

ASSOCIATION LÉOFLY

RAPPORT DE VOL

Fusée expérimentale Skyception



août 2019

Contents

1	Introduction	2
1.1	Équipe	2
1.2	Acteurs du projet	3
2	Partie Mécanique	4
2.1	Architecture générale	4
2.2	Pièces modélisées	6
2.3	Difficultés rencontrées	17
2.4	Système de récupération de la fusée	18
2.5	Difficultés rencontrées	21
3	Description électronique	22
3.1	Aperçu général de l'électronique et des connexions entre les cartes	22
3.2	La minuterie	22
3.3	Réalisation des circuits	23
4	Expérience	28
4.1	But de l'expérience	28
4.2	Réalisation du circuit pneumatique	28
4.3	Informations sur la bouteille et dérogation du cahier des charges	31
4.4	Difficultés rencontrées pendant la réalisation du circuit pneumatique	32
5	Déroulement du vol	34
6	Résultats	36
7	Bilan	37
8	Perspectives d'avenir	37
9	Remerciements	39

1 Introduction

Pour sa deuxième année consécutive, notre association a participé à la campagne de lancement C'Space, un projet de construction et de lancement d'une fusée expérimentale proposé par le CNES (le Centre National d'Etude Spatiale). Ce projet consiste à construire intégralement une fusée (de type fusex) respectant un cahier des charges préalablement défini. A son bord, la fusée doit abriter une expérience. Cette année, nous avons décidé de travailler sur le contrôle de roulis par jets d'air pulsés.

1.1 Équipe

Considérant la multitude de disciplines concernées par le projet, nous avons décidé d'organiser notre équipe selon 4 principaux pôles : un pôle électronique, un pôle mécanique, un pôle pneumatique et un pôle programmation, au total 12 étudiants ont travaillé sur ce projet, 8 d'entre eux sont en première année du cycle ingénieur et les 4 autres en deuxième année (un ayant une spécialité Nouvelles Energies et les trois autres en Mécanique Numérique et Modélisation).

Pour nous aider sur ce projet, nous avons été encadrés par Clément Caillaud comme référent, ancien président de LéoFly et actuellement en thèse, en collaboration avec le CEA /Pprime.



Chef de projet

Sami INJAR

Equipe mécanique	Equipe électronique	Equipe pneumatique	Equipe programmation
Florian CHAUMEIL	Pierre DEBAISIEUX	Jérémy BUTIN	Axel JOLY
Pauline JUSSELME	Clément JACCARINO	Baptiste JOLY	
Hugo LANSADE		Hugo LLORENS	
Clémence LE ROUX			
Antonin LUCE			

1.2 Acteurs du projet

- LéoFly

LéoFly est une jeune association d'aéronautique et d'aérospatiale fondée en Novembre 2015. Elle a pour objectif de rassembler les étudiants du Pôle Léonard de Vinci (à Paris La Défense) autour de leur passion commune. Pour se faire, les membres du bureau proposent de nombreux projets techniques (réalisation d'un cockpit de simulation à taille réelle, d'une aile volante autonome, etc..) dont certains sont en collaboration avec le CNES (Mini Apterros, ROAR et C'Space) ainsi que des conférences et des visites dans le domaine de l'aéronautique ou du spatial.



- Centre National d'Etudes Spatiales (CNES)

Le Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) est un établissement public à caractère industriel et commercial chargé d'élaborer et de proposer au gouvernement le programme spatial français et de le mettre en œuvre.



- Planètes Sciences

Planètes Sciences est une association à but non lucratif proposant aux jeunes passionnés des activités scientifiques et techniques expérimentales, grâce à différents projets durant leurs études. Cette année, Planète Sciences nous a encadré grâce à 3 réunions techniques et de contrôle, ce sont les «Rencontre Club Espace» dites «RCE». Les bénévoles sont également présents sur le Camp de Ger (lieu de la campagne C'Space pour l'édition 2019) pour nous apporter des conseils et pour effectuer les vérifications techniques imposées par le cahier des charges avant de procéder au décollage.



2 Partie Mécanique

2.1 Architecture générale

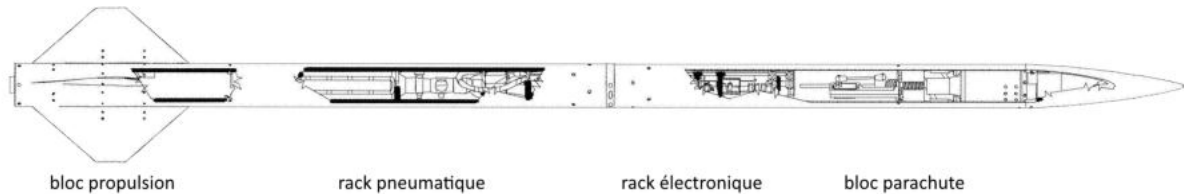


Figure 1: aperçu général de la fusée

La structure de Skyception est dite en peau porteuse, c'est-à-dire que tous les éléments sont fixés sur le corps principal. Le corps principal de la fusée, en fibres de carbone, est séparé en deux parties : un corps supérieur mesurant 780mm et un corps inférieur de 1020mm. La jonction entre ces deux corps se fait par l'intermédiaire d'une bague de liaison qui permet notamment de faire sortir facilement le rack pneumatique du corps inférieur. L'épaisseur de la fibre de carbone est de 1,25mm et le diamètre intérieur de la fusée est de 80mm.

A la base de la fusée, nous retrouvons la bague de reprise de poussée qui, couplée avec une languette de fixation en aluminium, empêche tout mouvement vertical du propulseur, un Pro54 fourni par le CNES. Pour contrer tout mouvement sur son axe horizontal, nous avons usiné deux bagues de centrage en aluminium, fixées par des vis pression au niveau de la partie basse du corps inférieur. Nous trouvons ensuite le rack pneumatique occupant la place restante du corps inférieur. Ce rack pneumatique abrite la bouteille d'air comprimé nécessaire au contrôle de roulis, un régulateur, 2 électrovannes ainsi qu'un réseau de tuyaux pneumatiques permettant d'acheminer l'air jusqu'aux sorties d'air, situées sur la bague de liaison.

Le corps supérieur héberge, lui, le rack électronique qui coordonne toutes les tâches que doit effectuer la fusée durant son vol. Nous avons imprimé ce rack en PLA et cherché à minimiser son encombrement, sachant que le diamètre intérieur de la fusée de 80mm limitait grandement la place disponible. Afin d'avoir facilement accès à ce rack, nous avons intégré, à l'intérieur du corps, des glissières permettant au rack de coulisser et de sortir du corps facilement. Au-dessus du rack électronique se trouve le système d'éjection du parachute, qui s'articule autour d'une bague d'ancrage fixée dans le corps par des vis pression.

Enfin, au-dessus du corps supérieur, se trouve l'ogive (d'une hauteur de 275mm et d'un diamètre extérieur de 82,5mm) sous laquelle se trouve le parachute.

Notre fusée est également dotée de 4 ailerons qui ont d'abord été imprimés en 3D, puis drapés de fibre de carbone et enfin poncés et fixés aux corps à l'aide de supports en aluminium.

Planète Sciences a développé une application permettant de vérifier si le dimensionnement des ailerons de notre fusée respectait bien les critères de stabilité instaurés par le cahier des charges. Cette application prédit par la même occasion la trajectoire de la fusée.

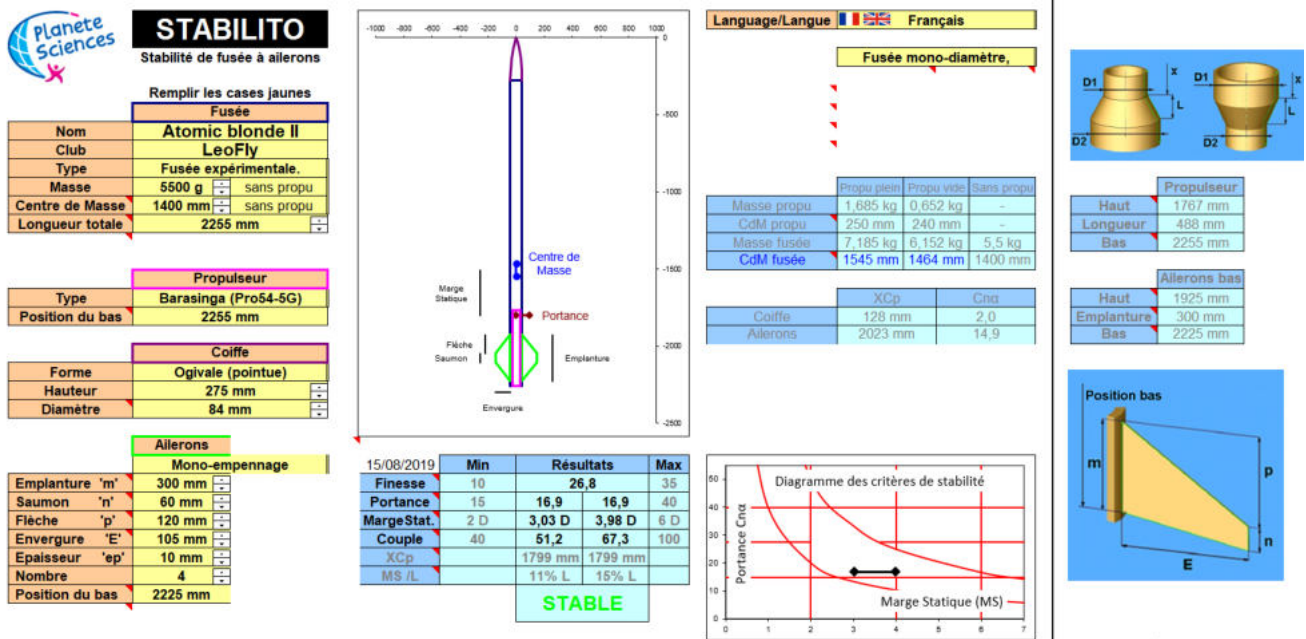


Figure 2: dimensions des ailerons de la fusée

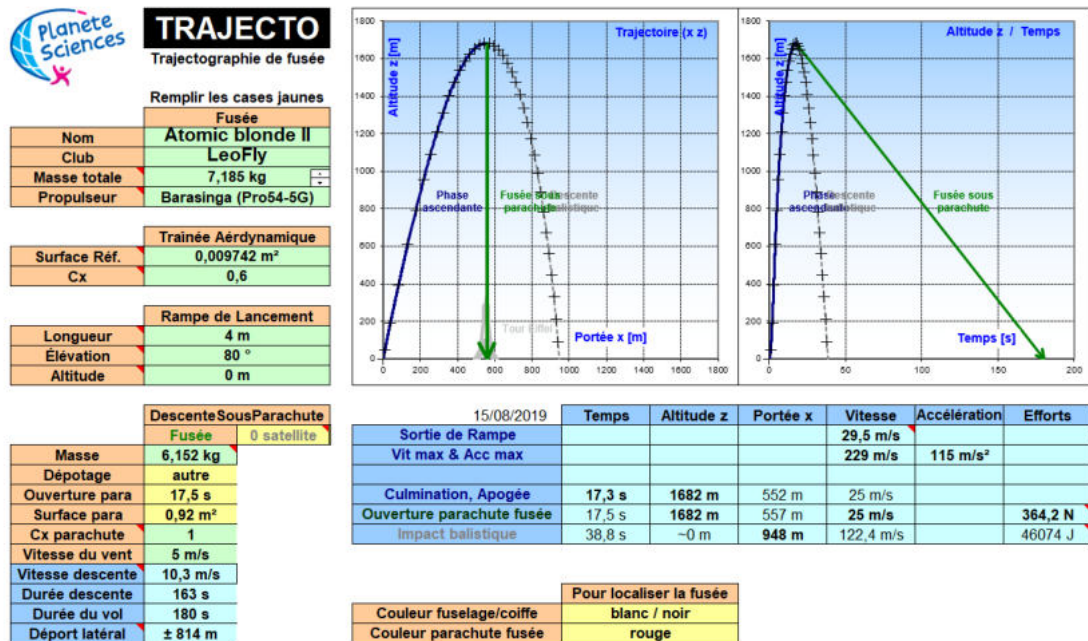


Figure 3: trajectoire théorique de la fusée

2.2 Pièces modélisées

- Processus de Fabrication

Nous avons réalisé l'ensemble de nos pièces grâce au centre d'usinage de notre école. A partir d'un brut cylindrique en aluminium de 124mm de diamètre et d'un pavé d'aluminium, nous avons usiné les différentes bagues de la fusée ainsi que les supports des ailerons. Nous avons à disposition une scie à ruban pour sectionner, un tour manuel pour différentes opérations : surfacages, alésages, contournages, gorges (etc..) ainsi qu'une CNC, une machine-outil à commande numérique par ordinateur. Cette dernière permet d'usiner des formes complexes sans démontage de la pièce à partir d'un G-Code généré par les opérations d'usinage que nous définissons dans la FAO (Fabrication Assistée par Ordinateur) des pièces sur CATIA V5.



Figure 4: centre d'usinage du Pôle Léonard de Vinci



Figure 5: fraiseuse 3 axes



Figure 6: Fabrication Assisté par Ordinateur de la bague d'ancrage du parachute

- Optimisation du corps en composite

Nous avons récupéré les données de matériaux de fabricant pour le T700 fibre standard et le M46J fibre à haut module. Pour notre application, la M46J nous a semblée être réservée à un usage plus spécifique, et la fibre T700 amplement suffisante, plus élastique moins cassante et moins chère. Le procédé de fabrication choisi est l'enroulement filamentaire, il s'agit d'enrouler une fibre autour d'un mandrin qui comporte le moule. Ce genre de réalisation est très utilisée sur des pièces de forme cylindrique.

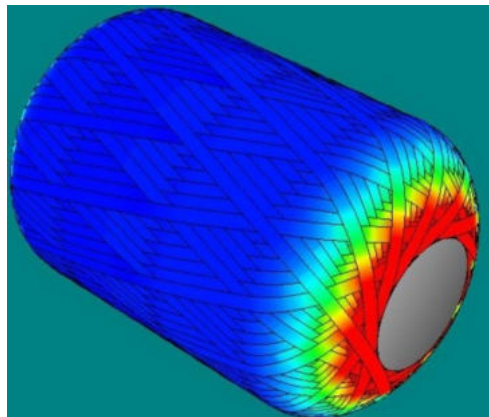
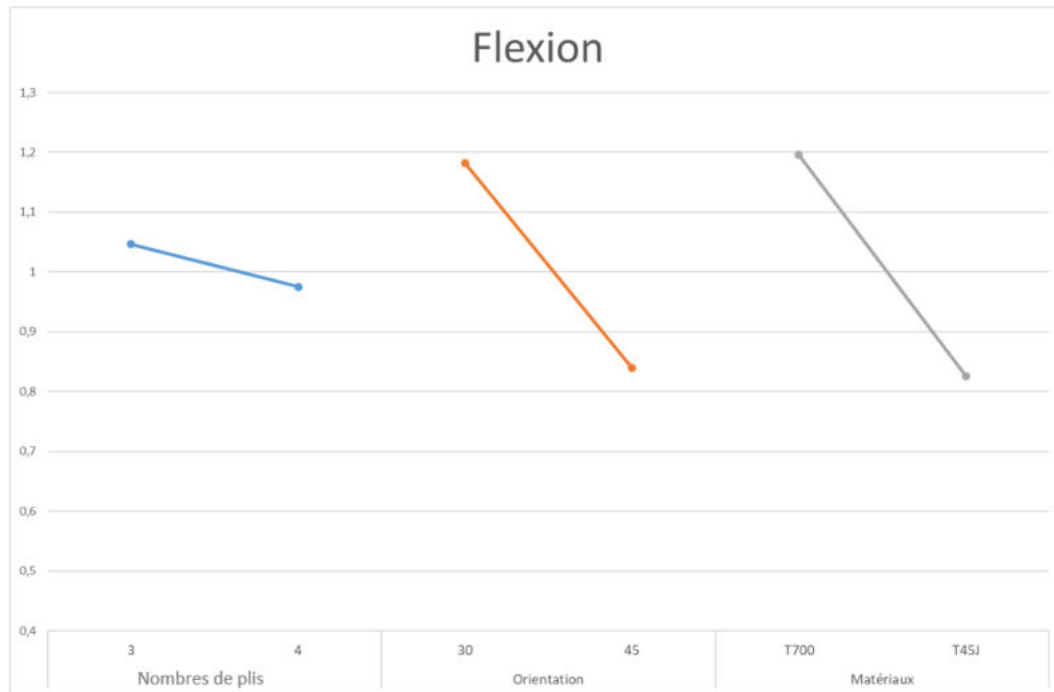


Figure 7: Exemple d'une simulation d'enroulement filamentaire

Le deuxième paramètre est de trouver l'angle d'enroulement de la fibre (voir image ci-dessus). Pour ce faire, nous avons simulés, avec une marge de sécurité dans CATIA, les différents efforts que va subir la fusée. Pendant le décollage le propulseur délivre sa pleine puissance de poussée, la « peau » en carbone va supporter les efforts de poussée et le poids de toutes les pièces. Cette configuration permet de se passer d'un treillis porteur, il suffit de visser les pièces au corps en carbone qui joue le rôle de colonne vertébrale. La fibre de carbone étant extrêmement résistante, son utilisation pour la fusée est pleinement justifié.

Une fois le modèle créé, nous sommes repartis de l'épaisseur de carbone de la fusée de l'année dernière pour les premiers calculs avec une orientation des fibres de $\pm 45^\circ$. Les deux millimètres d'épaisseur se sont révélés très surdimensionnés après un calcul de flèche et un autre en compression.

Nous avons choisi la fibre la plus fine pour avoir une meilleure gestion de l'épaisseur (0.25mm après polymérisation). Pour trouver le bon nombre de plis nous avons itéré chaque calcul en modifiant l'orientation des fibres et le type de matière, et nous sommes parvenus à un plan d'expériences d'essais numériques.



Grâce à ce graphique des effets moyens, nous pouvons vite nous rendre compte de l'impact de la flèche en millimètre en fonction des différents facteurs.

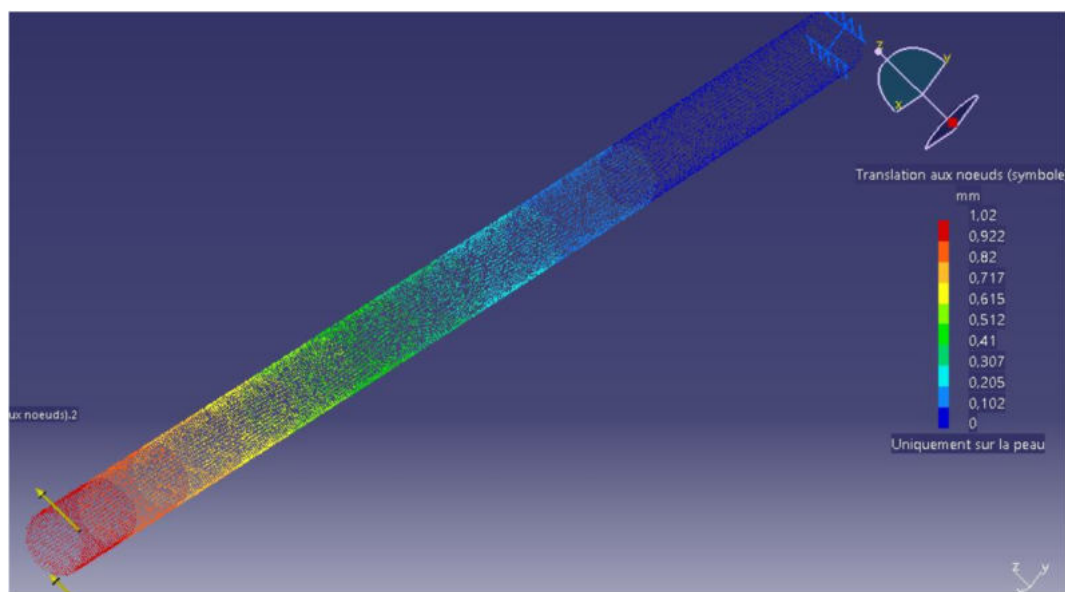
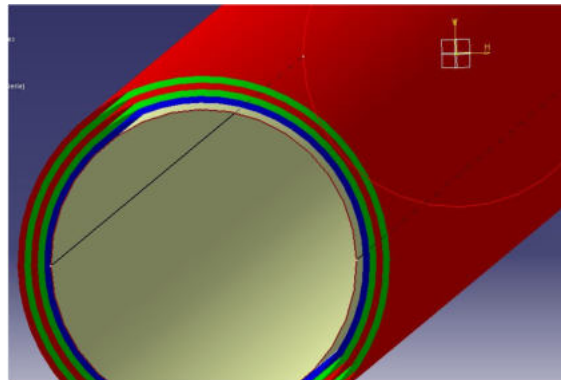


Figure 8: Résultat d'un calcul de flexion du corps en composites

La solution retenue est la fibre 6k, en T700 avec une orientation de +/- 20 degrés.



Empilement :

Numéro de Plis	Orientation	Autre
1	0°	Utilité purement structurelle pour la dépose des autres couches (n'influe pas dans le calcul)
2	20°	
3	-20°	
4	20°	
5	-20°	

Ce qui donne une épaisseur de 1.25mm, nous avons gagné un peu d'argent sur le coup en matière et en légèreté (environ 300 g sur les deux corps en composites).

- Bague de reprise de poussée

Cette bague constitue le point duquel la poussée du propulseur est transmise au corps de la fusée. La poussée étant reprise par le bas du propulseur, il a donc été nécessaire de créer un épaulement sur la bague de reprise pour que le propulseur puisse venir en butée.

Enfin, pour empêcher le propulseur de tomber par gravité une fois mis en place, nous avons fixé une languette en aluminium sur la bague. Ce dispositif a pour but de faciliter la mise en place du propulseur par l'artificier. Ce dernier doit uniquement avoir à insérer le propulseur dans la fusée et faire pivoter manuellement la languette de telle sorte à bloquer la translation du propulseur par rapport au corps.



Figure 9: Bague de reprise de poussée avec ses languettes

- Bagues de centrage propulseur

Pour centrer le propulseur dans l'axe de la fusée, et bloquer tout mouvement horizontal, nous avons réalisé deux bagues de centrage en aluminium qui viennent entourer le propulseur. Ces bagues en aluminium peuvent résister au rayonnement thermique du propulseur.



Figure 10: Bagues de centrage propulseur

- Ailerons

Les ailerons jouent un rôle clef au cours du vol, car ce sont eux qui garantissent la bonne stabilité de la fusée durant son ascension. Après plusieurs simulations sur Stabtraj, nous avons choisi de donner à nos ailerons une forme trapézoïdale avec un profil de type NACA 0.007 à la base et de type NACA 0.010 au saumon (à l'extrémité de l'aile).

La première étape consiste à imprimer en 3D les ailerons (impressions en PLA).



Figure 11: ailerons

Ensuite nous superposons deux couches de carbone sur le moule en plastique à l'aide de résine époxy pour consolider la structure.

Vient ensuite le séchage qui est réalisé sous vide : nous laissons pendant 24h l'aileron drapé dans une poche en plastique hermétiquement fermée avec du mastic et nous faisons le vide en aspirant l'air présent dans la poche à l'aide d'une pompe à vide.

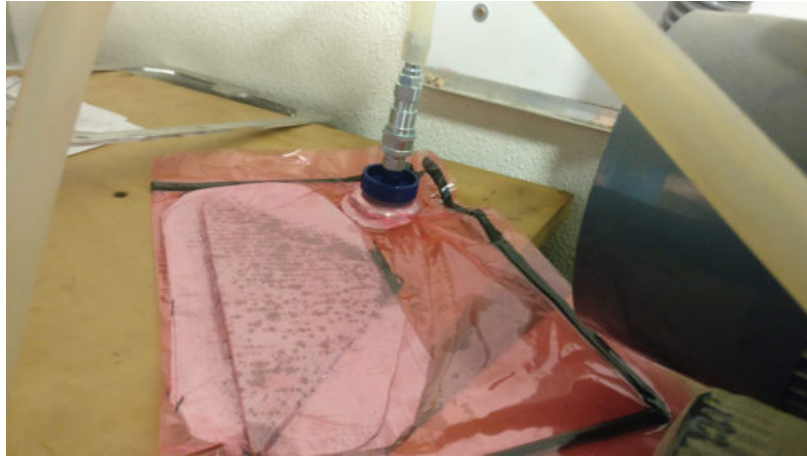


Figure 12: séchage sous vide

Enfin, nous éliminons le surplus de carbone aux bords à l'aide d'une Dremelle et nous finissons par les poncer pour qu'ils soient les plus lisses et donc les plus aérodynamiques possible.

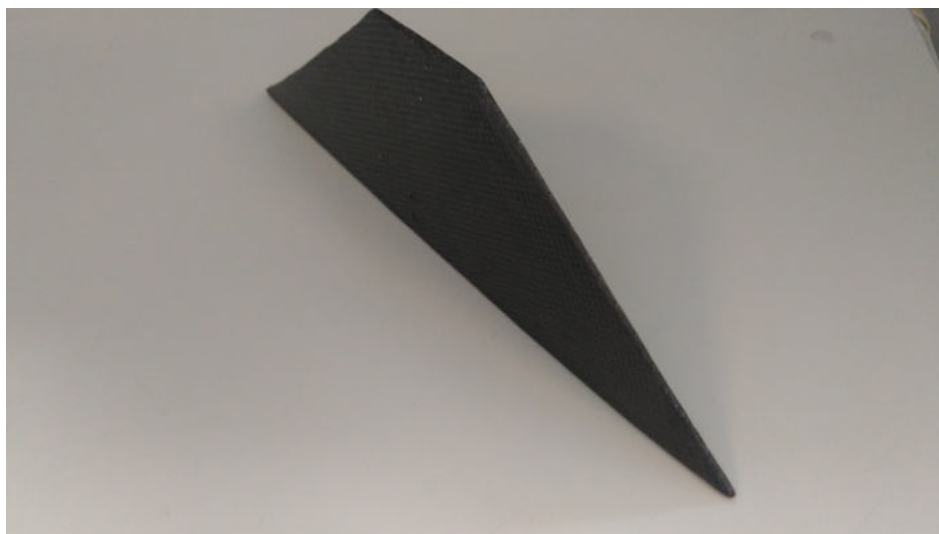


Figure 13: aileron final

- Supports ailerons

Pour fixer les ailerons au corps, nous avons conçu et usiné des supports en aluminium que nous avons introduits dans les fentes des ailerons. Ces supports en « T » épousent la forme intérieure du corps de la fusée et viennent se fixer à l'intérieur des ailerons. Ainsi, lorsque les ailerons sont fixés au corps, les supports ne gênent pas l'écoulement de l'air comme pourraient le faire des équerres.



Figure 14: Supports ailerons

- Bague de liaison

La bague de liaison a un double rôle : elle sert à la fois à faire la jonction entre le corps supérieur et le corps inférieur de la fusée, et à éjecter par ses 4 sorties orthoradiales l'air comprimé du rack pneumatique. Cette bague de 15 cm de hauteur a été usinée en une seule pièce à la fraiseuse 3 axes de notre école. Pour faciliter l'accès au rack pneumatique, nous fixons ce dernier à la bague grâce à 3 tiges filetées. Ainsi, lorsque nous retirons la bague de liaison, nous pouvons également extraire le rack pneumatique du corps pour procéder, par exemple, à la recharge de la bouteille d'air comprimé.

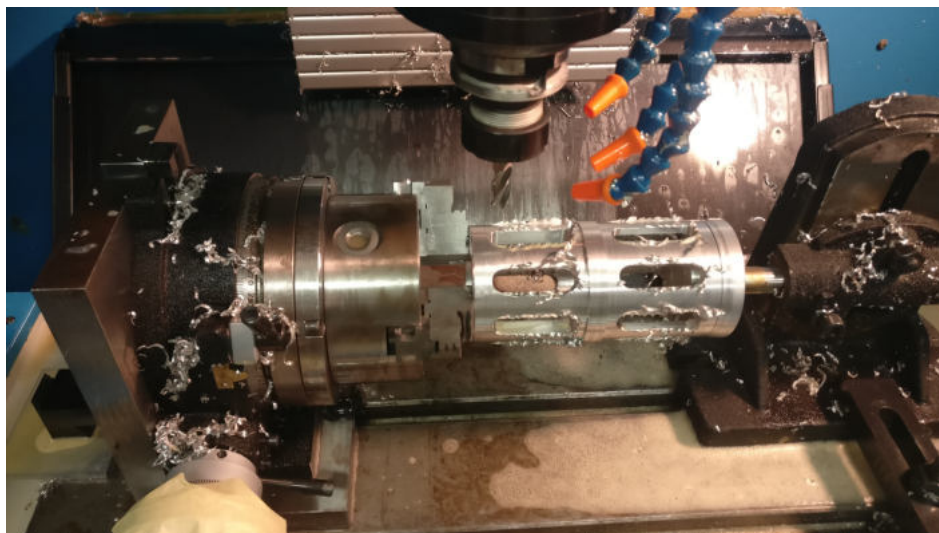


Figure 15: bague de liaison en cours d'usinage

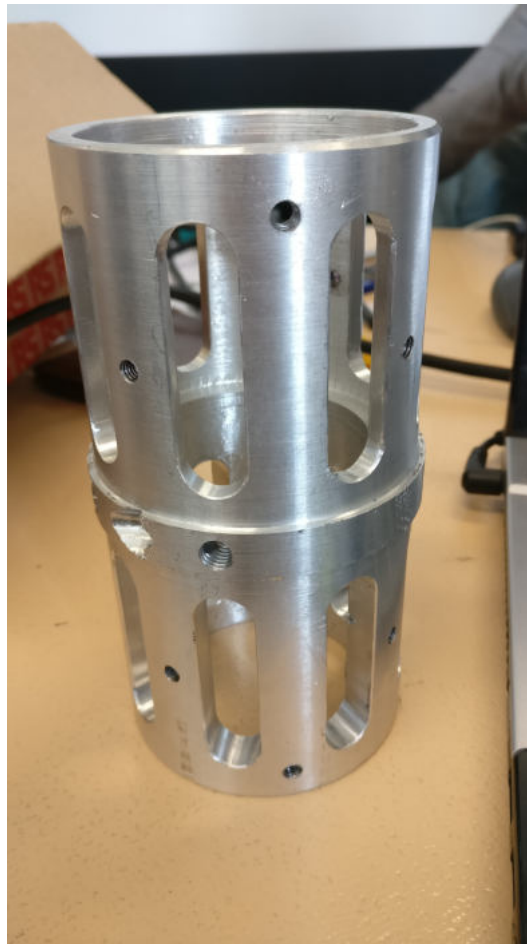


Figure 16: bague de liaison finale

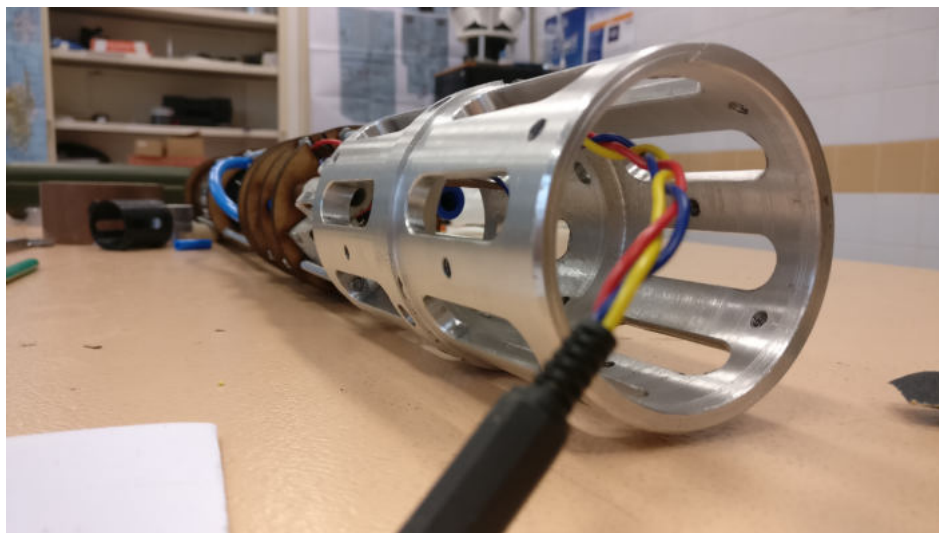


Figure 17: bague de liaison avec le circuit pneumatique

- Ogive

Nous sommes partis de l'équation suivante pour obtenir une ogive de forme parabolique. L'ogive doit faire 300mm de long et 82.5mm de diamètre.

$$y = \frac{41.25}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\cos\left(1 - \left(\frac{x}{150}\right)\right) - \frac{\sin(2 * \cos(x/150))}{2}}$$

y	x
0	0
1,21473271	2
2,04087334	4
2,76341041	6
3,425377	8
4,0452731	10
4,63328213	12
5,19579239	14
5,73715611	16
6,26051303	18
6,7682257	20
7,26213042	22
7,74369158	24
8,21410168	26
8,67434871	28
9,12526333	30
9,56755262	32
10,001825	34
10,4286089	36
10,8483671	38

Pour obtenir l'esquisse dans Catia il faut d'abord dresser un tableau de points sur Excel. Il existe deux méthodes pour importer un nuage de points :

La première consiste à aller chercher un fichier Excel pré-rempli dans les dossiers système de CATIA V5 (R21 ici build de 2014), puis à utiliser la macro intégrée au fichier, les points s'importent dans une esquisse de Part Design.

La deuxième méthode (si la première échoue) est de recopier le tableau dans un éditeur de texte (ex : bloc note) et d'écrire en fin de tableau ****end cloud****, puis d'enregistrer ce fichier en extension .asc, se rendre dans CATIA, aller dans l'application Digitized Shape Editor de l'onglet Shape, d'importer les points et de les convertir en points utilisables pour les features d'esquisses. Il suffit de faire passer une courbe au milieu de ces points et de générer une surface.

Nous avons réalisé un moule en prenant en compte un retrait dû à l'épaisseur de carbone, de la résine, de la cire de démoulage, ... Mais nous n'avons pas eu le temps de la draper, car la tâche est complexe en raison de la forme de l'ogive, et le résultat n'est pas toujours celui espéré la première fois.

Nous avons donc réutilisé le modèle 3D et, pour éviter de courir le risque de temps perdu à rater une ogive, car le processus n'est pas encore maîtrisé parfaitement. Nous avons modifié le modèle pour y intégrer une épaisseur de plastique, trois nervures en renfort, ainsi qu'un système de centrage dans le corps. Nous y avons également ajouté une zone destinée à bloquer et positionner la pièce faisant liaison entre le piston poussoir du parachute et l'ogive. Nous avons dû réaliser plusieurs ogives car ce nouveau système n'a pas marché du premier coup, suite à des imprécisions des imprimantes 3D.

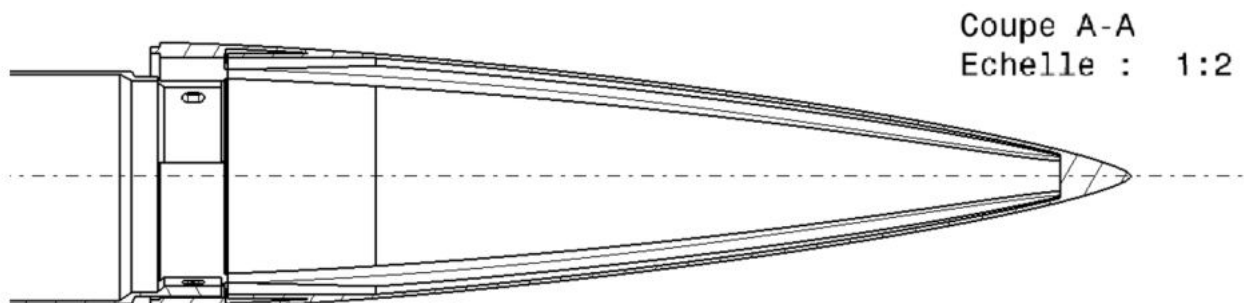
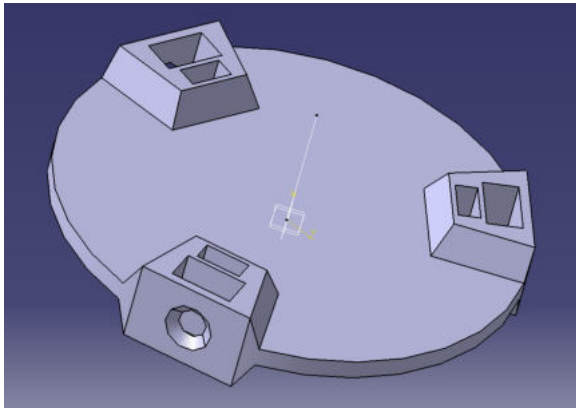


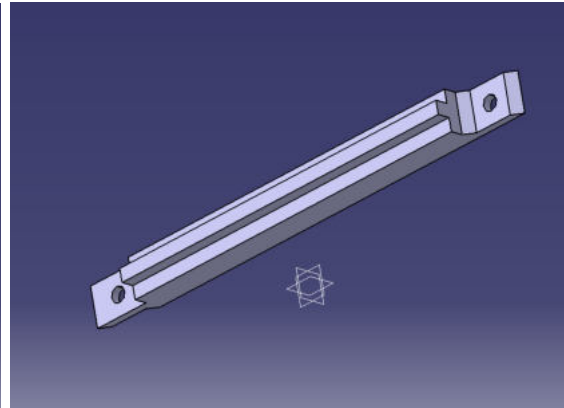
Figure 18: coupe de l'ogive

- Supports mécaniques des cartes électroniques

L'électronique de la fusée est placée sur une structure composée de différentes plaques et tiges de longueurs variables, venant s'emboîter les unes dans les autres. Cette structure permet d'être modulable et de pouvoir se placer sur des raies dans le corps de la fusée. Ces pièces sont directement imprimées en 3D. Pour éviter que les pièces ne se déforment à cause de la température que peut atteindre la fusée en rampe, la partie supérieure de la fusée a été peinte en blanc afin de limiter le réchauffement interne.



(a) une plaque du rack électronique



(b) une tige du rack électronique

Figure 19: pièces du rack électronique

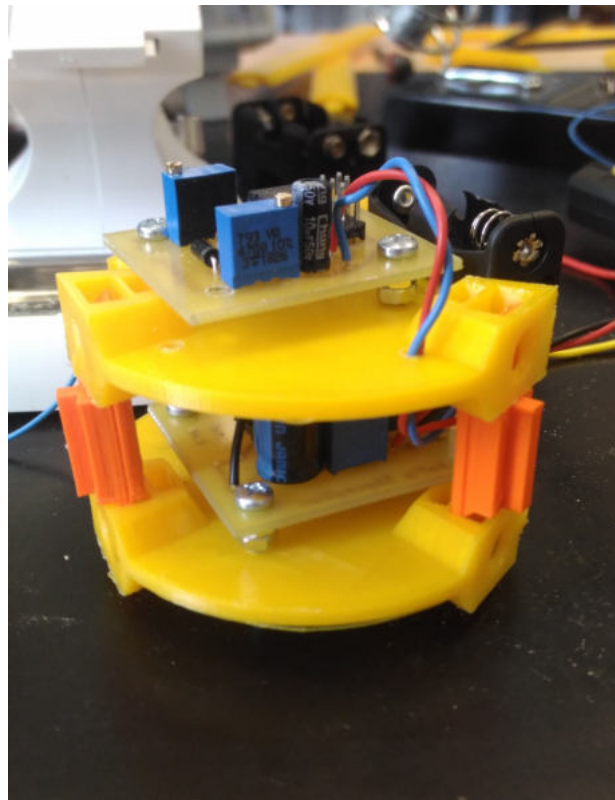


Figure 20: assemblage d'une partie du rack

- Supports mécaniques du circuit pneumatique

Pour ce qui est de l'intégration du circuit pneumatique dans la fusée, nous avons réalisé un rack composé de 3 tiges filetées ainsi que de bagues en bois. Les bagues ont été fabriquées à l'aide d'une découpeuse laser.

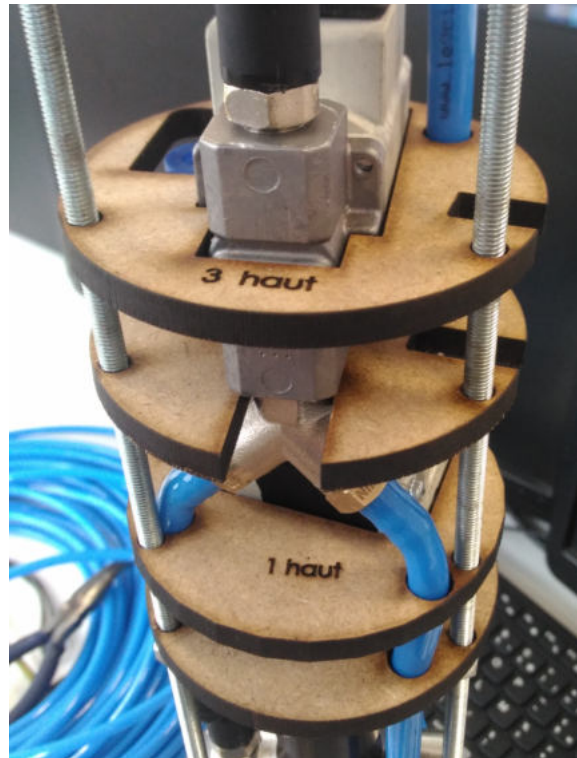


Figure 21: structure du rack pneumatique

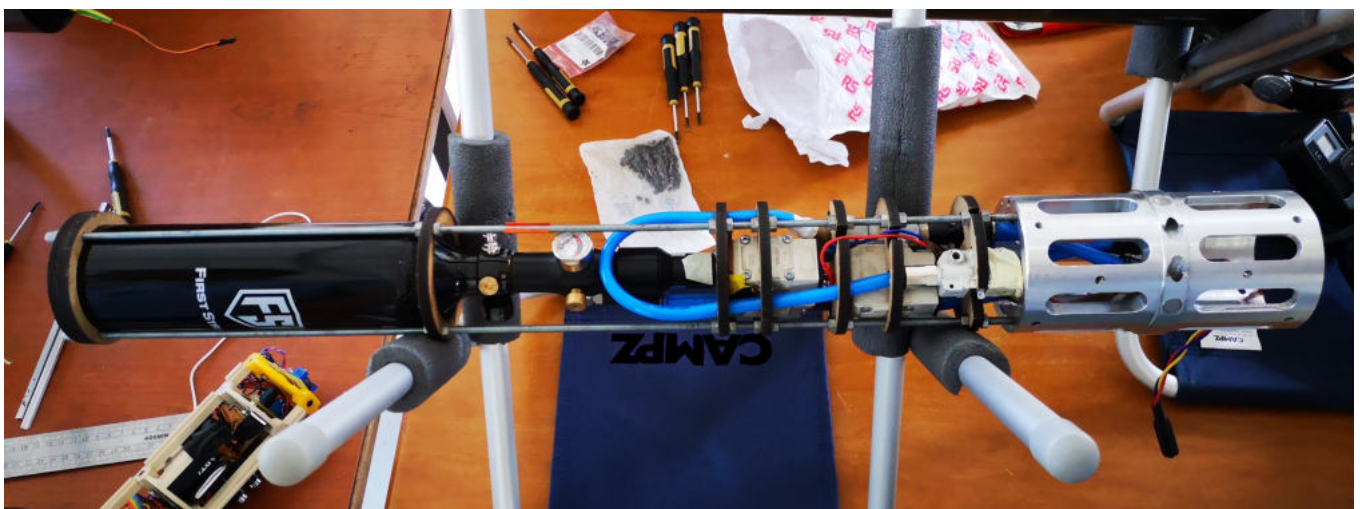


Figure 22: rack pneumatique lors de la qualification

2.3 Difficultés rencontrées

- Bague de reprise de poussée

Initialement, nous avions pour idée de concevoir conjointement une bague de reprise de poussée ainsi qu'une bride venant se fixer sur la bague, de telle sorte qu'elle bloque toute rotation du propulseur par rapport au corps. Afin de simplifier la tâche au pyrotechnicien, la bride était conçue selon un mécanisme de translation puis de rotation rapide. Le verrouillage du montage se faisait ensuite par une simple vis engagée à travers la bague et la bride, empêchant ainsi la rotation de l'une par rapport à l'autre.

Malheureusement, lors de la RCE 3, nous nous sommes aperçus que le propulseur ne rentrait pas correctement dans la fusée : la géométrie de la bague ne le laissait pas suffisamment ressortir lorsqu'il arrivait en butée. Pris par le temps, nous n'avons pas pu ré-usiner ces pièces qui demandaient de nombreuses opérations au centre d'usinage (à la fois au tour manuel et à la fraiseuse numérique 3 axes). Nous avons donc choisi de réaliser une bague de reprise plus simple et de remplacer la bride par 2 languettes en aluminium.



Figure 23: système initial de fixation du propulseur

- Ailerons et supports

Le drapage des ailerons est une opération complexe qui requiert patience et minutie. En effet, il est primordial d'être le plus précis possible lors de l'application des bandes de carbone (notamment lors de la 2^{ème} couche), ainsi que lors du ponçage à la Dremelle après la mise sous vide. La mise en place des ailerons sur le corps de la fusée a aussi été une tâche délicate car nous devions nous assurer de l'alignement de tous les trous de fixation : ceux des supports (au nombre de 8) sur le corps ainsi que ceux sur les ailerons. Un décalage de quelques millimètres sur le montage pouvait grandement impacter l'alignement du tube et rendre certains trous déjà percés obsolètes.



Figure 24: perçage du corps

2.4 Système de récupération de la fusée

- Parachute

Le parachute constitue le système de récupération de notre fusée. Il est éjecté à l'apogée (fixée d'après le Stabtraj à 1682m), puis assure une descente contrôlée d'environ 10m/s jusqu'à l'atterrissage de la fusée. Nous avons fabriqué un parachute cruciforme formé de 5 carrés de 43 cm de côté pour ralentir la chute de la fusée. Le tissu utilisé est du nylon 41g/m² de Chikara (tissu dont la résistance au choc est très élevée) Le parachute fut plié via la méthode suivante :

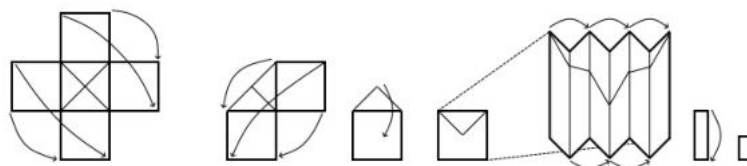


Figure 25: méthode de pliage du parachute

Ce pliage permet à la fois de ranger la toile, les suspentes et la corde dans un espace très réduit et de ne pas endommager la voilure. A la fin du pliage, l'anneau anti-torche est placé de manière à être collé au parachute. Pour assurer la liaison entre l'émerillon et la fusée, nous avons opté pour de la corde de voile de 3mm de diamètre car ce type de corde est très résistant au choc : la corde peut supporter un choc de 5000 Newton.



Figure 26: test de déploiement du parachute pendant les qualifications

• Système d'éjection

Dans la partie supérieure du corps, entre le rack électronique et l'ogive, se trouve notre système d'éjection constitué d'une bague d'ancrage en aluminium (fixée au corps de la fusée), d'une tige en aluminium, de deux pièces imprimées en PLA (un « piston » et la cage du parachute) et d'un servomoteur (avec son support également imprimé en PLA). La tige (sur laquelle est fixée le piston) vient glisser dans la bague d'ancrage en comprimant le ressort jusqu'à ce que quatre billes viennent se bloquer au niveau de la gorge de la tige. Ainsi, la tige est bloquée et retient la détente du ressort. Le système d'éjection est alors dit « chargé ». Nous venons alors l'introduire par le haut de la fusée, parallèlement, nous réalisons le pliage du parachute décrit plus haut puis venons le ranger avec les suspentes et la corde (nouée à la bague d'ancrage) dans l'espace dédié. Une fois cette opération faite, nous faisons glisser le système en intercalant la demi-cage où est fixée l'ogive. La bague d'ancrage peut alors être fixée au corps par des vis pression et le corps supérieur de la fusée est alors complètement fermé, l'ogive étant maintenue par le piston, lui-même bloqué par la tige.

A l'apogée, le parachute doit être éjecté de manière quasi-instantanée afin de garantir la descente contrôlée de la fusée. En effet, si le parachute est libéré trop tôt ou à l'inverse trop tard, la vitesse de la fusée est trop importante et la corde reliant le parachute au corps peut se rompre. Afin d'éviter ce genre de problèmes, nous avons fait appel à un séquenceur qui actionne au bon moment (à $T = 17,3s$) le servomoteur qui déverrouille la tige. La détente du ressort est alors immédiate et pousse verticalement le piston. Ce dernier entraîne avec lui la demi-cage où est fixée l'ogive. Ainsi, d'un seul mouvement, l'ogive est éjectée et le parachute est libéré.

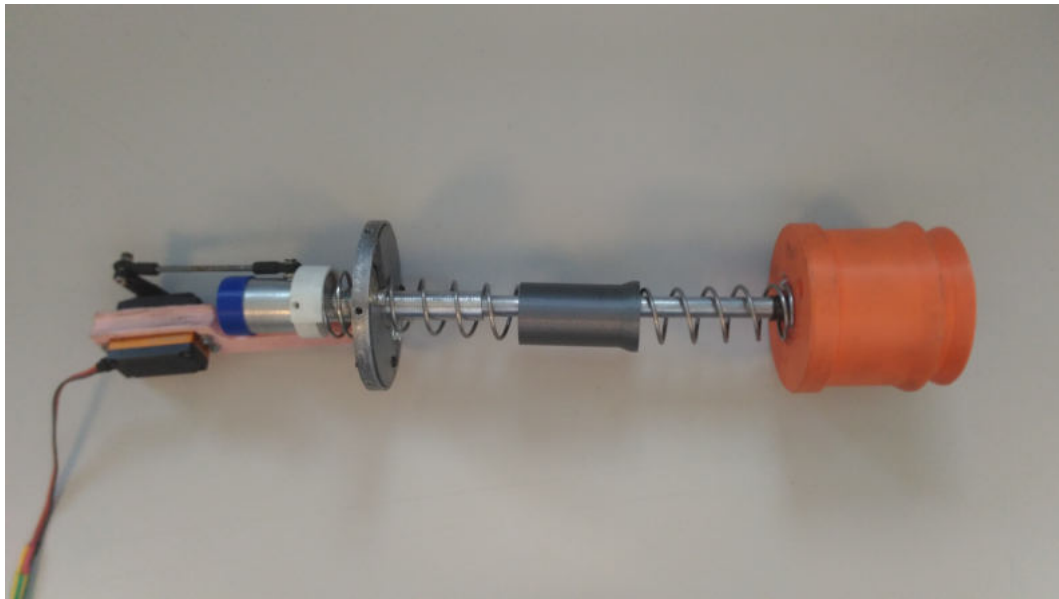


Figure 27: système d'éjection du parachute



Figure 28: test d'éjection du parachute pendant les qualifications

2.5 Difficultés rencontrées

Concernant la forme du parachute, l'idée initiale était de réaliser un parachute hémisphérique muni d'une cheminée centrale plutôt qu'un parachute cruciforme. Cependant, nous avons réalisé que, malgré un pliage en sapin optimisant la place prise, le parachute était trop comprimé à l'intérieur du corps et, en plus de ne pas sortir correctement du corps, qu'il bloquait l'éjection de l'ogive. Nous avons donc opté pour un parachute plus petit de forme cruciforme (entraînant une augmentation de la vitesse de descente, sans pour autant la rendre déraisonnable).

Pour le système d'éjection de manière générale, notre idée de départ était de réaliser un système en deux temps : d'abord la libération de l'ogive puis, dans un second temps l'éjection du parachute. Cependant, cette méthode nécessitait l'utilisation de deux servomoteurs s'actionnant à deux intervalles de temps différents et la conception du circuit électronique ne permettait pas cela. Nous avons donc du opter pour un autre système adapté à notre cas.

3 Description électronique

3.1 Aperçu général de l'électronique et des connexions entre les cartes

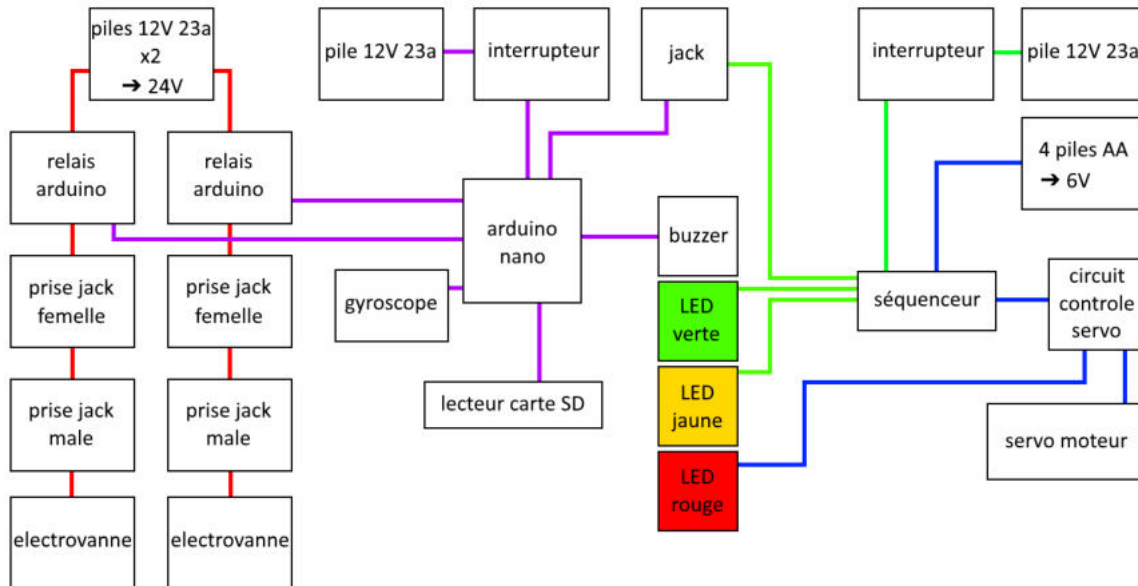


Figure 29: plan de câblage

3.2 La minuterie

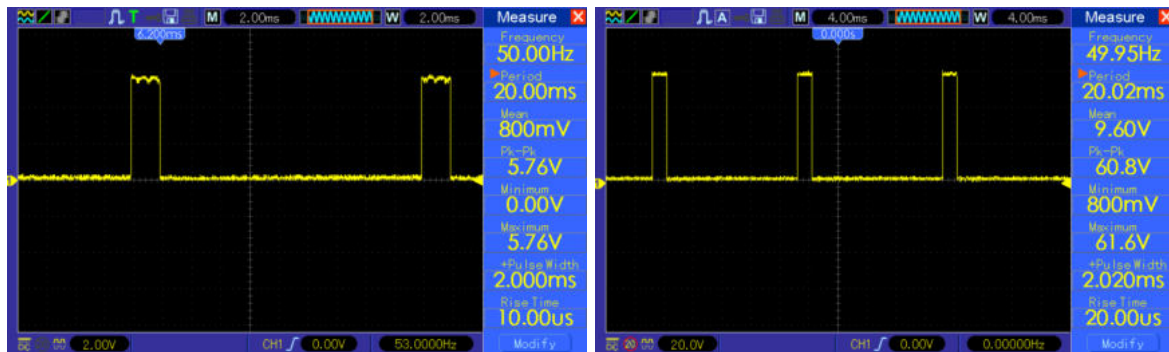
Le principe de fonctionnement de la minuterie est basé sur l'observation de la tension aux bornes d'un condensateur. On sait que cette tension varie en fonction du temps, nous pouvons donc utiliser ce système pour compter la durée théorique entre le décollage de la fusée et l'apogée. Pour régler le temps d'enclenchement de la minuterie, un potentiomètre est placé en série du condensateur. En faisant varier la résistance du potentiomètre, le condensateur mettra plus ou moins de temps à se charger, nous pouvons donc ainsi faire varier le temps de la minuterie. Un NE555 est chargé de contrôler la tension aux bornes du condensateur, sa tension à sa patte 3 passe de $\frac{2}{3} V_{cc}$ à 0 V lorsque le condensateur va atteindre $\frac{1}{3} V_{cc}$, V_{cc} correspondant à la tension d'alimentation du circuit. Ce changement de tension à la sortie du 555 permet d'activer un relais. Attention, l'intérieur du relais est composé d'une bobine, il faut donc placer une diode aux bornes de la bobine afin de protéger le circuit lorsque l'intensité dans la bobine varie brutalement. Pour rappel, la tension aux bornes d'une bobine respecte la formule suivante :

$$u = L \frac{di}{dt}$$

En pratique, une chute brutale d'intensité ne va pas engendrer une tension infinie mais une de quelques dizaines de volts.

A l'apogée, ce séquenceur va donc activer le circuit contrôlant le servomoteur. Ce circuit a pour but d'envoyer une consigne d'angle au servo. La plupart des servomoteurs prennent comme consigne d'entrée un signal crêteau correspondant pour eux à un angle. Ce signal crêteau a une fréquence de 50 Hz, une partie haute de 0.1ms correspond à une consigne de 0° et 2ms une consigne de 180° . Pour générer ce signal crêteau, nous avons utilisé un NE555 en mode astable. L'implémentation de deux potentiomètres sur le circuit final nous permet de jouer sur la valeur de la consigne. Voici une

tentative de reproduction d'une consigne de 180° , à droite nous avons une consigne sortant d'une arduino, à gauche le signal de notre circuit.



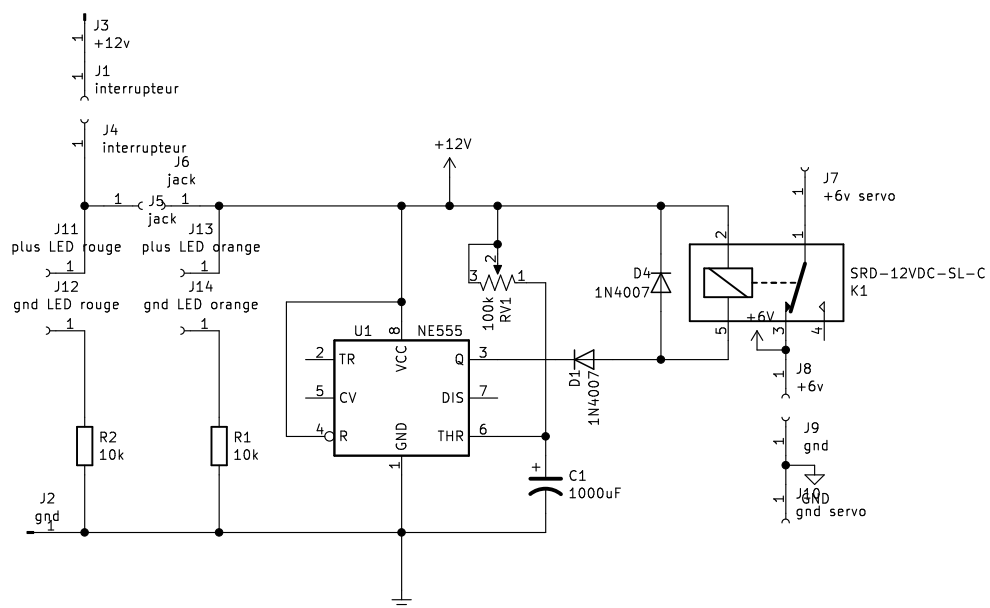
(a) signal arduino

(b) signal circuit

La précision de l'oscilloscope permet d'obtenir des périodes approchées au centième de milliseconde. Cet écart, bien que faible par rapport au signal théorique, engendre de légères oscillations du servomoteur en position finale, de l'ordre du degré. Celles-ci n'ont pas gêné le système d'ouverture du parachute durant les tests.

3.3 Réalisation des circuits

Les PCB ont été réalisés sur le logiciel Kicad, les schémas et les plans des circuits sont présents sur les pages suivantes.



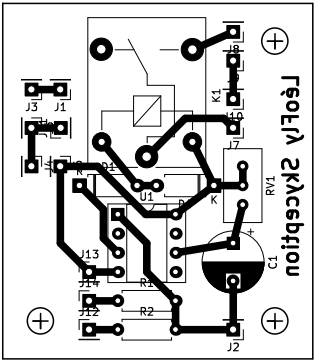
Skyception
Pierre Debaisieux
LeoFly

Sheet: /
File: sequenceur.sch

Title: sequenceur

Size: A4 Date:
KiCad E.D.A. kicad (5.0.1)-3

Rev: 1.0
Id: 1/1



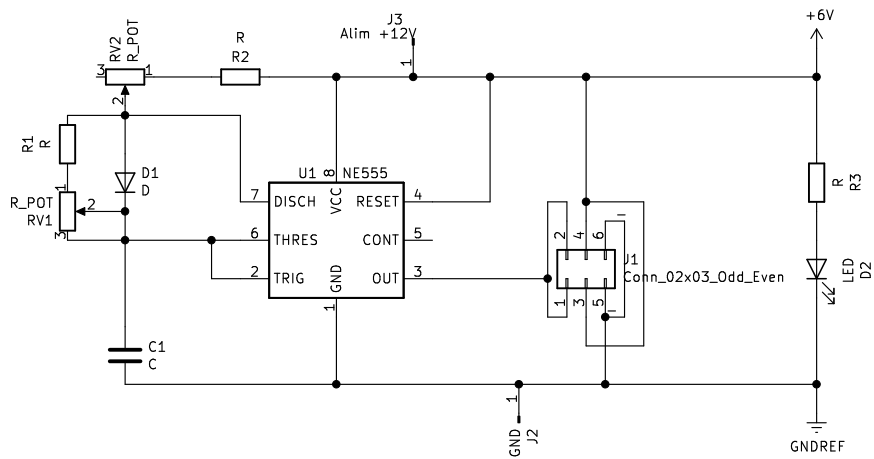
Skyception
Pierre Debaisieux
Léofly

Sheet:
File: sequenceur.kicad_pcb

Title: sequenceur

Size: A4 Date: 2019-03-11
KiCad E.D.A. kicad (5.0.1)-3

Rev:
Id: 1/4



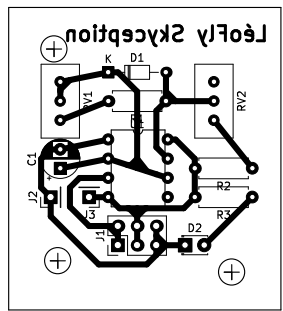
Skyception
Pierre Debaisieux
LéoFly

Sheet: /
File: controleServo.sch

Title: controle servomoteur

Size: A4 Date:
KiCad E.D.A. kicad (5.0.1)–3

Rev:
Id: 1/1



Skyception
Pierre Debaisieux
LéoFly

Sheet:
File: controleServo.kicad_pcb

Title: controle servomoteur

Size: A4 Date: 2019-03-11
KiCad E.D.A. kicad (5.0.1)-3

Rev:
Id: 1/4

4 Expérience

4.1 But de l'expérience

L'objectif du vol est d'annuler le roulis de la fusée en phase balistique. Pour cela, nous avons mis en place un circuit pneumatique permettant d'éjecter du gaz dans le sens horaire et anti horaire, par rapport à l'axe de roulis de la fusée. Après la phase de propulsion, le circuit est mis en marche. L'ouverture des électrovannes est gérée selon les valeurs reçues par un accéléromètre embarqué. Le mode de fonctionnement des électrovannes étant tout ou rien, la fusée contre son roulis tant qu'elle n'est pas dans une fourchette de vitesse angulaire acceptable. Nous avons fixé cette plage de vitesses entre $-10^\circ/\text{s}$ et $+10^\circ/\text{s}$. Cette fourchette permet au système de ne pas rentrer dans un mode de fonctionnement sinusoïdal.

4.2 Réalisation du circuit pneumatique

La réalisation du circuit pneumatique fut un réel challenge au vu du rayon du corps de la fusée. De plus, notre club n'avait acquis aucune connaissance pneumatique auparavant. Le cahier des charges nous imposait d'avoir une pression inférieure à 10 bars dans le circuit. Partants de cette contrainte, nos calculs théoriques de poussée engendrée par le système, et les pertes de charges formées par la géométrie du circuit nous ont permis de déterminer un volume d'air nécessaire pour contrer le roulis. Ce volume étant très élevé, nous devions avoir un réservoir à très haute pression pour atteindre la capacité souhaitée. Nous nous sommes donc tournés vers des réservoirs utilisés en paintball. Le paintball est une activité grand public utilisant des hautes pressions. Ses réservoirs ont donc des pressions de l'ordre de plusieurs centaines de bars, ce qui nous permet d'atteindre le volume d'air souhaité. La bouteille embarquée dans la fusée est le réservoir haute pression 26/3000 de la marque First Strike de 0.42L, pouvant atteindre une pression d'utilisation de 200 bars, 22 correspondant à son volume en pouce carré et 3000 à sa pression d'utilisation en psi (voir figure 32). Cette bouteille possède un régulateur de pression qui permet d'avoir une pression de sortie de 50 bars. Cette pression de sortie étant trop élevée pour notre circuit, nous avons utilisé un régulateur réglable de paintball, permettant de fixer une pression inférieure à 10 bars en entrée du circuit (voir figure 31). Pour le reste du circuit, nous nous sommes tournés vers le site RS pro pour toute la partie connectique, câblage et pour le choix des électrovannes. Le système pneumatique de paintball respecte les normes de visserie, la sortie de notre régulateur correspondant à un filetage de 1/8 de pouce. Nous avons donc pu reprendre la main en connectant un raccord 1/8 à ce régulateur. Les électrovannes respectent les contraintes de pression et de débit souhaitées, mais surtout la contrainte de dimensionnement, engendrée par le faible diamètre de la fusée (voir figure 33).



Figure 31: régulateur basse pression Mancraft



Figure 32: First Strike 26/3000 HPA Tank



Figure 33: électrovanne VX210AGA

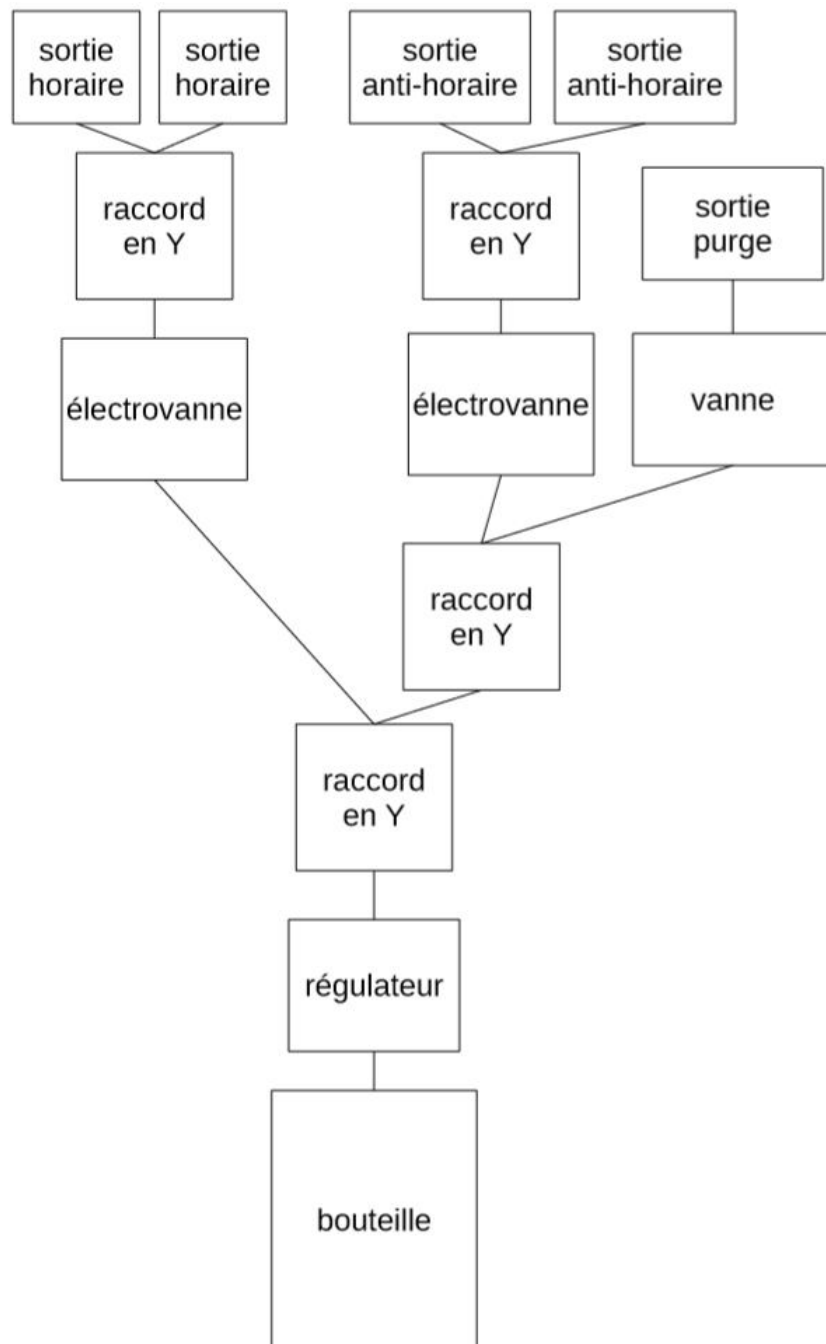


Figure 34: plan de câblage du circuit pneumatique

4.3 Informations sur la bouteille et dérogation du cahier des charges

Le cahier des charges impose une pression pneumatique maximale embarquée de 10 bars dans les fusées expérimentales, et notre bouteille dépassait de manière évidente cette limite : 190 bars. Pour nous autoriser à faire décoller notre fusée, le CNES et Planète Sciences nous ont demandé de prouver que la bouteille résistait à un certain seuil de pression. Ne possédant pas le matériel pour réaliser ces tests, nous avons dû nous tourner vers la documentation de la bouteille. Le paintball étant une activité ne demandant pas de faire des manipulations possiblement dangereuses avec le matériel, la documentation technique des différents produits est difficilement procurable voir impossible à trouver. Nous avons donc dû nous tourner vers les informations gravées sur la bouteille que voici :

5/8 - 18UNF TW GSW A69465

PW207BAR PH310BAR 0.64KG 0.42L 4.6MM

ISO7866 USA/M0816 TUV1 2016/09 π0035



Figure 35: instructions situées vers le haut de la bouteille

Les informations que nous avons pu en tirer sont les suivantes :

<i>5/8 - 18UNF</i>	forme du filetage présent sur la tête de la bouteille
<i>TW</i>	Taïwan, pays de fabrication de la bouteille
<i>GSW</i>	G-Shang Metal Corporation, fabricant de la bouteille
<i>A69465</i>	aucune information trouvée
<i>PW207BAR</i>	pression de travail de 207 bars
<i>PH310BAR</i>	pression de test hydraulique de 310 bars
<i>0.64KG</i>	masse de la bouteille
<i>0.42L</i>	capacité de la bouteille
<i>4.6MM</i>	aucune information trouvée
<i>ISO7866</i>	norme respectée par la bouteille
<i>USA/M0816</i>	matricule de G-Shang Metal Corporation imposé par PHMSA

TUV1 TUV Rheinland, agence d'inspection indépendante
2016/09 date de fabrication de la bouteille
π0035 inscription prouvant que GSW respecte la directive européenne 99/36/EC

En recherchant "PHMSA M0816" sur Google, on tombe sur la base de données de Pipeline and Hazardous Materials Safety Administration (PHMSA). On y trouve les informations suivantes :

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Approval #	M#	Manufacturer	Address	CA or Tracking Number	Independent Inspection Agency	Specification	Former Name	Status	Expiration Date
89	807-08-16	M0816	G-Shang Metal Corporation	No. 58 Fuziang Lane, Chang-An Road, Dalia Township, Taichung County 437 Taiwan Peoples Republic of China	CA2009070017	TUV Rheinland, Taiwan Ltd.	DOT-3AL, UN ISO 7866 and DOT-SP 14932		Good Standing	19/12/2018

Nous avons donc en notre possession une bouteille respectant la norme ISO 7866.

Celle-ci impose un critère sur la pression d'explosion des bouteilles. Cette dernière doit être supérieure ou égale à 1.6 fois la valeur de la pression de test hydraulique de la bouteille.

p_b Actual burst pressure, in bar⁵⁾ above atmospheric pressure
 p_h Hydraulic test pressure, in bar, above atmospheric pressure

b) The actual burst pressure p_b shall be greater than or equal to $1,6 \times$ the test pressure, i.e:

$$p_b \geq 1,6 p_h$$

Figure 36: extrait de l'ISO 7866-1999

La pression d'explosion de la bouteille est donc supérieure à 496 bars au dessus de la pression atmosphérique. Cette pression a été suffisante pour que le CNES valide la dérogation.

4.4 Difficultés rencontrées pendant la réalisation du circuit pneumatique

Les électrovannes que nous avons utilisées ont un sens d'utilisation comme indiqué sur le schéma présent dans la fiche technique.

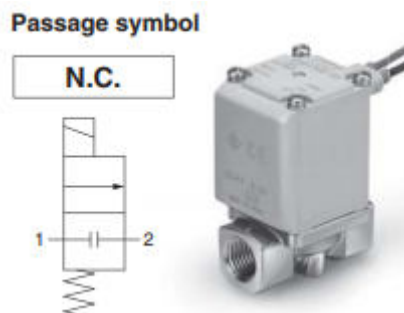


Figure 37: schéma pneumatique de l'électrovanne utilisée

Lors de nos premiers tests, nous avons placé l'entrée d'air à 10 bars sur la sortie de l'électrovanne. Dans cette condition d'utilisation, l'électrovanne n'arrive pas à bloquer une pression équivalente à la pression d'utilisation spécifiée dans la fiche technique. Une flèche discrète est placée sur un côté de l'électrovanne pour en indiquer le sens d'utilisation.

Le débit de sortie d'air à l'entrée du circuit fut un problème lors de nos tests. Dans un premier temps, nous avons simplement vissé le régulateur basse pression sur la tête de la bouteille. Cependant,

lorsque nous avons demandé un haut débit d'air en sortie, comme dans le cas où l'une des électrovannes serait ouverte, la pression de sortie du régulateur chutait d'un coup à une pression très faible par rapport à la pression de sortie demandée. Nous avons donc pensé à réutiliser la méthode qu'a mise en place le club Cles Facil dans leur fusée expérimentale Iness. Leur système consistait à changer le ressort situé dans le régulateur de la bouteille afin d'avoir une pression de sortie adaptée directement au circuit pneumatique. Nous avons donc acheté un kit permettant de changer la pression de sortie de la bouteille. Le kit de plus faible pression vendu sur le marché descend à 20 bars, cette pression étant encore trop élevée pour notre circuit, il nous fallait donc trouver un ressort permettant d'atteindre la pression souhaitée. Nous avons donc fait des tests de compression sur les 2 ressorts que nous avions, l'un permettant une sortie d'air de 50 bars et l'autre une de 20 bars (voir figure 38).



Figure 38: test de compression sur les 2 ressorts

Nous avons obtenu une raideur de 60 N/m pour le ressort de 50 bars et de 19 N/m pour le ressort de 20 bars. En supposant que la raideur du ressort est approximativement linéaire à la pression de sortie, nous pouvions avoir les caractéristiques techniques d'un ressort permettant d'avoir une pression en sortie de bouteille de 10 bars. Cependant, nous n'avons pas trouvé de ressort équivalent à ce que nous cherchions, et sous traiter la fabrication de ce type de pièce est assez onéreux à l'unité. La réalisation maison de ce ressort a été envisagée mais nous a semblé trop dangereuse en prenant en compte le fait que la pièce devait être suffisamment fiable pour faire passer la pression de 200 bars de l'air dans la bouteille à 10 bars. Nous avons donc trouvé une solution alternative. En diminuant la pression de sortie de la bouteille à 20 bars, le régulateur basse pression arrivait à tenir une pression constante acceptable par rapport à la configuration où l'air de la bouteille sortait à 50 bars. Cependant cette configuration impose une contrainte de débit : en effet, le débit sortant de la bouteille est plus important que celui sortant du régulateur basse pression.

5 Déroulement du vol

La fusée a décollé le 16 juillet à 17h, le ciel était parfaitement dégagé et la vitesse du vent faible. La fusée a pris la trajectoire parabolique attendue. Le parachute fût déployé après l'apogée.



Figure 39: Skyception en rampe

Le système d'éjection étant situé sous l'ogive, la fusée est retombée les ailerons vers le bas. Le dimensionnement du parachute était conçu pour une vitesse de descente de 14 m/s afin que la fusée ne se déporte pas trop. La vitesse d'impact fût donc importante au moment de l'atterrissage. Seule la tente Jupiter a pu noter un axe de retombée de la fusée, la loc 1 ayant perdu la fusée pendant le vol et la loc 2 n'étant pas utilisée ce jour-ci. Nous n'avions donc pas de localisation approximative du lieu d'atterrissage de la fusée, seulement un axe. La difficulté du terrain et ce manque d'information repoussa la récupération de la fusée à jeudi. Le mardi soir, après les vols de la journée, nous sommes allés longer cet axe pendant qu'un drone quadrillait la zone. Le mercredi, seul le drone refit des quadrillages de la zone. Le jeudi, nous avons enfin retrouvé la fusée, après avoir réalisé une battue dans la zone marécageuse où pouvait se trouver la fusée. Nous l'avons retrouvée plantée à la verticale de 30 cm dans le sol. La bouteille présente à bord était entièrement vidée.



Figure 40: Skyception en sortie de rampe



Figure 41: récupération de la fusée

6 Résultats

La carte SD présente à bord a permis de récupérer la vitesse de rotation de la fusée pendant la phase expérimentale.

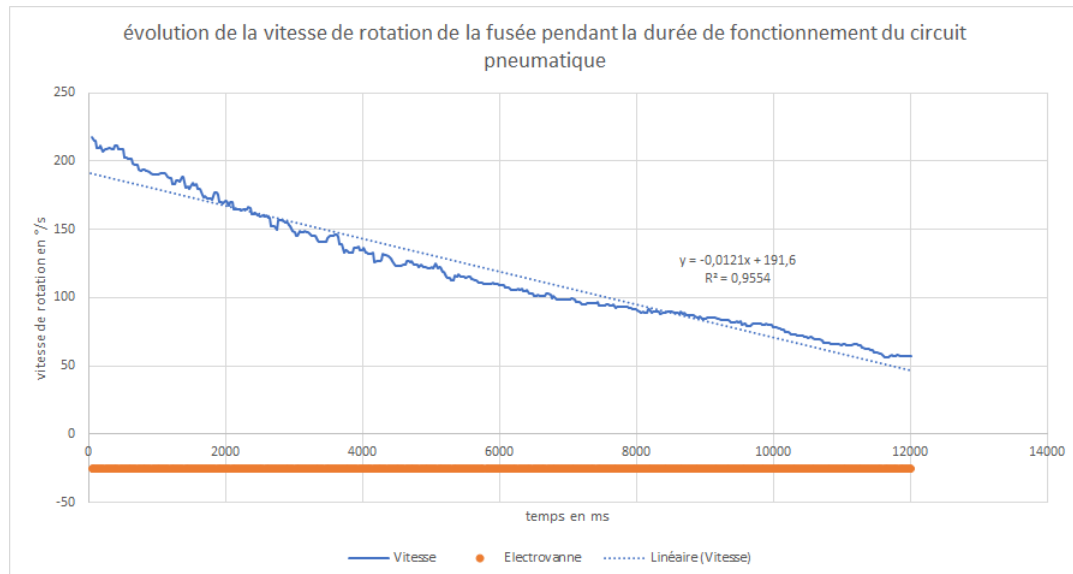


Figure 42: données récoltées pendant la durée de l'expérience

Les données de vol indiquent que l'objectif n'a pas été atteint. La puissance du circuit pneumatique n'a pas permis de contrer entièrement le roulis de la fusée en vue de l'importante vitesse de rotation initiale. Pour des raisons expliquées précédemment, la configuration du circuit pneumatique imposait un débit plus faible que la valeur cherchée durant l'étude théorique. Ce choix a été pris pour ne pas risquer de fabriquer nous-même un ressort pour le régulateur de pression interne de la bouteille, comme dit précédemment.

Nous pouvons cependant noter que le circuit a diminué de manière significative la vitesse angulaire de la fusée. Nous avons donc un bon début d'architecture de contrôle de roulis. L'augmentation du débit dans le circuit reste donc le point clé pour arriver à l'objectif.

7 Bilan

Pour sa 2ème année de participation à la campagne de lancement C'Space, les membres de LéoFly sont fiers d'avoir pu lancer en début de semaine leurs 3 fusées. La fusée Skyception a apporté à notre club beaucoup de connaissances dans les domaines de l'électronique et de la mécanique. Le système d'éjection par ogive fût une première réussite pour notre club. Bien que le système pneumatique n'ait pas été assez puissant pour contrer entièrement le roulis, cette expérience a offert de précieuses connaissances dans le domaine pneumatique de haute pression.

Après un an de dur labeur, nous sommes également fiers d'avoir pu surmonter les difficultés techniques rencontrées. Ces résultats sont avant tout le fruit du travail acharné de nos membres qui ont toujours su faire preuve d'un remarquable esprit d'équipe.

8 Perspectives d'avenir

Après cette campagne de lancement particulièrement enrichissante dans la catégorie Fusex et Minif, nous songeons à renouveler l'expérience dès l'année prochaine en travaillant sur trois mini-fusées et une fusée expérimentale. Cette fois-ci, l'objectif pour cette dernière ne sera plus de contrôler la vitesse mais potentiellement sa position angulaire. De plus, afin d'expérimenter de nouveaux domaines, la localisation du lieu d'atterrissage de la fusée pourrait être contrôlée par une voile.



Figure 43: Skyception de retour du C'space

9 Remerciements

À l'issue de l'édition 2019 de la campagne de lancement C'Space, nous souhaitons remercier chaleureusement tous ceux qui nous ont aidés à réaliser ce vol nominal :

Nos partenaires académiques au sein de l'ESILV : la direction, l'EGPE, le DVIC,



Nos partenaires industriels sur le projet : Altran, RS Components, Dassault Systèmes, Mateduc, Hexcel et Alten qui nous rejoint dès l'année prochaine pour nous accompagner,



Ceux qui nous ont soutenus au sein du Pôle Léonard de Vinci : le service de la Vie Associative, les services Généraux, le service de la Pédagogie Digitale,

Ceux qui nous soutiennent techniquement et logistiquement tout au long de l'année dans nos réalisations : l'Atelier (Jean-Marc et Kévin), les associations DeVinciFabLab, DaVinciBot, HydroVinci et VinciEcoDrive,



Le magasin de paintball et d'airsoft ATOMIK Paris pour leurs précieux conseils techniques,

Celui qui nous conseille et nous accompagne depuis plusieurs années : notre ancien président Clément,

Merci au CNES et à Planète Sciences pour cette aventure incroyable, et pour le prix de la meilleure expérience embarquée qu'ils nous ont décerné.