de l'air à mach 1.5 sur le spike, nous devons mailler notre maquette numérique. Le choix du maillage est un compromis entre la précision et le temps de calcul, plus un maillage est resserré plus les résultats seront proches de la réalité, à condition d'avoir les bonnes données en entrée en revanche le temps de calcul sera long. Nous avons fait le choix de prendre pour nos simulations un modèle en coupe, ce qui réduira le temps de calcul (le spike est symétrique suivant le plan OXY), et un maillage fin de 0,003mm. Nous simulons avec un fluide supersonique, il n'y a donc pas de remontée d'informations, ce qui permet d'arrêter le domaine d'étude juste à l'arrière du spike. De plus nous avons procédé à un raffinement du maillage sur les contours du spike.

Calculs Fluent

Dans cette partie, nous allons nous intéresser au calcul de mécanique des fluides et aux différentes entrées du logiciel pour faire converger le calcul. Nous allons choisir la méthode de résolution.

Pour cela, nous avons besoin de calculer le nombre de Reynolds de l'écoulement afin de caractériser s'il est laminaire ou turbulent :

Avec $\rho = 1.225 \text{ kg.m}^{-3}$; $\mu = \left(\frac{T}{273.15}\right)^{1.5} \cdot \frac{273.15+110.4}{T+110.4} = 1.787 \cdot 10^{-5} \text{ Pa.s}$
 $l = 0.1 \text{ m}$; $V = 523 \text{ m/s}$

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = 3,6 \cdot 10^6$$

Le Reynolds calculé est supérieur à $5 \cdot 10^5$ nous sommes donc en régime turbulent. Il faudra donc prendre un modèle de calcul turbulent. Il se trouve que le modèle Spalart-Allmaras est utilisé dans l'aéronautique et est un modèle turbulent. Nous prendrons donc ce modèle pour la suite des études sur le spike.

Nous divisons notre maquette en 4 zones :

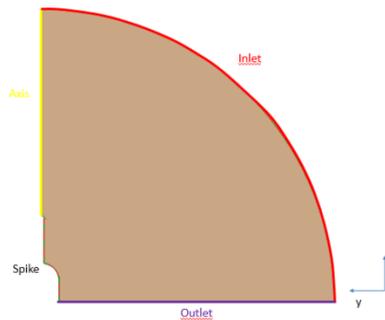


Figure 2 : Différentes zones de la maquette

Une fois notre code de calcul trouvé, nous allons alors régler l'entrée du fluide, sa sortie et les différentes données que nous voulons collecter. Pour avoir des résultats corrects et représentatifs nous allons effectuer une révolution du domaine d'étude par rapport à l'axe X et pouvoir calculer cette géométrie en axisymétrie, le profil étant symétrique tout autour de l'axe « Axis ».

Nous paramétrons l'entrée « inlet » en pression far field orienté suivant le vecteur : (-1,0) et la pression en entrée est de 101325 Pa et un mach de 1.5. Nous paramétrons la sortie du fluide « outlet », la pression en sortie est de 0, pour reconstituer une soufflerie à rafale. Enfin nous rentrons dans le logiciel le contour du spike et nous lui demandons de calculer son coefficient de traînée Cd.

A Mach 1.5, notre valeur de référence pour choisir la géométrie du spike, nous devons comparer à la fois la forme de celui-ci et sa longueur, deux paramètres ayant une incidence sur la traînée générée en vol. Nous avons donc effectué, pour le spike à extrémité hémisphérique et le spike à extrémité conique, des simulations pour une plage de longueur de tige allant de 80 mm à 200 mm. On obtient alors deux courbes du coefficient de traînée, calculé sous Fluent. Elles ont été tracées avec une surface de référence de 1 m^2 dans les courbes (cela est valable pour toutes les courbes présentées dans le rapport) puis reconverties sous Excel pour obtenir les vraies valeurs (voir tableau suivant) avec la bonne surface de référence. Celle-ci a pour valeur $7,85398 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$. Ainsi, pour le spike Hémisphérique de longueur 130mm, le CX vaut $2,758 \cdot 10^{-3}$ pour $S_{ref}=1 \text{ m}^2$ et 0.3512 pour $S_{ref}=7,85 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$. Les rapports Fluent des différents calculs sont disponibles en annexe.

L en mm	CX Hémi	CX Cône		CX Hémi réelle	CX Cône réelle
80	3,183	3,2329 e-3		0,4053	0,4116
90		3,06 e-3		0,0000	0,3896
100	2,925	2,9325 e-3		0,3724	0,3734
110	2,8301	2,87 e-3		0,3603	0,3654
120	2,785	2,8376 e-3		0,3546	0,3613
130	2,758	2,8059 e-3		0,3512	0,3573
140	2,763	2,8095 e-3		0,3518	0,3577
150	2,768	2,8078 e-3		0,3524	0,3575
160	2,795	2,8628 e-3		0,3559	0,3645
170		2,871 e-3		0,0000	0,3655
180	2,958	3,0173 e-3		0,3766	0,3842
190	3,013	3,0474 e-3		0,3836	0,3880
200	3,232	3,0836 e-3		0,4115	0,3926

Figure 3 : Traînée en fonction de la longueur du spike

En rouge, nous avons les valeurs du coefficient de traînée pour le spike conique, et en bleu celles du spike hémisphérique ; sur le graphique ci-dessous, elles ont été superposées pour faciliter la comparaison, on remarque alors deux choses ; premièrement, la forme hémisphérique génère un coefficient de traînée plus faible que la forme conique à longueur de tige égale pour quasiment toute la plage considérée (sauf 200 mm). Deuxièmement, quelle que soit la forme choisie, à Mach 1.5, c'est la tige de 130 mm qui semble la plus adaptée (entourée en vert). Nous avons donc logiquement choisi pour la suite de l'étude le spike de longueur 130 mm et à extrémité hémisphérique.

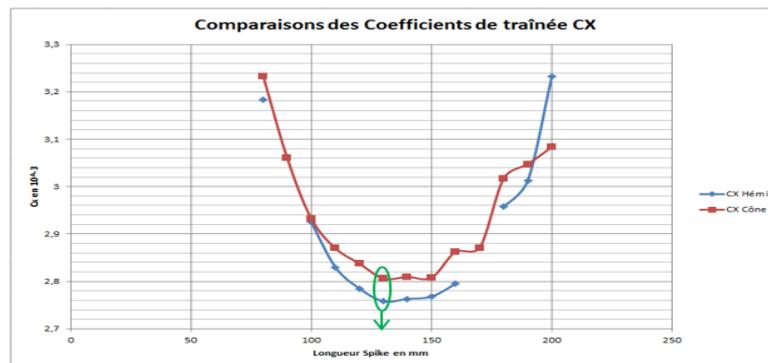


Figure 4 : Comparaison des coefficients de traînée

Interprétation : Le Mode 2

Sur le tracé du coefficient de trainée en fonction de la longueur du pare vent, on observe deux régimes (mode 1, mode 2).

Dans toute la première partie de notre étude, nous nous sommes intéressés uniquement au mode 1. Ce mode permet de réduire au maximum la trainée.

Le mode 2, quant à lui correspond à un recollement du flux sur la tige (Figure 6 : Mode 2).

Dans nos simulations, cela correspond à ce type de résultat (Figure 8 : Mode 2 Simulation).

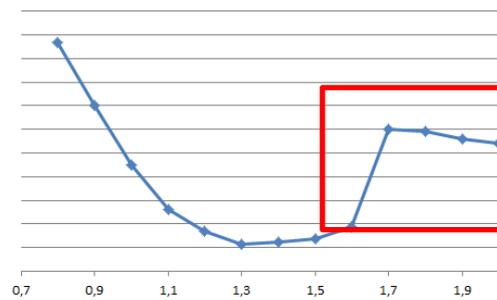


Figure 5 : coefficient de trainée

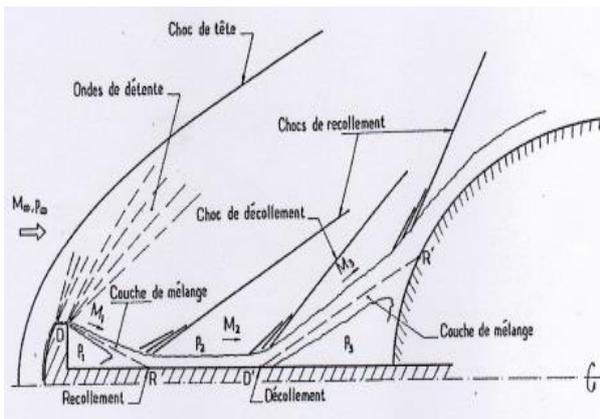


Figure 6 : Mode 2

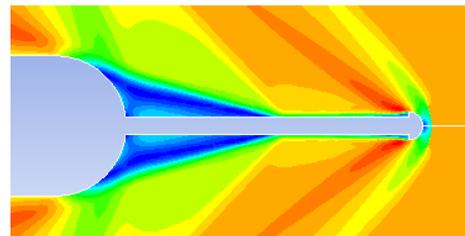


Figure 8 : Mode 2 Simulation

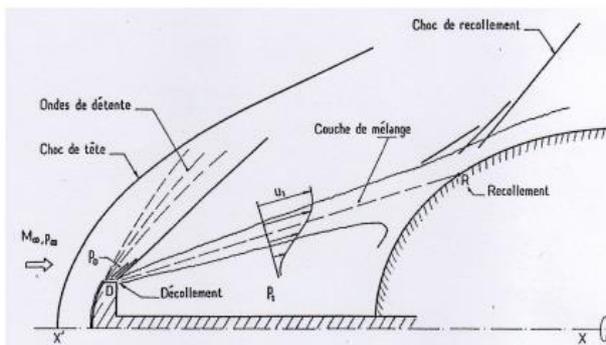


Figure 7 : Mode 1

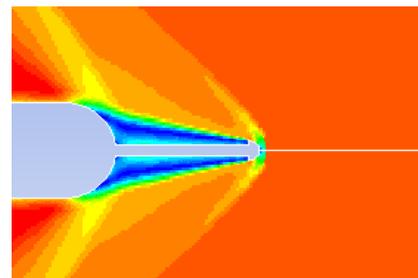


Figure 9 : Mode 1 Simulation

On exprime les coefficients aérodynamiques comme suit :

$$Ca_{global} = \sum Ca_i : \text{Coefficient de traînée global,}$$

$$Cna_{global} = \sum Cna_i : \text{Coefficient de portance global,}$$

$$\text{Et } Xcp_{global} = \frac{\sum Cna_i * Xcp_i}{\sum Cna_i} : \text{position du centre de portance}$$

Avec i , étant un des éléments aérodynamiques de la fusée. Ces éléments, au nombre de cinq sont listés ci-après :

- L'ogive
- Le tube (structure porteuse)
- Le retrait de culot
- Le culot
- Les ailerons

Modèle de simulation de trajectoire

On définit les forces et moments aérodynamiques comme suit (dans le repère fusée) :

$$F_{aéro(R)} = \begin{bmatrix} Rx & Mx \\ Ry & My \\ Rz & Mz \end{bmatrix}$$

$$Ri = \frac{1}{2} * \rho * S_{ref} * V_i^2 * Ci$$

$$Mi = \frac{1}{2} * \rho * S_{ref} * V_i^2 * Ci * r_{CP}$$

On a : $CN = Cn_\alpha * \alpha$ avec α l'incidence

$$\begin{cases} Cx = CN * \sin(\alpha) + CA * \cos(\alpha) \\ Cz = CN * \cos(\alpha) - CA * \sin(\alpha) \end{cases}$$

Programmation

Dans notre modèle, deux phases de vol peuvent être observées.

La première, une phase en rampe se déroulant du décollage jusqu'à une contrainte de distance correspondante à la longueur de la rampe. Seuls les efforts de pesanteur et de propulsion sont pris en compte.

La deuxième, une phase de vol libre classique. Tous les efforts sont pris en compte.

La modélisation dans Matlab se décompose en deux parties :

- Script : Le script gère le calcul des coefficients aérodynamiques et envoie toute ces variables au simulateur de trajectoire.
- Simulink : Contient le simulateur de trajectoire et observe les variable d'état de la fusée. En cas de sortie du domaine de fonctionnement prévu, le Simulink émet une erreur, et rejette cette simulation des essais.

Nous obtenons la trajectoire suivante :

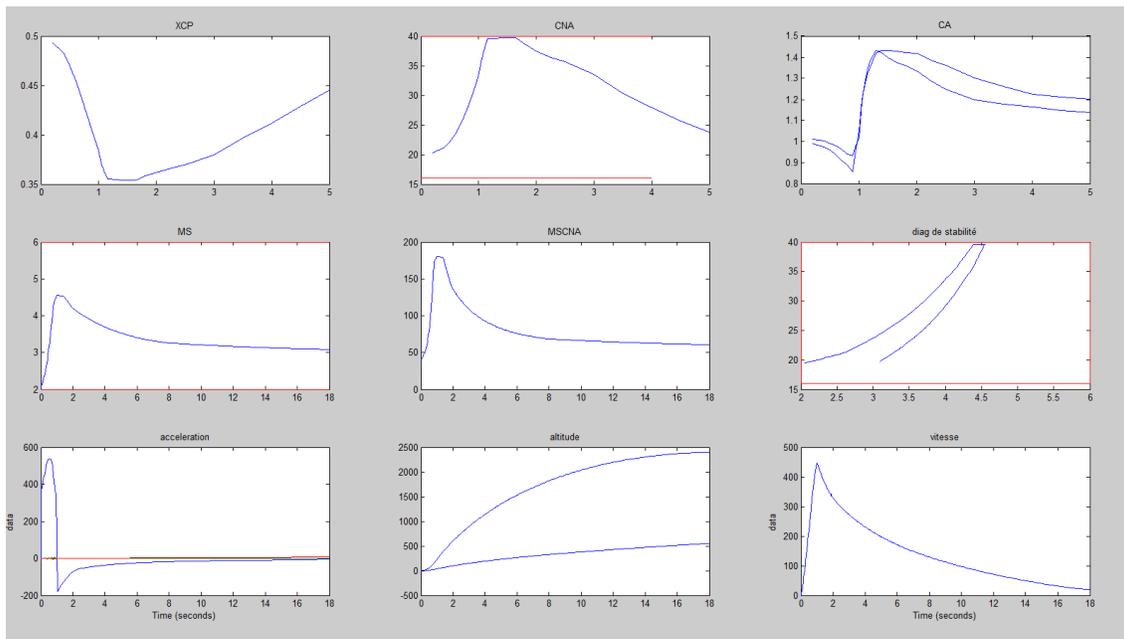


Figure 10 : Sorties du simulateur de trajectoire

Synthèse et résultats

Suite à cette étude préliminaire, nous pouvons dire que l’outil de pré-dimensionnement de planète science : StabTraj (PS, 2008) est optimiste. En effet, il nous indique une vitesse maximale de 520m/s contre 445m/s pour notre simulateur. Ceci s’explique par les hypothèses prise pour le modèle d’aérodynamique.

Lors de notre recherche, nous avons trouvé un autre modèle aérodynamique : Aerolab.

Pascal Denis, tuteur du projet nous a aussi donné d’autres valeurs provenant de simulation.

La géométrie pour comparer ces modèles est la suivante :

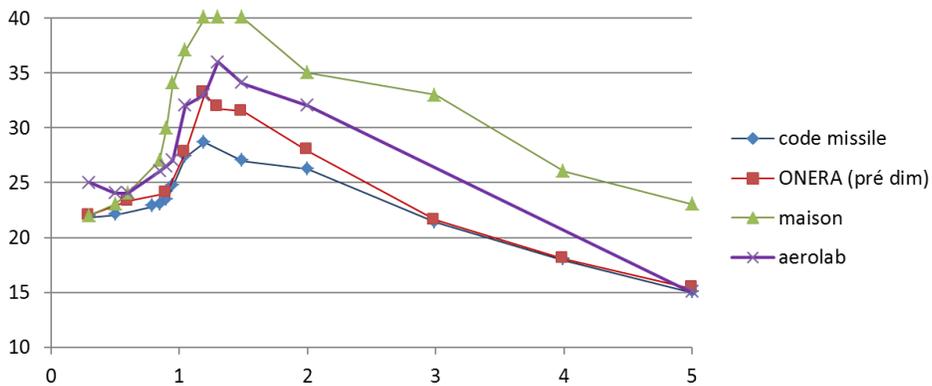
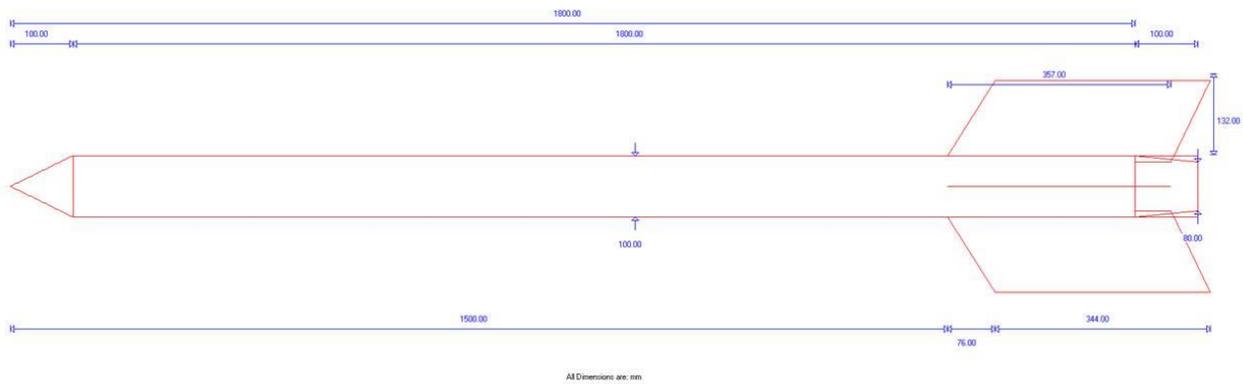


Figure 11 : Comparaison pour le CNa des différents modèles

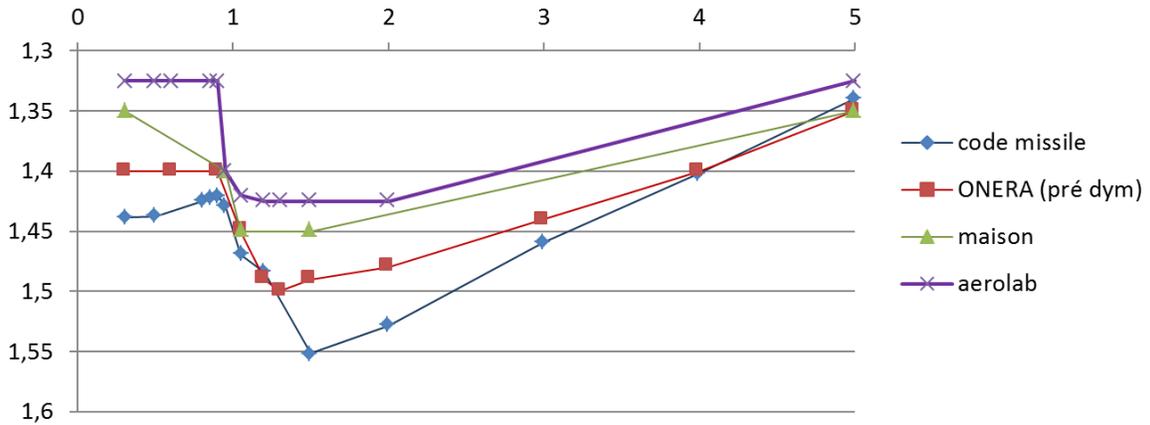


Figure 12 : Comparaison pour le XCP des différents modèles

* Origine : pointe de l'ogive.

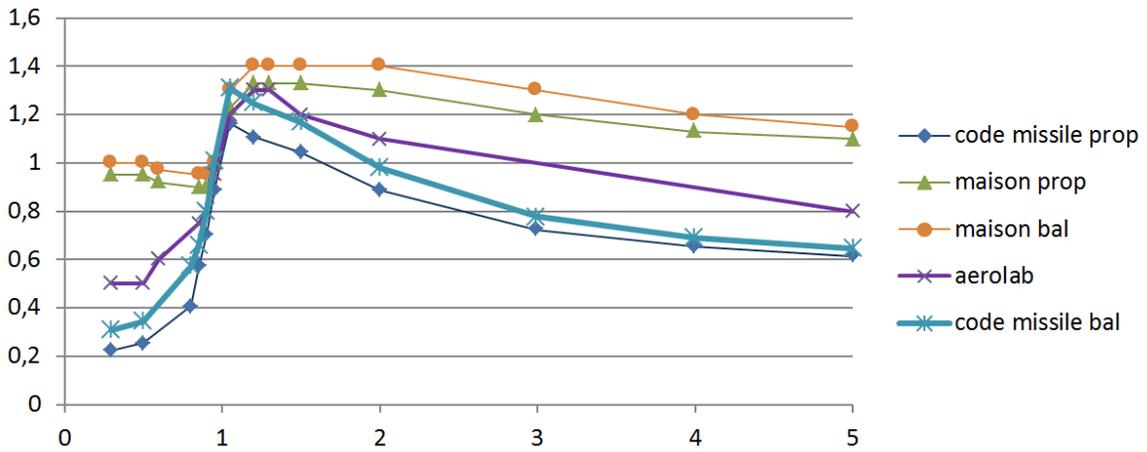


Figure 13 : Comparaison pour le CA des différents modèles

Au final, on se rend compte que les modèles ont tous la même allure, avec une différence de l'ordre de 25%.

Cette étude nous a permis cependant de nous rendre compte de cette perte de performance et d'optimiser la géométrie de la fusée.

Mesures expérimentales

La finalité de ce projet est de concevoir une fusée qui fera l'objet d'un vol d'essai en 2018. Pendant ce vol, nous avons la nécessité d'enregistrer les données permettant de vérifier le bon fonctionnement de la fusée ainsi que la conformité avec notre étude. Dans cette partie, nous nous intéressons à l'expérience 1 de la fusée : « Réduction de traînée à l'aide d'un Spike aérodynamique ».

Pour ce faire, deux types de mesures sont envisagés (Demailly, 2012) :

- Champ de pression autour de la fusée pour en déduire son coefficient de pression et donc sa traînée.
- Mesure de la vitesse pour obtenir sa décélération en fonction de sa vitesse.

Dimensionnement expérimental

Les équations de choc et de détente isentropiques permettent d'obtenir en fonction de plusieurs paramètres les conditions de l'écoulement vu par la fusée, tel que (Denis, 2015) :

- L'exposant isentropique

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

- La pression d'arrêt

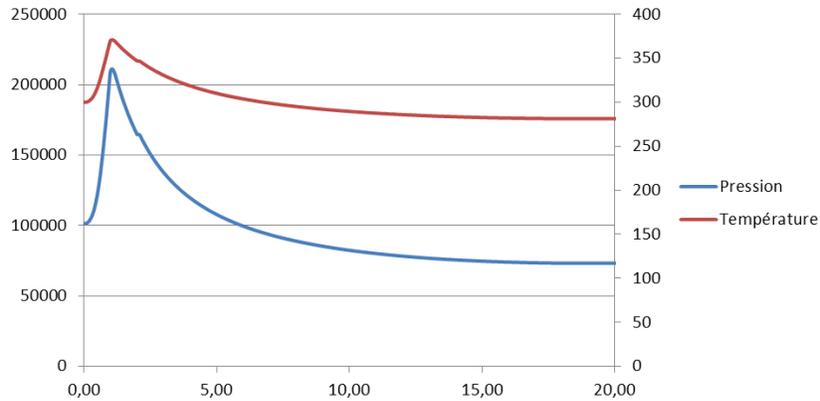
$$\bar{\omega} = \frac{p}{p_i} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \times M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

- La température d'arrêt

$$\Theta = \frac{T}{T_i} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \times M^2\right)^{-1}$$

Dans notre cas, notre vitesse de croisière se trouve vers Mach 1.5.

En appliquant ce dimensionnement à la trajectoire théorique et à un modèle d'atmosphère normalisé, nous arrivons au graphique suivant (ISO, 1975-05) :



On constate que la pression maximale est de 2.5 bars et que la température maximale est de 350 Kelvin.

Positionnement des capteurs :

Après une simulation grossière à l'aide du logiciel Fluent de la fusée complète, et des capteurs existants sur le marché (ONERA) , nous estimons que le placement optimum des capteurs se présente comme suit.

16 sondes de pression (type NPX5700 (Freescale, 2012)) :

- 8 au niveau de l'ogive
- 3 au niveau du raccord ogive/structure
- 3 au niveau du raccord structure /culot
- 2 au niveau du culot

L'utilisation de prises de pression s'accompagne, dans la quasi-totalité des cas, de longues tuyauteries reliant les prises aux manomètres correspondants. On a la relation donnant le retard manométrique en fonction du diamètre D de la conduite, de la viscosité dynamique μ , de la longueur de la tuyauterie et de la pression p . (ESO, 1999)

$$\tau = \frac{16\mu}{\gamma P} \left(\frac{l}{D} \right)^2$$

5 sondes de température (type PT100 - patch) :

- 2 au niveau de l'ogive
- 1 au niveau de la structure
- 1 au raccordement structure /culot
- 1 au culot

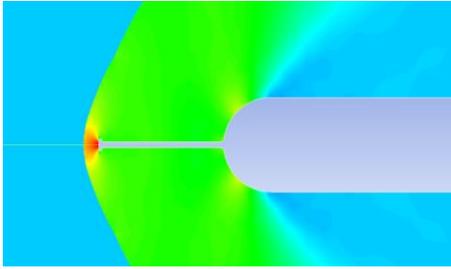


Figure 14 : Pression d'arrêt partie avant

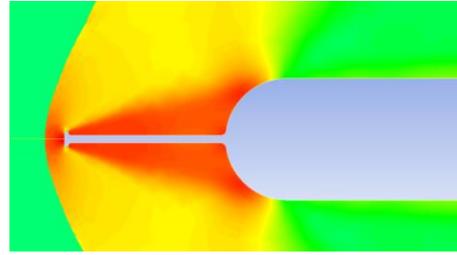


Figure 16 : Température d'arrêt partie avant

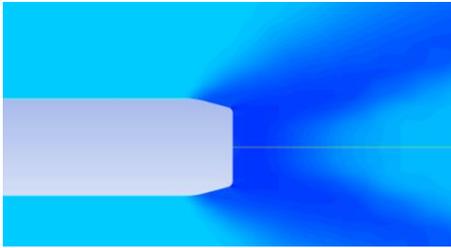


Figure 15 : Pression d'arrêt partie arrière

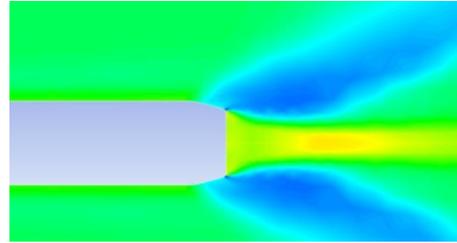


Figure 17 : Température d'arrêt partie arrière

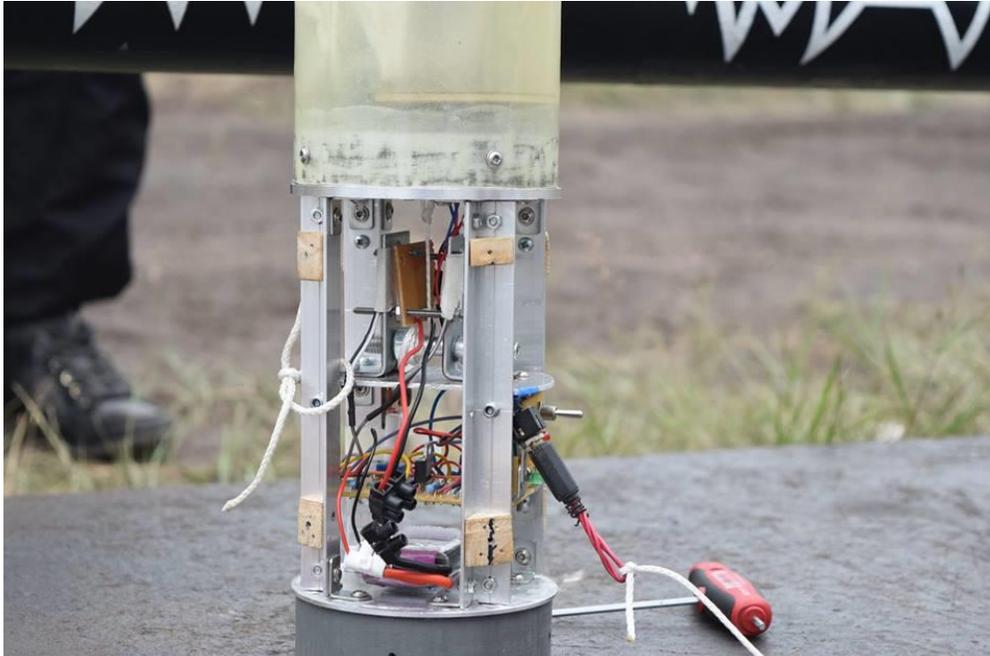
Fabrication

La fabrication a été intégralement effectuée dans les locaux de l'école. Pour ce faire, nous disposons de tours pour l'usinage des bagues en aluminium, d'imprimante 3D pour l'impression des pièces plus complexes, et du matériel nécessaire à la fabrication des cartes électroniques.

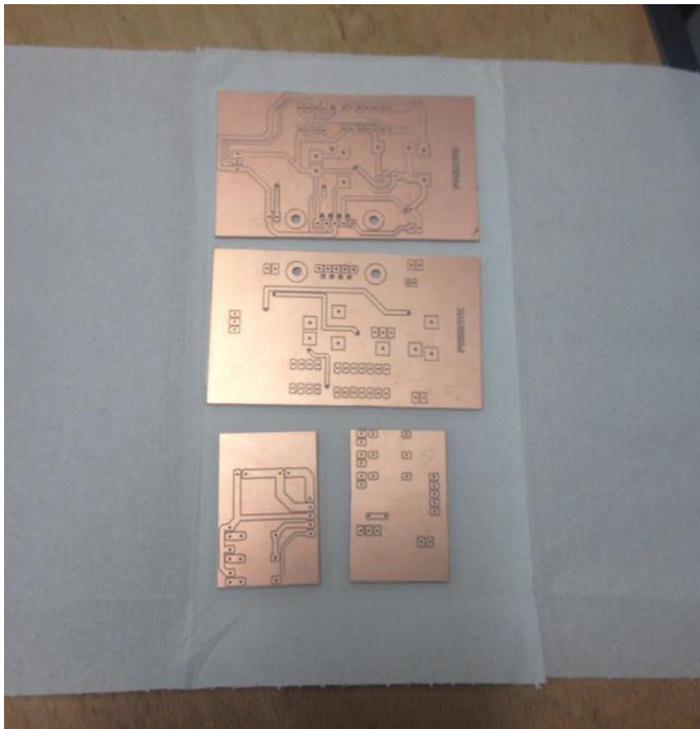
Dans un premier temps, nous avons commencé par fabriquer un prototype du système de séparation qui a volé lors du C'Space 2017 sur la fusée « La Fréca » (Fusée à eau) pour vérifier son fonctionnement et sa fiabilité. Le reste de la fusée a été fabriqué durant l'année scolaire 2017-2018.

Pour la fusée elle-même, voici les modes de fabrication utilisés par type de pièce.

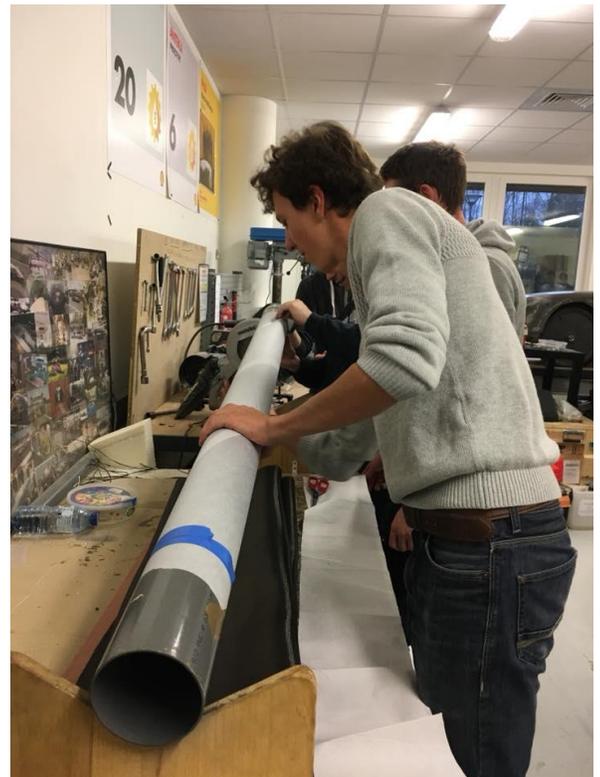
- Peaux : Tissu de fibre de verre et de carbone drapé à la main, matrice epoxy
- Bagues : Aluminium usiné au tour (atelier de l'ESTACA et nouveau tour d'établi de l'Eso Laval), reprises à la perceuse à colonne
- Ailerons : Aluminium épaisseur 2mm, découpe à la scie sauteuse/à main
- Case parachute : Demi-tube drapé en fibre de carbone
- Séquenceur : Plaque en fibre de verre avec double couche de cuivre, schéma issu du logiciel Proteus, puis gravée à la CNC (Cirquoid)
- Cartes expérience : Cirquoid, et faite sur mesure par PCB Pool pour la carte d'acquisition, plus complexe
- Intégration de l'expérience : Cartes superposées montées à l'horizontale, maintenues par une structure de trois profilés carrés d'aluminium 7.5x7.5mm
- Dôme de l'aerospike : Impression 3D (PLA) au FabLab de l'ESTACA (Ultimaker 3)
- Pointe de l'aerospike : Aluminium, tournée à l'atelier de l'ESTACA



Prototype du système d'éjection à fil cassant, avant l'intégration sur la fusée à eau, C'Space 2017



Cartes électroniques du séquenceur, après gravure à la Cirquoid



Préparation à la réalisation des tubes en carbone

Post-traitement des résultats

Cette section s'attache à expliquer comment les données issues de la centrale inertielle ont été traitées pour en extraire les informations recherchées par le projet.

Le post traitement des résultats est effectué via Matlab.

Extraction des données de la centrale inertielle

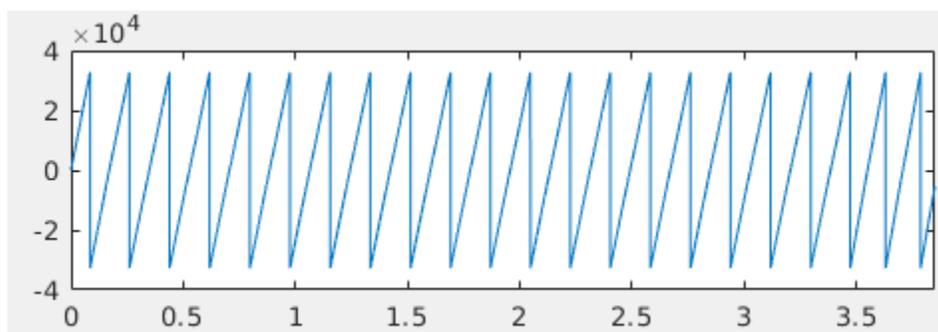
La première partie du code est consacrée à la lecture des résultats et à leur mise en forme pour la suite du traitement.

Le fichier de données à la forme : « temps [ms] ; Ax ; Ay ; Az ; T[°C] ; Gx ; Gy ; Gz \n\r »

```
223;1334;-1656;-166;25.52;259;-488;174
245;1486;-1576;-130;25.47;302;-504;260
272;1382;-1661;-114;25.47;246;-442;-105
300;1446;-1526;-121;25.52;296;-463;-560
333;1311;-1677;-175;25.52;285;-495;102
369;1453;-1612;-144;25.52;255;-463;224
406;1534;-1941;-74;25.57;687;-278;-696
```

Nous allons dans un premier temps récupérer ces données dans 8 vecteurs.

La variable temps est codée sur 16 bits, nous observons sur ces données le dépassement de taille de la mémoire qui se manifeste par des retours à -2^{15} (1 bit pour le signe).



Le temps est alors corrigé et remis en seconde.

```
%Correcion temp int16 vers int 32
zer=0;
datim=0;
temps=zeros(N,1);
```

```

for i=1:N
if(datim>dat.time(i))
    zer=zer+1;
    disp(zer);
end
temps(i)=(dat.time(i)+zer*((2^16)))/1000;
    datim=dat.time(i);
end

```

Le traitement des données du gyroscope et de l'accéléromètre s'effectue de façon analogue.

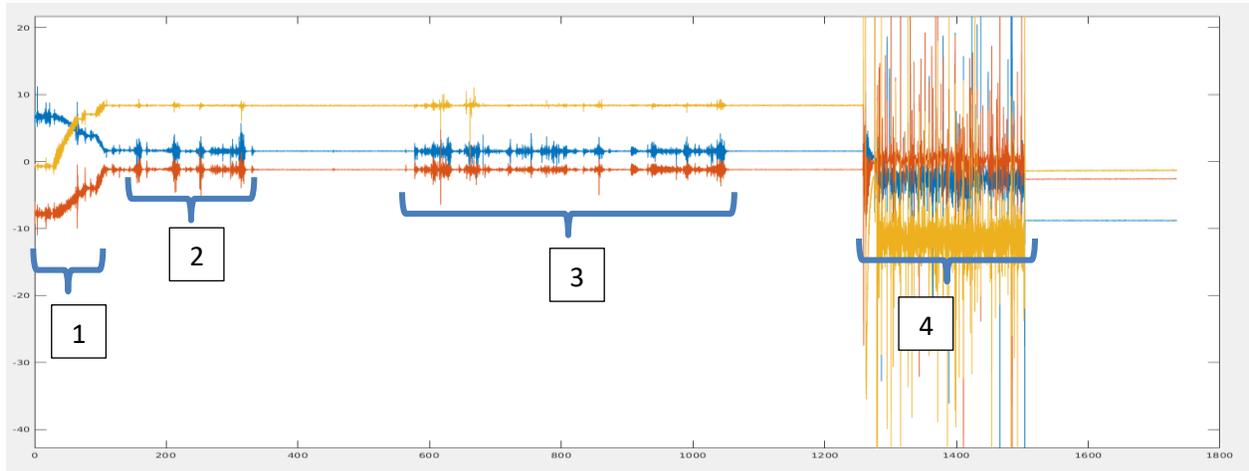
```

calibre.gyro=250;
ax=dat.ax(1:N)/2048*g;
ay=dat.ay(1:N)/2048*g;
az=dat.az(1:N)/2048*g;
T=dat.T(1:N);
gx=dat.gx(1:N)*calibre.gyro/(2^15);
gy=dat.gy(1:N)*calibre.gyro/(2^15);
gz=dat.gz(1:N)*calibre.gyro/(2^15);

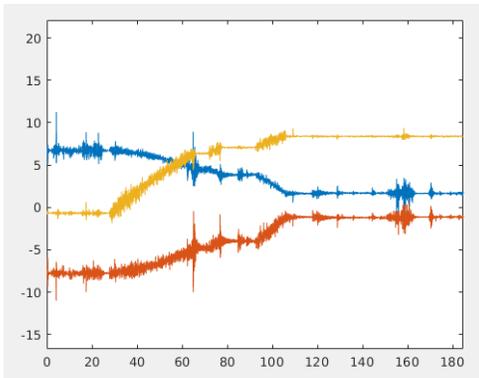
```

A la suite de cette conversion, l'accéléromètre nous livre déjà quelque informations intéressantes :

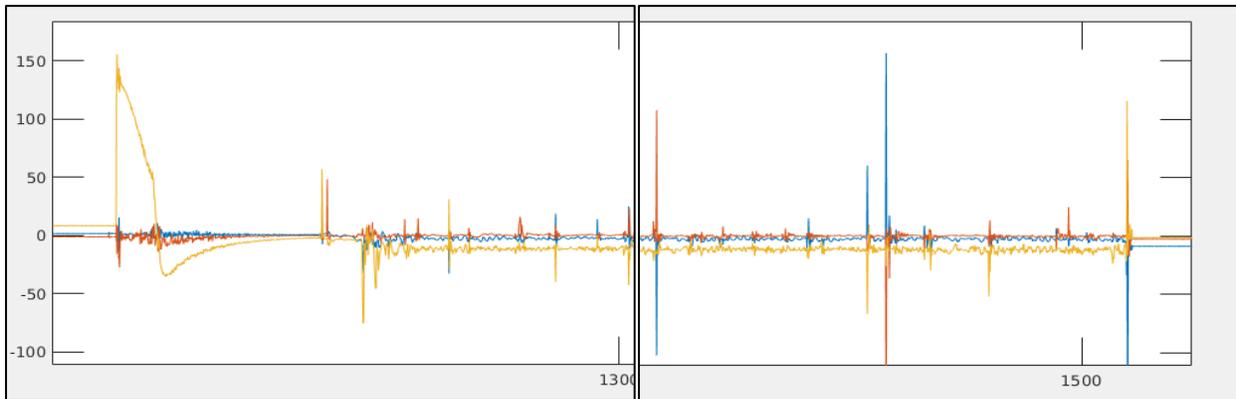
- Orientation rampe : 28s à 106s
- Tension des haubans : 118s à 330s
- Opérations moteurs : 577s à 1054s
- Décollage : 1259s
- Fin de combustion : 1262s
- Ejection parachute : 1276s
- Ouverture parachute : 1279s
- Atterrissage : 1504s



1. Mise en place de la rampe



- 2. Tensions des haubans
- 3. Mise en place moteur
- 4. Vol et redescente sous parachute



La suite correspond à des changements de repère pour passer les accélérations et les vitesses de rotation du repère centrale inertielle au repère fusée.

$$\begin{bmatrix} Ax_f \\ Ay_f \\ Az_f \end{bmatrix} = R * \begin{bmatrix} Ax_{ci} \\ Ay_{ci} \\ Az_{ci} \end{bmatrix}$$

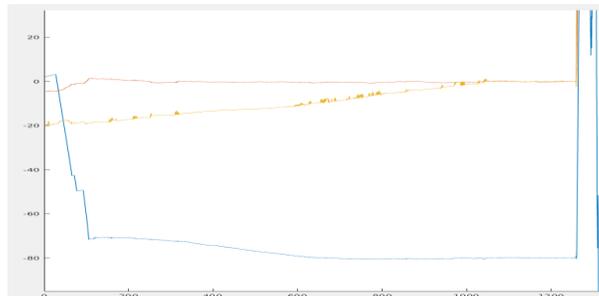
$$[G_f] = R * [G_{ci}]$$

$$R = R_x \cdot R_y \cdot R_z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(Ox) & -\sin(Ox) \\ 0 & \sin(Ox) & \cos(Ox) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(Oy) & 0 & \sin(Oy) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(Oy) & 0 & \cos(Oy) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(Oz) & -\sin(Oz) & 0 \\ \sin(Oz) & \cos(Oz) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Ajoutons une étape de filtrage pour le gyroscope et une mise à l'échelle pour l'accéléromètre : en rampe : accélération apparente = 1G = 9.81 ms⁻².

Dans notre cas, l'axe z est l'axe de la fusée, et l'axe y est défini tel que le plan yz est confondu avec le plan de la rampe.

L'intégration du gyroscope nous montre bien la mise en position de la rampe (rotation autour de l'axe x dans le repère fusée). Les conditions initiales sont définies par le mélange des composantes de l'accéléromètre dans la rampe en mode inclinomètre.



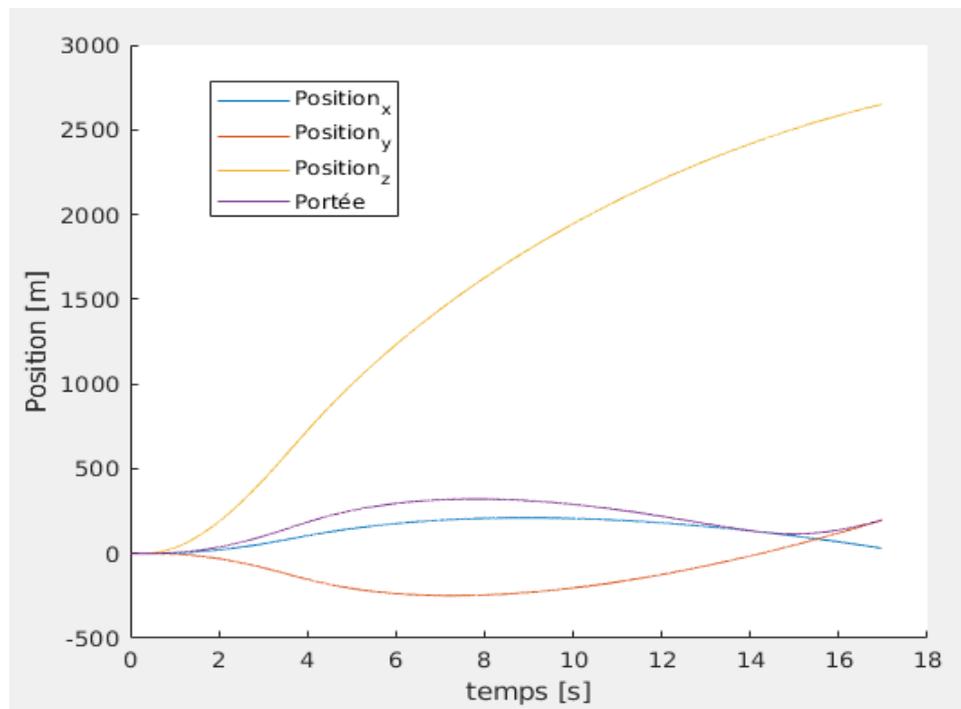
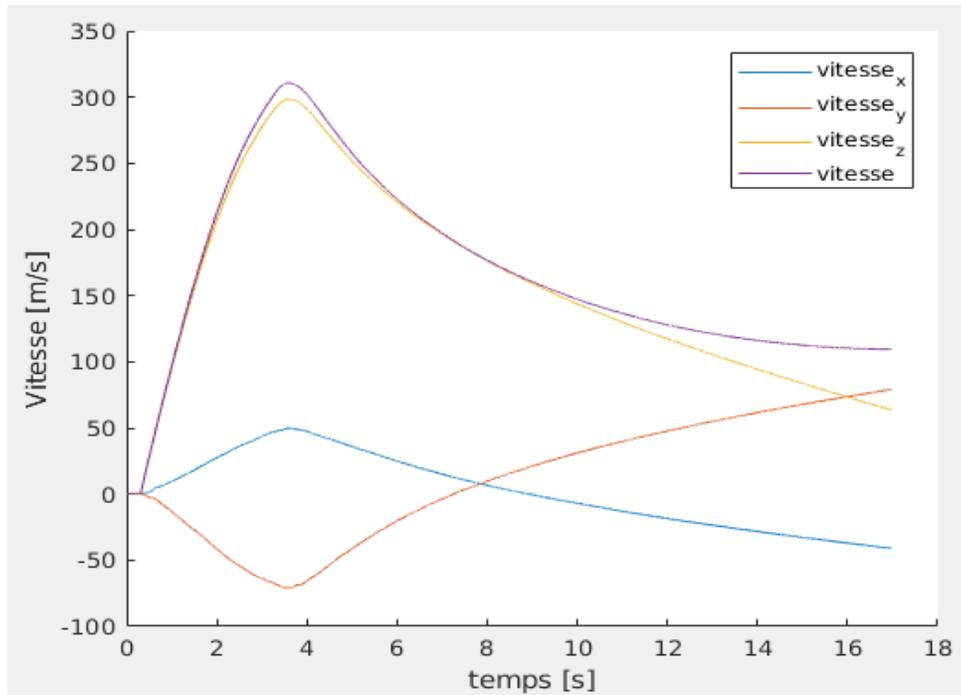
On retrouve bien une rampe inclinée de 80,2° contre 80 théorique !

De plus la dérive gyroscopique de l'axe z 20° sur 1000s est marginale pour un vol de 30s, cette erreur ne sera pas prise en compte pour la suite des calculs.

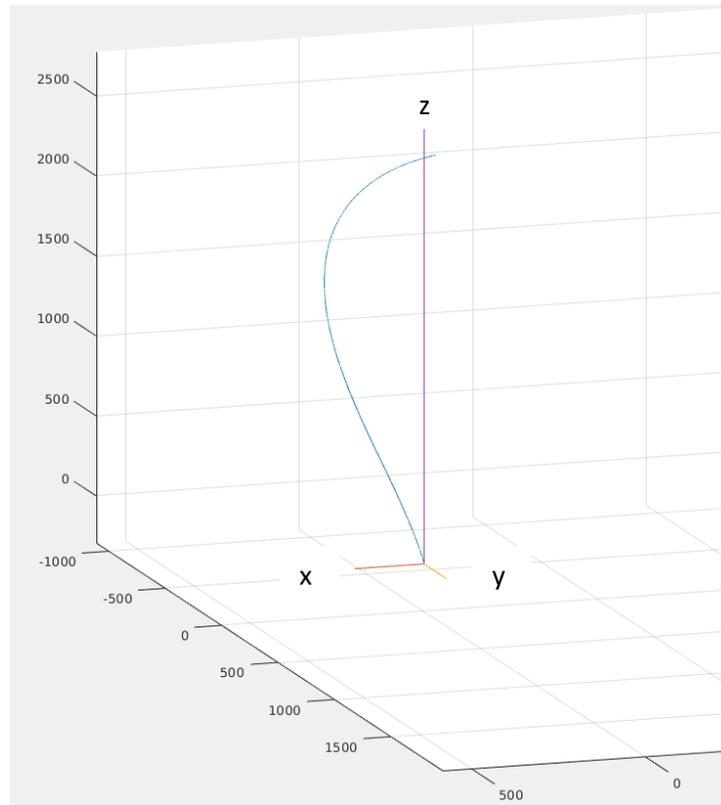
L'étape suivante est une trajectographie « classique ». Principe connus de nombreux projet, nous ne rentrerons pas dans le détail ici.

- Intégration de la vitesse de rotation pour obtenir l'orientation dans le repère terrestre. (S'aider de quaternions).
- Intégrer l'accélération en tenant compte de l'orientation pour obtenir la vitesse et la position.

Ces calculs se font uniquement pendant le vol (1s avant le décollage jusqu'à éjection du parachute)



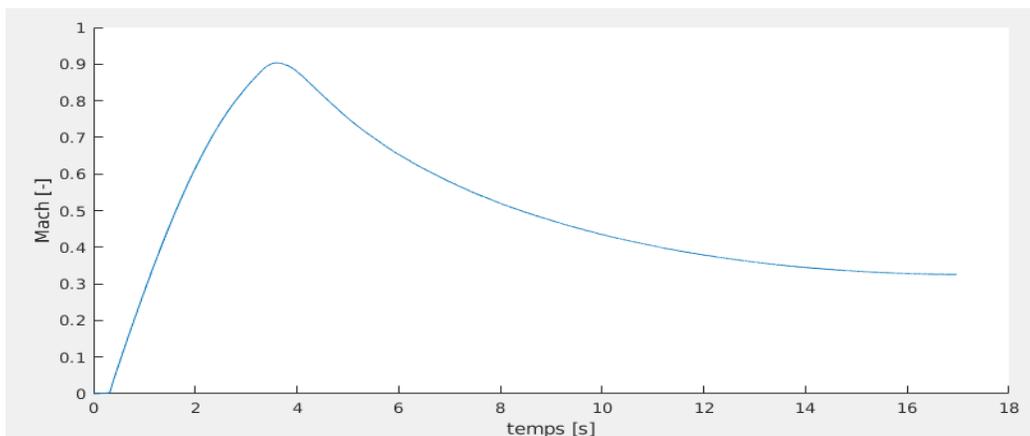
On peut déjà dire que le parachute s'est ouvert avant l'apogée.



A l'aide de la position (en particulier l'altitude), nous recalculons avec les formules d'atmosphère normalisée la masse volumique de l'air rencontré, et sa température et cours du temps. Ceci nous permet de déterminer plus finement la vitesse du son pendant le vol de la fusée. Nous en déduisons le mach au cours du temps.

$$c = \sqrt{\gamma RT(t)}$$

$$T(t) = T_0 - 6.5 * h(t) ; \text{ Le jour du vol : } T_0 = 298 \text{ [K]}$$



Extraction des paramètres avancés

Une fois ces données « simples et classiques » acquises. Nous allons estimer le c_x de la fusée (C_z dans notre repère).

Pour se faire, nous utilisons un algorithme de type point fixe pour résoudre plusieurs problèmes liés entre eux par plusieurs équations.

Résolution du C_x

Le c_x est calculé en phase balistique¹ avec l'accélération longitudinale et l'estimation de la masse de la fusée.

$$c_z = \frac{-a_z * m + F - m * g_z}{\rho * S * V^2} * 2$$

$$C_z(M) = \text{fen\^etre}(c_z(t); M(t) - M)$$

La fonction fen\^etre est une fonction transcrivant les données temporelles de l'estimation du c_x et est donnée fonction du mach. Pour ce faire, nous effectuons le moyenne du c_x temporel pondéré avec la différence entre le mach temporel et le mach du C_x recherché. Elle est aussi intéressante dans notre cas puisqu'elle garantit que le c_x est une fonction continue.

$$c_x(i) = \frac{\sum k(t) * c_x(t)}{\sum k(t)}$$

$$k(t) = \min \left(\left(\frac{1}{(M(t) - M(i))^2} \right), 100 \right)$$

Résolution de la masse

La masse est estimée avec le débit du moteur. Ce débit est déterminé avec l'ISP et l'estimation de la force de poussée du moteur : Force de poussée dépendant de l'accélération longitudinale et des efforts aérodynamiques : c_x .

$$F = m * A_z + 0.5 \rho S * V^2 * C_z(M) - m * g_z;$$

$$q = \frac{F}{g \cdot ISP}$$

¹ Ce calcul a été tenté en incluant la phase propulsée, mais n'as pas été concluant : C_x négatif suite à une mauvaise estimation de la poussée : non-convergence.

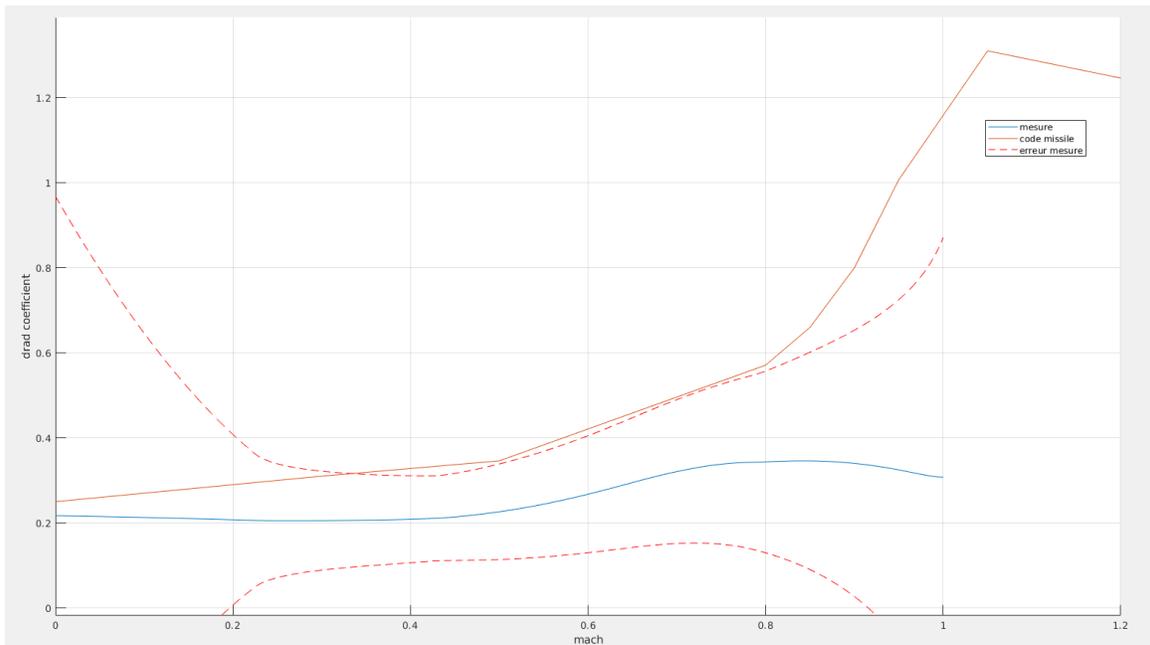
$$\frac{dm}{dt} = -q$$

L’algorithme répète le calcul de la masse et du cx jusqu’à convergence. Ce critère d’erreur est basé sur l’intégral du divergent du coefficient de trainée sur tout le domaine de vol.

Dans notre cas, ce critère est atteint avec une précision de 10^{-13} au bout de 10 itérations :

```
div cx : 3.373422e+02 ,IMP 2.065477e+03
div cx : 3.358229e+00 ,IMP 2.059530e+03
div cx : -7.331509e-02 ,IMP 2.059642e+03
div cx : 1.375663e-03 ,IMP 2.059640e+03
div cx : -2.581216e-05 ,IMP 2.059640e+03
div cx : 4.843242e-07 ,IMP 2.059640e+03
div cx : -9.087226e-09 ,IMP 2.059640e+03
div cx : 1.707044e-10 ,IMP 2.059640e+03
div cx : -2.968736e-12 ,IMP 2.059640e+03
div cx : 1.041112e-13 ,IMP 2.059640e+03
~\
```

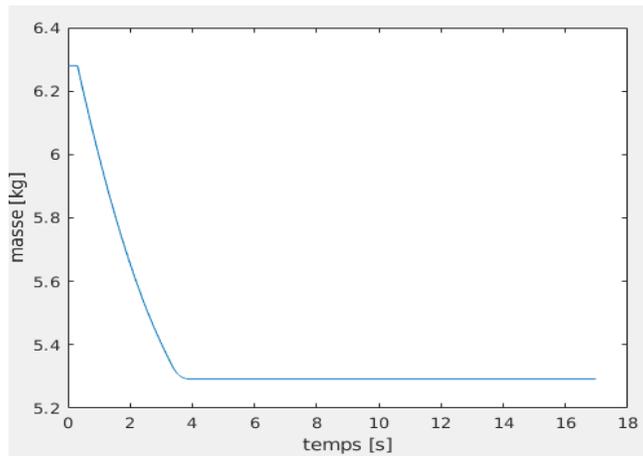
Nous obtenons au final le coefficient de trainée suivant :



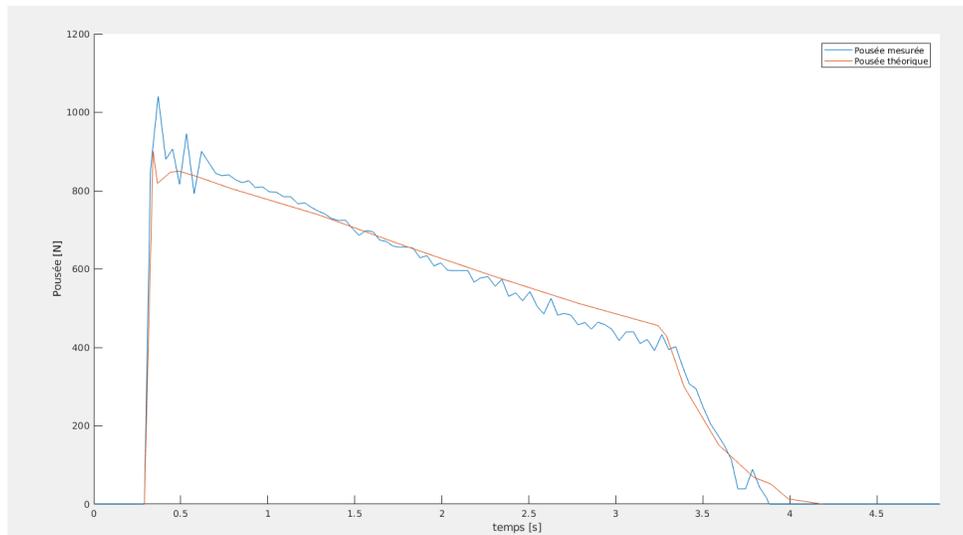
Les erreurs sont estimées en tenant compte des erreurs d’intégration des capteurs et de la méthode d’estimation du cx.

Cette courbe présente aussi le résultat théorique attendu avec code missile sur une géométrie « proche » de frégate.

L'estimation de masse est la suivante :



Pendant la phase de poussée, nous pouvons alors isoler de l'accélération la contribution du poids et de la traînée pour estimer la force de poussée du moteur. Nous obtenons la courbe suivante.



Paramètre	Mesurée	Théorique
Masse de poudre [g]	988	990
Impulsion totale [N.s]	2060	2063
Poussée maximale [N]	893	1029
Temps de combustion [s]	3.5	3.6

Conclusion

Bien que l'expérience n'as pas été mené de façon nominale (avec prise de pression), elle aura tout de même permis de démontrer qu'il est possible d'estimer la masse, le c_x et la poussée à partir d'une trajectographie.

Les résultats présentés ici sont toutefois entaché d'une grande marge d'erreur. Cependant, devant la différence perçue avec stabtraj ($c_x=0.6$), nous pouvons remettre en cause ce paramètre pour de futures fusées.

La réduction de cette erreur peut passer par l'utilisation d'une seconde centrale inertielle permettant deux mesures indépendantes, et d'évaluer d'autres paramètre non pris en compte ici tel que le dérapage et la portance.

Une autre solution consiste à avoir une fusée avec un coefficient balistique plus important (ici $CB=3000 \text{ kg/m}^2$). Ceci nous donne plus de temps pour les mesures avec des variations moins brutales mais limite la plage de vitesse atteignable.

Retour d'expérience

Eric Barth

Je n'ai rejoint le projet Frégate que durant la deuxième année, et cela fut le premier projet dans lequel je me suis réellement impliqué, ainsi que mon premier C'Space. Ce projet a été une aventure, ardue et semée d'embûches, mais surtout tellement enrichissante, sur le plan technique, social et personnel.

Suite à des difficultés d'organisations interne au groupe, le projet a pris du temps à redémarrer suite à la pause imposée par les vacances d'été. Cela a été principalement lié à l'éloignement du chef de projet, qui, n'étant plus étudiant à l'ESTACA, eut du mal à concilier le projet et ses nouvelles responsabilités. Cela, associé aux emplois du temps hétéroclites des membres du groupe, entraîna un retard qui a fini par aboutir à un désintéressement d'une grande partie des membres du groupe. Je reconnais ne pas avoir eut l'attitude la plus proactive, mais je ne permis pas d'abandonner.

Nous nous retrouvâmes donc, assez rapidement à 2 membres officiels, aidés par la présidente et vice-présidente de l'association du mieux qu'elles purent.

Cela ne nous a pas arrêté pour autant, juste ralenti. Suite à cette perte de main-d'œuvre, et à des incertitudes concernant le propulseur qui nous serait fourni, nous dûmes faire des choix difficiles concernant la complexité de la fusée. Réduire le nombre de capteurs, la complexité de l'expérience, et, surtout, passer la fusée de supersonique à subsonique.

Ces modifications furent difficiles à accepter, mais nécessaire quant à la tournure qu'avait pris les évènements.

Par la suite, nous nous sommes mis à la tâche du mieux que nous avons pu. Les deux derniers mois furent les plus remplis. Ayant terminé mes partiels de fin d'année, je pu donner tout mon temps à la fabrication de la fusée, sous les directives de Jean-Loup, qui était lui-même en stage et qui me rejoignait en fin de journée. Nous avons réussi, pendant cette période, à rattraper une partie du retard que nous avions accumulé pendant l'année.

Enfin, ce fut le C'Space. Une des semaines les plus intenses de ma vie. Il restait encore du travail à faire quand nous sommes arrivés, et encore des épreuves à surmonter. Et ce fut l'expérience qui nous posa le plus de problème. N'étant que très peu formé sur Arduino, je ne pus être d'aucune aide sur cette partie. Au final, après discussion, nous décidâmes d'alléger à nouveau l'expérience, et cela nous permis de lancer la fusée.

Je fus l'heureux élu qui appuya sur le bouton du décollage, et la minute séparant le décollage du moment où nous avons revu la fusée fut la plus longue de ma vie. Mais je suis heureux de pouvoir dire que, bien que cette fusée soit une version allégée de notre projet original, nous sommes parvenus à la faire voler et surtout, à la récupérer. Cela est d'autant plus un succès que ce système de récupération unique en son genre n'avait jamais été utilisé auparavant.

Ce projet a donc été, malgré les déboires et défis que nous avons pu rencontrer, une réussite. Nous avons su malgré les épreuves, nous adapter, garder la tête haute, et avancer. J'ai pu moi-même apprendre et m'améliorer auprès de personnes de grande valeur, qui m'ont enseigné ce que je devais savoir. Chacun d'entre nous s'est assuré d'être un moteur du groupe, pour parvenir à ce vol nominal.

François Rabette

Ce projet a un sens particulier pour moi, c'est autant mon projet de fin d'étude que mon hobby. Les phases de conception (aerodynamique-5A) ont été intéressantes et ne m'ont occupé que 5 mois. Pour la fabrication, la dernière année ne permet pas d'être très actif au niveau associatif (cours les jeudi après midi, stages). C'est d'ailleurs mon principal regret sur le projet : de ne pas avoir pu mettre plus la main dans le cambouis. Le suivi à distance du projet m'a aussi beaucoup découragé. Cela a fait naître de nombreux doutes (de même que pour le reste de l'équipe). C'est le point dont j'aimerais particulièrement vous livrer mon ressenti dans ce bilan personnel.

S'asseoir et discuter. Lorsque un gros problème se présente, la meilleure façon de le résoudre est de « perdre » 5 min, s'asseoir, en discuter avec les membres de l'équipe, prendre le temps d'exposer chaque solution. Puis dans un second temps, faire le tri avec ce qui est acceptable (techniquement, temps, éthique). Ça peut paraître évident, mais lorsque l'on a le nez dans le guidon, c'est quelque chose de difficile à faire et pourtant, cela permet de gagner un temps précieux en concentrant les efforts là où il y a besoin. L'exemple le plus flagrant est la gestion de crise pendant la campagne de lancement. 5 min de prises, pour choisir si oui ou non, nous allons voler. C'est pour moi le moment le plus fort vécu sur ce projet. Merci à Eric, Jean-Loup et Marie d'avoir été parfaits à ce moment-là. Avec plus de recul, c'est quelque chose que j'aurai du faire plus régulièrement, en particulier pendant la première année pour souder l'équipe et mieux appréhender les attentes de chacun sur le projet et éviter les abandons.

La technique est un détail. Ce point est aussi ma conclusion, dans un projet, en particulier sur de gros projet, la technique est importante, cependant, en cadre associatif, nous avons trop tendance à considérer que les membres du projet vont pouvoir s'intégrer eux même, s'auto-former et apprendre en observant les plus anciens. Dans les faits, l'aspect humain est aussi important puisque même avec une grande motivation, la peur de faire une bêtise, de ne pas comprendre en bloque plus d'un. C'est aussi la responsabilité des anciens de conseiller les nouveaux.

Jean-Loup Gate

Un projet sacrément Esocien ! Voilà ce que je retiendrai avant tout de ces deux ans passés sur Frégate. Deux ans de joies, de peines, d'espoirs et de doutes, et quel soulagement de faire voler et récupérer la fusée ! Cette dernière fusée en ce qui me concerne à l'ESO laisse plein de bons souvenirs, et de précieux enseignements.

Des bons souvenirs il y en a en effet à la pelle, comme l'excitation de ces premiers dessins de coin de table avec l'équipe de conception, la fierté d'une CAO qui ressemble enfin à quelque chose, ces interminables simulations de propulseurs avec Valentin, le plaisir de tester un prototype de système d'éjection sur la fusée à eau (comme s'il fallait un prétexte pour la faire voler...), et enfin le bonheur de conclure ce C'Space par une récupération réussie.

On aura tout de même aussi beaucoup douté sur ce projet, entre les soucis de sauvegarde et de choix du propulseur à l'époque où l'on visait encore un vol supersonique, puis le manque de main d'œuvre qui nous aura finalement poussé à revoir les objectifs de la mission. Je retiendrai cela d'abord comme une leçon d'humilité et de réalisme.

Ensuite quel C'Space ! Par expérience je savais qu'on arrive toujours moins prêt qu'espéré, mais cette semaine complète de lutte avec des cartes élec récalcitrantes, un fil cassant qui ne casse pas et ce parachute qui n'a pas le bon goût de bien vouloir rentrer dans sa case nous aura vraiment poussé dans nos derniers retranchements, parfois au bord de l'épuisement. Un vrai C'Space en somme, à la fin duquel on se jure qu'on ne nous y reprendra plus à ne pas tester les systèmes à l'avance, mais cette fois c'est la bonne. C'est la leçon du spatial, être prêt compte plus que tout puisqu'au moment venu, on a qu'une chance.

Nous aurons pris deux ans pour ce projet, j'imagine que si nous étions partis directement sur la version qui a effectivement volé les choses auraient été bien différentes, et que si nous avions persisté dans nos objectifs de départ nous serions peut-être toujours en train travailler sur une maquette numérique... Mais le plus important est ce que nous avons tous appris grâce à Frégate, comme projet académique pour certains et donc part importante de notre formation d'ingénieurs, comme premier projet à l'ESO pour d'autres, chaque étape du projet nous a à tous beaucoup enseigné et c'est pour moi ce qui compte le plus.

Marie Belveyre

Je suis arrivée en cours de route sur le projet, lors de la deuxième année. Je me suis greffée au projet pour pallier au manque de main d'œuvre.

Je n'ai pas joué un grand rôle, ayant un autre projet en parallèle, mais j'ai fait au mieux pour aider le projet. Je me suis occupée de petites tâches, comme couper aux bonnes dimensions les tubes en

carbone, tarauder, ou encore faire la mise en plan des bagues à usiner. J'ai également aidé à la conception de la minuterie. C'est en électronique où nous avons rencontré le plus de problème : la méthode d'impression des cartes n'était pas optimale, il a fallu que l'on repasse dessus pour essayer de les résoudre et nous avons perdu beaucoup de temps. Finalement, tout fonctionnait très bien arrivés au C'Space. Malheureusement, l'expérience n'a pas été réalisée en entier. Dû à notre retard mais aussi à notre manque de connaissances, celle-ci a encore été revue à la baisse le jour des qualifications.

Je garde un très bon souvenir des heures passées au local à essayer de comprendre comment fonctionne les circuits amplificateurs.

Ce fut une belle expérience, bien rempli en émotions.

Images du projet



Frégate en vol (prise par drone)



L'équipe lors du C'Space le jour du vol



Test de compatibilité propulseur



Vol simulé



Fusée prête au vol



Liste des figures

Figure 1 : Profil de vitesse de la mission.....	17
Figure 2 : Différentes zones de la maquette.....	18
Figure 3 : Traînée en fonction de la longueur du spike	19
Figure 4 : Comparaison des coefficients de traînée.....	19
Figure 5 : coefficient de traînée	20
Figure 6 : Mode 2	20
Figure 7 : Mode 1	20
Figure 8 : Mode 2 Simulation	20
Figure 9 : Mode 1 Simulation	20
Figure 10 : Sorties du simulateur de trajectoire	22
Figure 11 : Comparaison pour le CNa des différents modèles	23
Figure 12 : Comparaison pour le XCP des différents modèles	24
Figure 13 : Comparaison pour le CA des différents modèles.....	24
Figure 14 : Pression d'arrêt partie avant	27
Figure 15 : Pression d'arrêt partie arrière	27
Figure 16 : Température d'arrêt partie avant.....	27
Figure 17 : Température d'arrêt partie arrière	27

Annexes

Simulations Fluent

Rapport Fluent-Frégate 1-Cône 130

Type du spike :

Cône

Longueur spike :

130 mm

Mach :

1.5

Maillage :

Taille du maillage zone principale : 3 E-03

Raffinement : 2

Models :

Energy (on)

Viscous Spalart Allmaras – Paramètres par défaut

Materials :

Fluid : Air, ideal gas, Paramètres par défaut

Solid : Aluminium, Paramètres par défaut

Boundary Conditions:

Inlet: Pressure Far-Field

Reference value:

Compute from: INLET

Reference zone : Corps surfacique

Adaptation maillage :

Coarsen threshold: 0.2

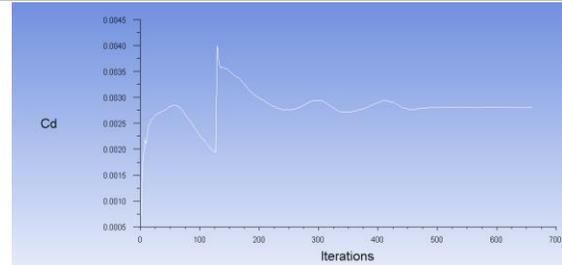
Refine: 0.7

Gradient/Normalize

Max of cells: 500 000

Max level of refine: 8

Trainée engin:

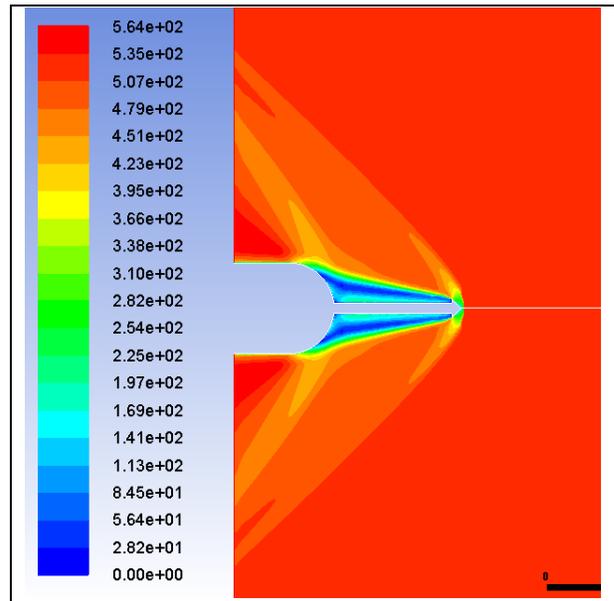


Coefficient de trainée: **2.8059 e-03**

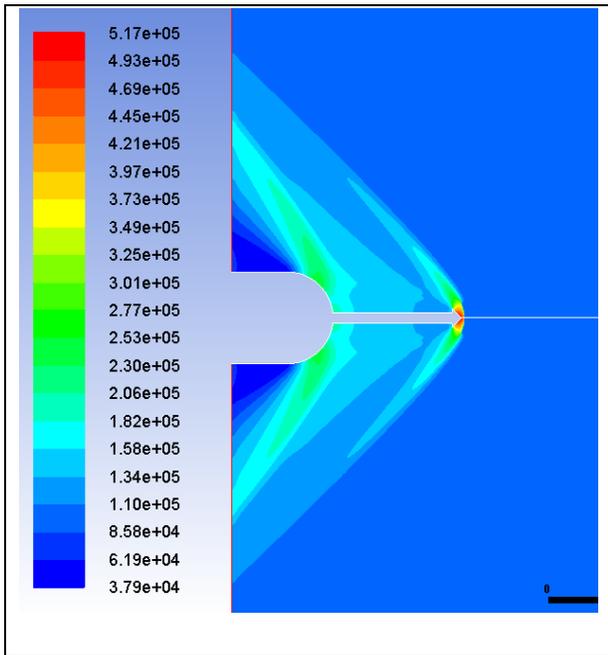
Début de Boundary Operating à 0 Pa puis vers la 120^{ème} itération -> de nouveau 101325 Pa

Relevés graphiques :

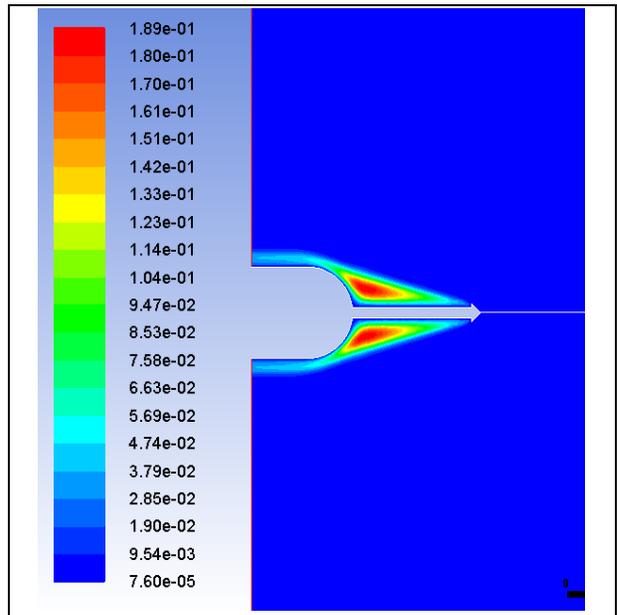
Vitesse :



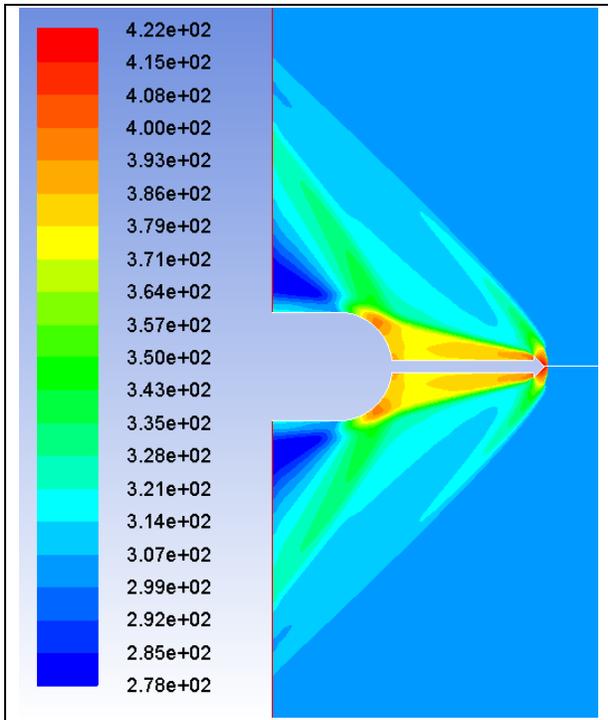
Pression :



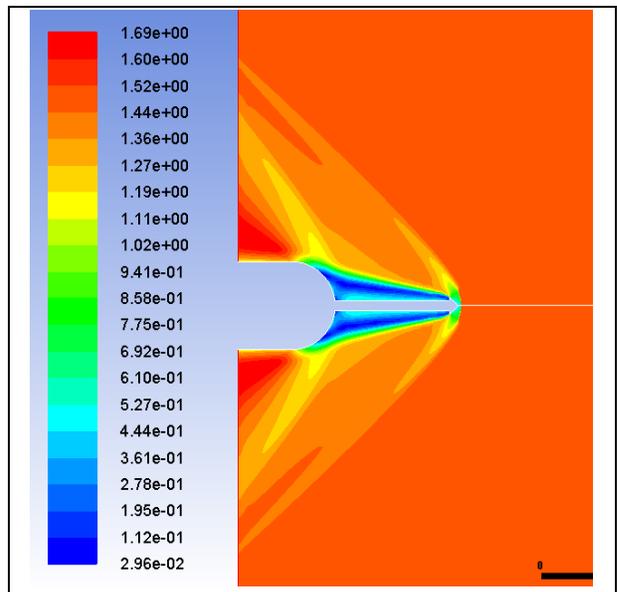
Turbulence :



Température :



Mach :



Rapport Fluent-Frégate 2 – Héli 80

Type du spike :

Hémisphérique

Longueur spike :

80 mm

Mach :

1.5

Maillage :

Taille du maillage zone principale : 3 E-03

Raffinement : 2

Models :

Energy (on)

Viscous Spalart Almas – Paramètres par défaut

Materials :

Fluid : Air, ideal gas, Paramètres par défaut

Solid : Aluminium, Paramètres par défaut

Boundary Conditions:

Inlet: Pressure Far-Field

Reference value:

Compute from: INLET

Reference zone : Corps surfacique

Adaptation maillage :

Coarsen threshold: 0.2

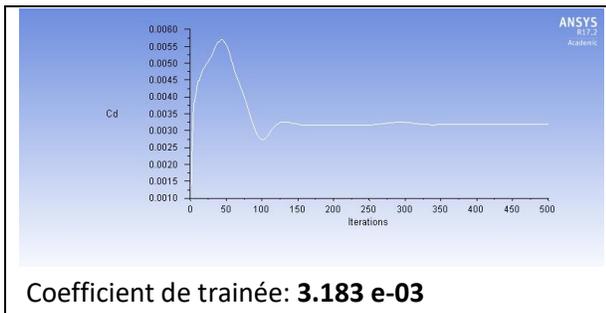
Refine: 0.8

Gradient/Normalize

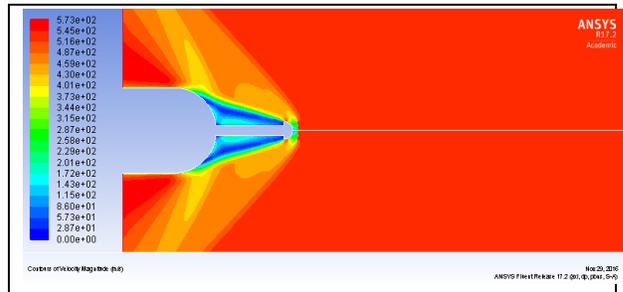
Max of cells: 500 000

Max level of refine: 8

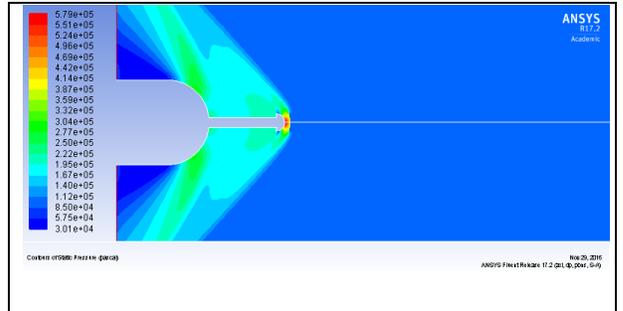
Trainée engin:



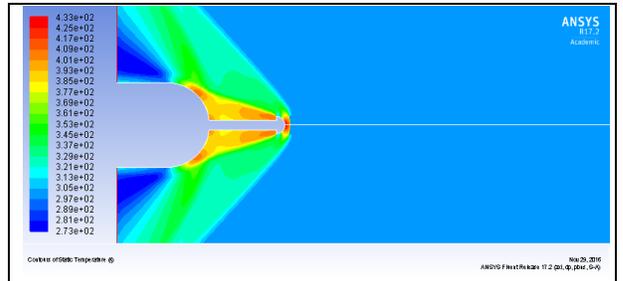
Vitesse :



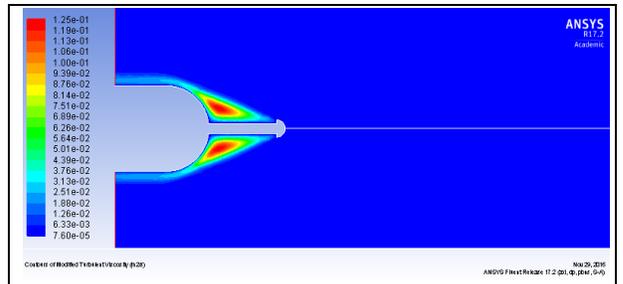
Pression :



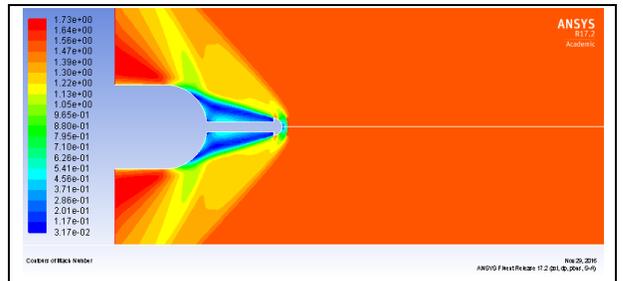
Température :



Turbulence :



Mach :



Relevés graphiques :

Rapport Fluent-Frégate 3 – Héli 130

Type du spike :

Héli

Longueur spike :

130 mm

Mach :

1.5

Maillage :

Taille du maillage zone principale : 3 E-03

Raffinement : 2

Models :

Energy (on)

Viscous Spalart Allmaras – Paramètres par défaut

Materials :

Fluid : Air, ideal gas, Paramètres par défaut

Solid : Aluminium, Paramètres par défaut

Boundary Conditions:

Inlet: Pressure Far-Field

Reference value:

Compute from: INLET

Reference zone : Corps surfacique

Adaptation maillage :

Coarsen threshold: 0.2

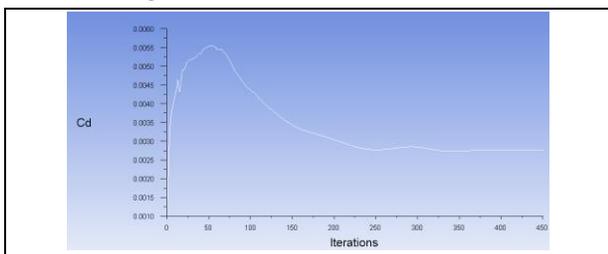
Refine: 0.7

Gradient/Normalize

Max of cells: 500 000

Max level of refine: 8

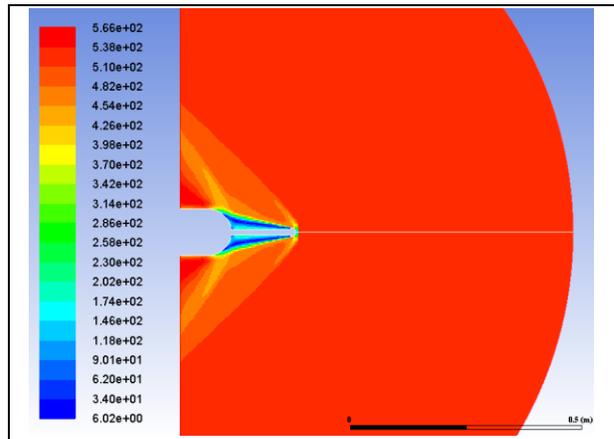
Trainée engin:



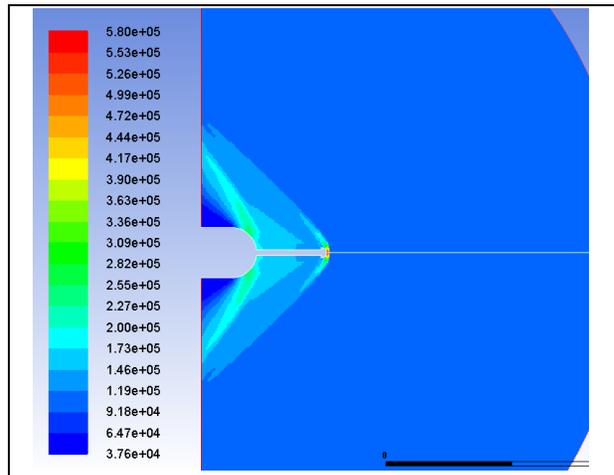
Coefficient de trainée: **2.7601 e-03**

Relevés graphiques :

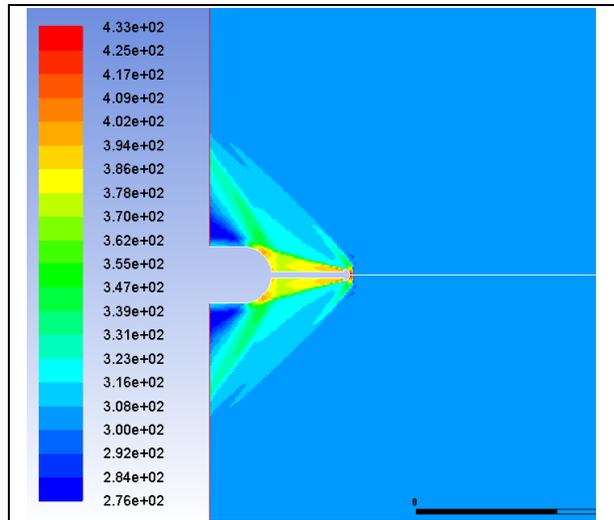
Vitesse :



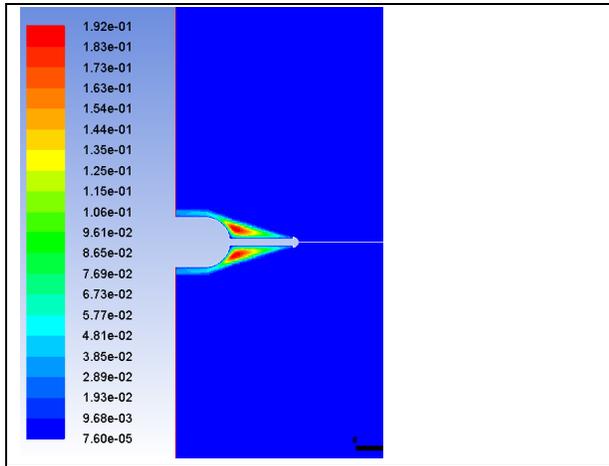
Pression :



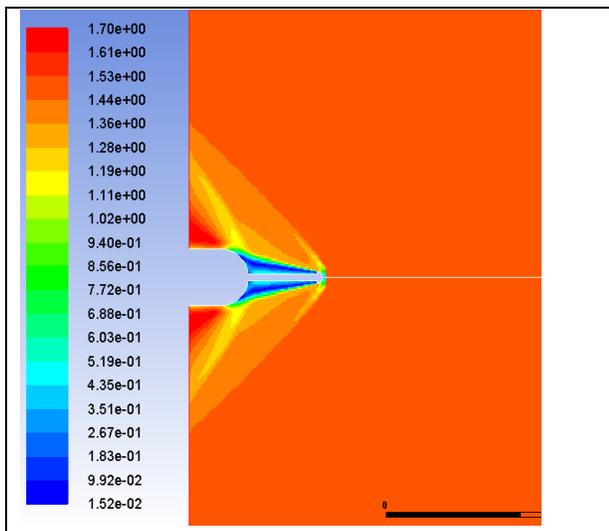
Température :



Turbulence :



Mach :



Rapport Fluent-Frégate 3 – Héli 200

Type du spike : Hémisphérique

Longueur spike : 200 mm

Mach : 1.5

Maillage :

Taille du maillage zone principale : 2.8 E-03

Raffinement : 2

Models :

Energy (on)

Viscous Spalart Allmaras – Paramètres par défaut

Materials :

Fluid : Air, ideal gas, Paramètres par défaut

Solid : Aluminium, Paramètres par défaut

Boundary Conditions:

Inlet: Pressure Far-Field

Reference value:

Compute from: INLET

Reference zone : Corps surfacique

Adaptation maillage :

Coarsen threshold: 0.2

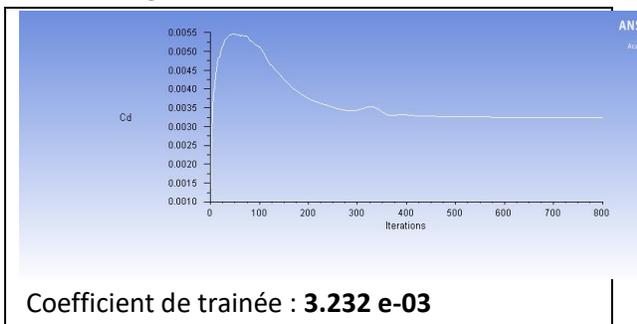
Refine: 0.8

Gradient/Normalize

Max of cells: 500 000

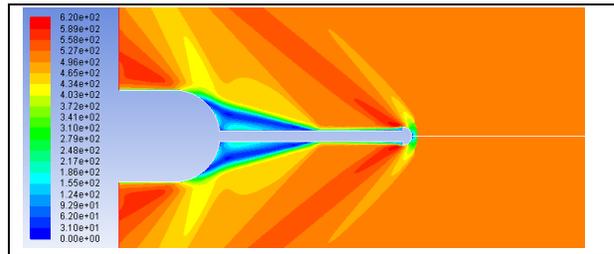
Max level of refine: 8

Trainée engin:

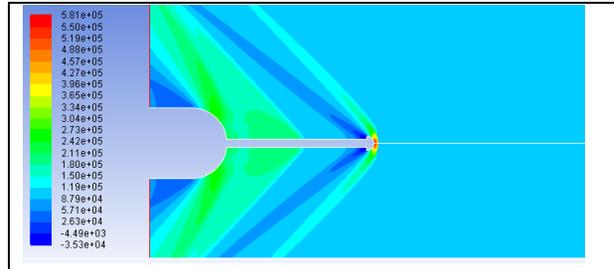


Relevés graphiques :

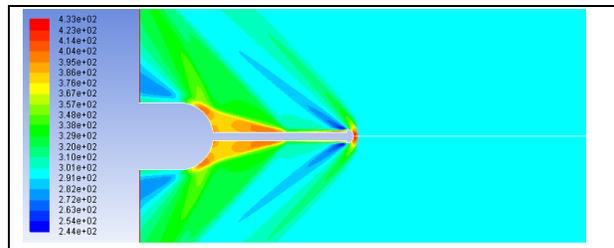
Vitesse :



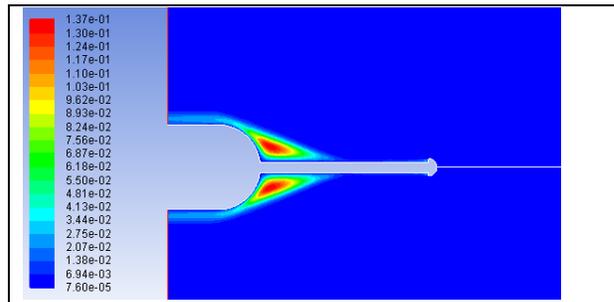
Pression :



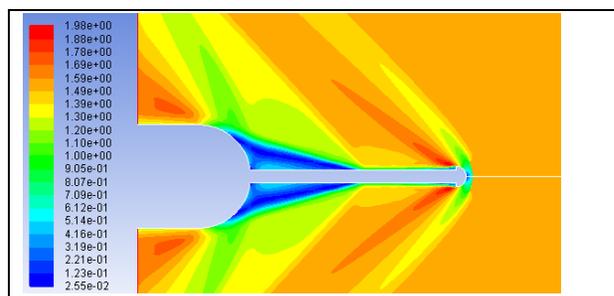
Température :



Turbulence :



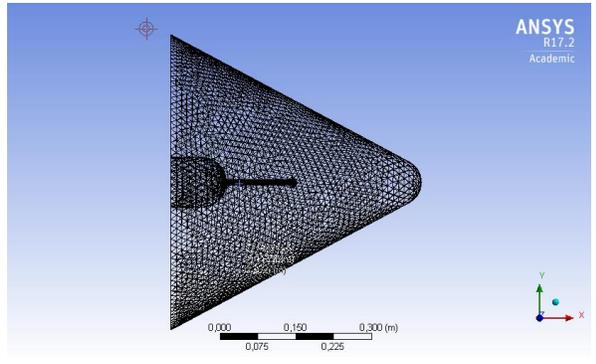
Mach :



Rapport Fluent-Hémi 130 – incidence 1°

Type du spike : Hémisphérique – 3D
 Longueur spike : 130 mm
 Mach : 1.5

Maillage :
 Taille du maillage zone principale : fin
 Raffinement : -



Models :

Energy (on)
 Viscous Spalart Almas – Paramètres par défaut

Materials :

Fluid : Air, ideal gas, Paramètres par défaut
 Solid : Aluminium, Paramètres par défaut

Boundary Conditions:

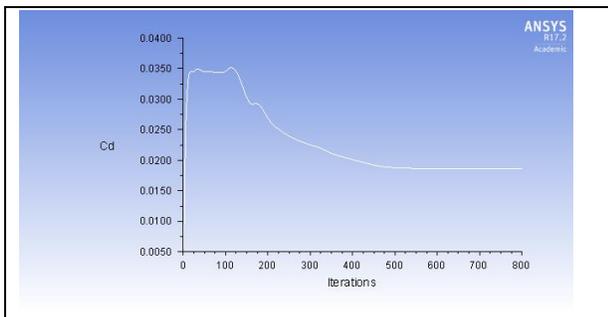
Inlet: Pressure Far-Field incidence : 1°

Reference value:

Compute from: INLET

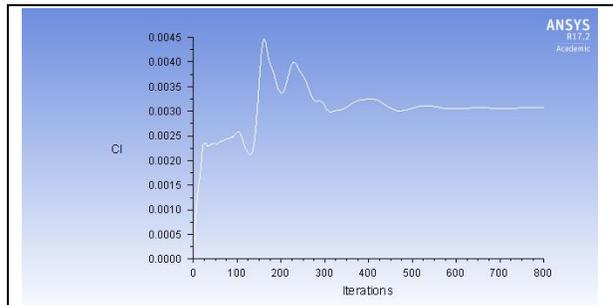
Reference zone : Corps surfacique

Trainée engin:



Coefficient de trainée repère aérodynamique :
1.8673e-02

Portance engin :



Coefficient de portance repère aérodynamique
: 3.0647e-03

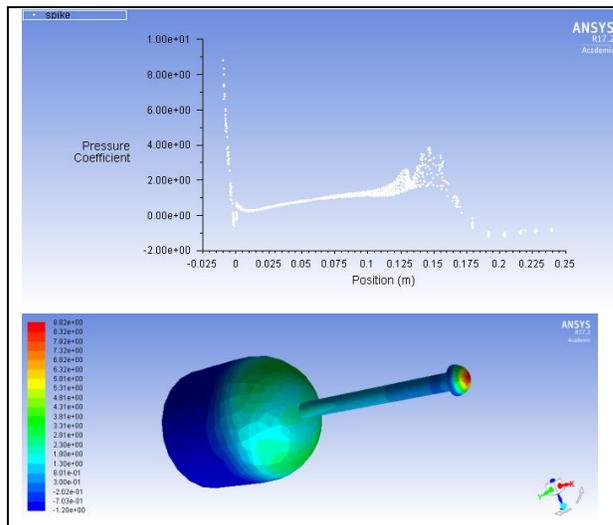
Position foyer aérodynamique/origine :

Center of Pressure - Set Coordinate y = 0
 (m)

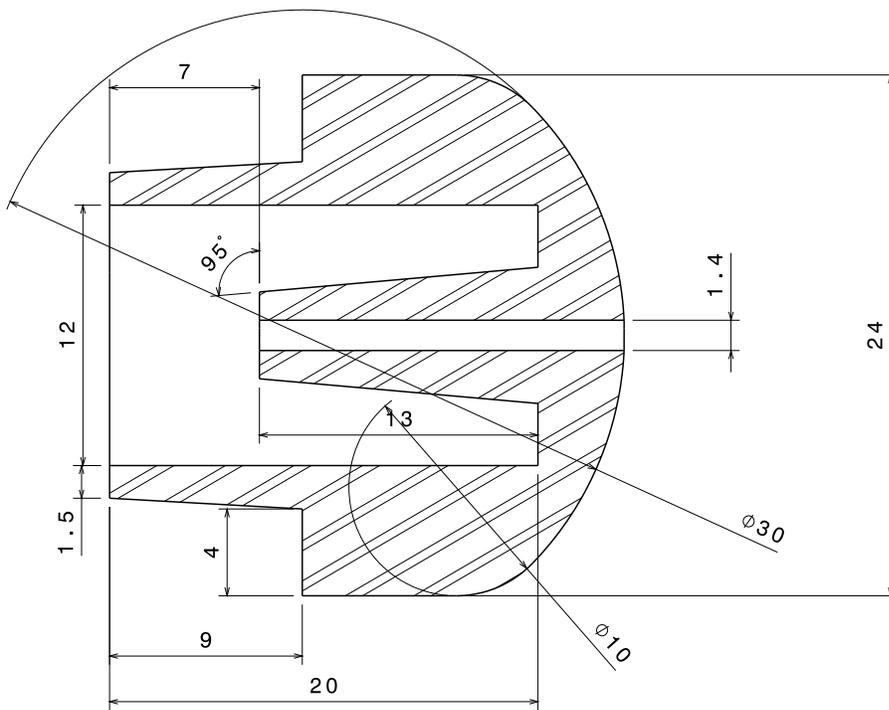
Zone x - z
 spike -0.17638727 0.0010383203

Net -0.17638727 0.0010383203

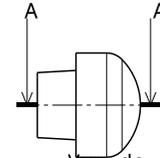
Coefficient de pression :



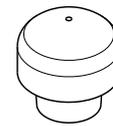
Mise en plan du Spike sous Catia



Coupe A-A
Echelle : 5:1



Vue de gauche
Echelle : 1:1



Vue isométrique
Echelle : 1:1

Frégate	F.R
Sonde-spike	
11/01/2017	
Aluminium	

Liens divers

<https://www.estaca.fr>

<https://www.onera.fr>

<https://cnes.fr>

<http://www.planete-sciences.org/espace/?lang=fr>

<http://www.eso.estaca.org>

Publication sur les pare-vents :

<http://www.cs.odu.edu/~mln/ltrs-pdfs/aiaa-95-0737.pdf>

<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a359244.pdf>

Travaux cités

Demilly, H. (2012). identification des coefficients aerodynamiques d'un projectile a partir de mesures prises en vol. .

Denis, P. (2015). *Cours Estaca*. Paris.

ESO. (1999). *Projet CYRIUS*. Levallois Perret.

Freescale, S. (2012). *Integrated Silicon Pressure Sensor*. Austin, Texas (USA).

ISO. (1975-05). ISO 2533:1975 - Standard Atmosphere., (p. 108).

JPL, N. -T. (s.d.). *NDACC-IRWG Ground-based Mid-IR column measurements*. Récupéré sur http://mark4sun.jpl.nasa.gov/data/mkiv/mkiv_gnd_avg_1985_2013.vav.ames

MIT. (2004). *Practical Lift Calculation*.

NASA. (s.d.). *Drag Coeficients*. Récupéré sur <https://www-nds.iaea.org/fendl3/000pages/StarterLib/2011-12-01/proton-activ/gendf/Au195g.asc>

ONERA, J. D. (s.d.). *MÉTHODES DE MESURE EN AÉRODYNAMIQUE*.

P.DENIS. (1998). LE code de prevision aerodynamique de l'ONERA : MISSILE. *RTO AVT*.

Perseus. (s.d.). *Modélisation aérodynamique*.

PS. (2008). *Le Vol de la Fusée, Stabilité et Trajectographie*.

Projet Frégate
Estaca Space Odyssey – www.eso.estaca.org
ESTACA Campus Paris-Saclay
12, Avenue Paul Delouvrier
78180 Montigny-le-Bretonneux