

PROJET GENESYS

Constance PETER

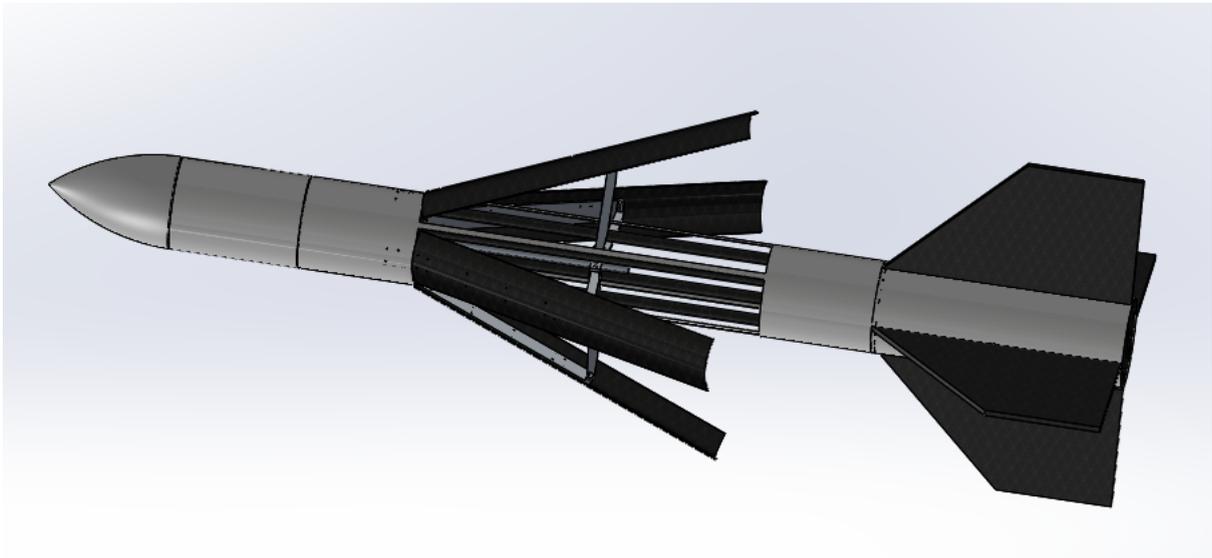
Mathieu ROBAZZA

Noé DE MONTARD

Lucas LEGAGNEUX

Nantral AeroSpace Association

Années 2019-2021



Première introduction

Le projet GENESYS est le premier projet de l'association. Son but était tout d'abord de monter l'association en compétences en lui permettant de mettre à bien son premier projet. Son but concret est de créer un miniFusée équipée d'aérofreins permettant de viser l'apogée du vol grâce à un asservissement. La crise du covid a coupé les activités à la fin de l'année 2019-2020, année qui n'a par ailleurs pas eu de C'Space. L'année 2020-2021 a surtout vu des échecs de réunions et donc l'abandon du projet pour repartir sur de meilleures bases l'an prochain.

Le présent document est tiré du rapport de projet d'option aéronautique de Constance PETER et de Mathieu ROBAZZA, modifié pour lui ajouter les mises à jour nécessaires.

Sommaire

Première introduction	2
Sommaire	3
Introduction	5
NOTA	5
I) Contexte du projet	6
I.1) Présentation du club Nantral AeroSpace Association de Centrale Nantes	6
I.1.a) Histoire du club	6
I.1.b) Membres de l'équipe 2019-2020	6
I.1.c) Transmission des connaissances	6
I.2) Concours C'Space	7
I.3) Projet G E N E S Y S	8
I.3.a) Caractéristiques du projet 2019-2020	8
I.3.b) Description de l'expérience	8
I.3.c) Autres expériences envisagées	8
II) Présentation générale de la fusée	9
II.1) Plan d'intégration global	9
II.2) Propulseur	9
II.3) Structure de la fusée	11
II.3.a) Architecture générale	11
II.3.b) Intégration du propulseur	11
II.3.c) Spécifications sur la flèche	12
II.3.d) Stabilité	12
II.3.e) Compatibilité avec les rampes de lancement	13
II.4) Système de récupération	14
II.5) Electronique	17
II.5.a) Présentation générale	17
II.5.b) Capteurs	17
II.5.c) Actionneurs	17
II.5.d) Carte de commande	17
II.5.e) Alimentation électrique	18
III) Conception de la structure	18
III.1) Structure interne	18
III.2) Ailerons	18
III.3) Corps de la fusée	20
III.4) Aérofreins	21

III.4.a) Détermination des dimensions de la pièce	21
III.4.b) Justification de la tenue mécanique	22
IV) Conception électronique	24
IV.1) Choix de l'actionneur	24
IV.1.a) Le vérin linéaire ACTUONIX L12	24
IV.1.b) Calcul de la force nécessaire à l'actionneur	24
IV.2) Choix des capteurs	28
IV.3) Détermination de la trajectoire	29
V) Perspectives	33
V.1) Suite du projet	33
V.2) Liste de contacts	34
V.3) Projets de fusées futures	35
Conclusion	36
Bibliographie	37
Annexe 1: Fiche de calcul de dimensionnement des aérofreins	38
I) Cas d'études étudiés	38
II) Modélisation	38
III) Résultats	41
IV) Analyse des résultats	41
V) Pistes d'améliorations des prochaines simulations	41
Annexe 2: Caractéristiques techniques du vérin ACTUONIX L12	42
Annexe 3: Code Matlab	44
Annexe 4: Feuille Calcul pour la détermination de chaque point de la trajectoire.	45

Introduction

Chaque année, le Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) organise en juillet une campagne de lancement de fusées amateurs, à travers l'association Planète Sciences. Les clubs étudiants qui participent à ce défi conçoivent une fusée et l'expérience embarquée de leur choix. Un vol nominal comporte une phase propulsée, une phase balistique et une phase sous parachute.

L'objectif de ce projet est de concevoir une fusée d'environ 1 m de long et pesant environ 1 kg, capable d'atteindre une altitude déterminée via un système d'aérofreins. Notre but était de mettre tout en œuvre pour assurer que la fusée soit fabriquée, qualifiée au lancement et qu'elle réalise un vol nominal.

Dans ce rapport, le contexte du projet est expliqué, et les différentes parties de la conception d'une fusée sont détaillées, enrichi par les critères du cahier des charges fourni par Planète Sciences et des retours d'expériences d'autres clubs. Puis, la conception de notre fusée est abordée, avec son état d'avancement actuel. Enfin, le détail des choses qu'il resterait à terminer et des perspectives seront données.

NOTA

En raison de l'épidémie de Covid-19, Planète Sciences a annulé l'édition 2020 du C'Space.

De plus, avec la fermeture anticipée du campus de Centrale Nantes le lundi 16 mars 2020, nous n'avons plus eu accès au logiciel STARCCM+ qui nous aurait permis de poursuivre notre démarche de dimensionnement des aérofreins de la fusée.

L'épidémie nous a également empêché de nous retrouver régulièrement l'année suivante, ce qui a amené à une fusée ayant trop de retard par rapport à la nouvelle date de lancement 2021. Le projet est donc abandonné pour permettre un plus grand engagement de la part des nouveaux arrivants dans l'association, qui de par son aspect étudiante possède un grand renouvellement de membres chaque année. Ce projet nous aura néanmoins permis de monter en compétence tant au niveau personnel pour les membres qu'au niveau de l'association.

I) Contexte du projet

I.1) Présentation du club Nantral AeroSpace Association de Centrale Nantes

I.1.a) Histoire du club

La Nantral AeroSpace Association est un club de Centrale Nantes, créé en avril 2019, destiné à réunir les étudiant intéressés par le domaine spatial, et dédié à la fabrication de fusées amateurs.

I.1.b) Membres de l'équipe 2019-2020

Pour l'année scolaire 2019-2020, l'équipe-projet est composée de:

- Mathieu ROBAZZA (chef de projet)
- Constance PETER (chef de projet adjoint)
- Noé DE MONTARD (chef de projet junior)

- Nicolo CADAMURO (membre du projet)
- Andrea COGOLATO (membre du projet)
- Lucas LEGAGNEUX (membre du projet)
- David TRACOULAT (membre du projet)

Pour l'année scolaire 2020-2021, l'équipe-projet est composée de:

- Noé DE MONTARD (chef de projet junior)
- Lucas LEGAGNEUX (chef de projet adjoint)

- Thomas BOLTEAU (membre du projet)

Notons de nouveau que l'équipe n'a pas pu se retrouver régulièrement et que sont citées les personnes ayant participé le plus régulièrement.

I.1.c) Transmission des connaissances

Comme il est crucial d'assurer la transmission des informations entre les membres de l'association et entre les générations de membres, un site internet "Google Sites" a été mis en place. Le lien vers ce site est uniquement diffusé en interne. Sur ce site internet sont notamment disponibles tous les comptes-rendus de sessions de Nantral AeroSpace Association à Centrale Nantes.

Le présent rapport a également pour objectif de transmettre les éléments de notre démarche et d'expliquer nos choix aux futures équipes de Nantral AeroSpace Association.

I.2) Concours C'Space

La campagne nationale de lancement, ou C'Space, organisée par le Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) et Planète Sciences est l'occasion de lancer des fusées, des ballons stratosphériques, cansats et autres appareils volants. La 57ème édition du C'Space aurait dû rassembler près de 200 étudiants d'horizons variés pendant une semaine en juillet 2020.

Planète Sciences encadre les projets des étudiants pour les mener jusqu'au C'Space en fournissant notamment: un propulseur (la loi française interdit à un amateur de réaliser son propre propulseur), un cahier des charges à respecter et diverses ressources techniques. Le suivi des projets étudiants par les bénévoles de Planète Sciences est assuré au cours de trois Rencontres Clubs Espace (RCE) ayant lieu à Ris-Orangis (91):

- RCE 1 - 23/11/2019 - 21/11/2020: formation des nouveaux clubs étudiants,
- RCE 2 - 01/02/2020 - 06/03/2021: validation de l'avancement du projet, revue de la conception du projet en vue de la fabrication,
- RCE 3 - 13/06/2020 - 05/06/2021: pré-qualification du projet, validation de la stabilité du projet, essai du système de récupération...

En dehors des RCE, la plateforme en ligne SCAE permet les échanges entre bénévoles suiveurs et étudiants.

Parmi les projets de fusées qu'il est possible de présenter au C'Space, Planète Sciences fait la distinction entre les fusées expérimentales ou Fusex et les minifusées (voir tableau 1). Une minifusée possède un moteur d'impulsion comprise entre 10 et 160 Newtons-secondes [1]. La vocation des fusées expérimentales est de comporter une expérience scientifique embarquée. Cependant, la miniaturisation des composants électroniques permet aussi d'embarquer une expérience sur une minifusée.

	Fusée expérimentale	Minifusée
Taille en moyenne	2 m	1 m
Masse totale en moyenne	10 kg	1 kg
Altitude maximale en moyenne	1000 m	300 m

Tableau 1: comparaison des caractéristiques générales des fusées expérimentales et des minifusées

I.3) Projet G E N E S Y S

I.3.a) Caractéristiques du projet 2019-2020

Pour sa première réalisation, Nantral AeroSpace Association réalise une minifusée comportant un dispositif expérimental innovant qui devait être présentée au concours C'Space 2020. Le projet a finalement été repoussé puis annulé à cause de la crise du covid-19 et des difficultés engendrées.

Ce projet s'intitule G E N E S Y S, parce qu'il s'agit du premier projet organisé au sein de notre association. G E N E S Y S est une minifusée.

I.3.b) Description de l'expérience

L'objectif du lancement est d'atteindre une altitude précise pour l'apogée de la fusée. Quelques instants après l'extinction du propulseur, un système de freinage aérodynamique asservi - de type aérofreins - opère afin d'amener la fusée à l'altitude voulue. Une fois cette apogée atteinte, un parachute se déclenche pour faire atterrir la fusée. Le système de freinage aérodynamique n'a pas de fonction dans cette dernière phase de vol. L'expérience consiste donc à tester un tel système de freinage ainsi que la boucle d'asservissement associée.

I.3.c) Autres expériences envisagées

D'autres expériences ont été envisagées:

- mesurer les déformations de la fusée pendant le vol,
- comparer plusieurs systèmes de localisation (centrale inertielle, systèmes de positionnement GPS et Galileo).

II) Présentation générale de la fusée

II.1) Plan d'intégration global

Une fusée se compose des éléments présentés sur la figure 1. Il faut noter que la portée balistique de la fusée doit être inférieure à 200 m lorsqu'elle est lancée à 80°, d'après le cahier des charges dicté par Planète Sciences [1].

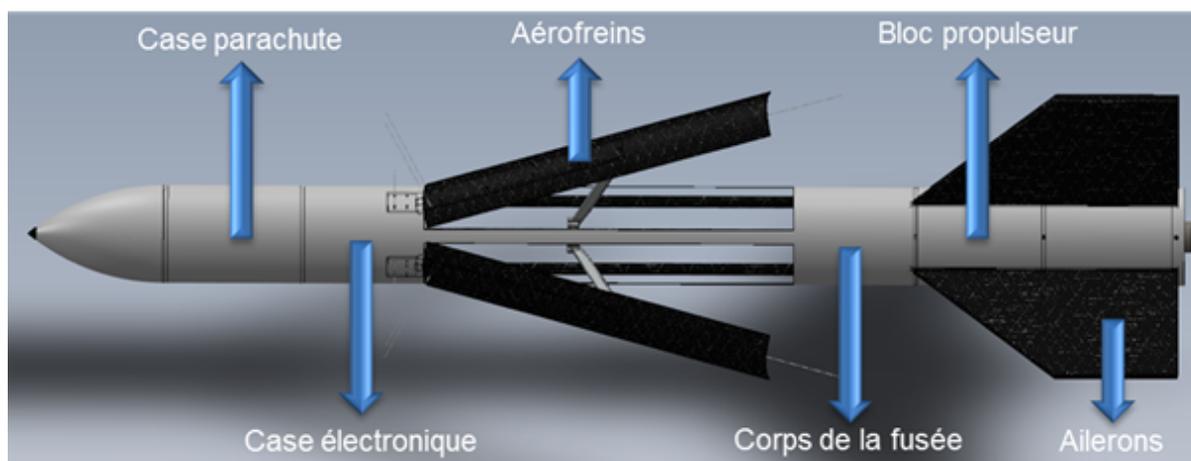


Figure 1: schéma d'intégration global de la fusée

La fusée doit être la plus légère possible. On pourra se tourner vers des matériaux comme le bois, le plastique, les matériaux composites, et utiliser des métaux légers seulement lorsque nécessaire. Les colles peuvent rendre de grands services. Dans ce cas, utiliser des colles ininflammables (comme les colles vinyliques) [5].

II.2) Propulseur

Planète Sciences met à disposition des projets minifusées le propulseur Pandora (Pro 24-6G-143G150 Blue Streak de Cesaroni), un propulseur à poudre. D'après le règlement, "la mise en œuvre des propulseurs des clubs aérospatiaux encadrés par Planète Sciences et le CNES est effectuée par des personnes formées à cela (pyrotechniciens, artificiers). Les membres de clubs ne manipulent le propulseur à aucun moment, en aucun cas" [1]. Ainsi, l'intégration du propulseur doit être menée à partir des seules caractéristiques techniques (voir figures 2 et 3). De plus, le propulseur doit pouvoir être intégré facilement et rapidement par un pyrotechnicien lors du C'Space. Par exemple, une bague de retenue moteur peut être vissée sur le corps de la fusée après installation du propulseur. Des moteurs neutralisés (déjà tirés et nettoyés) sont disponibles sur le site de Planète Sciences à Ris-Orangis permettant de vérifier l'intégration lors de RCE. Ces moteurs sont néanmoins en faible nombre.

Pour protéger le parachute et les cartes électroniques de la chaleur éventuellement dégagée par le propulseur, de la bourre ou de l'étoupe ignifugée, peut être introduite dans le corps de la fusée avant le lancement [5].

Les dimensions sont données au plus juste. Lors de la conception de la fusée, une tolérance fonctionnelle est à prévoir pour l'intégration du propulseur. Il faut veiller à centrer le propulseur sur le diamètre de la fusée.



Figure 2: schéma et dimensions du propulseur Pandora (dimensions en millimètre)

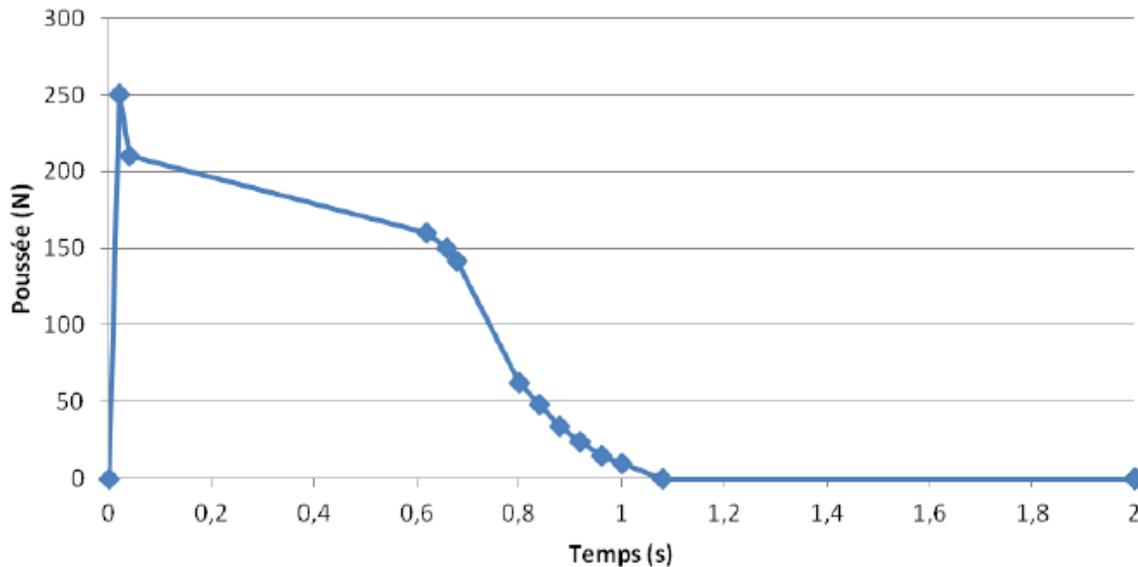


Figure 3 : courbe de poussée du propulseur Pandora

Le tableau 2 présente les caractéristiques générales du propulseur.

Caractéristique	Valeur
<i>Masse totale</i>	0,1599 kg
<i>Masse à vide</i>	84,3 g
<i>Masse du chargement</i>	0,0756 kg
<i>Position du centre de gravité plein</i>	114 mm
<i>Position du centre de gravité vide</i>	114 mm
<i>Longueur totale</i>	228 mm

<i>Diamètre nominal de l'enveloppe mécanique</i>	24 mm
<i>Poussée maximale</i>	250 N
<i>Poussée moyenne</i>	100 N
<i>Impulsion totale</i>	142,4 N.s
<i>Temps de combustion</i>	1 s
<i>Impulsion spécifique</i>	192 s

Tableau 2: caractéristiques du propulseur Pandora (la position du centre de gravité est donnée par rapport au sommet du propulseur) [1]

II.3) Structure de la fusée

II.3.a) Architecture générale

Deux architectures sont possibles pour la structure de la fusée:

- fusée à structure portante: l'intégrité de la fusée est assurée par la structure interne,
- fusée à enveloppe portante: l'intégrité de la fusée est assurée par l'enveloppe.

Pour la conception de la structure, on utilise les fichiers Excel "Trajectoire" et "Stabilité" fournis par Planète Sciences (voir aussi IV.3).

L'état de surface extérieur de tous les éléments de la fusée doit être le plus lisse possible pour améliorer ses performances aérodynamiques. Par exemple, des éléments en bois peuvent être poncés, puis recouverts de vernis (3-4 couches) puis à nouveau poncés [5].

II.3.b) Intégration du propulseur

Pour intégrer le propulseur, la fusée doit comporter une bague culot, une ou plusieurs bagues de maintien et une bague de poussée (voir figure 4) [1]. La bague de poussée a pour rôle de transférer la poussée du propulseur à la fusée, et la bague de centrage assure la stabilité et le centrage du propulseur par rapport à la fusée.

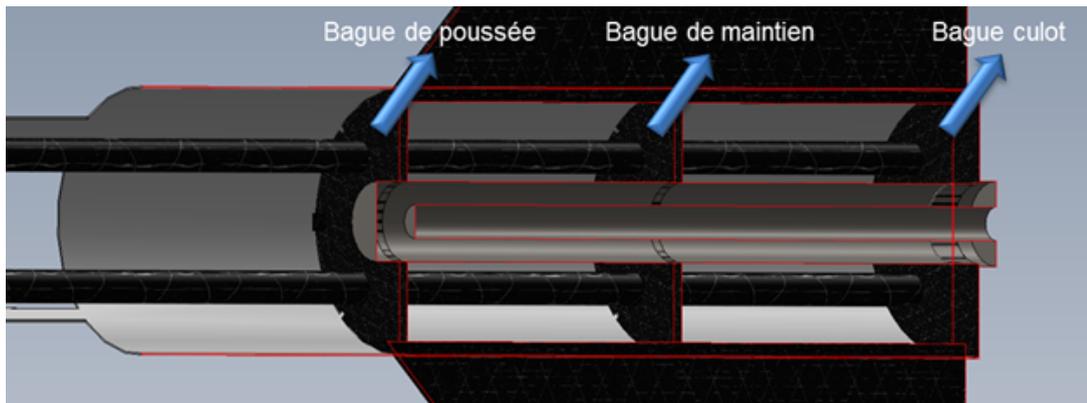


Figure 4: Vue en coupe de la case propulseur, avec les différentes bagues

II.3.c) Spécifications sur la flèche

Ensuite, la flèche statique de la fusée doit être inférieure à 1% - entre l'extrémité supérieure de la fixation des ailerons sur le corps de la fusée et le bas de l'ogive (voir figure 5) [1]. La flèche dynamique de la fusée sous un chargement de 60g pour le propulseur Pro24-1G, appliqué à la base de l'ogive, doit être inférieure à 2% [1]. Pour la flèche statique, la fusée est maintenue à l'horizontale à l'aide d'une sangle au sommet des ailerons sous un objet droit [1]. Pour la flèche dynamique, la procédure est la même sauf qu'en plus une masse est suspendue à la base de l'ogive [1].

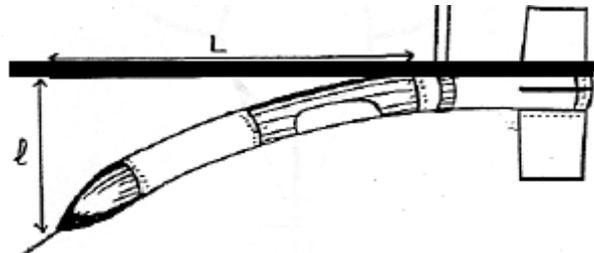


Figure 5: schéma de la flèche de la fusée. La flèche est le rapport, exprimée en pourcentage, de la déformation sur la longueur de contrôle. [1]

II.3.d) Stabilité

La fusée doit être stable, c'est-à-dire qu'elle retrouve naturellement sa position initiale lorsque, pour une raison quelconque, elle se met en incidence. La fusée est soumise à trois forces (voir figure 6):

- son poids, force verticale appliquée au centre de gravité,
- la poussée du moteur, force axiale appliquée à la bague de poussée,
- la résistance de l'air, appliquée au centre de pression aérodynamique.

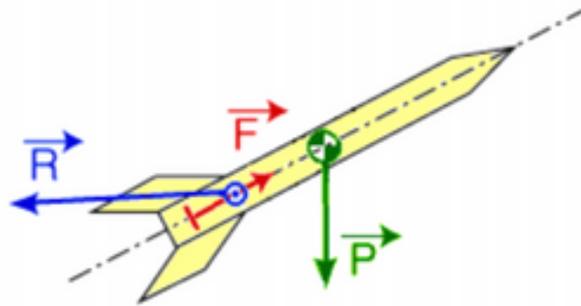


Figure 6: schéma des forces appliquées à la fusée [2]

La fusée tourne autour de son centre de gravité par la seule action de la composante normale de la résistance à l'air, appelée portance. Pour être stable, le centre de gravité de la fusée doit être en avant du centre de poussée aérodynamique - localisé au niveau de l'emplanture des ailerons (voir figure 7) [5]. La stabilité de la fusée est assurée par les ailerons. Plus la marge statique est grande, plus les ailerons sont efficaces pour stabiliser la fusée.

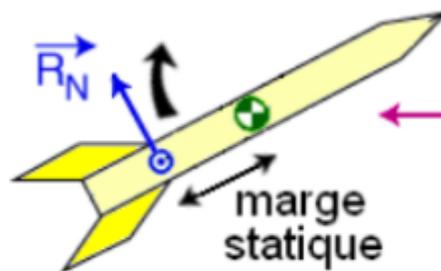


Figure 7: schéma des forces entrants en jeu dans la stabilité de la fusée [2]

Les ailerons peuvent être au nombre de 3 ou de 4. Ils doivent être rigoureusement identiques. Ils peuvent être profilés [5].

Le fichier Excel "Stabilité" fourni par Planète Sciences permet de déterminer les dimensions des ailerons, en fonction de la masse et des autres dimensions de la fusée.

II.3.e) Compatibilité avec les rampes de lancement

La fusée doit être compatible avec les rampes de lancement présentes lors du C'Space. Les rampes disponibles actuellement sont des rampes rail. Des patins de fixation sont fournis par Planète Sciences. Au moins deux patins doivent être utilisés, le premier en bas de la fusée, le deuxième au centre de gravité [1]. Ces patins doivent permettre de retenir une portion de rampe pesant 1,2 kg, lorsque l'on tient la fusée horizontalement [1].

II.4) Système de récupération

La fusée doit être munie d'un système de récupération lui permettant de rejoindre le sol à une vitesse verticale comprise en 5 et 15 m.s⁻¹ [1]. Le cahier des charges précise que tout élément éjecté doit être ralenti lors de sa chute dans les mêmes conditions que la fusée.

Le système de récupération comprend [3]:

- une minuterie : elle donne l'ordre de libérer le parachute n secondes après le décollage, n correspondant à l'apogée de la fusée. Le cahier des charges stipule que le parachute doit être déclenché à ± 2 secondes de l'apogée.
- un système d'ouverture: il est commandé par la minuterie et déclenche l'ouverture de la case parachute. Ce système peut être par exemple mécanique (servomoteur)
- un parachute en croix (voir figure 8).

Un parachute en croix est moins efficace qu'un parachute hémisphérique, mais beaucoup plus simple à fabriquer et également plus résistant [5].

Le modèle de parachute que nous fabriquons sera composé d'une toile de spi de voilier (en nylon) pour la voile de cordelettes d'escalade pour les suspentes. Le parachute est dimensionné, selon la masse de la fusée et sa vitesse théorique à l'apogée, grâce au fichier Excel "Trajectoire".



Figure 8: photographie d'une parachute en croix [3]

Il faut veiller à ce que le parachute se déploie correctement, qu'il ne s'emmêle pas, qu'il ne s'arrache pas et qu'il permette à la fusée de redescendre ni trop vite, ni trop lentement [3]. Le tableau 3 donne des critères à respecter pour garantir la bonne ouverture du parachute. Le choc à l'ouverture du parachute est violent, la solidité des coutures, des suspentes, des points d'attache permettent au parachute de résister. De plus, la présence d'un émerillon permet de ralentir l'ouverture du parachute et de limiter le risque d'arrachement à l'ouverture [3].

Avant lancement, l'efficacité du parachute pourra être testée en y accrochant un lest de la même masse que la fusée et en le lançant depuis un étage. Le parachute doit s'ouvrir quasiment instantanément et être stable, sans que les suspentes s'emmêlent... On pourra à cet effet estimer la vitesse de descente du système [5].

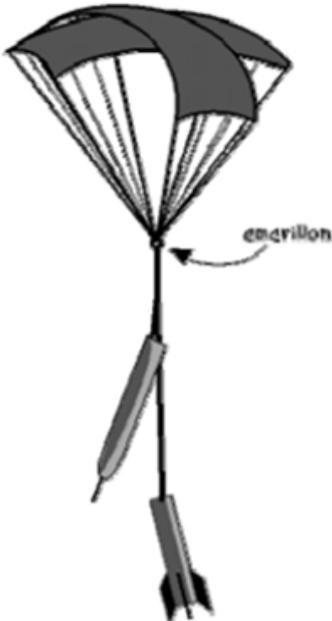
Critère	Exemple
Pliage du parachute facilitant son ouverture	Technique de "Mise en sapin" + toujours laisser la pointe du parachute hors du pliage [5]
Suspendinges non emmêlées	Ne jamais enrouler les suspentes autour du parachute [5]  [4]
Case parachute permettant au parachute de sortir facilement	Case parachute avec bords inclinés du côté opposé à la porte d'éjection [3]
Présence d'un émerillon	 [3]
Amortir le choc à l'ouverture	Longueur de ficelle entre le parachute et le corps de la fusée égale à 2 fois la longueur du corps de la fusée. La fixation des ficelles à l'ogive et au corps de la fusée doivent être suffisamment solides [5]
Éviter que le pliage ne se détériore	Introduire le parachute plié seulement avant le lancement [5]

Tableau 3: critères d'un bon déploiement du parachute

II.5) Electronique

II.5.a) Présentation générale

Tous les éléments de commande doivent être accessibles quand la fusée est sur la rampe de lancement [1]. Un interrupteur marche-arrêt permet la mise en marche de la fusée. Une attention particulière est donnée à cet interrupteur, qui doit être orienté de façon perpendiculaire à l'axe de la fusée afin d'éviter qu'il ne bascule sous l'accélération du propulseur [1]. Enfin, la fusée doit disposer d'indicateurs clairs et visibles pour permettre au pyrotechnicien de savoir à tout moment dans quel état elle se trouve (marche, position de sécurité, position de vol) [1].

II.5.b) Capteurs

Des capteurs sont utilisés pour acquérir des informations pendant le vol de la fusée comme par exemple, sa vitesse ou son altitude. Ces capteurs assurent la sécurité du vol, permettent le bon fonctionnement de l'expérience et/ou donnent des informations pour améliorer la fusée.

II.5.c) Actionneurs

Pour contrôler l'ouverture et la fermeture des aérofreins et l'ouverture de la case parachute, un ou plusieurs servomoteurs sont utilisés.

II.5.d) Carte de commande

On utilise deux cartes de commande: une carte "expérience" et une carte pour le déploiement du système de récupération. Ces deux systèmes électroniques ne seront pas connectés (sauf à la masse) pour éviter qu'une anomalie de l'expérience (système d'aérofreins) n'interfère avec le système de récupération et mette en péril la récupération de la fusée [1]. Ces deux systèmes auront aussi deux alimentations distinctes [1]. On choisit une carte Arduino comme carte "parachute". Pour la carte "expérience", on choisit une carte Teensy, plus puissante.

Pour la détection du décollage, une prise jack fixée à la rampe de lancement est utilisée "comme ombilical". Lors du décollage, la prise est arrachée, ce qui déclenche la minuterie. Comme les circuits "vol et parachute" et "expérience" sont découplés, il y a en réalité deux câbles jack, reliés à deux minuteries.

II.5.e) Alimentation électrique

L'alimentation électrique doit avoir une autonomie d'au moins 15 minutes. Une précaution particulière est nécessaire à l'utilisation de batteries lithium-ion. Les circuits "vol et parachute" et "expérience" étant découplés, deux batteries indépendantes sont utilisées.

III) Conception de la structure

III.1) Structure interne

Dans ce rapport, nous présentons la conception actuelle de notre fusée. La fusée est à structure portante (voir figure 9). Elle est rigidifiée par 4 barres d'aluminium 2024 de rayon 4 mm. Trois couples sont disposés le long du corps de la fusée. Ils servent à garantir la tenue en flexion de la fusée et serviront aussi à caler les différents modules électroniques. Voir II.3.b) pour la géométrie de la case propulseur. La case propulseur a été dimensionnée à partir des dimensions du propulseur, données au plus juste. Il faudrait ajouter une tolérance mécanique pour que le propulseur puisse s'insérer dans les bagues.

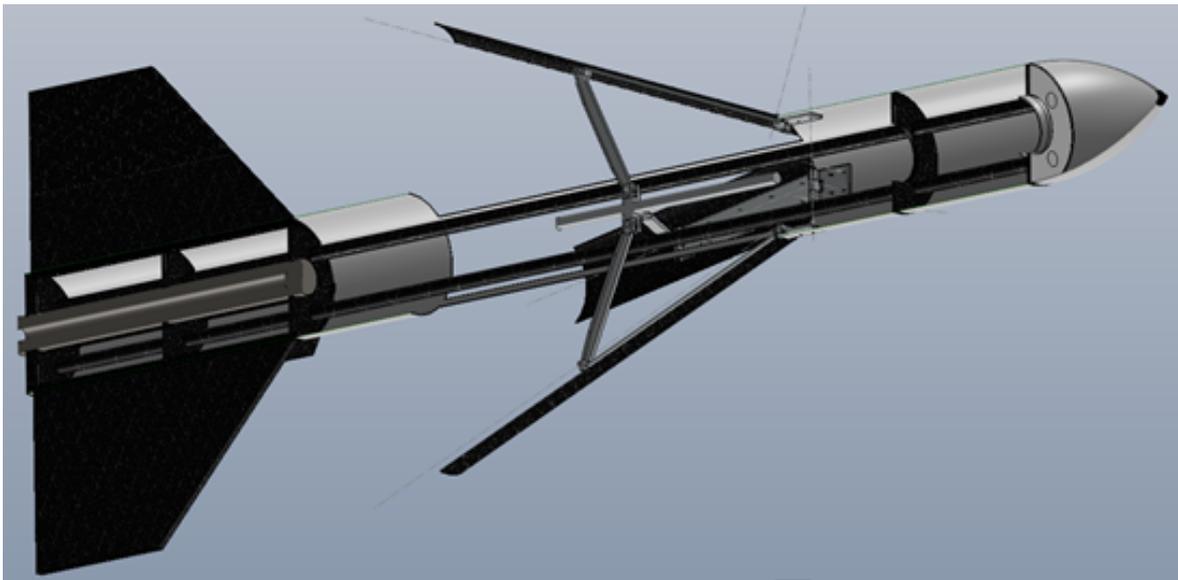


Figure 9: vue en coupe de la fusée

III.2) Ailerons

Les ailerons ont été dimensionnés via le fichier Excel "Stabilité", qui rend cette opération très facile. Leurs dimensions sont données en figure 10 et leur mode de fixation en figure 11. Leur tenue mécanique doit encore être justifiée.

Dans l'état actuel, la fixation des ailerons n'est pas bonne: il y a un risque de rotation autour de l'axe de l'aileron, la partie amincie de la poutre "en I", ou "rail" n'étant pas suffisamment

longue. Par ailleurs, il est très probable que les ailerons soient finalement réalisés en fibre de carbone, pour gagner en légèreté. Ainsi, le mode de fixation doit être revu pour s'adapter aux spécificités de ce matériau.

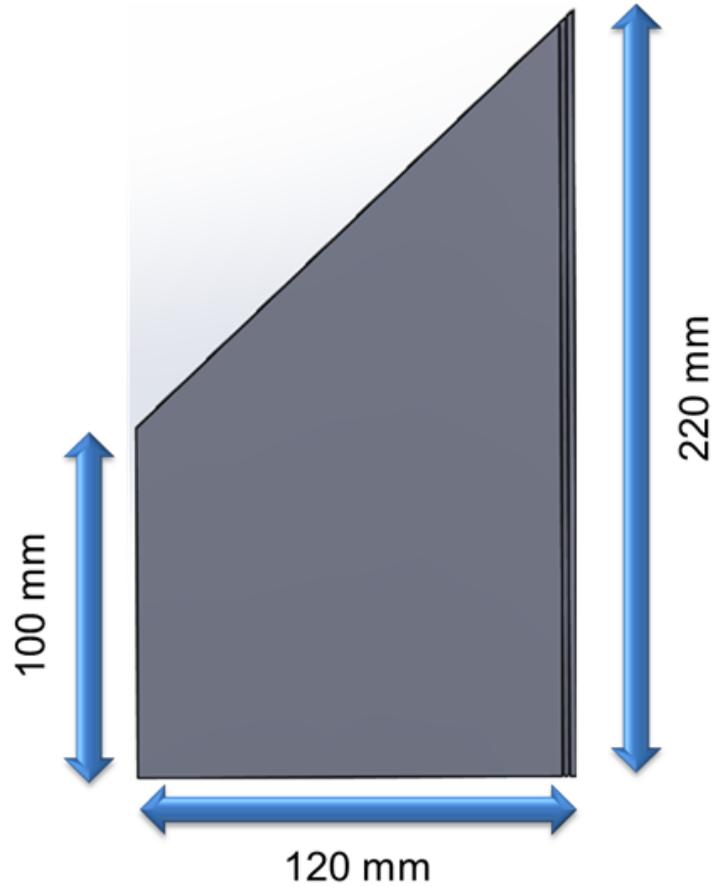


Figure 10: schéma d'un aileron (épaisseur 5 mm)

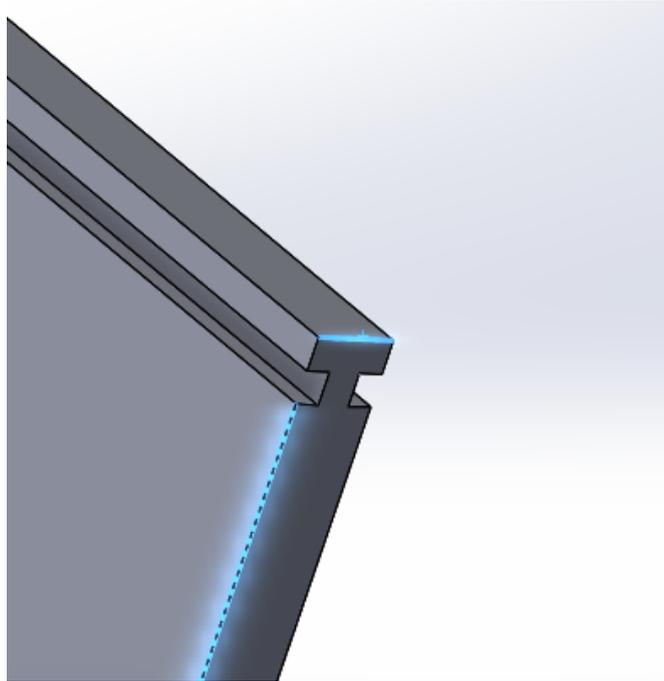


Figure 11: schéma du "rail" de fixation des ailerons

III.3) Corps de la fusée

L'enveloppe de la fusée, non portante, est réalisée sur la base d'un cylindre de 8 mm de diamètre, de 1 mm d'épaisseur et de 1m de long. Il doit être réalisé dans un matériau le plus léger possible, en fibre de carbone par exemple. Comme l'enveloppe de la fusée n'est pas portante, elle pourrait également être en matériau plastique.

Pour un meilleur écoulement aérodynamique de la fusée, il est primordial de prévoir une pointe avant sur la fusée avec une géométrie précise dépendant du type de fluide ainsi que de la vitesse de la fusée. La forme en ogive tangente est la forme la plus familière pour une minifusée, pour un écoulement subsonique pour un petit projectile dans un fluide tel que l'air. Ce profil de révolution est obtenu à partir d'un arc de cercle tangent à la base de la fusée (voir figure 12).

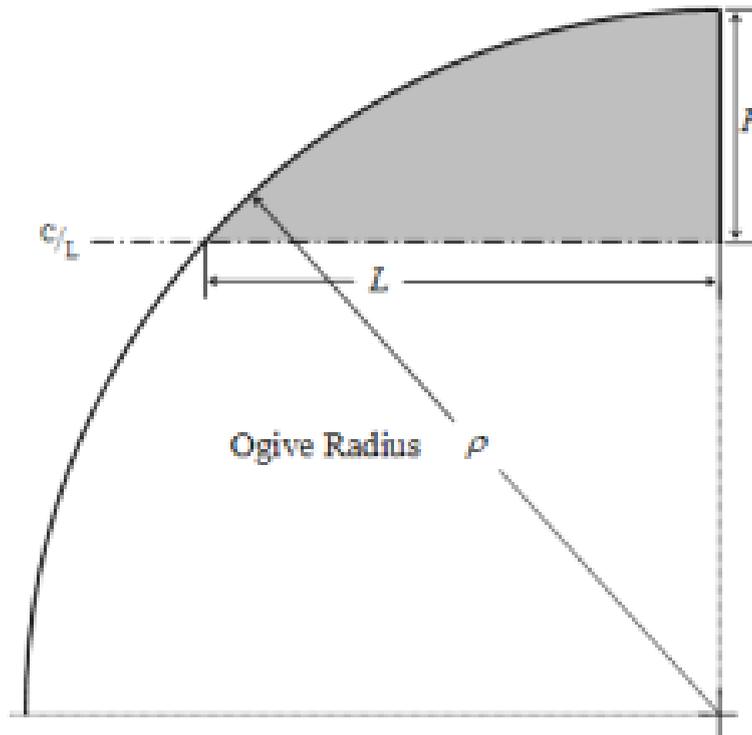


Figure 12: schéma d'ogive tangente

Ainsi une formule décrit la géométrie: $\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R}$ et l'équation mathématique de cette géométrie est pour un rayon y à chaque point x avec $x \in [0; L]$ est :
 $y = \sqrt{\rho^2 - (L - x)^2} + R - \rho$.

Cette géométrie étant compliquée à réaliser en un matériau usinable ou en composite, la meilleure méthode pour produire l'ogive est de la construire à partir d'une fabrication additive en utilisant une imprimante 3D et un plastique tel que l'ABS.

III.4) Aérofreins

III.4.a) Détermination des dimensions de la pièce

Les aérofreins doivent être dimensionnés de façon à avoir un augmenté la traînée de la fusée d'une valeur permettant d'atteindre l'apogée cible de la fusée, lorsqu'ils sont ouverts. Pour cela, la traînée de différents modèles d'aérofreins est calculée sous STARCCM+.

Le détail de la démarche adoptée pour dimensionner les aérofreins est présentée dans l'annexe 1 "Fiche de calcul de dimensionnement des aérofreins".

NOTA: En raison de la fermeture de l'école, ces calculs n'ont pas été menés à terme et les dimensions des aérofreins n'ont pas pu être déterminées. Ces calculs n'ont pas été repris.

III.4.b) Justification de la tenue mécanique

Pour justifier la tenue mécanique des aérofreins en aluminium, un calcul par éléments finis doit être réalisé. Un exemple de calcul réalisé avec ABAQUS sur un aérofrein en aluminium de 300 mm de long, de 25 mm de large et de 1 mm d'épaisseur, d'inclinaison 24° est présenté en figure 13. Il est renforcé au centre, sur la moitié de sa longueur.

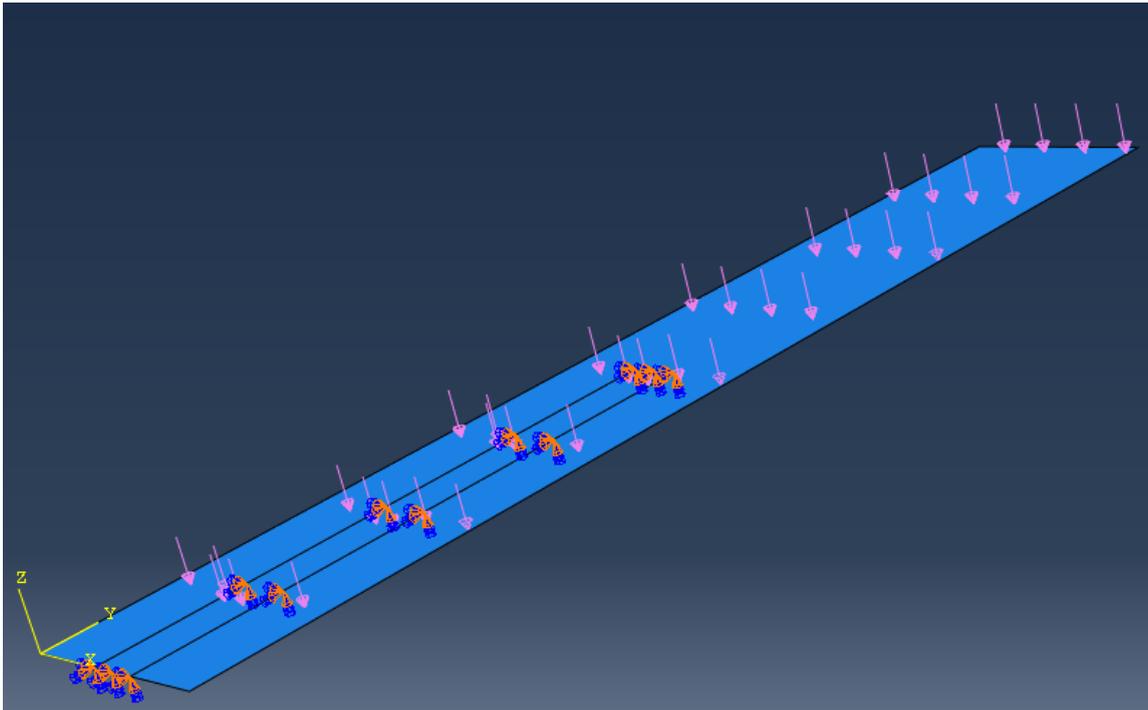


Figure 13: modélisation d'un aérofrein sous ABAQUS

Sur les figures 14 et 15, les résultats de ce calcul sont présentés. La contrainte maximale est localisée au bout du renfort (ce qui était attendu) et vaut 7,48 MPa. Avec une résistance élastique d'environ 290 MPa - selon le traitement thermique appliqué - un aérofrein en aluminium a une tenue mécanique suffisante. La contrainte maximale se trouve au niveau de l'encastrement, ce qui était attendu. La force appliquée induit un déplacement maximal de 0,21 mm, ce qui est acceptable.

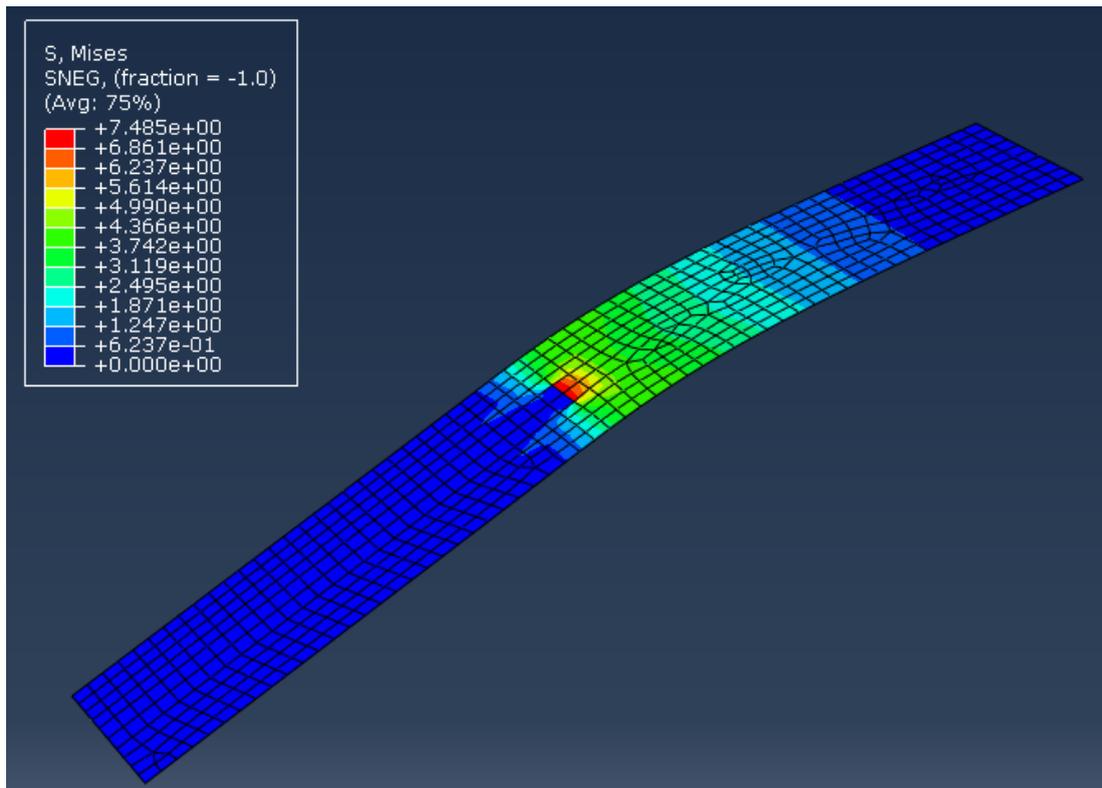


Figure 14: résultat de la contrainte de Von Mises calculée pour l'aérofrein

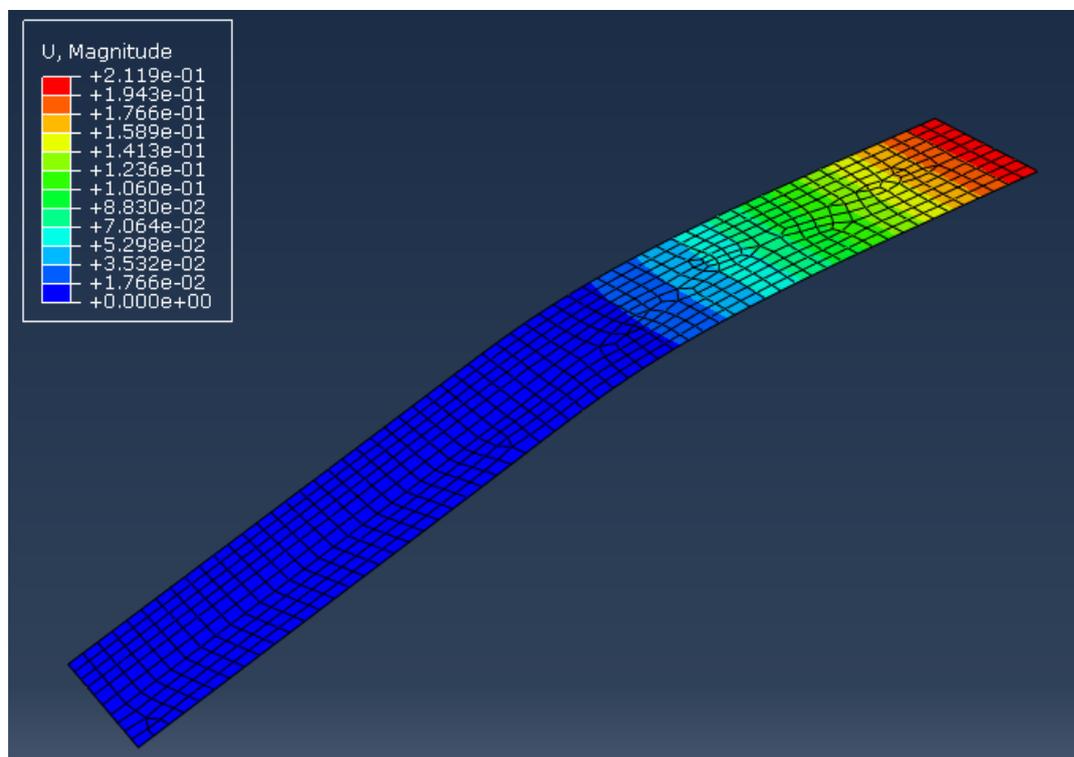


Figure 15: résultat du déplacement calculé pour l'aérofrein

IV) Conception électronique

IV.1) Choix de l'actionneur

IV.1.a) Le vérin linéaire ACTUONIX L12

On s'est intéressés aux actionneurs possibles pour assurer l'ouverture et la fermeture des aérofreins. Le vérin linéaire ACTUONIX L12 est retenu (voir caractéristiques en annexe 2). Ce servomoteur linéaire est simple à commander en position car un codeur incrémental lui est déjà intégré. Il coûte 70\$ donc, ce qui est plus cher qu'un moteur à courant continu auquel on aurait relié un codeur incrémental mais aussi beaucoup plus léger.

Ce modèle est suffisamment versatile pour remplir les deux critères suivants:

- présenter une force de l'actionneur suffisante pour ouvrir et fermer les aérofreins (voir calcul en IV.1.b)
- présenter une course suffisante pour ouvrir les aérofreins à l'angle souhaité (voir III.4.a)

Un bouclage sera donc nécessaire une fois que les aérofreins auront été dimensionnés (voir annexe 1).

IV.1.b) Calcul de la force nécessaire à l'actionneur

Le calcul de la force nécessaire pour le servomoteur est réalisé à partir du schéma de la figure 18. Le cas d'un moteur circulaire et d'un moteur linéaire sont étudiés. Rappelons ici que le modèle ACTUONIX L12 retenu est un actionneur linéaire.

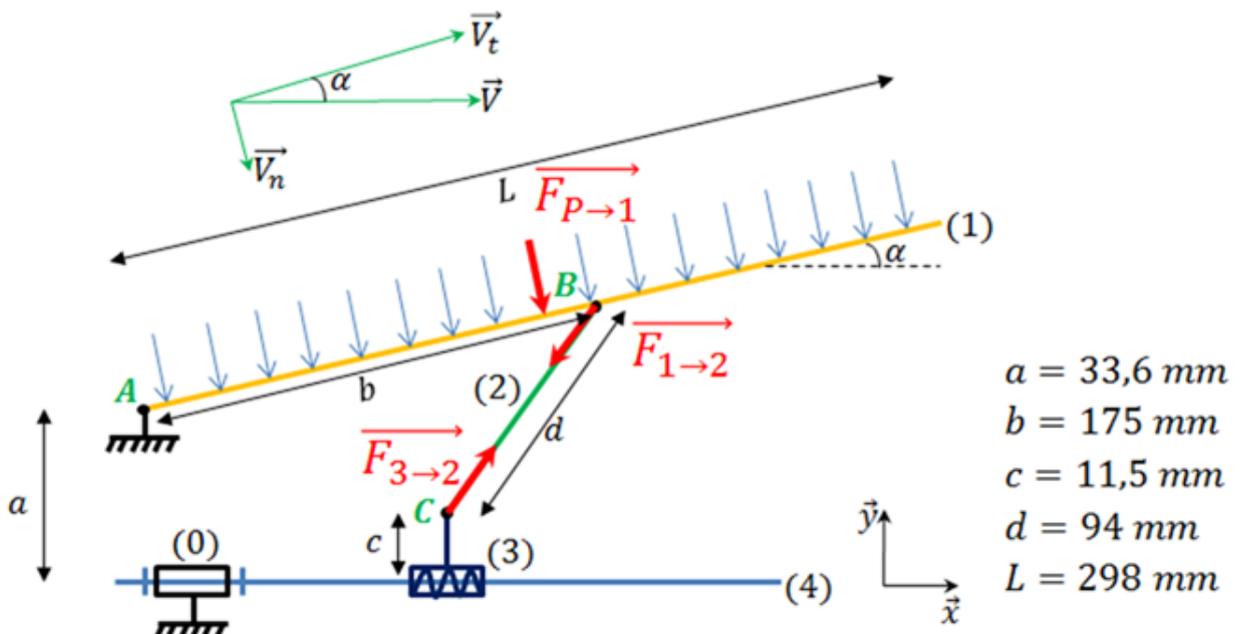


Figure 18: schéma de l'aérofrein (en jaune) et des bielles de fixation. Le servomoteur et la vis sans fin sont représentés en bleu.

Pour déterminer le couple maximal nécessaire pour actionner les aérofreins, on étudie l'effort maximal que peuvent subir les aérofreins sur la vis sans fin, notée (4), en fonction de l'angle α .

Commençons par déterminer les efforts de pression sur un aérofrein. La vitesse normale à l'aérofrein est $V_n = V \sin(\alpha)$ ainsi la pression dynamique normale équivalente vaut

$P_n = \frac{1}{2} \rho V_n^2$ et donc la force de pression sur l'aérofrein s'écrit: $F_{p \rightarrow 1} = P_n S$, avec S la surface de l'aileron (approximé à un rectangle de surface plane).

Par homogénéité de la pression, cette force s'applique au milieu de l'aérofrein en $\frac{L}{2}$. Ainsi, en appliquant le théorème du moment statique en A appliqué à l'aérofrein on trouve que $F_{p \rightarrow 1} \frac{L}{2} = M_{p \rightarrow 1}(A) = M_{1 \rightarrow 2}(A) = F_{2 \rightarrow 1} b$ donc on en déduit que $F_{1 \rightarrow 2} = F_{p \rightarrow 1} \frac{L}{2b}$.

Puis, d'après le théorème de la résultante statique appliqué à la biellette (2), on obtient: $F_{3 \rightarrow 2} = F_{1 \rightarrow 2}$ en norme. De même on a $F_{0 \rightarrow 3} = F_{2 \rightarrow 3}$. C'est la force axiale (selon \bar{x}) - soit $F_{3 \rightarrow 2, axial} = F_{3 \rightarrow 2} \sin(\beta)$ - qui est intéressante pour le dimensionnement du moteur. Une étude géométrique est nécessaire pour déterminer $\cos(\beta)$ (voir figure 19).

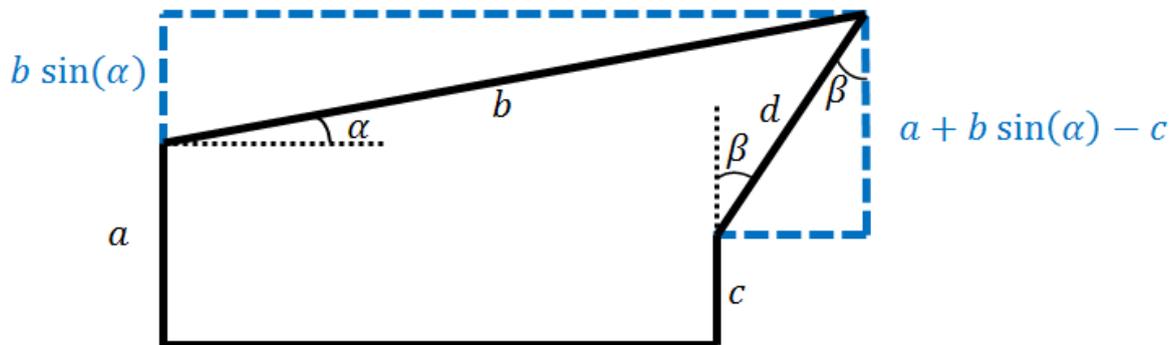


Figure 19: détermination géométrique de $\cos(\beta)$

On en déduit que $\beta = \arccos\left(\frac{a+b \sin(\alpha)-c}{d}\right)$.

Si le mécanisme d'ouverture des aérofreins est composé d'un actionneur linéaire, il faut déterminer seulement l'effort axial des aérofreins sur l'actionneur, d'où:

$$F_{3 \rightarrow 2, axial} = \frac{P_n S L}{2b} \cdot \sin\left(\arccos\left(\frac{a+b \sin(\alpha)-c}{d}\right)\right)$$

Ce calcul est programmé sous Matlab pour un angle α de sortie d'aérofrein de 0° à 25° (voir figure 20).

Si le mécanisme d'ouverture des aérofreins est composé d'un écrou et d'une vis sans fin, alors il faut déterminer le couple minimum que le moteur doit avoir pour actionner les aérofreins lorsqu'il y a un maximum d'efforts. A l'aide de la formule de transmission d'effort liant le couple et l'effort axial entre une vis et un écrou, on trouve:

$$C = F_{3 \rightarrow 2, axial} \frac{D}{2} \left(\frac{p+f\pi D}{\pi D-fp} \right)$$

avec D le diamètre moyen de la vis, p le pas de la vis et f le coefficient de frottement qui est caractérisé le frottement entre les deux matériaux utilisés pour la vis sans fin et l'écrou.

Ainsi la formule qui donne le couple maximal en fonction de l'angle α est :

$$C = \frac{P_n SL}{2b} \cdot \sin(\arccos(\frac{a+b \sin(\alpha)-c}{d})). \frac{D}{2} \left(\frac{p+f\pi D}{\pi D-fp} \right)$$

L'angle maximal α_{max} des aérofreins est atteint lorsque

$$c + d = a + b \sin(\alpha_{max}) \Leftrightarrow \alpha_{max} = \arcsin\left(\frac{c+d-a}{b}\right) = 24,3^\circ.$$

Ce calcul est programmé sous Matlab pour un angle α de sortie d'aérofrein de 0° à 25° (voir figure 21).

Lorsque le moteur commence à ouvrir les aérofreins, la force appliquée aux aérofreins, due au vent relatif, est faible. Elle augmente avec l'angle d'ouverture jusqu'à un maximum pour 20° . Ensuite, la force à exercer diminue car le mécanisme transfère la force de façon radiale.

La force axiale maximale que peut rencontrer l'actionneur linéaire vaut $4 \times 5,7 \simeq 23 N$ lorsqu'il y a la sortie des 4 aérofreins.

Enfin, pour ouvrir 4 aérofreins avec un système écrou/vis sans fin et un moteur rotatif, il faut un moteur possédant un couple minimum de $4 \times 0,2 = 0,09 Nm$. Ces valeurs pour le couple ont été déduites avec un coefficient arbitraire pour l'instant représentant un frottement acier-acier et donc avec $f = 0,8$ ainsi qu'avec un pas standard que l'on trouve dans le commerce, imposant la liaison comme irréversible, valant $p = 2 mm$. De même le diamètre moyen de la vis sans fin a été choisi arbitrairement à $D = 8 mm$.

Ainsi ces valeurs peuvent être changées, les résultats numériques pour le couple ne sont pas fixés, et peuvent être modifiées en fonction des caractéristiques des matériaux utilisés et de la liaison écrou/vis sans fin.

Le code Matlab pour cette simulation est en annexe 3.

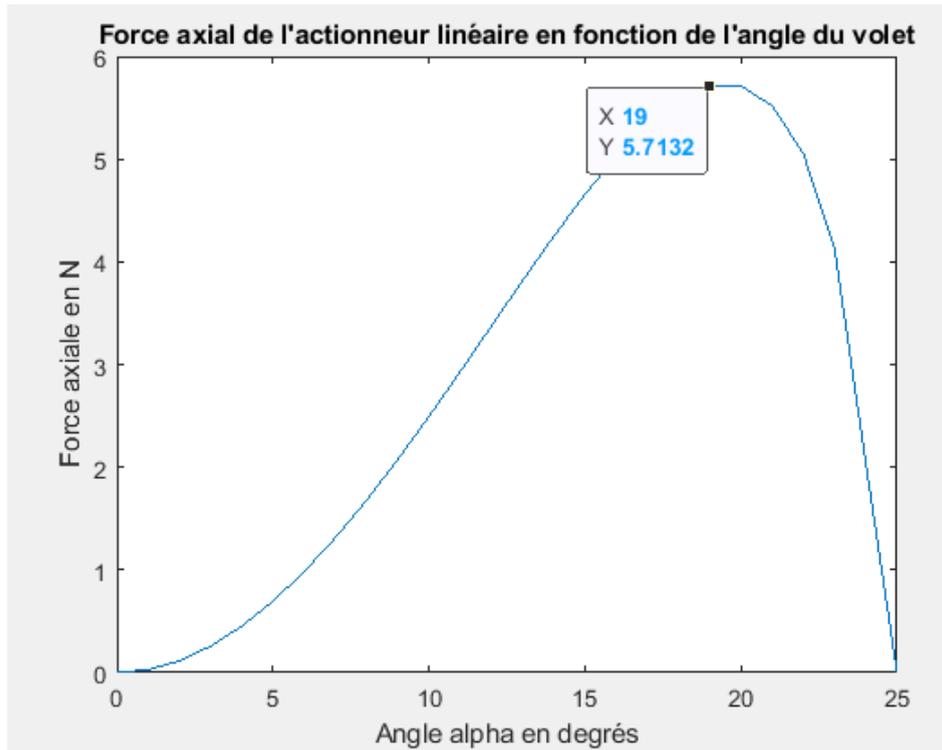


Figure 20: courbe de la force axiale minimale de l'actionneur linéaire en fonction de l'angle de sortie de l'aérofrein

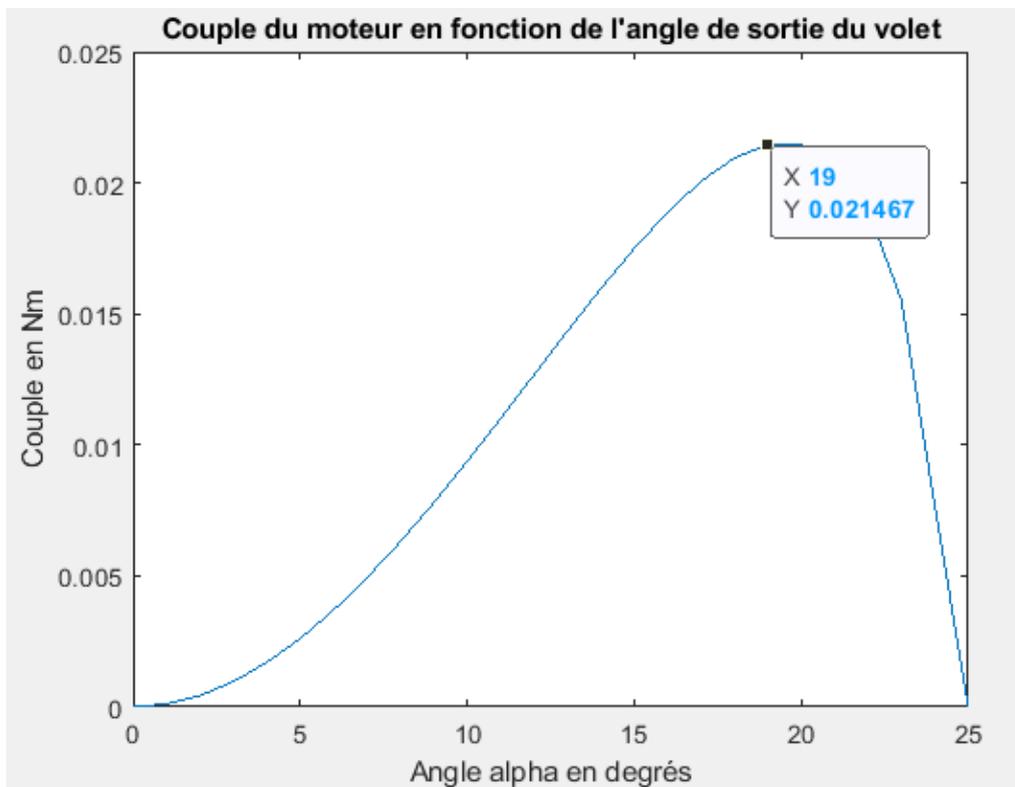


Figure 21: courbe du couple minimal de l'actionneur rotatif/ecrou-vis sans fin en fonction de l'angle de sortie de l'aérofrein

IV.2) Choix des capteurs

Pour la sélection des capteurs nous avons établi deux catégories de capteurs:

- les capteurs indispensables au bon fonctionnement de la fusée et de l'expérience
- les capteurs facultatifs

Les capteurs indispensables permettent de recueillir des informations importantes pour l'expérience: l'altitude et la vitesse de la fusée au cours du temps. Les capteurs facultatifs améliorent le fonctionnement de la fusée ou sont intéressants pour la conception de fusées futures. Ces capteurs pourront ne pas figurer sur la fusée en cas de problème d'intégration ou de surpoids par exemple.

Voir le tableau 5 pour un détail des capteurs indispensables.

Type de capteur	Objectif	Position	Remarques
Capteur de pression	Mesurer la pression statique	A l'intérieur de la fusée	En calculant au cours du temps la différence entre la pression statique et la pression au sol, nous pourrions déterminer a posteriori la hauteur de la fusée au cours du temps, et son apogée en particulier.. La prise statique ne doit pas être sujette aux perturbations, d'où sa position à l'intérieur de la fusée, qui n'est ni imperméable, ni pressurisée.
Capteur de pression	Mesurer la pression dynamique	Au sommet de l'ogive de la fusée (en direction de la trajectoire normale de la fusée)	La vitesse de la fusée est déduite par un tube de pitot à partir des informations de pression dynamique et la pression statique.

Tableau 5: liste des capteurs indispensables

Pour information, la pression atmosphérique mesurée par la prise statique ne sera pas exactement égale à la pression réelle, mais certainement légèrement inférieure, à cause d'un effet de succion. Cela n'est pas grave puisque seule la différence de pression entre la fusée et la surface de la Terre compte.

Voir le tableau 6 pour un détail des capteurs facultatifs.

Type de capteur	Objectif	Remarques
Centrale inertielle (accéléromètres)	Détecter la trajectoire vraie de la fusée, dont l'apogée vraie de la fusée	Le parachute de récupération se déclenche grâce à une minuterie qui estime l'apogée de la fusée à partir de la trajectoire théorique de la fusée. Le système de récupération pourrait être amélioré en utilisant l'apogée vraie
Capteurs de fin de course	Confirmer la pleine ouverture/fermeture des aérofreins	Vérifier le bon fonctionnement des aérofreins voire déterminer le laps de temps entre l'ouverture des aérofreins et leur pleine ouverture
Capteurs de déformation (jauges de déformation)	Mesurer les déformations de la fusée	Confronter nos calculs de déformation par éléments finis avec les déformations réelles pour améliorer le design des fusées futures

Tableau 6: liste des capteurs facultatifs

IV.3) Détermination de la trajectoire

A l'issue des simulations sur starCCM+, nous avons pu déterminer la force de traînée induite par les aérofreins. Cette donnée précieuse est importante pour la détermination de la trajectoire et plus particulièrement la déduction de l'apogée théorique.

Pour se faire nous avons utilisé un document Excel fourni par Planète Sciences nommé STABTRAJ (Stabilité et Trajectoire), qui est prévu pour les fusées normales qui ne modifient pas leur propre traînée. Il faut donc adapter ce document. Le coefficient de traînée est un nombre adimensionné. Sa valeur dépend des valeurs de référence choisies. Pour déterminer la trajectoire avec aérofreins sur le STABTRAJ, il est donc préférable de modifier la valeur de force de traînée que la valeur de coefficient de traînée. Seule la **force de traînée** sera désormais extraite de STAR CCM+. Le STABTRAJ donnée en annexe est un excel composé de plusieurs feuilles de calculs, de données et d'affichage: Stabilito, Trajecto, Courbes, Propu, Calcul, Abaco, Info, et Contrôle.

Tout d'abord, dans la première page Stabilito, il faut renseigner la géométrie de la fusée, le type de moteur utilisé, la masse de l'ensemble, la forme de l'ogive etc comme le montre la figure 22. On peut déjà observer que le STABTRAJ donne la stabilité de la fusée en sortie

de rampe. La stabilité dépend de la géométrie des aérofreins, de la propulsion (vitesse et accélération) ainsi que de la masse de la fusée. (Voir figure 22).

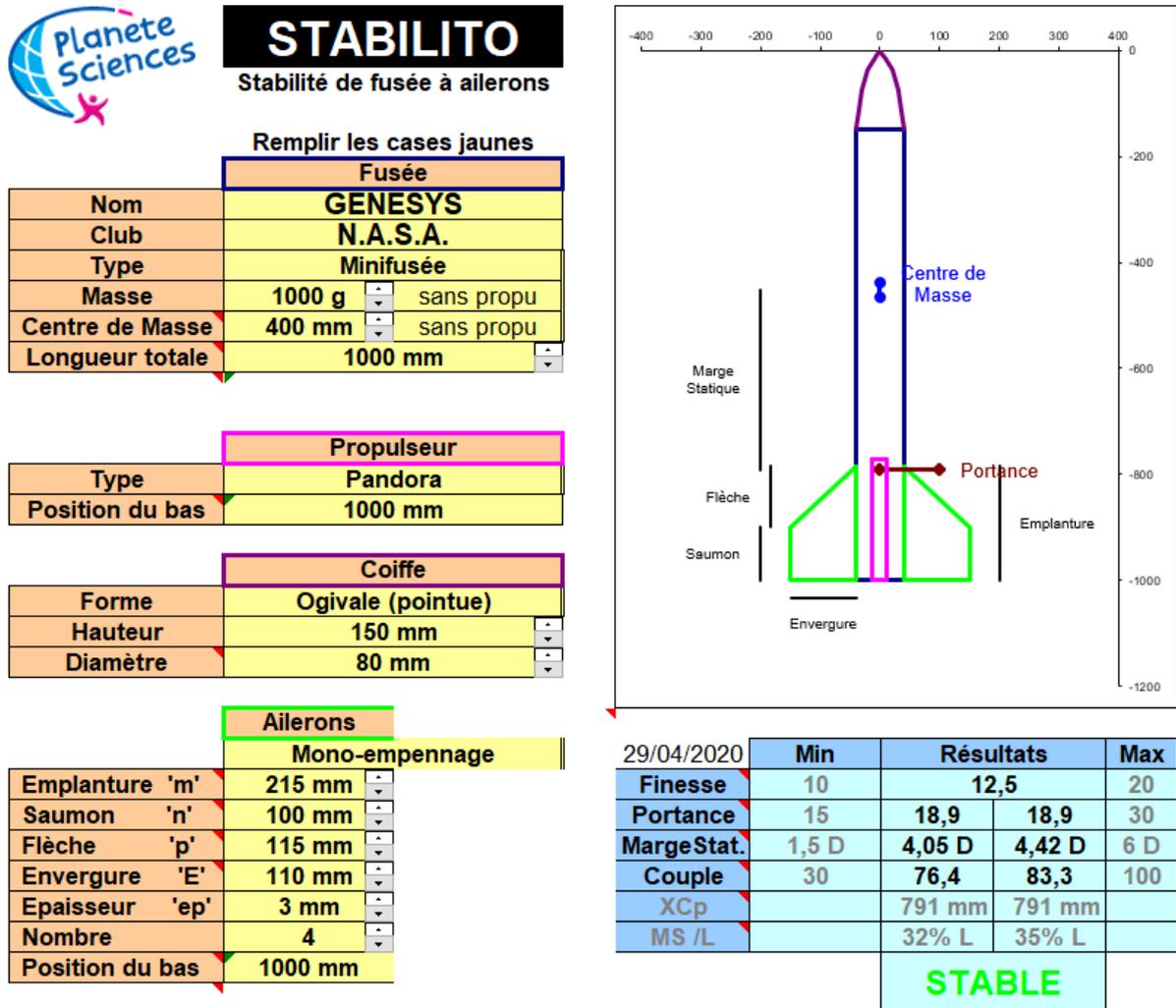


Figure 22: Géométrie de la fusée dans le document STABTRAJ

Ensuite dans la page Trajecto on retrouve les données de calculs de la traînée aérodynamique comme montrée en figure 23. C'est ici que nous avons rajouté des données concernant la simulation. Le coefficient de traînée simulé de l'ensemble des aérofreins (0,66724), la masse volumique utilisée dans la simulation (1,293 kg/m³) et la surface de référence de la simulation (1 m²).

Le coefficient de traînée de la fusée est estimé à 0,6 par Planète Science pour les minifusées étudiantes, et la surface de référence est calculée à partir de la géométrie renseignée dans la première page.

Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	GENESYS
Club	N.A.S.A.
Masse totale	1,1599 kg
Propulseur	Pandora

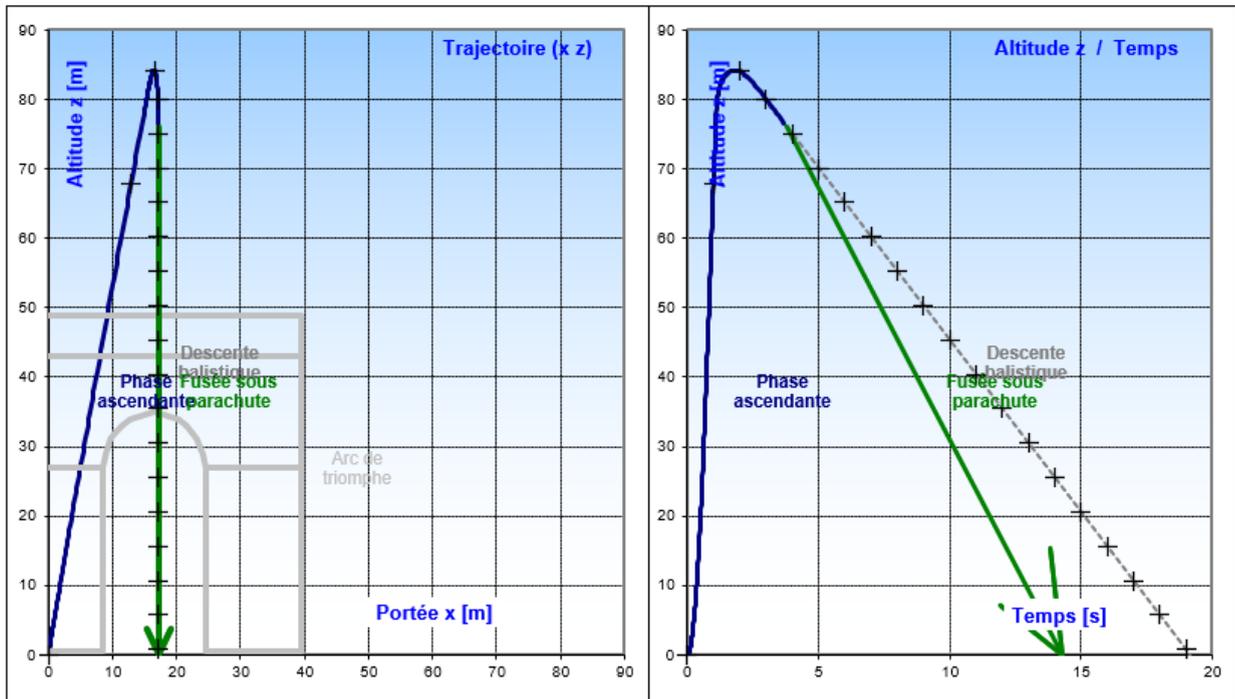
Traînée Aérodynamique	
Surface Réf.	0,006347 m ²
Cx	0,6
Cx aérofreins	0,66724
Rho Simulation	1,293 kg/m ³
Surface Réf. Simu	1 m ²

Figure 23: Données aérodynamiques pour le calcul de trajectoire

C'est enfin dans la feuille Calculs que l'adaptation la plus importante doit être faite, c'est le calcul des différents points de la trajectoire en fonction de toutes les forces s'appliquant sur la fusée. (voir annexe 4)

Dans cette feuille seule la colonne "Traînée" a été modifiée, à partir de l'événement "fin de propulsion" car il est interdit de sortir les aérofreins pendant la propulsion (sécurité). On a gardé la force de traînée de la fusée, mais on a rajouté celle des aérofreins, qui est calculée directement avec les données aérodynamiques de la simulation StarCCM+ rentrée dans la page précédente "Trajecto". On peut observer dans cette feuille que la traînée augmente donc beaucoup à la sortie des aérofreins, que l'accélération devient négative et que la vitesse diminue.

En retournant sur la feuille "Trajecto" on peut observer la trajectoire sur deux graphiques, représentant l'altitude en fonction du temps ainsi que l'altitude en fonction de la portée (voir figure 24).



29/04/2020	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Efforts
Sortie de Rampe				27,5 m/s		
Vit max & Acc max				106 m/s	4147 m/s²	
Culmination, Apogée	1,8 s	84 m	16 m	1 m/s		
Ouverture parachute fusée	3,8 s	76 m	17 m	5 m/s		5,0 N
Impact balistique	19,2 s	~0 m	17 m	9,8 m/s		52 J

Figure 24: Calcul de la Trajectoire et autres caractéristiques

Grâce à ce calcul de trajectoire on peut déterminer la hauteur de l'apogée et son heure d'atteinte présumé dans un tableau (figure 24). En effet, on sait désormais que la fusée atteindra théoriquement 84 mètres d'altitude, 1,8 seconde après le décollage. Ces informations seront à comparer avec les résultats expérimentaux lors du lancer réel.

Connaissant désormais l'instant de l'apogée, on peut prévoir à quel instant déclencher le parachute (plus ou moins 2 secondes autour de l'apogée) donc au plus tard à 3,8 secondes.

V) Perspectives

V.1) Suite du projet

Nous nous étions fixé comme objectif de terminer les études sous STARCCM+, facteur très limitant, avant la fin du second semestre de 2019-2020. Ainsi, la nouvelle équipe de Nantral AeroSpace Association aurait pu continuer le projet sans difficultés majeures. Cela n'a malheureusement pas été possible. Nous n'avons pas réussi à relancer suffisamment l'activité pour reprendre ce poste.

Pour continuer le projet, les actions à réaliser en premier lieu sont:

- Choisir les dimensions aérofreins grâce à l'étude sous STARCCM+
- Justifier la tenue mécanique des aérofreins
- Calculer la force nécessaire à l'ouverture des aérofreins et vérifier que la force du vérin ACTUONIX L12 est suffisante pour actionner les aérofreins
- Puis éventuellement redimensionner les bielles de façon à ouvrir les aérofreins à l'angle souhaité, en prenant en compte la course du vérin ACTUONIX L12

Pour terminer la partie "Structure" de la fusée, il convient de :

- Réaliser la CAO d'une version de la fusée en matériaux composites (le modèle en matériaux métalliques que nous avons imaginé n'est pas viable)
- Justifier la tenue mécanique des ailerons et de certaines éléments internes (bague de poussée au décollage par exemple)

En parallèle, la partie "Électronique" peut être amorcée:

- Réaliser le schéma des circuits électriques
- Coder et paramétrer les cartes de commandes

Vient enfin la fabrication de la fusée:

- Construire et assembler les pièces
- Mener des essais statiques et dynamiques sur la fusée assemblée avec Planète Sciences

V.2) Liste de contacts

Au cours de l'année, nous avons consulté des enseignants-chercheurs et des permanents de Centrale Nantes (voir tableau 7). Leur appui et leurs conseils nous a été capital pour avancer dans notre démarche et nous souhaitons les en remercier.

V.2) Projets de fusées futures

Les futurs projets de l'association N.A.S.A pourront chercher à implémenter les améliorations suivantes:

- installation d'une caméra sur la fusée pour avoir des vues embarquées
- coupler les accéléromètres au tube pitot, afin de gagner en précision

Conclusion

Tout d'abord, ce rapport a présenté les constituants d'une minifusée, les préconisations de Planète Sciences et les retours d'expérience d'autres clubs de fabrication de fusées. Ensuite, la conception de notre fusée est détaillée. L'accent est mis sur les choses à améliorer ou à revoir. Cette première conception nous a permis de comprendre les techniques à mettre en œuvre et d'identifier les points cruciaux du cahier des charges. La conception a été initialement pensée pour une fabrication en alliage d'aluminium, mais la fusée est trop lourde avec ce choix. Cela nous a amené à envisager une conception en matériaux composites, ce qui nécessite une nouvelle démarche complète. Un actionneur pour les aérofreins a été choisi.

La conception de la fusée doit être revue sous l'angle de notre expérience. De nouvelles simulations STARCCM+, permettront de déterminer la traînée induite par l'ouverture des aérofreins. Une fois ce calcul effectué, les aérofreins pourront être redimensionnés, pour répondre au plus juste au besoin de l'expérience. A la suite de quoi, le reste de la fusée pourra être redessiné, en tenant compte des spécificités des matériaux choisis, avec une majorité de composites et de matériaux plastiques. Enfin, il restera à aborder la partie programmation des éléments d'électronique et commande et la libération du parachute.

Bibliographie

[1] Ressources Planète Sciences

[2] Cours d'initiation à la fabrication de fusées, Aero' IPSA

[3] Compte-rendu de projet "ELYJIA", Association Scientifique du Pays Chartrain, 2007
Compte-rendu de projet "CTR-02", Centrale Lyon Cosmos 2019.

[4] NAKKA R., créateur du site internet <http://www.nakka-rocketry.net/>, dédié à la construction de fusées amateur

[5] Livret du stagiaire, Stage technique régional de micro-fusées, association CLAP, la ligue de l'enseignement, 5 et 6 novembre 2005

Annexe 1: Fiche de calcul de dimensionnement des aérofreins

Objectif: déterminer la traînée de plusieurs modèles d'aérofreins, de longueurs et d'angles d'ouverture différents.

I) Cas d'études étudiés

Pour déterminer les dimensions des aérofreins de la fusée, les cas suivants sont étudiés:

- aérofrein de longueur 100 mm, angle 10°
- aérofrein de longueur 100 mm, angle 15°
- aérofrein de longueur 100 mm, angle 20°
- aérofrein de longueur 100 mm, angle 25°
- aérofrein de longueur 50 mm, angle 10°
- aérofrein de longueur 50 mm, angle 15°
- aérofrein de longueur 50 mm, angle 20°
- aérofrein de longueur 50 mm, angle 25°

Au cours des modélisations, on pourra ne pas réaliser l'ensemble des cas d'études décrits si l'on se rend compte que des configurations s'avèrent plus intéressantes que d'autres.

II) Modélisation

Le volume fluide autour d'un aérofrein est modélisé sous STARCCM+ de la manière suivante (voir figure 1).

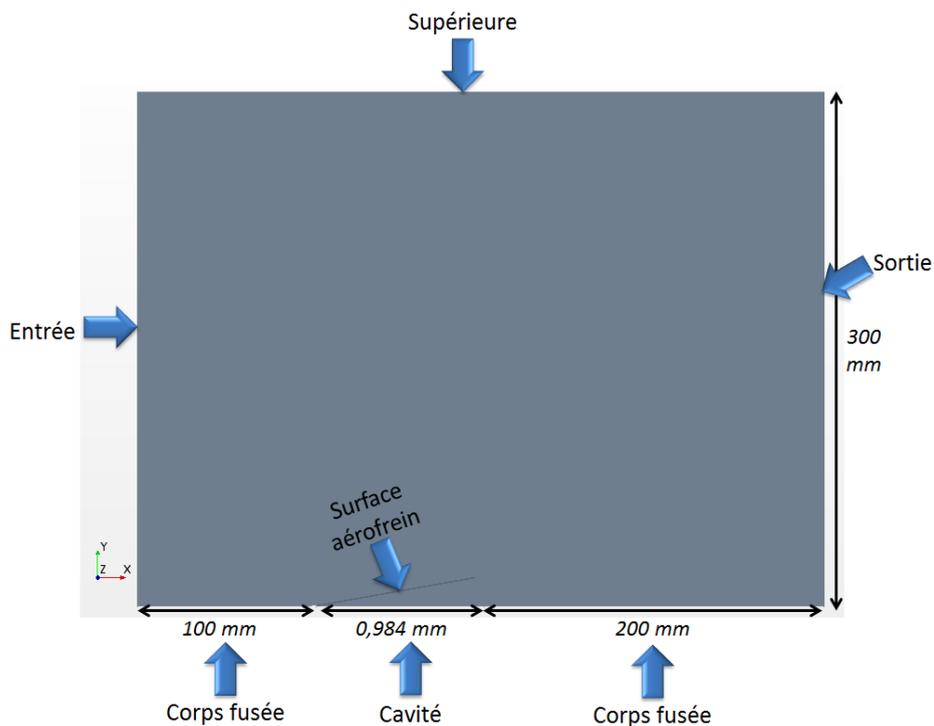


Figure 1: volume fluide retenu pour la simulation

Conditions aux limites

- Surface supérieure, surface inférieure, entrée, sortie, cavité: *"free stream"*
- Aérofrein, corps fusée: *paroi*

Volumetric controls

Pour réaliser un maillage progressif, 3 zones sont raffinées avec une taille de maillage de 30 %, 7 % et 2% de la taille de la maille de base.

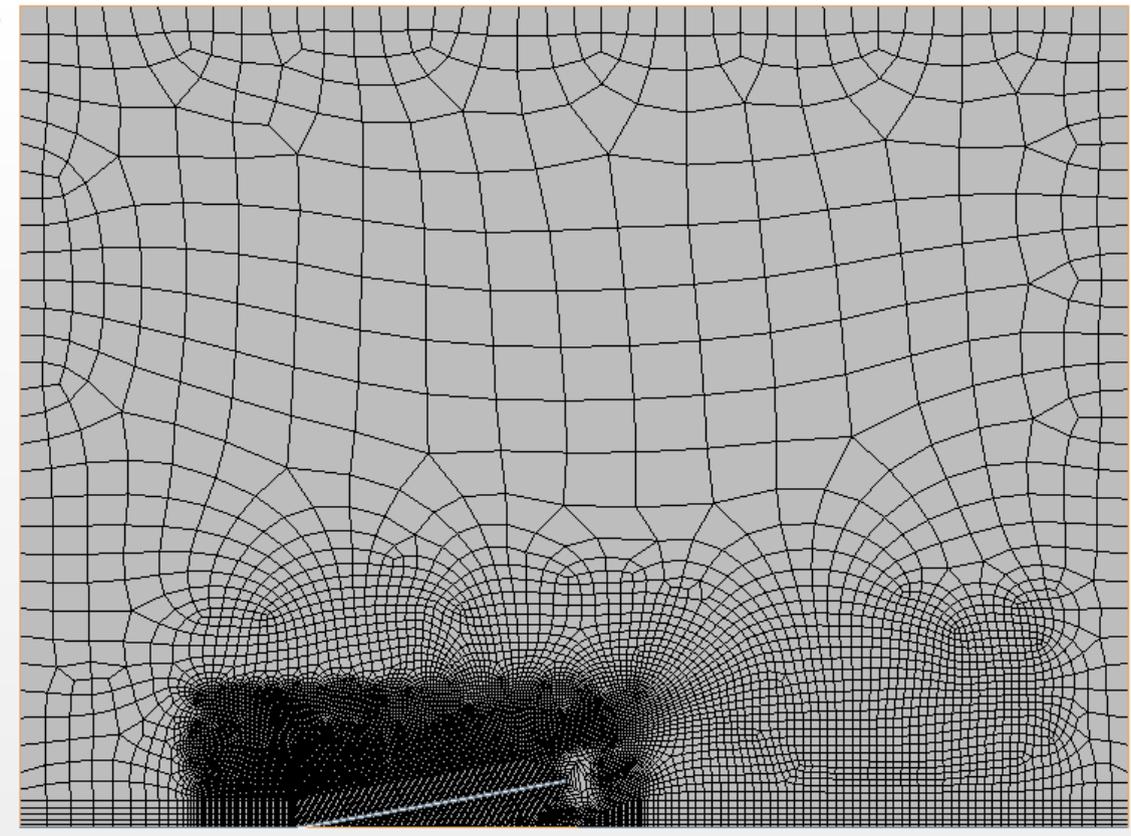


Figure 2: maillage du volume fluide

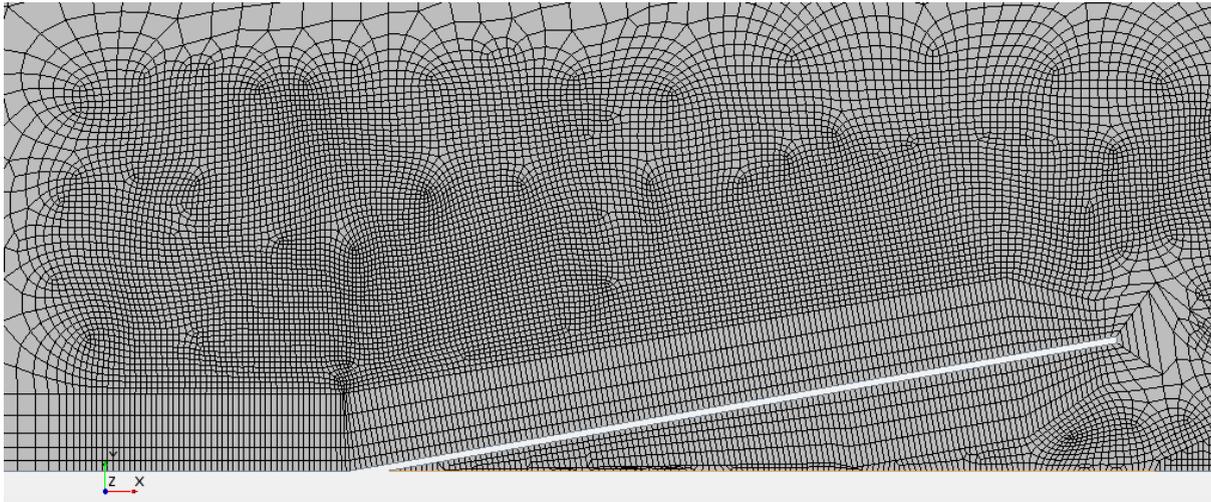


Figure 3: détail du maillage autour de l'aérofrein

Maillage

Pour le maillage, les modèles suivants sont choisies:

- Quadrilateral mesher (Base size: 10 mm)
- Prism Layer Mesher (10 layers, layers thickness: 1,2, Prism layer total thickness: 20%)

Modèles physiques

Les modèles physiques suivants sont choisis:

- Gas
- Steady
- Two dimensional
- Coupled flow
- Coupled energy
- Modèle de turbulence: K-epsilon turbulence (*en effet, avec un nombre de Reynolds calculé supérieur à 20 000, le régime de l'écoulement est turbulent*)
 - Exact wall distance
 - Two layer all y+ wall treatment
 - Realizable K-epsilon two-layer
 - Reynolds-averaged Navier-Stokes

Conditions initiales

- Pression: 1 atm
- Température: 300,0 K
- Vitesse = 90 m/s ($M=0,26$), soit la vitesse de la fusée 0,5 seconde après la fin de la propulsion

Paramètres numériques

- Séquençage de grilles
- Nombre de courant: 10
- Calcul au 1er ordre

Paramètres du “report ” pour le coefficient de traînée

Pour le calcul de la force de traînée, il est nécessaire de donner des valeurs aux paramètres suivants:

- Vitesse de référence: 90m/s
- Pression de référence: 1 atm
- Densité de référence: 1,225 kg/m³
- Aire de référence: 0,016 m²

III) Résultats

Pour chaque cas d'étude, nous avons prévu d'afficher :

- l'évolution des résidus en fonction du nombre d'itérations,
- la convergence du coefficient de traînée,
- l'évolution de la vitesse dans le volume fluide,
- l'évolution de la pression dans le volume fluide,
- la valeur du coefficient de traînée de l'aérofrein

Nous avons obtenu des résultats de calcul pour le 1er cas d'étude (aérofrein de longueur 100 mm, angle 10°). Cependant, les résultats n'étaient pas satisfaisants et nous souhaitons retravailler le maillage.

Malheureusement, la fermeture anticipée de l'école, qui nous a empêché d'accéder au logiciel STARCCM+, ne nous a pas permis de poursuivre nos améliorations.

IV) Analyse des résultats

Voir III).

V) Pistes d'améliorations des prochaines simulations

Nous listons ci-dessous des pistes de réflexion pour des prochaines simulations.

- Dans ce qui précède, les effets 3D ont été négligés. Une étude des effets 3D pourrait être menée dans un deuxième temps.
- Un moyen de diminuer la traînée d'un aérofrein, sans en réduire la longueur ou l'angle d'inclinaison, est d'y percer des trous. Ces trous diminueraient la traînée de pression et donc la traînée globale. On pourrait modéliser un aérofrein “avec trous” sous STARCCM+.

Annexe 2: Caractéristiques techniques du vérin ACTUONIX L12



100mm L12 Actuator
 Actual Size

Benefits

- Compact
- Simple control
- Low voltage
- Equal push/pull
- Easy mounting

Applications

- Robotics
- Appliances
- Toys
- RC vehicles
- Automotive
- Industrial Automation

Miniature Linear Motion Series · L12

Actuonix Motion Devices unique line of Miniature Linear Actuators enables a new generation of motion-enabled product designs, with capabilities that have never before been combined in a device of this size. These small linear actuators are a superior alternative to designing with awkward gears, motors, servos, and linkages.

Actuonix's L series of micro linear actuators combine the best features of our existing micro actuator families into a highly flexible, configurable, and compact platform with an optional sophisticated on-board microcontroller. The first member of the L series, the L12, is an axial design with a powerful drive-train and a rectangular cross section for increased rigidity. But by far the most attractive feature of this actuator is the broad spectrum of available configurations.

L12 Specifications

Gearing Option	50:1	100:1	210:1	
Peak Power Point	17N @ 14mm/s	31N @ 7mm/s	62N @ 3.2mm/s	
Peak Efficiency Point	10N @ 19mm/s	17N @ 10mm/s	36N @ 4.5mm/s	
Max Speed (no load)	25mm/s	13mm/s	6.5mm/s	
Max Force (lifted)	22N	42N	80N	
Back Drive Force (static)	12N	22N	45N	
Stroke Option	10 mm	30mm	50mm	100mm
Mass	28 g	34 g	40 g	56 g
Repeatability (-I, -R, -P&LAC)	±0.1 mm	±0.2 mm	±0.3 mm	±0.5 mm
Max Side Load (extended)	50N	40N	30N	15N
Closed Length (hole to hole)	62mm	82mm	102mm	152mm
Potentiometer (-I, -R, -P)	1kΩ±50%	3kΩ±50%	6kΩ±50%	11kΩ±50%
Voltage Option	6VDC		12VDC	
Max Input Voltage	7.5V		13.5V	
Stall Current	460mA		185mA	
Standby Current (-I/-R)	7.2mA		3.3mA	
Operating Temperature	-10°C to +50°C			
Potentiometer Linearity	Less than 2.00%			
Max Duty Cycle	20 %			
Audible Noise	55dB @ 45cm			
Ingress Protection	IP-54			
Mechanical Backlash	0.2mm			
Limit Switches (-S)	Max. Current Leakage: 8uA			
Maximum Static Force	200N			

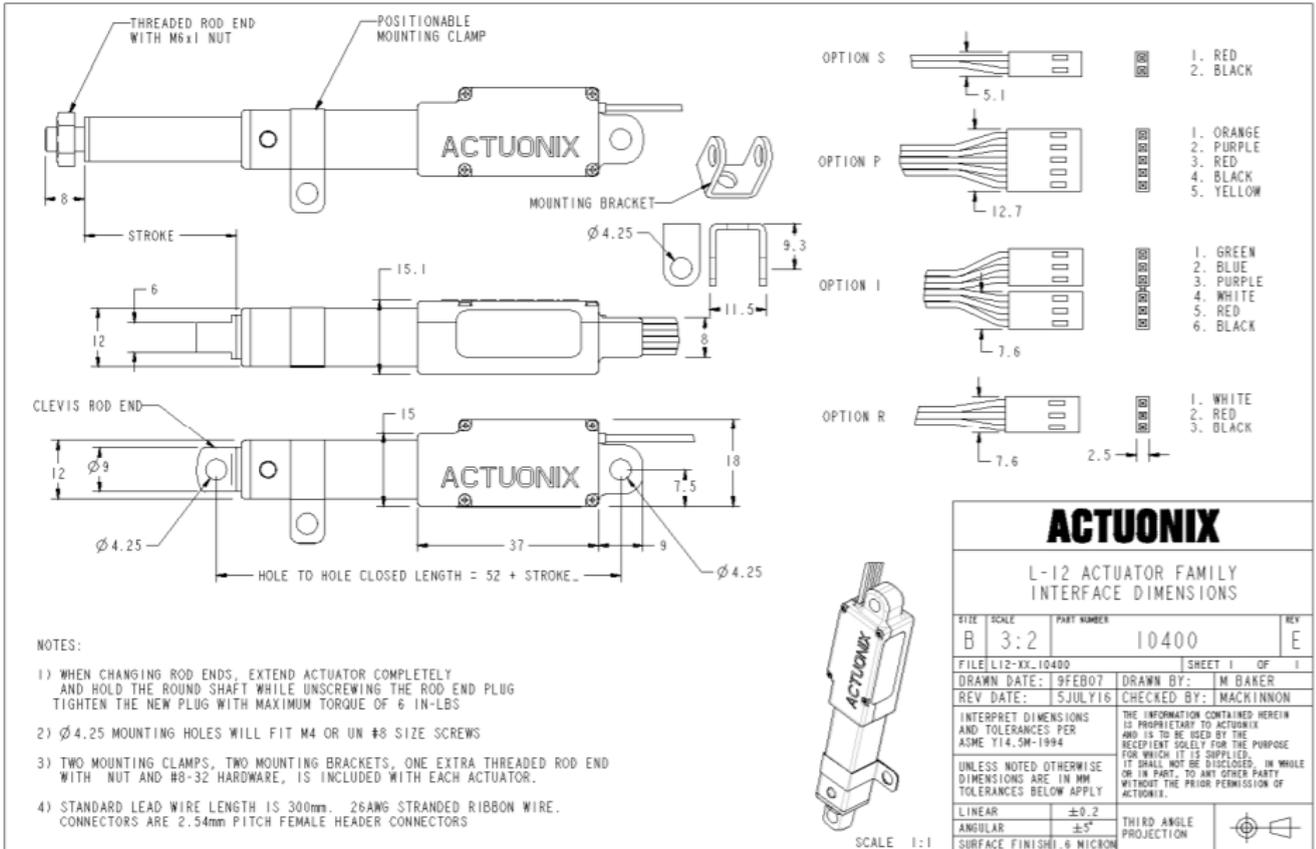
1 - Control Option Specific values are identified with -I, -R, -P, -S, and LAC

2 - 1 N (Newton) = 0.225 lbf (pound-force) & 25.4mm=1 Inch

3 - A powered-off actuator will statically hold a force up to the Backdrive Force

4 - Actuators should be tested in each specific application to determine their effective life under those loading conditions and environment.

All information provided on this datasheet is subject to change. Purchase or use of Actuonix actuators is subject to acceptance of our terms and conditions as posted here: <http://www.actuonix.com/terms.asp>



All information provided on this datasheet is subject to change. Purchase or use of Actuonix actuators is subject to acceptance of our terms and conditions as posted here: <http://www.actuonix.com/terms.asp>

Copyright 2016 © Actuonix Motion Devices Inc.



Actuonix Motion Devices Inc. 1 (206) 347-9684 Phone sales@actuonix.com
 Unit 201-1753 Sean Heights 1 (888) 225-9198 Toll Free www.actuonix.com
 Saanichton, BC Canada 1 (206) 347-9684 Fax
 V8M 0B3

REV E SEPTEMBER 2016

Annexe 3: Code Matlab

%% Caractéristiques géométriques

```

a=0.0336;
b=0.175;
c=0.0115;
d=0.094;
D=0.008;
p=0.002;
S=0.016118;           %Surface approximée d'un aérofrein
f=0.8;               %Coefficient de frottement
L=0.298;             %Longueur d'un aérofrein
alphadeg=[0:1:25];
alpharad=alphadeg.*pi/180;
Vn=106*sin(alpharad); %Vitesse normale à l'aérofrein
  
```

%% Calculs

```

%Calcul de la pression dynamique normale:
Pression=0.5*1.293.*Vn.*Vn;
%Calcul de la force axiale:
Forceaxiale = Pression.*sin(acos((a+b*sin(alpharad)-c)/d))*S*L/(2*b)
%Calcul du couple moteur:
Couple=Forceaxiale*D*(p+f*pi*D)/(2*(pi*D-f*p));
  
```

%% Tracés des courbes

```

%Pour la force axiale
figure('Name','Force axial de l'actionneur linéaire en fonction de l'angle du volet')
plot(alphadeg,Forceaxiale)
title('Force axial de l'actionneur linéaire en fonction de l'angle du volet')
xlabel('Angle alpha en degrés')
ylabel('Force axiale en N')
  
```

```

%Pour le couple moteur
figure('Name','Couple du moteur en fonction de l'angle du volet')
plot(alphadeg,Couple)
title('Couple du moteur en fonction de l'angle de sortie du volet')
xlabel('Angle alpha en degrés')
ylabel('Couple en Nm')
  
```

Annexe 4: Feuille Calcul pour la détermination de chaque point de la trajectoire.

