

Dossier de clôture

DETRONA

Fusée expérimentale 2010-11



CLES-FACIL
Club Lyonnais d'Expérimentations Spatiales

Sommaire

Table des matières

1	Présentation de l'équipe.....	3
1.1	Bureau 2010-11.....	3
1.2	Répartitions des membres.....	3
2	Présentation des expériences.....	4
2.1	Expérience 1 : jauges.....	4
2.1.1	Les jauges - mécanique.....	4
2.1.2	L'amplification.....	5
2.1.3	Le convertisseur analogique-numérique.....	5
2.1.4	Le logiciel de traitement de données.....	5
2.1.5	Problèmes rencontrés.....	6
2.1.6	Résultats.....	7
2.2	Expérience 2 : ogive éjectable.....	8
2.3	Expérience 3 : caméra tournante.....	11
2.4	Expérience 4 : étude vibratoire.....	12
3	Description de la fusée : Partie Mécanique.....	14
3.1	Sommaire des propriétés mécaniques.....	14
3.2	Structure de la fusée.....	15
3.3	Système d'ouverture de la porte.....	18
3.4	Ailerons.....	18
4	Description de la fusée : Partie Électronique.....	19
4.1	Alimentations :.....	19
4.1	Carte « Caméra ».....	20
5	Description de la fusée : Informatique/Programmation.....	25
6	Campagne du C'Space à Biscarosse.....	26
7	Résultats télémétrie.....	28
8	Remerciements.....	31

1 Présentation de l'équipe

1.1 Bureau 2010-11

Président	Jérémy Carnus
Secrétaire	Rafik Meziani
Trésorier	Damien Lieber

1.2 Répartitions des membres

Équipe mécanique	Michal Ruzek, David Guérin, Antoine Gatt, Rémi Château, Paul Profizi, Rafik, Meziani, Damien Lieber
Équipe électronique	Raphaël Antoine, Clément Potier, Xavier Pichot, Sébastien Sandu, Ana Gavrilesco, Clément Laleve
Équipe informatique	Jérémy Carnus, Sébastien Bonnart, Fabio Guigou

Cette année, le club a dû faire face à un défi dès les premiers jours. En effet, l'effectif du club ne s'était pas beaucoup renouvelé ces dernières années car les membres présents suffisaient à faire tourner les différents projets. Le problème est survenu quand ces « cadres » ont commencé à partir au début et au cours de l'exercice 2010-11 si bien que le club a dû trouver de nouveaux membres (peu expérimentés) et que les équipes se sont fortement modifiées. Heureusement que le travail bien archivé des années précédentes et le soutien importants des quelques « anciens » du club étaient là pour assurer le bon déroulement des différents projets.

Ce petit manque d'expérience ne nous a pas cependant pas permis de réaliser autant de choses que pour l'exercice précédent. Nous avons donc réalisé une Fusex comportant les expériences présentées par la suite.

Il est à noter tout de même que nous devons participer à la compétition CanSat au Japon mais que malheureusement celle-ci a été ajournée à cause de la catastrophe naturelle qu'a subit le pays.

Notre projet Fusex s'est très bien fini avec un vol nominal et une récompense lors du C'Space 2011 où le club a obtenu le prix Planète-Sciences!

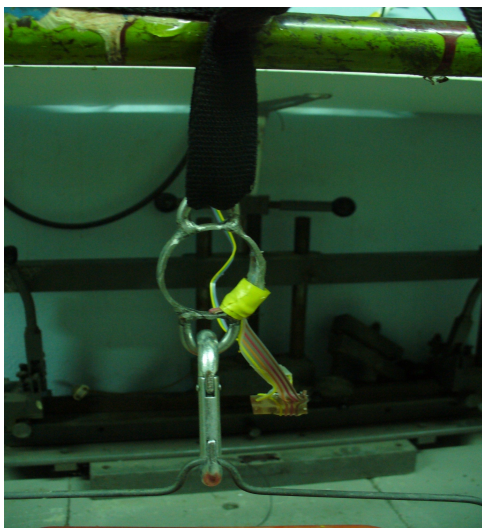
2 Présentation des expériences

2.1 Expérience 1 : jauges

Sur le projet précédent (SatLaunch'2010), un mousqueton était présent dans la chaîne reliant le parachute à la fusée. A l'éjection du parachute, l'à-coup a été si fort qu'il a endommagé gravement le mousqueton. La descente a miraculeusement réussi avec un mousqueton ouvert, la fusée tenant in extremis.

Nous avons donc voulu connaître la valeur de la force s'exerçant dans la liaison fusée/parachute à l'éjection de ce dernier. Pour ce faire, nous avons inclus dans la chaîne parachute-fusée un anneau bardé de 4 jauges de contraintes, montées en pont de Wheatstone. En parallèle se trouve une sangle, garantissant la sécurité de l'attache, au cas où l'anneau viendrait à se rompre (au niveau d'une soudure par exemple).

Pour plus d'informations, il serait intéressant de consulter le dossier de clôture d'Axelle (millésime 2002) où une expérience similaire est décrite.



Anneau travaillant en traction, alors équipé seulement de 2 jauges montées en demi-pont.

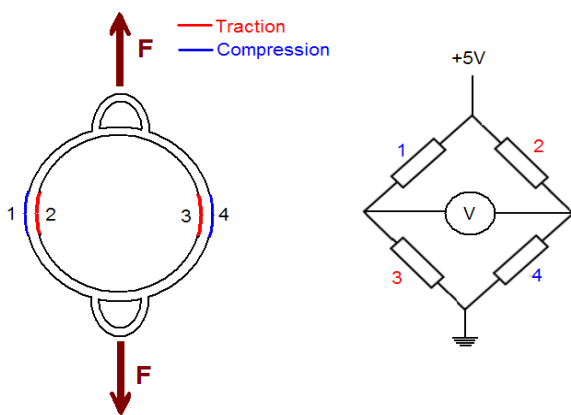


Schéma de montage des jauges sur l'anneau

2.1.1 Les jauges - mécanique

Les jauges sont montées en opposition, 2 travaillent en traction et 2 en compression. Ceci permet de s'affranchir des efforts parasites (torsions, flexions...) et va dans le sens de la précision. Les déformations étant petites, on reste dans le domaine élastique. En première approximation, on estime la compression égale à la traction, d'où le pont suivant, les jauges valant 120 ohms à l'état non-déformé.

La tension de sortie V_s peut s'exprimer ainsi :

$$V_s = \frac{V_e}{4} \left(\frac{\Delta R_1}{R_1} - \frac{\Delta R_2}{R_2} + \frac{\Delta R_3}{R_3} - \frac{\Delta R_4}{R_4} \right)$$

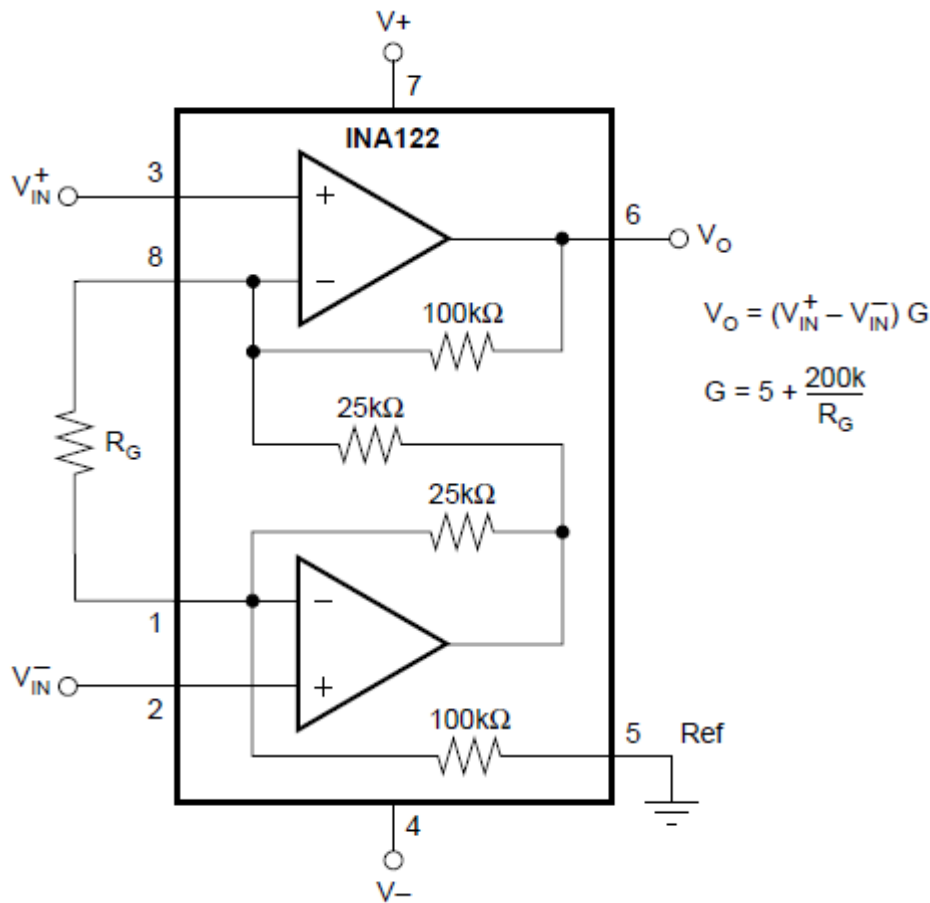
Où les valeurs R correspondent aux résistances des jauges dans le pont. Cette résistance est à priori la même pour toutes les jauges. Le collage des jauges a été réalisé en GMD au 2^o étage en salle SPES. On y trouve tout le matériel et l'assistance nécessaire, il suffit de demander !

On retient les contraintes à garder à l'esprit lors du dimensionnement de l'anneau : assez épais pour résister à l'à-coup mais pas trop afin que la déformation et donc la tension du signal soit suffisante. Une pré-étude a été réalisée sous Comsol Multiphysics.

Mécaniquement l'anneau a été réalisé en inox 316 L et soudé avec un poste TIG,

2.1.2 L'amplification

La tension à acquérir est très faible, de l'ordre du millivolt pour 50 newtons exercés sur l'anneau. Il faut donc amplifier le signal avant de l'acquérir. Pour l'amplification on s'est basé sur l'amplificateur de mesure INA 122 utilisé pour amplifier les capteurs sur projet Axelle :



INA 122 utilisé pour amplifier le signal des jauges.

Avec une alimentation de 5V et $G=40$ on arrive à avoir la sensibilité 7,5mV/kg. Avec une tension de référence 2.5V (sur pin 5 au lieu de masse) on peut lire le signal de 330kg (théoriquement l'anneau ne support pas cet effort) sur échelle de 2.5-5V.

2.1.3 Le convertisseur analogique-numérique

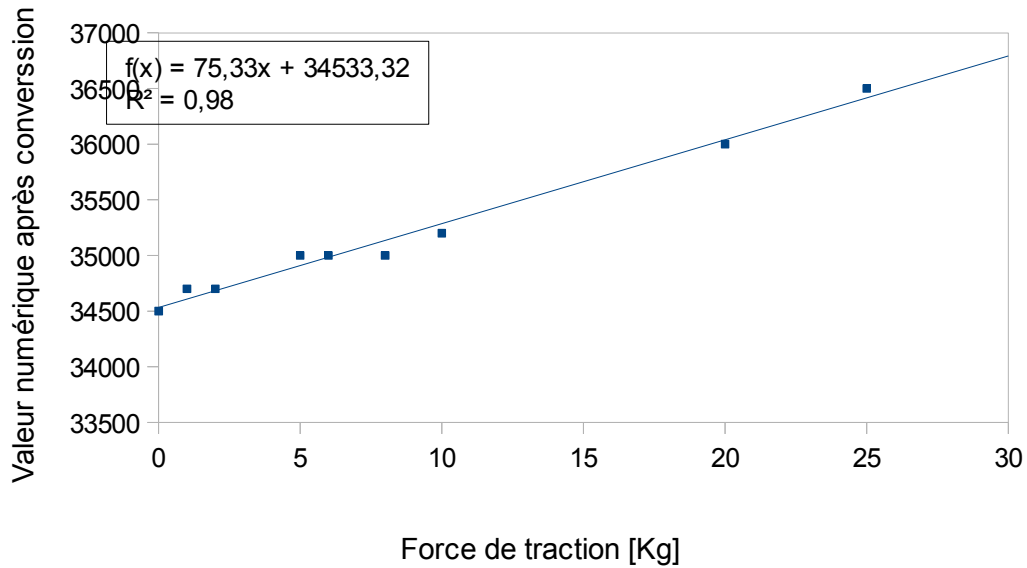
Il faut convertir cette donnée analogique en numérique afin de pouvoir la traiter plus facilement. C'est alors qu'intervient le convertisseur analogique/numérique qui transforme cette donnée analogique en une série de bits compréhensibles, et permet une analyse des données plus simple par un programme. Le convertisseur utilisé est le Atmega88p, qui nous sort des données en 10bits, et plus précisément en deux séries de 5 bits, le High et le Low.

2.1.4 Le logiciel de traitement de données

C'est donc ce que reçoit le logiciel, deux données de 5 bits incorporées dans le signal GPS, en tant que High et Low. La dernière étape consiste donc simplement à réunir ces deux données et à

les traduire en une mesure de force utile. Nous utilisons l'opérateur « << » qui en langage C consiste à décaler des bits du nombre de rang indiqués vers la gauche pour la donnée « High ». Nous ajoutons ensuite la donnée « Low » et obtenons une donnée numérique de 16 bits pouvant être traduite par une courbe d'étalonnage.

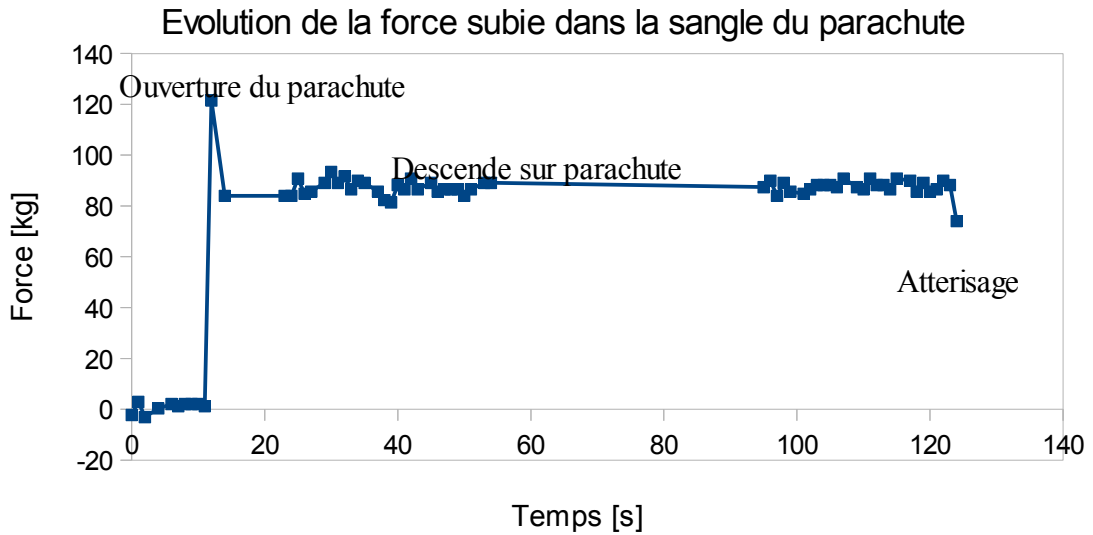
Ainsi, en étalonnant cette valeur obtenue par la chaîne de mesure grâce à une mesure de la force appliquée en entrée (mesurée par une balance dynamique avec précision d'un kilo), nous obtenons une courbe reliant la valeur numérique donnée par le convertisseur à la valeur en kg appliquée au niveau de la sangle du parachute.



2.1.5 Problèmes rencontrés

Nous avons rencontrés de multiples problèmes au cours de la campagne, notamment au niveau du logiciel, puisque Windows stockait plus de données qu'il n'en traitait dans la première version du programme.

2.1.6 Résultats



La figure ci-dessus illustre l'évolution de la force mesurée par les jauges de contrainte au cours du vol, permettant d'identifier ses différentes étapes. Cependant la validation des résultats est un peu délicate : la pièce mécanique a subi une relativement petite déformation plastique suite à la force du parachute à l'ouverture. Même si cette déformation est infinitésimale, elle est importante par rapport à la déformation élastique. Comme cette déformation est en dehors du modèle linéaire, on observe une hystérésie due à la déformation permanente. A partir de ces résultats on peut constater que la force réelle a été comprise entre **73 et 121kg** (à voir la figure adjacente). La valeur théorique est **environ 90kg**.

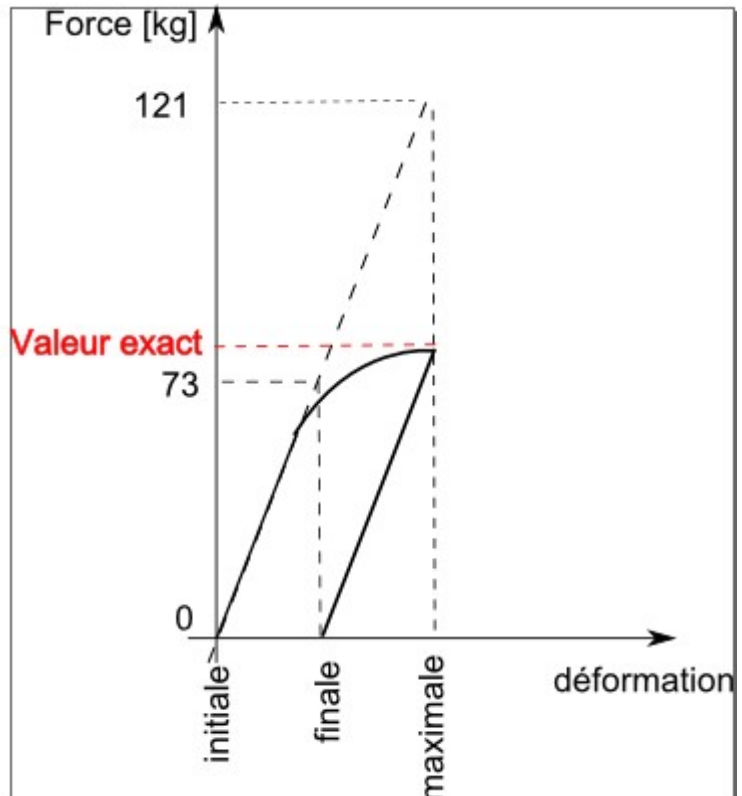


Figure 1: Plastification de la pièce-support des jauges

2.2 Expérience 2 : ogive éjectable

L'année dernière nous avons éjecté des CanSats, cette année l'idée était d'éjecter l'ogive elle-même se comportant comme une sorte de petit module intégrant des expériences tout comme le faisaient les CanSat.

Le système reprenait le même principe que pour la porte : un électroaimant retiendrait l'ogive jusqu'à ce que la fusée atteigne son apogée puis on désactive l'aimant et l'ogive se sépare. Techniquement, on utilise deux électroaimants pour plus de maintien et on les désactive à l'aide d'un compteur car on connaît à peu près le temps de montée de la fusée. Le corps de la fusée contient aussi quelques encoches pour que l'ogive reste mieux attaché au corps (pour ne pas que l'ogive tourne sur elle-même ou qu'elle ne bascule trop). Le choc de la sortie du parachute de la fusée garantirait la séparation si l'arrêt des aimants ne suffisait pas.

Cette expérience avait pour but de mettre en place un nouveau système de séparation. Ces dernières années, toutes les fusées étaient équipées par un CanSat qui était éjecté transversalement par une porte de la fusée (Leia 2008, Padmé 2009, SatLaunch 2010 - deux CanSats éjectés simultanément). Le projet CanSat a été annulé pour Detrona et un nouveau système a été prévu pour séparer l'ogive de la fusée. Ce système ressemble au système utilisé auparavant sur la fusée Iness en 2007. L'ogive fait la partie extrême de la fusée et elle est éjectée devant la fusée dans sa direction. Pour assurer la faisabilité de l'éjection la fusée ouvre d'abord le premier parachute ralentisseur et ensuite l'éjection prend place. Grâce au positionnement du centre de gravité en-dessous du point d'accroche du parachute, la fusée devrait se trouver la tête en bas lors de l'éjection de l'ogive.

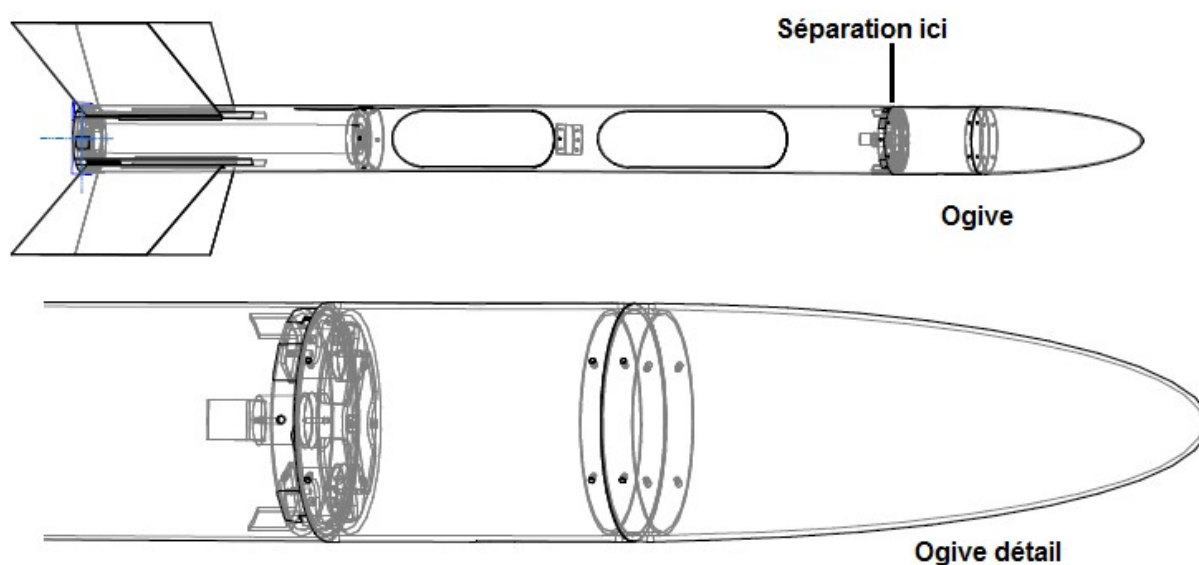


Figure 2 : Vue de l'ensemble et détail du point de séparation de l'ogive

Le système d'éjection est basé sur 3 électroaimants qui maintiennent l'ogive en place. Quand les électroaimants sont alimentés par une tension de 12V, la force de maintien chute à zéro et l'ogive part poussée par sa pesanteur.



Figure 3: Prototype de test

Malgré une conception détaillée et la fabrication d'un prototype fonctionnel, la réelle éjection de l'ogive ne marchait pas. La force du maintient a été trop faible pour assurer que l'ogive reste en position jusqu'à la libération.

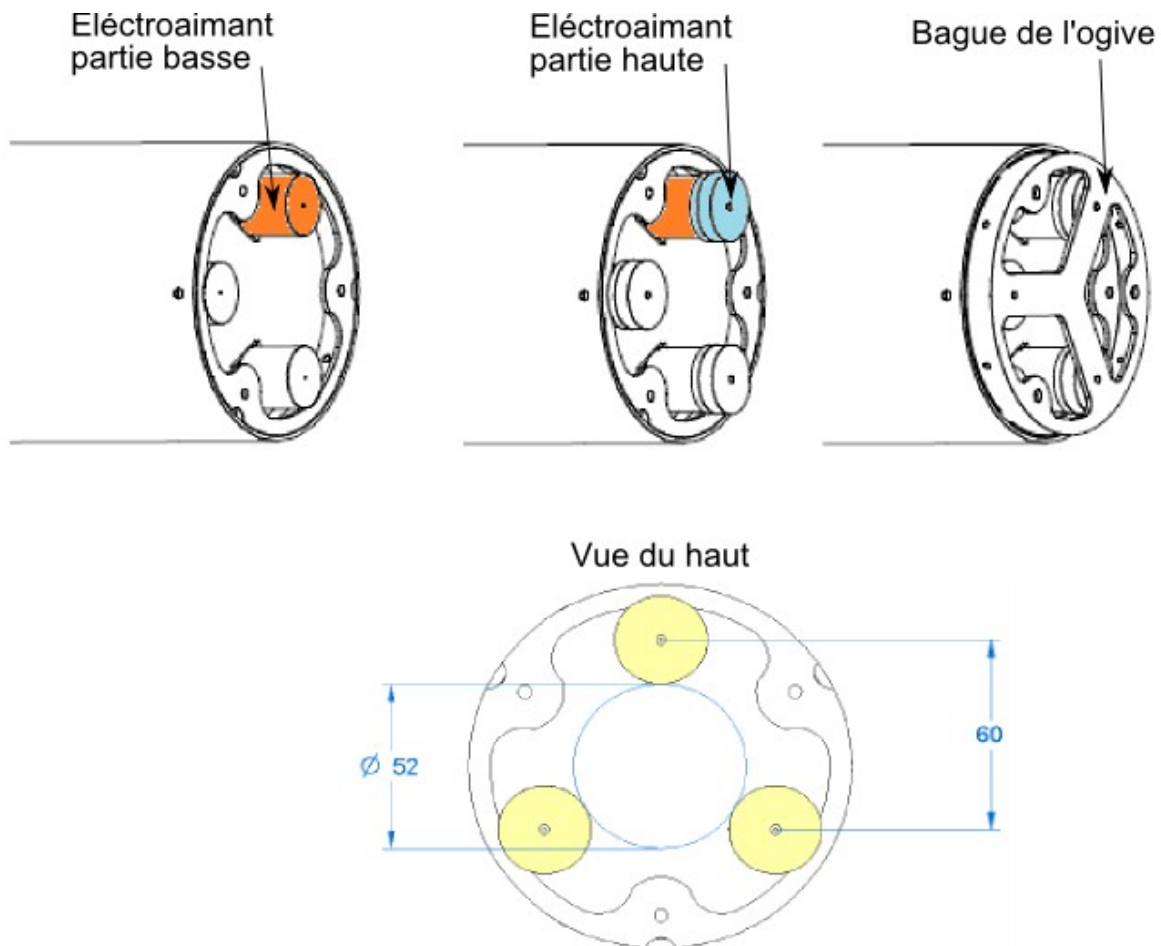
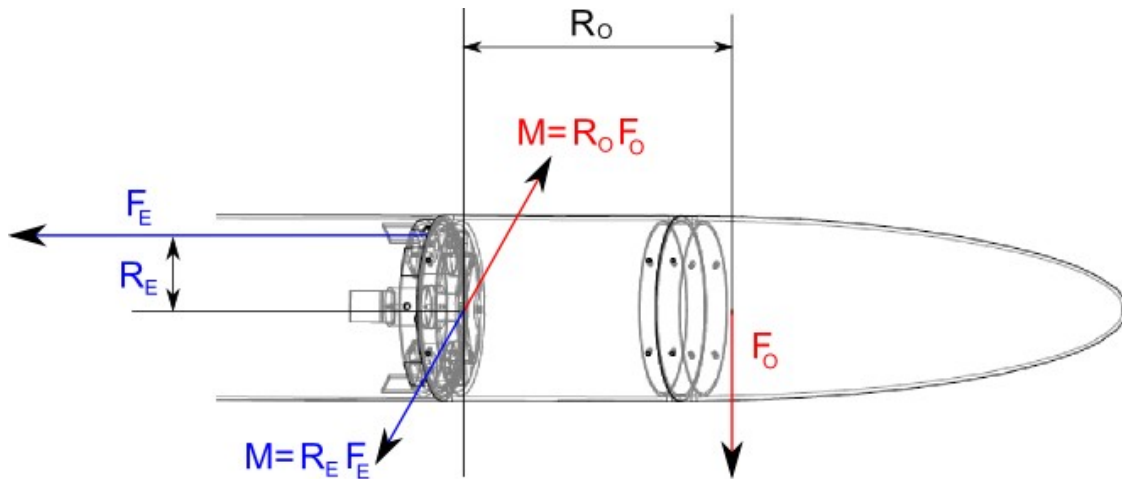


Figure 4 : Schéma de fixation des électroaimants et leurs liaisons à la fusée et l'ogive.

Le problème rencontré est dans la nature d'excitation de l'ogive et sa géométrie. Tout le raisonnement de la force de maintien était basé sur les forces qui agissent dans la direction de la fusée. Le prototype a résisté à une force supérieure de 100N. En théorie, cette valeur devrait être limitée du haut par la somme de force des trois électroaimants (chaque électroaimant a 45N, ce qui fait 135N au totale). Par contre, l'ogive a été soumise à des forces transversales qui se transforment en moments au niveau des électroaimants.



Etant donné la géométrie en Fig. 4, pour une force au milieu de l'ogive on a l'équilibre des moments au niveau de des électroaimants :

$$R_E F_E = R_O F_O$$

Pour les valeurs approximatives des rayons $R_E=60\text{mm}$, $R_O=200\text{mm}$ on obtient :

$$F_E = 3.3 F_O$$

Ainsi, pour arriver à la force de 45N (limite de l'électroaimant) il suffit une force $F_O=13.6\text{N}$. Sachant que la force de pesanteur de l'ogive est déjà proche de 10N, on comprend très vite que l'ogive ne tient pas à grande chose, problème très vite vérifié lors du montage. Quand aux électroaimants plus puissants, leur encombrement n'aurait pas permis leur intégration dans la structure, sachant qu'il aurait fallu garder un espace vide au milieu pour y loger le parachute de l'ogive.

Nous avons essayé également d'autres alternatives :

- une bague aimantée : difficile à trouver et risque d'avoir toujours le même problème.
- un moteur avec une tige qui pousserait l'ogive + super-magnètes: divers problèmes avec la séparation et la fixation des super-magnètes.

Aucune solution concrète n'ayant été trouvée et les échéances se rapprochant de plus en plus rapidement, nous avons été contraint **d'annuler tout simplement cette expérience.**

2.3 Expérience 3 : caméra tournante

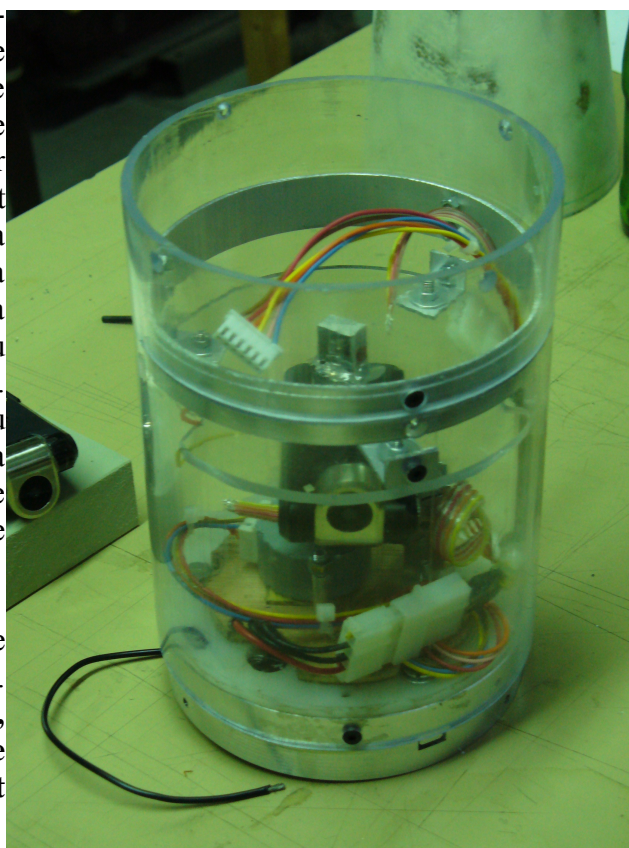
Cette caméra constituait l'une de nos trois expériences, elle était située juste en-dessous de l'ogive, dans un compartiment où la coque de la fusée était du polycarbonate transparent afin que l'on puisse voir l'extérieur dans n'importe quelle position de la caméra. En effet, la spécificité de cette caméra était qu'elle pouvait tourner sur elle-même afin de compenser la rotation de la fusée pendant le vol. Ainsi dans l'idéal, cette caméra était censée filmer un paysage fixe.

Afin de faire tourner cette caméra sur elle-même, nous avons utilisé un moteur pas à pas permettant à la caméra de tourner d'un nombre de tours infini. Un capteur optique a aussi été utilisé afin de détecter une position initiale pour la caméra, cela nous permettait entre autre de compter le nombre de tour qu'elle faisait. Toutefois, il restait à savoir dans quel sens et à quelle vitesse tournait la fusée pendant le vol pour donner les ordres corrects au moteur pas à pas, c'est là que les problèmes ont commencé...

Nous avons en effet décidé d'utiliser un accéléromètre, mais il s'est avéré que ce n'était pas l'appareil de mesure approprié. Un accéléromètre permet de mesurer l'accélération linéaire selon trois axes, mais la rotation de la fusée sur elle-même n'entraîne aucune accélération au niveau de l'axe de la fusée. Nous avons pourtant tenté de placer l'accéléromètre le plus éloigné possible de l'axe de la fusée mais cela ne suffisait pas pour avoir une accélération significative, en effet l'accélération obtenue à 60mm (le rayon de la fusée) de l'axe de la fusée lorsque celle-ci tourne à moins de 0,5 tour par seconde (c'est environs la vitesse de rotation maximal que la fusée a pu atteindre d'après la vidéo du vol) est négligeable. La seule donnée exploitable qu'on aurait pu obtenir était la poussée de départ lors de la propulsion de la fusée, mais notre accéléromètre ne mesurait que sur deux axes, le troisième axe étant celui de la fusée.

Nous n'avons donc pas pu obtenir de résultats exploitables de cet accéléromètre. Toutefois, **si nous avions utilisé un gyromètre, celui-ci aurait pu parfaitement nous fournir le sens et la vitesse de rotation de la fusée, c'est donc une expérience à améliorer et à retenter.**

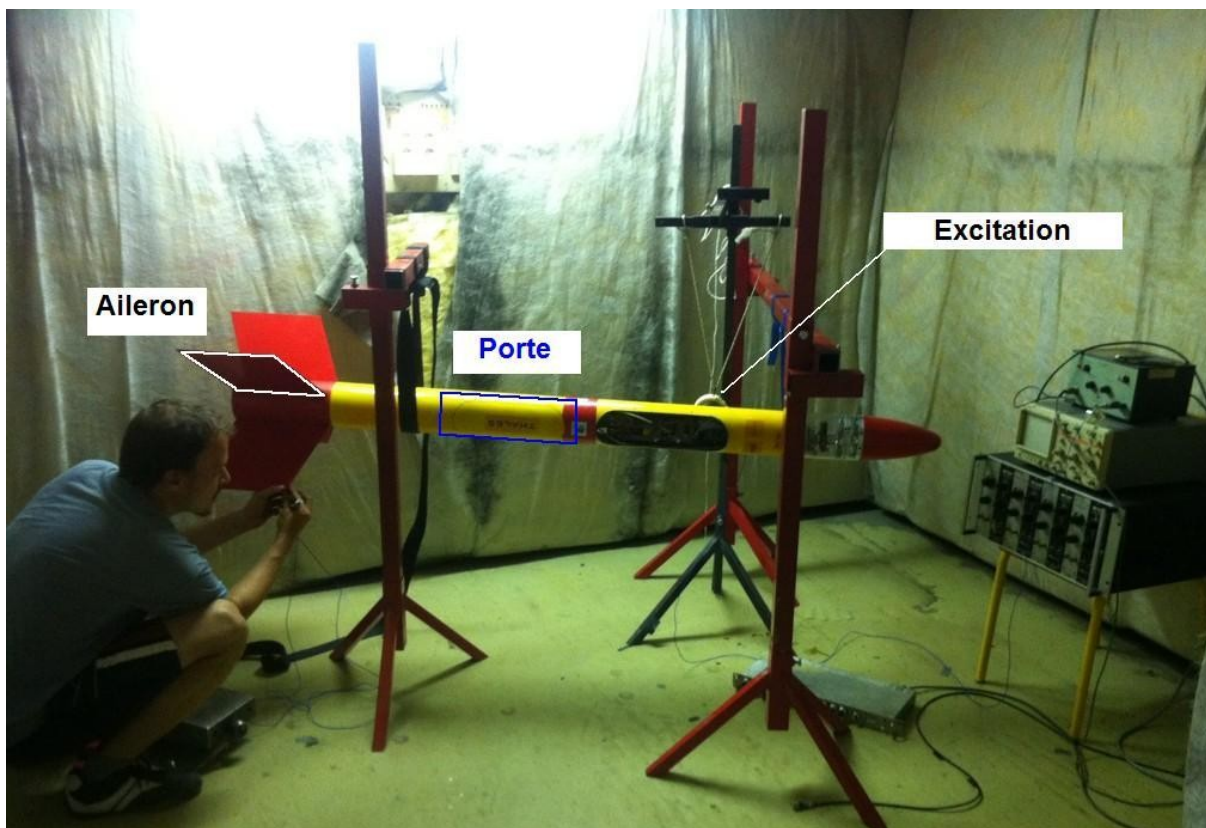
Caméra rotative



Lors du vol, nous avons quand même décidé de faire tourner la caméra dans un sens aléatoire et à une vitesse continue afin d'éprouver notre système mécanique. Par malchance, la caméra a tourné dans le même sens que la fusée lors de la montée de celle-ci mais le moteur a bien fonctionné et nous avons quand même pu obtenir une vidéo de qualité du vol de la fusée.

2.4 Expérience 4 : étude vibratoire

La mesure vibratoire a été effectuée avec le vibromètre laser à balayage au Laboratoire Vibrations Acoustiques de l'INSA de Lyon. Etant donné l'étape avancée du projet, on a eu le temps que d'effectuer une étude limitée basée sur le comportement modal de certaines parties de la fusée. On a limité notre intérêt à l'étude de la vibration d'un **aileron** et de la partie de la **porte** parachute.

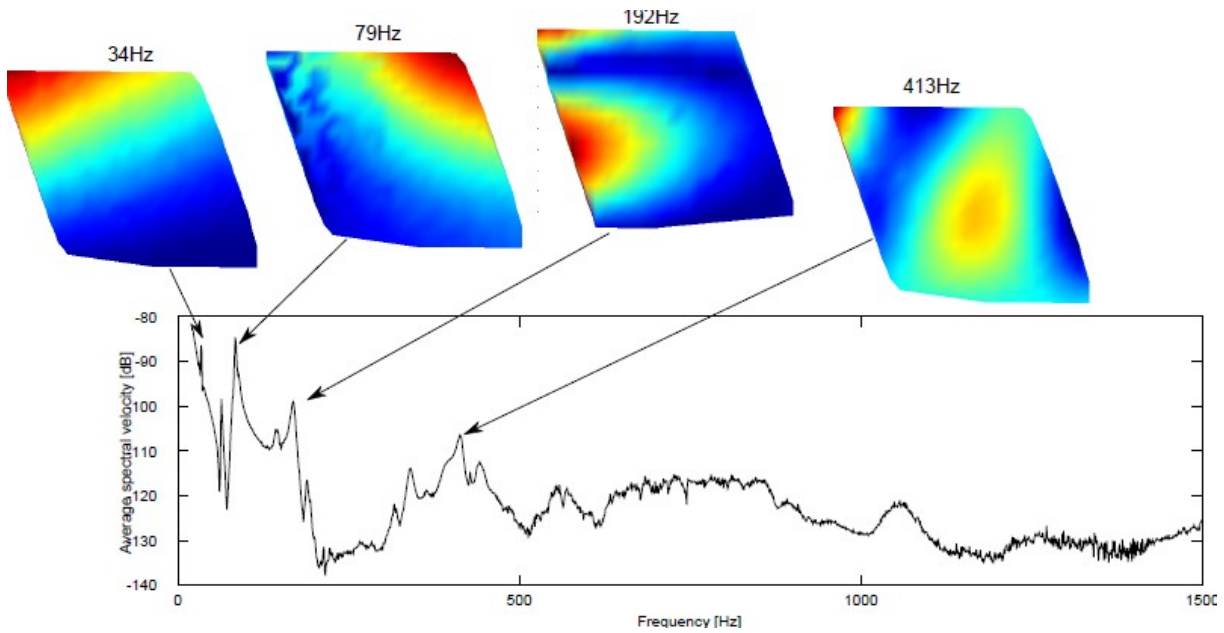


La fusée a été suspendue pour limiter l'effet des conditions aux limites sur l'étude. L'excitation était faite par un pot vibrant attaché au corps de la fusée. Il a été excité par un signal pseudo-aléatoire dans le domaine 50-3200Hz. La fonction de transfert entre le signal mesuré par le laser et la force d'excitation a été étudiée.

Étude d'un aileron

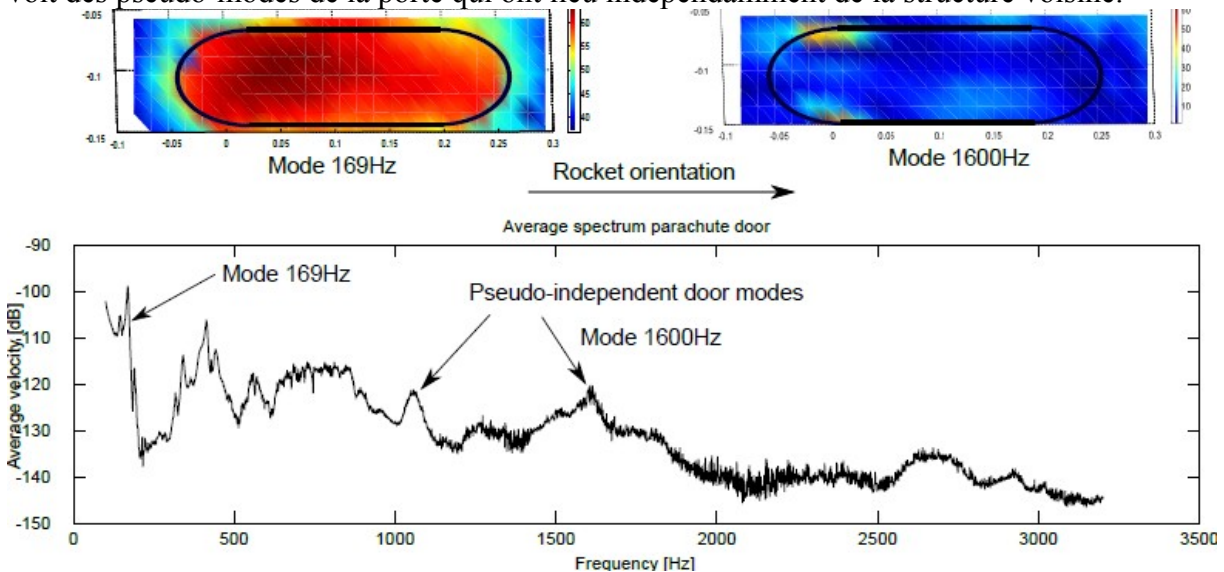
L'aileron peut être considéré comme un élément presque indépendant du reste de la structure grâce à sa relative souplesse par rapport au tube d'aluminium. L'aileron est une partie de la fusée qui vibre le plus parce qu'il a ses fréquences propres plus basses que le reste de la fusée. Son spectre moyen est présenté sur la figure suivante avec ces 4 premiers modes.

Un phénomène assez rare dans les plaques a été observé : une très faible vibration dans la plage 200-300Hz. Habituellement, les plaques ont une forte densité modale sans les zones antimodales. Les plus dangereux restent les trois premières modes.



Etude de la porte

La porte est plus difficile à mesurer parce qu'elle représente une surface non-plane. Les résultats sont donc soumis à une distorsion géométrique. Pourtant, on peut voir la vibration caractéristique de la porte en basse et en haute fréquence. En basse fréquence la porte bouge en phase avec le reste de la fusée mais avec une plus grande amplitude. Ceci est un signe d'une plus grande mobilité de la porte (attaché en deux points par contact métal-métal, sinon par contact métal-plastique). Par contre en hautes fréquences, la porte devient semi-indépendante au composant, on voit des pseudo-modes de la porte qui ont lieu indépendamment de la structure voisine.



3 Description de la fusée : Partie Mécanique

3.1 Sommaire des propriétés mécaniques

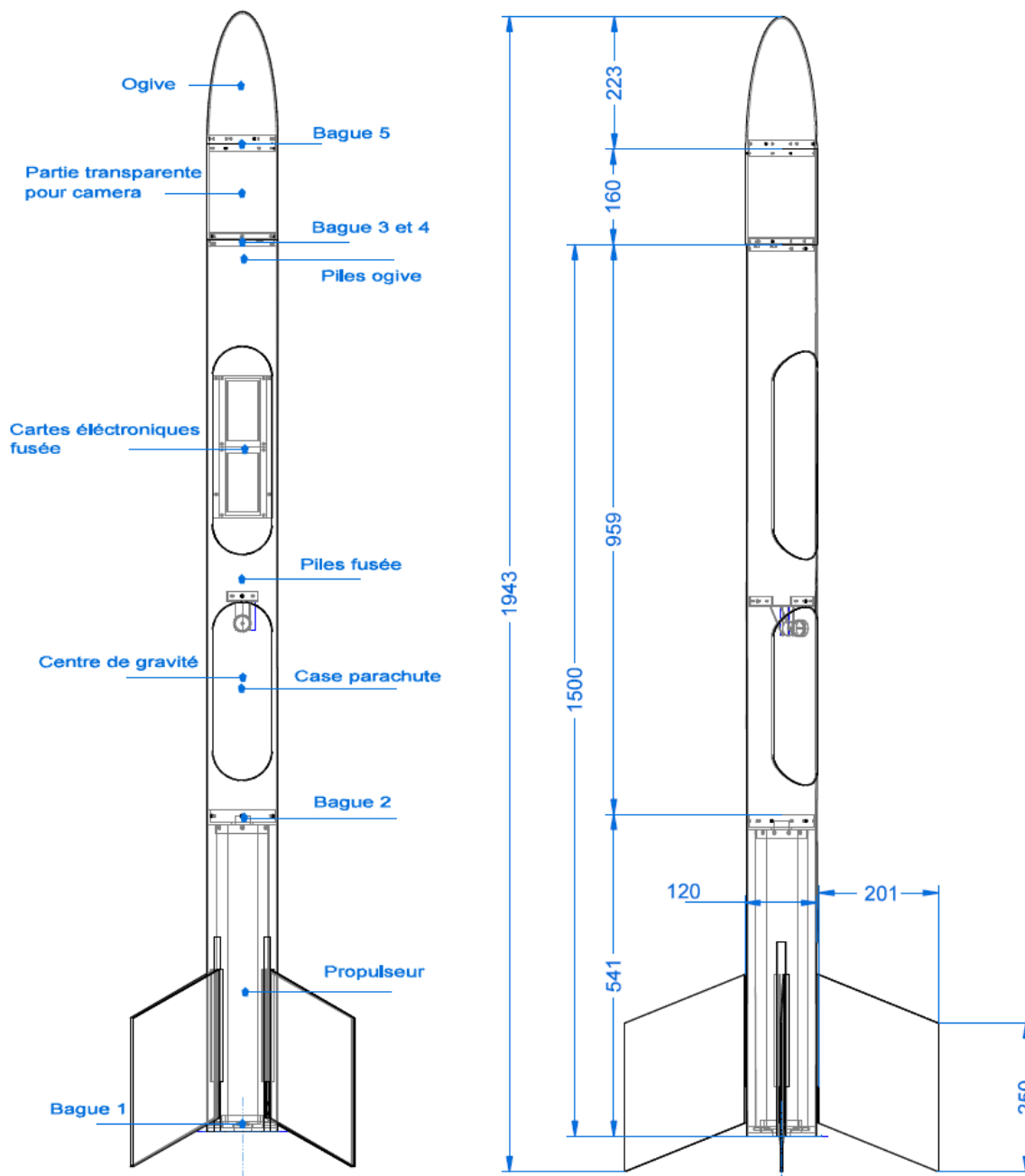
Propriétés générales	
Diamètre	120mm
Hauteur	1950mm
Envergure maxi	530mm
Surface aileron	0,054m ²
Masse aileron	0,29kg
Masse fusée vide	9,2kg
Masse fusée pleine	10,2kg
Propulseur	Cesaroni Pro54-5G
Caractéristiques du vol	
Inclinaison rampe	80°
Vitesse a la sortie de la rampe 3m	21m/s
Vitesse a la sortie de la rampe 4m	24m/s
Vitesse maximale	157m/s (110m/s GPS, incertain)
Vitesse a l'ouverture du parachute	26m/s (76m/s GPS, incertain)
Accélération maximale	7g
Temps à l'apogée	15s (minuterie mise à 12s)
Altitude à l'apogée	1130m
Force maximale à l'ouverture du parachute	90kg (73-121kg selon les jauges)
Descente	
Surface du parachute	1,7m ²
Vitesse descente	8,4m/s (trajec) (9-10m/s réalité)
Temps de la descente	110s

Stabilité	Valeur	Valeur mini	Valeur maxi
Finesse	15,6	10	35
Portance	21,9	40	40
Marge statique	3	2	6
Produit Ms x Cn	63	40	100
Vitesse à sortie de la rampe	21	20	

Compatibilité rampe	Menhir
	Perseus (utilisé)

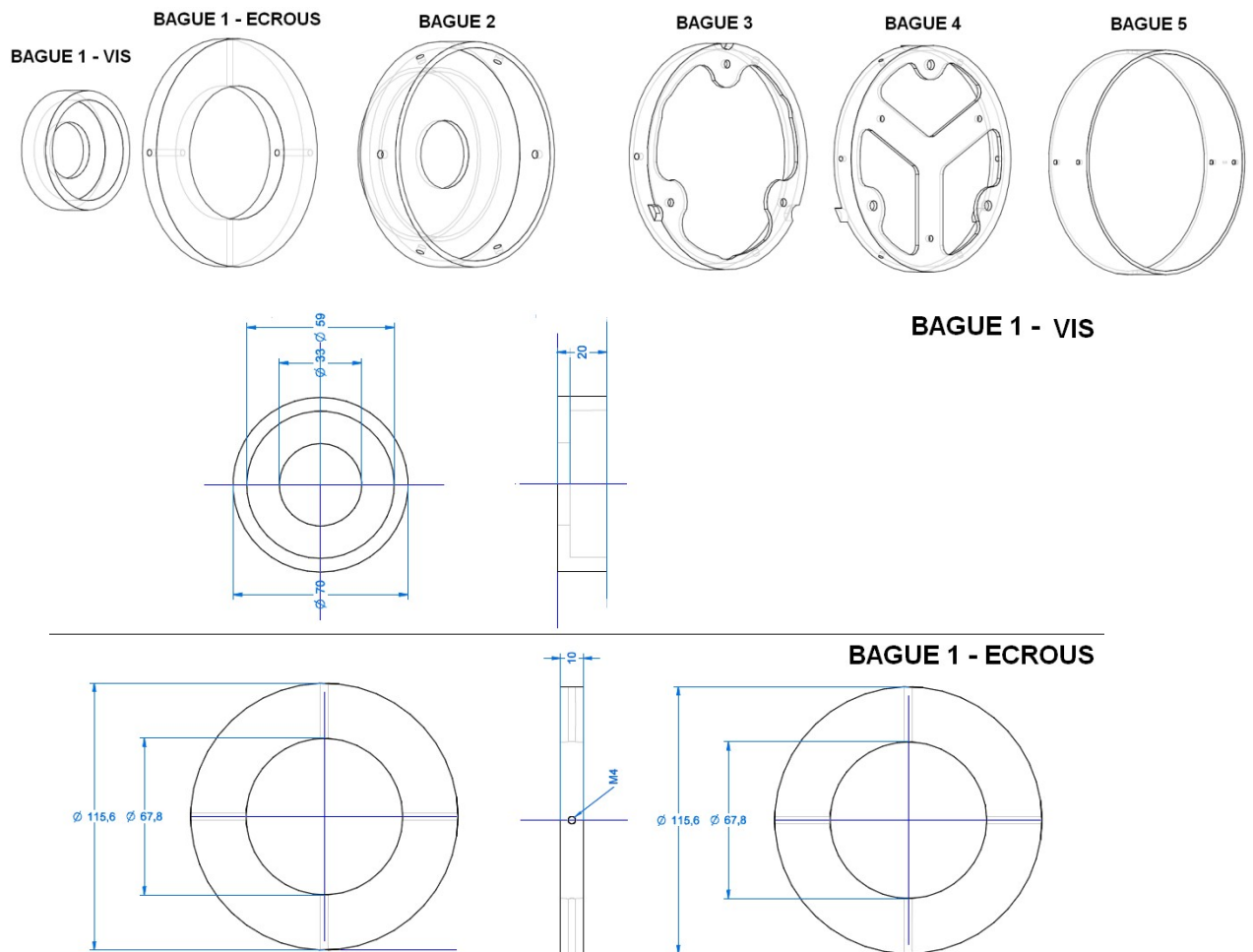
3.2 Structure de la fusée

La structure est composée d'un tube en aluminium de 1.50 m de long de diamètre extérieur 120 mm et d'épaisseur 2 mm (peau porteuse des efforts) au-dessus duquel est fixé un cylindre en polycarbonate transparents de 160 mm de long (fenêtre de la caméra) ainsi qu'une ogive en fibre de verre longue de 223 mm. A la base de la fusée sont fixées quatre ailerons en alu (épaisseur 2 mm) symétriquement positionnés pour assurer une meilleure stabilité de la fusée.

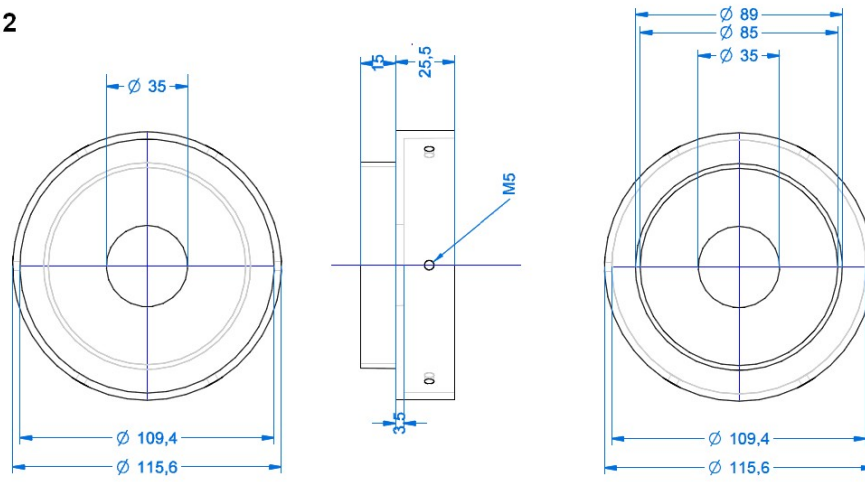


La complexité de cette structure réside dans les 5 bagues en alu qui la constituent de bas en haut :

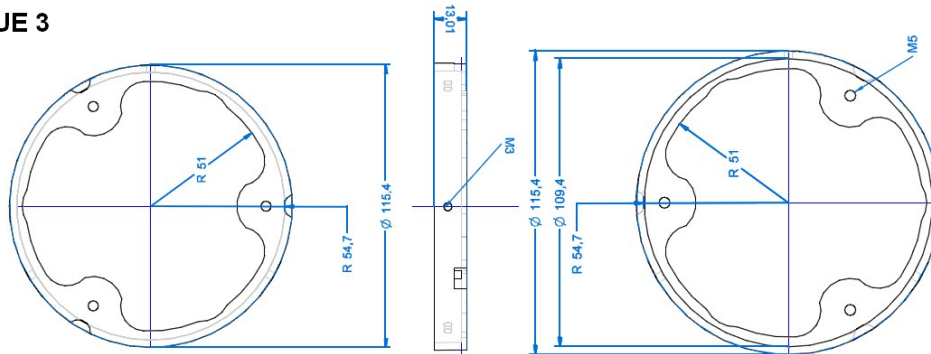
- 1) la bague bloquant le propulseur à l'extrémité basse de la structure (vis + écrous)
- 2) la bague de poussée à l'autre extrémité du propulseur transmettant l'effort à toute la structure supérieure de la fusée
- 3) la bague inférieure de l'interface de séparation tête/corps
- 4) la bague supérieure de l'interface de séparation tête/corps
- 5) la bague maintenant les deux parties de la tête solidaires (fenêtre + ogive)



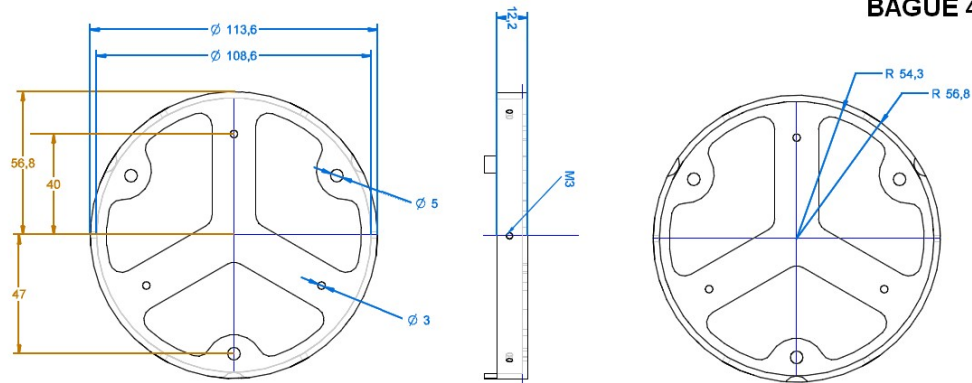
BAGUE 2



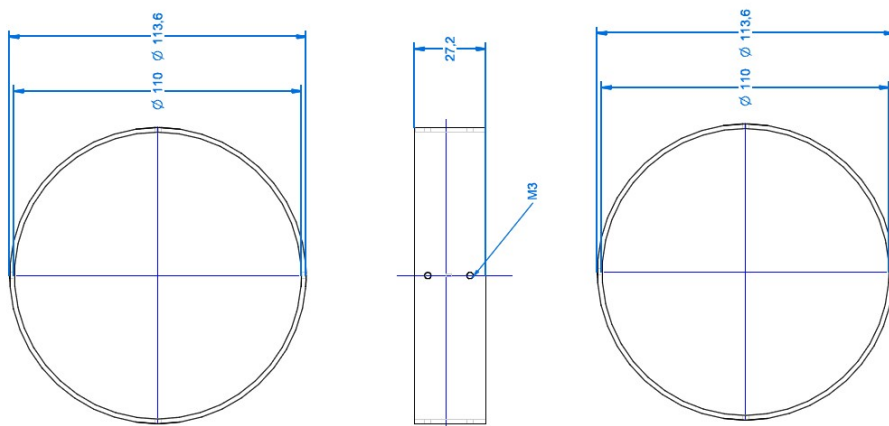
BAGUE 3



BAGUE 4



BAGUE 5

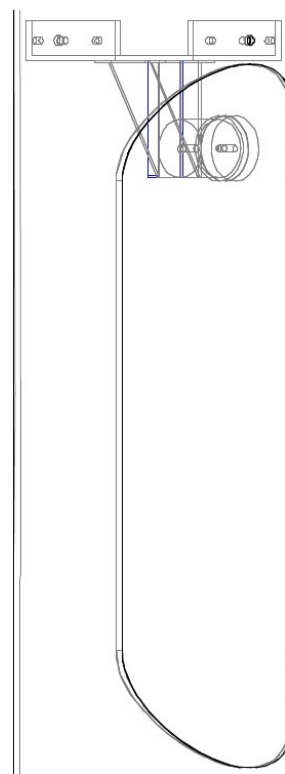


3.3 Système d'ouverture de la porte

La porte de la case du parachute est maintenue fermée pendant le vol par une petite plaque métallique fixée en bas de celle-ci qui vient se coincer dans la structure et par un électroaimant fixé en haut de la porte.

Lorsque la fusée arrive à l'apogée de son vol, la carte minuterie envoie un signal électrique désactivant l'électroaimant. La pesanteur et les deux ressorts situés de part et d'autre de l'électroaimant (absents sur le dessin ci-dessous car ajoutés à posteriori) éjectent alors la porte qui entraîne avec elle tout le parachute replié en accordéon dans sa case afin de se déployer sans trop de problèmes.

Ce système a été utilisé pour la première fois dans le club pour le projet Padmé en 2009 et ensuite dans les nombreux projets fusex et minifs entre 2009 et 2011. Les aimants possèdent des avantages particulières par rapport aux systèmes mécaniques. Il n'y a pas de friction entre les pièces, le système ne peut pas se bloquer. L'aimant choisi avait la force attractive 150N.



3.4 Ailerons

Les ailerons ont été découpés par la scie sauteuse d'une tôle en aluminium 2017 de 2mm d'épaisseur. Les propriétés mécaniques de cette alliage sont les suivantes :

	Alliage 2017 (utilisé)	Alliage 2024
Limite élastique MPa	260	300
Limite rupture MPa	390	440
Allongement à la rupture %	9	9

Pour les prochains projets, le meilleur choix d'alliage aluminium semble être le **2024**.



Figure 5: Fissure due au pliage de tôle d'aileron. Alliage de l'aluminium inconnu.

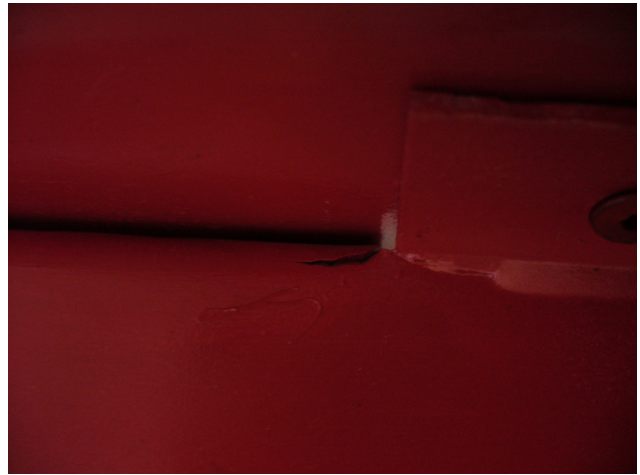


Figure 6: Fissure moins importante dans l'aileron de l'aluminium 2017

4 Description de la fusée : Partie Électronique

Sommaire

- 4.1. Alimentations.
- 4.2. Carte « Caméra ».
- 4.3. Carte « Capteurs ».
- 4.4. Carte « Télémétrie ».
- 4.5. Carte « minuterie ».

4.1 Alimentations :

Pour les alimentations des cartes nous avons utilisé des piles lithium dites « photo » de référence 2CR5. Ces piles ont des caractéristiques intéressantes. Nous avons testé le fonctionnement de celle-ci sur la fusée et la durée de vie était supérieure à 2 heures.

4.1.1 Caractéristiques :

- 6V /1500mAh

4.1.2 Avantages :

- Taille
- Se soude facilement

4.1.3 inconvénients :

- Chère
- Non rechargeable

4.1.4 Mise en place :

Deux groupes de piles ont été fait.

- ✓ Groupe 1 : pour la Fusex : 2 sous-groupes
 1. 2x6V pour « minuterie » - consommation 10mA, autonomie 150h
 2. 2x6V pour « carte expériences » - consommation 400mA, autonomie 3,75h

- ✓ Groupe 2 : pour l'Ogive
 1. 2x6V pour « carte caméra » - consommation 1mA, autonomie 1500h

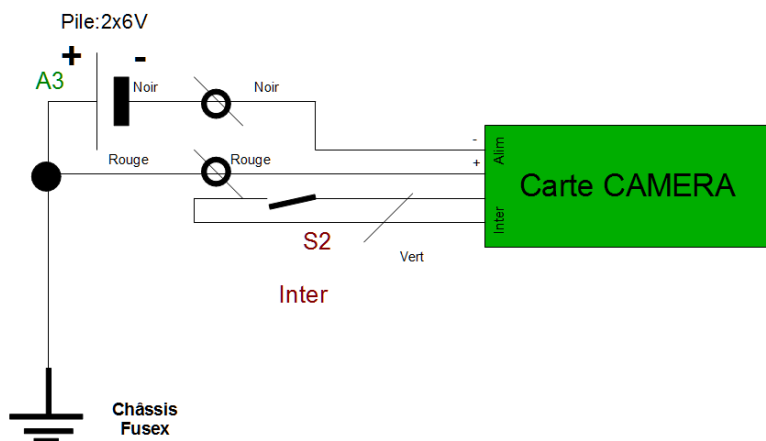


Figure 4.1 : Alimentation carte caméra.

Deux interrupteurs à clef permettent l'alimentation général des cartes . (cf. Schémas ci-dessous).

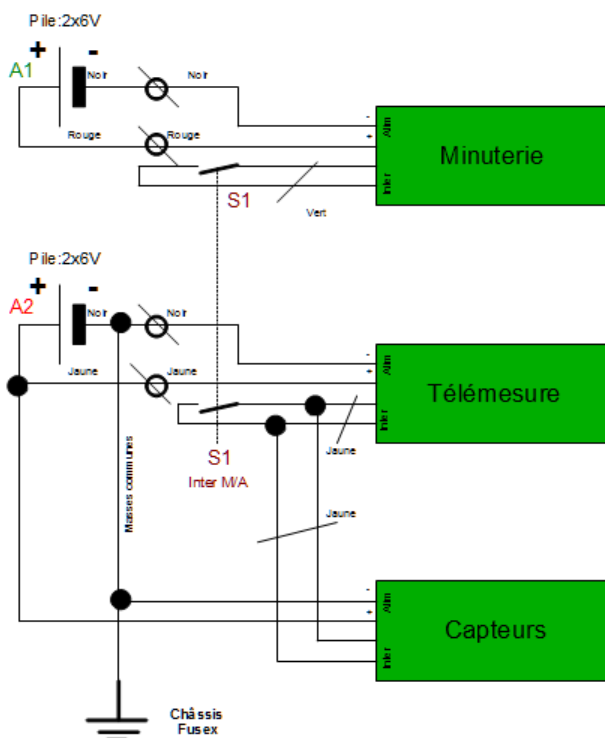


Figure 4.2 : Alimentation cartes Télémessure et capteurs.

4.1 Carte « Caméra »

4.2.1 Principe :

Faire tourner une caméra dans le sens contraire de la rotation de la fusée suivant un point précis en direction du sol. La caméra initialement prévu était Flycam2, mais suite aux mauvais fonctionnement de celle-ci, on a changé pour une caméra espion porte-clés. L'autonomie avec une

carte SD 4GB était 60min.

4.2.2 Étalonnage :

Un capteur accéléromètre 3 axes est prévu. Il mesure donc une vitesse sur ces 3 axes.

Un capteur optique permet de positionner la caméra dès l'alimentation de la carte, permettant l'allumage et le bon paramétrage de celle-ci.

4.2.3 Schéma :

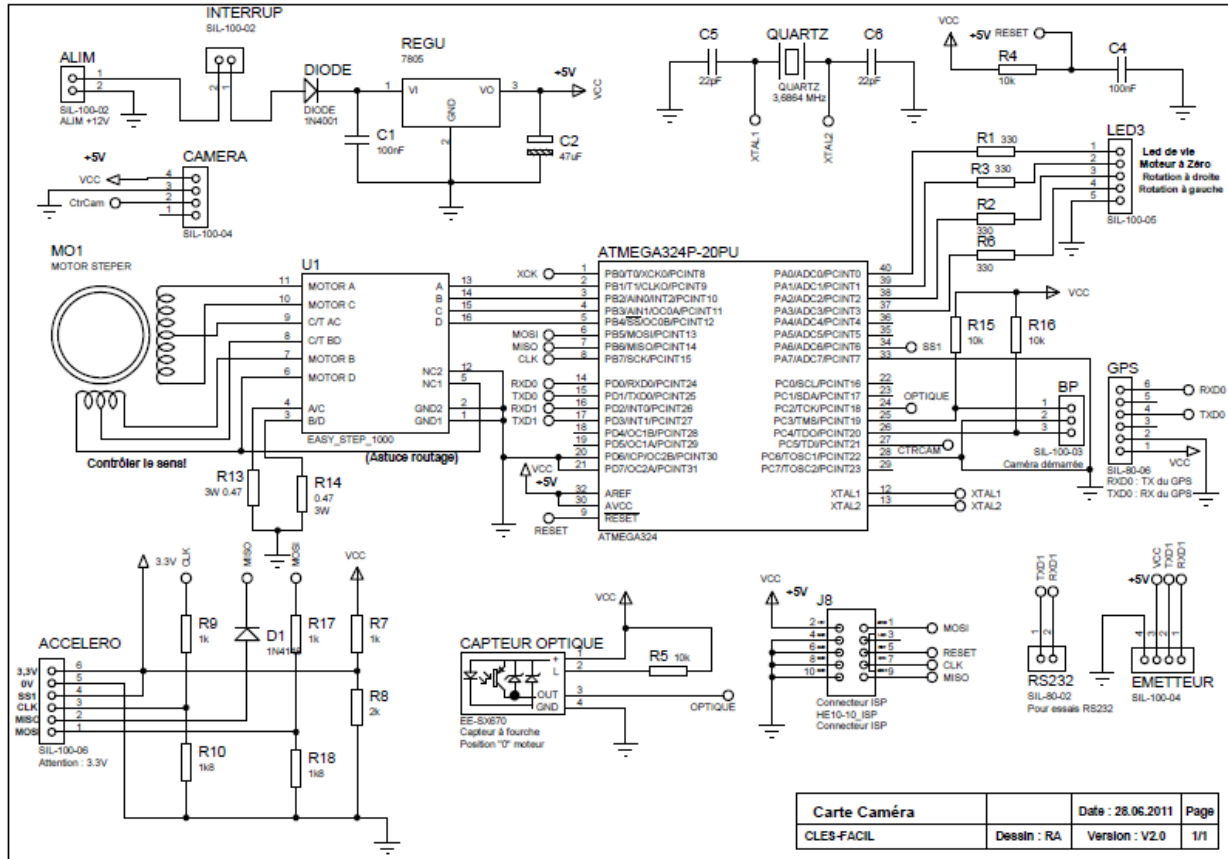


Figure 4.3 : Carte « Caméra » dans l'ogive.

4.2.4 Conclusion :

Le capteur n'a pu être programmé à temps ! Nous avons décidé de faire tourner celle-ci dans un sens, qui c'est avéré être le mauvais. Pour les prochains projets il faut utiliser un système mieux adapté.

4.2 Carte « Capteurs »

4.2.1 Principe :

- Un GPS permettant de connaître la position, la trajectoire et l'altitude de la fusée.
- 4 jauges de contraintes, mesurant l'effort grâce à un anneau fixé entre la sangle du parachute et la fixation sur la case parachute.

4.2.2 Étalonnage :

- GPS : Celui-ci à été paramétré :
 - ✓ 4800 Baud (vitesse)
 - ✓ 5Hz au lieu de 1Hz. Ce qui permet d'avoir un échantillonnage plus important.

• **4 jauges de contraintes :**

Un pont de « Wheatstone » avec 4 jauges à été conçu. Deux valeurs identiques. Le signal de sortie de ces jauges est amplifié à l'aide d'un amplificateur dit « instrumentation » INA122 de chez MAXIM. Puis ce signal est converti en 10Bits par un micro-contrôleur ATMEL Atmega88P-20PU

- Selon nos mesure (en mV), nous avons décidé de multiplier le gain par 40.
- La référence a été décalé par un pont diviseur (Référence 2,5V) car la sensibilité de cet AOP est de +/- 100 mV.

4.2.3 Schéma :

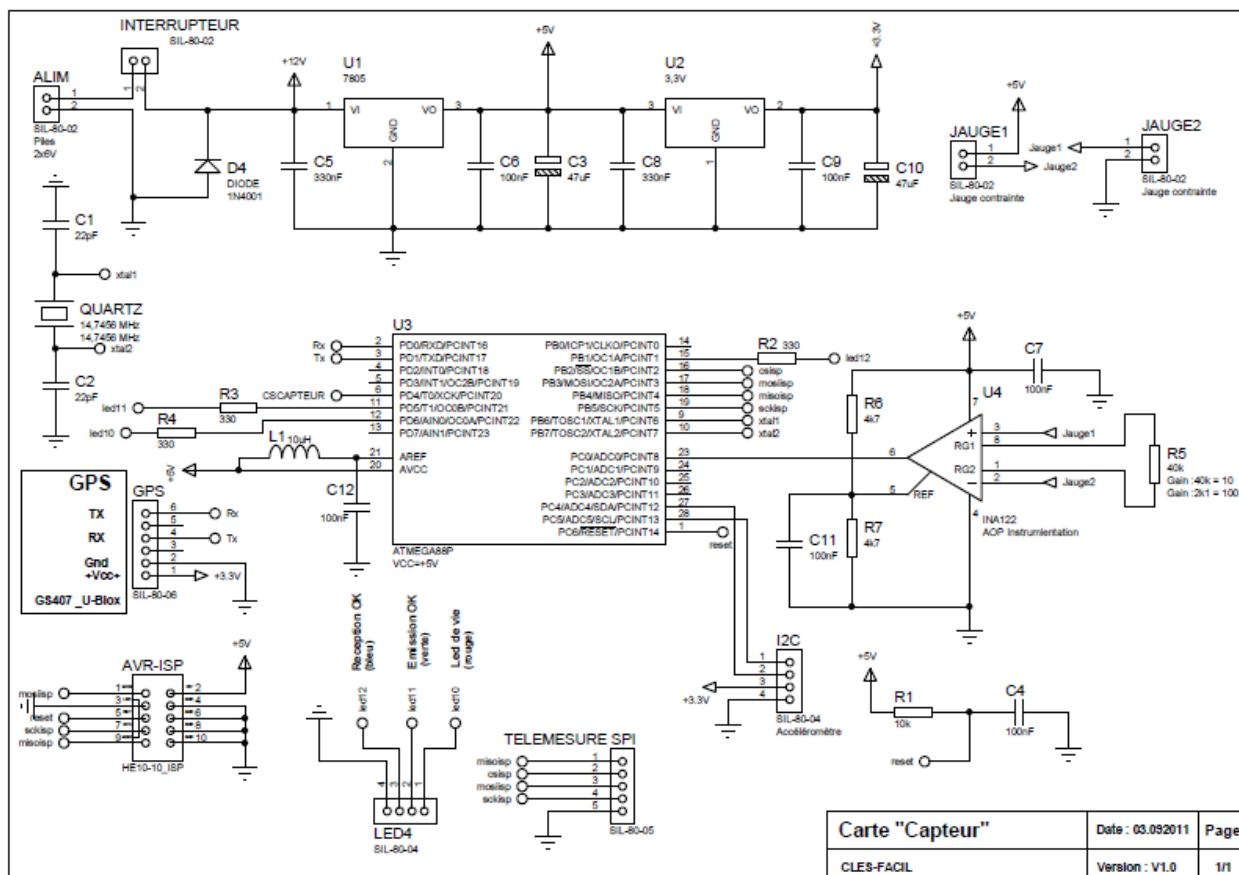


Figure 4.4 : Carte « Capteurs » dans la Fusex.

4.2.4 Conclusion :

Le GPS marchait bien avant le décollage mais les données récupérées pendant le vol montrent un certain doute. L'altitude ne correspond pas à la réalité du fait qu'on était au niveau de la mer.

4.3 Carte « Télémessure »

4.3.1 Principe :

Elle permet d'envoyer les données reçues par le bus « SPI » venant de la carte « capteurs » et

de la carte « minuterie ». On utilise deux modules radio de chez HAC (émission/réception) pour transmettre ces informations . L'avantage de ces modules est qu'il utilisent directement le protocole RS232.

Les informations sont aussi stockées en mémoire sur une SDCARD.

4.3.2 Étallonage :

Le seul réglage à faire est de positionner les cavaliers pour la sélection du canal.

4.3.3 Schéma :

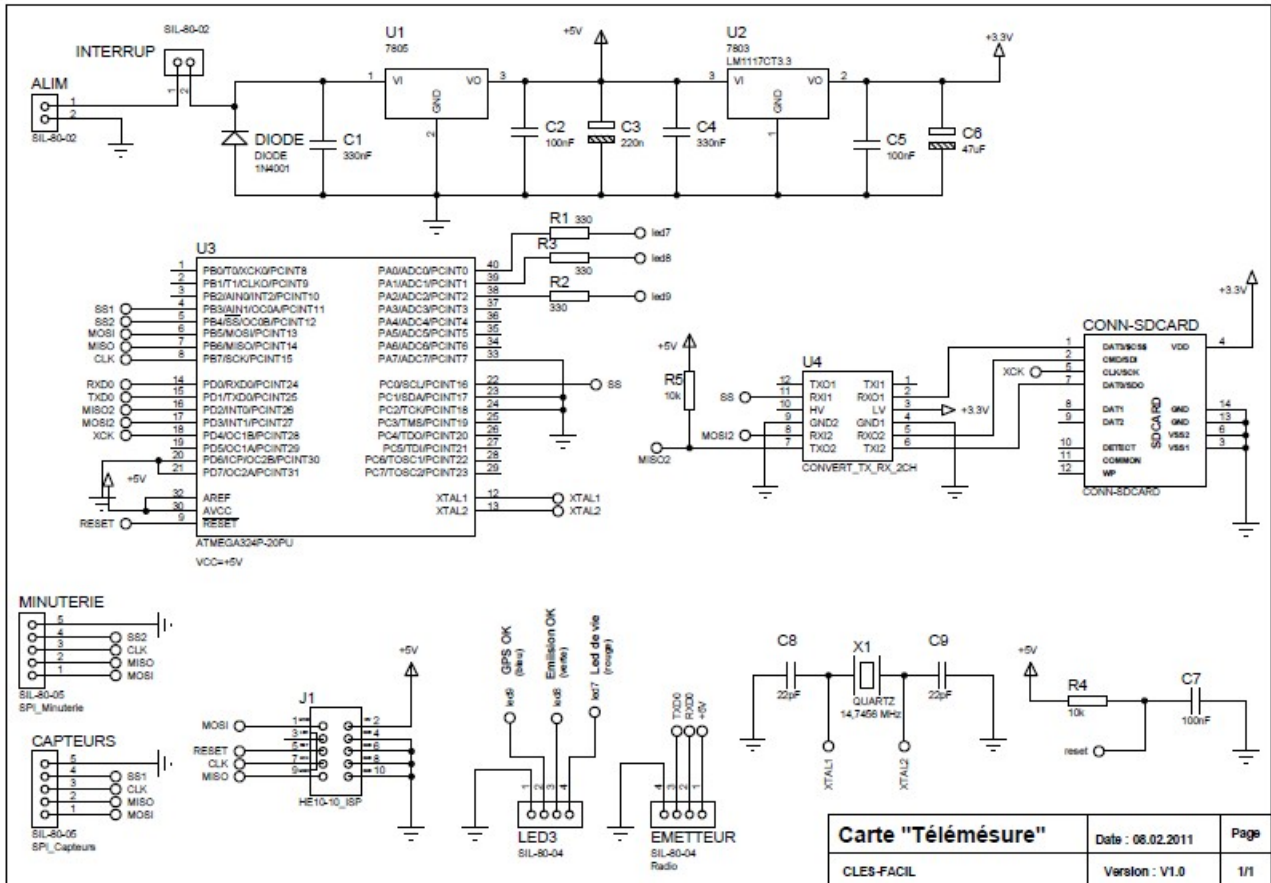


Figure 4.5 : Carte « Télémètre » dans la Fusée.

4.3.4 Conclusion :

- GPS : Le GPS a bien fonctionné sur la rampe (jusqu'à 8 satellites) mais a décroché lors de l'accélération de la fusée. Il a donc perdu les coordonnées lors de l'ascension. Il a recalculé correctement sa position lors de la descente. Ce type de GPS **ne supporte pas une telle accélération**.
- Radio : Celle-ci on fonctionné correctement car nous n'avons perdu aucune donnée de télémètre.
- Jauges : Celles-ci ont fonctionné aussi correctement car nous n'avons perdu aucune donnée.
- SDCARD : Le programme de gestion de la SDCARD n'a pas pu être finalisé.

4.4 Carte « minuterie »

4.4.1 Principe :

La minuterie est gérée par un micro-contrôleur ATMEL, Atmega88P-20PU. Une liaison à

été prévue en mode « SPI » vers la carte télémessure permettant de donner l'état de la minuterie sur le logiciel de réception télémessure.

4.4.2 Étalonnage :

Dans le programme, une variable est utilisée pour le réglage du temps. Ce temps à été recalculé après finition et contrôle de cette dernière.

4.4.3 Schéma :

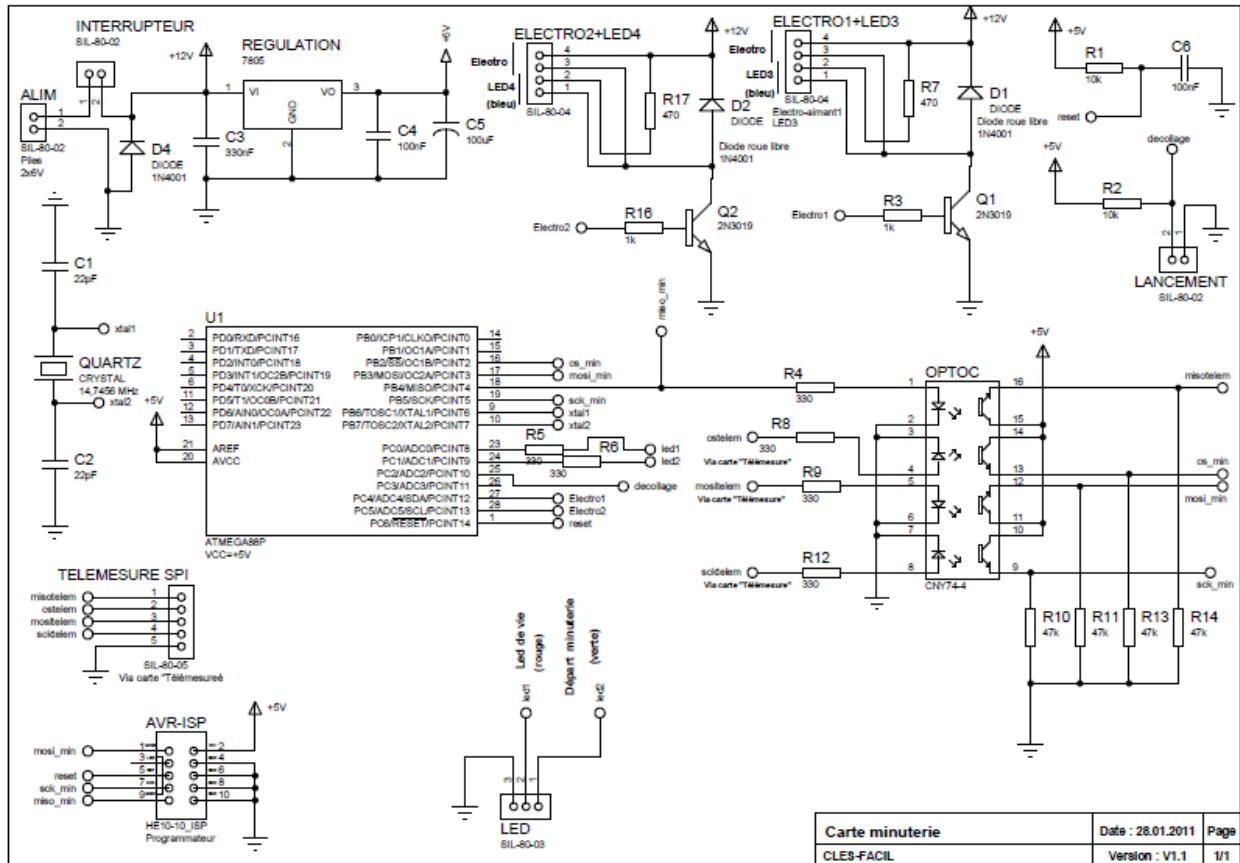


Figure 4.6 : Carte « Minuterie » dans la Fusex.

4.4.4 Conclusion :

RAS

5 Description de la fusée : Informatique/Programmation

Les cartes sont sensiblement les mêmes que l'année dernière, on retrouvera donc les mêmes programmes à quelques exceptions près compte tenu des petites différences engendrées par les relevés des nouvelles expériences (trames contenant plus ou moins de bits, trames en plus, ...)

On retrouve donc :

Carte minuterie :

L'atmega est programmé selon une boucle qui détecte le décollage puis stocke en mémoire non volatile le temps écoulé depuis la détection de l'éjection. Ainsi si l'atmega redémarre en vol, il prend comme valeur initiale la valeur lue. Si le temps écoulé correspond au moment de l'éjection souhaitée, il actionne l'électro-aimant auquel la carte est reliée.

Carte Capteur :

Cette carte boucle en permanence sur la lecture des données du GPS et des 4 jauges de contraintes. A chaque nouvelle valeur obtenue par le GPS, une valeur des jauges de contraintes est lue. De plus, la carte reçoit régulièrement des interruptions provenant de la carte télémétrie qui lui demande de fournir un relevé complet (GPS+jauges). Elle peut soit en avoir et commencer la transmission, soit annoncer qu'elle n'en dispose pas.

Car te télémétrie :

Sur le même principe que la carte capteur pour le GPS, cette carte attend de nouvelles valeurs provenant de la carte capteur puis les envoie assorties de l'état des minuteriers par le module de télémétrie. Les trames comportent un CRC et un numéro de trame car elles sont envoyées plusieurs fois.

Carte ogive :

Le programme devait récupérer les données des accéléromètres ainsi que la détection du capteur optique et donc faire tourner dans le bon sens les moteurs de la caméra. Ce programme n'a pas été bien fini.

Le logiciel pour la télémétrie est le même que celui de l'année dernière.

6 Campagne du C'Space à Biscarosse

Nous sommes arrivées sur le site de la DGA le Samedi 20 Août au soir, cette soirée nous a simplement laissé le temps d'installer notre matériel mécanique et électronique que nous avons emmené dans la salle de travail où la plupart des équipes était regroupés. C'est seulement le lendemain que le travail sur la fusée a pu commencer. Nous avons très vite pu constater que même si la fusée semblait de l'extérieur prête à voler, de nombreuses choses ne fonctionnaient pas, surtout au niveau électronique. En effet, au niveau mécanique, il ne restait plus grand-chose à préparer, les seules choses qu'on a du corriger étaient la bague permettant de retenir le propulseur et le compartiment de stockage du parachute qui était trop grand. En revanche, les 3 expériences ne fonctionnaient pas encore à cause de problèmes électroniques et informatiques, or sur les 6 membres du CLES-FACIL présents à la



Version finale de la partie propulseur vite faite a la campagne

campagne, il n'y avait qu'un seul électronicien : Raphaël. Nous avons donc décidé de passer au plus vite les tests mécaniques (lundi) afin de pouvoir nous concentrer par la suite sur l'électronique, le seul obstacle nous barrant encore le chemin à la rampe de lancement.

Heureusement, après avoir présenté nos expériences aux contrôleurs, ceux-ci étaient particulièrement intéressés par celle des jauges de contraintes. En effet, la résistance de la sangle du parachute est un des points à vérifier durant les tests mécaniques, or les contrôleurs ne savent pas vraiment à quelle force celle-ci doit résister. Notre expérience était donc l'opportunité pour eux d'améliorer l'efficacité des tests mécaniques réalisés sur les fusées expérimentales. Ainsi dès Mardi, Planète Science nous a offert l'aide de plusieurs électroniciens et informaticiens sans lesquelles notre fusée n'aurait probablement pas volé pendant cette campagne. Alors que mercredi après-midi le lancement de Détrona semblait encore compromis, Raphaël et les membres de Planètes Science ont finalement réussi à faire fonctionner le GPS et la jauge de contrainte le mercredi soir (arrivée du trésorier à la campagne ^^).

Les choses se sont alors soudainement accélérées, dès mercredi soir les tests électroniques ont été terminés et un rendez-vous fut pris le lendemain matin à la première heure pour la simulation de vol et l'autorisation de lancement. À notre grande joie à tous, la fusée fut qualifiée lors de cette simulation, l'heure tant attendue du lancement était arrivée. Ce fut un grand moment de stress pour toute l'équipe, d'autant plus qu'aucune fusée expérimentale n'était encore parvenue à faire un vol correct cette année-là. A 11h45, Detrona accomplissait un superbe vol nominal dans le ciel de Biscarosse. Tout s'est en effet déroulé comme prévu, le parachute s'est déployé peu après la culmination, les données du GPS et de la jauge de contrainte ont bien été transmises à la station de télémétrie et la caméra a pu filmer le vol tout en tournant sur elle-même.

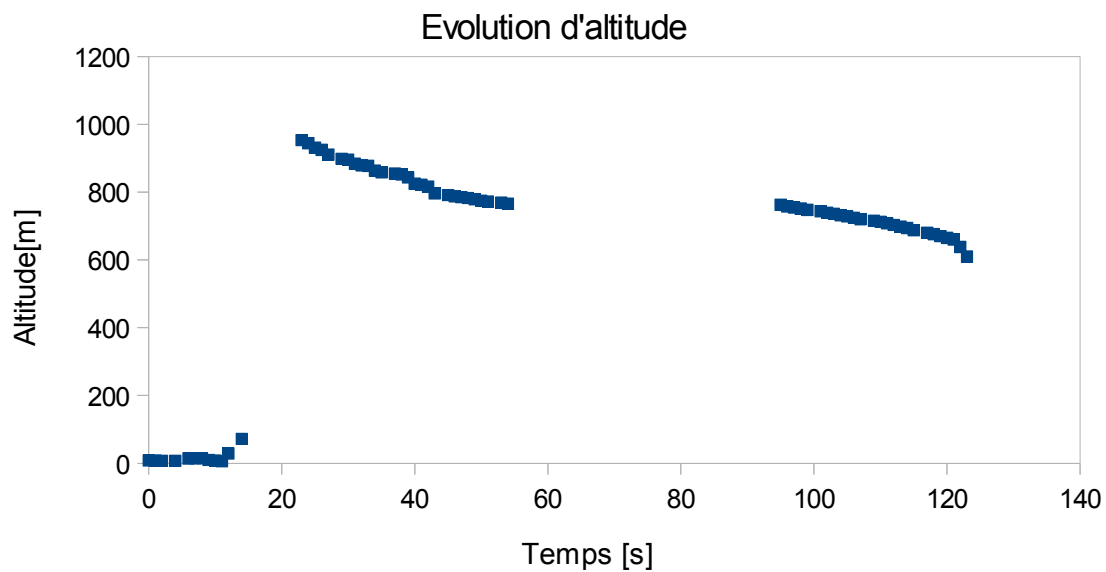


Detrona, échouée au cœur d'un cratère de sable à quelques centimètres d'une "cible".

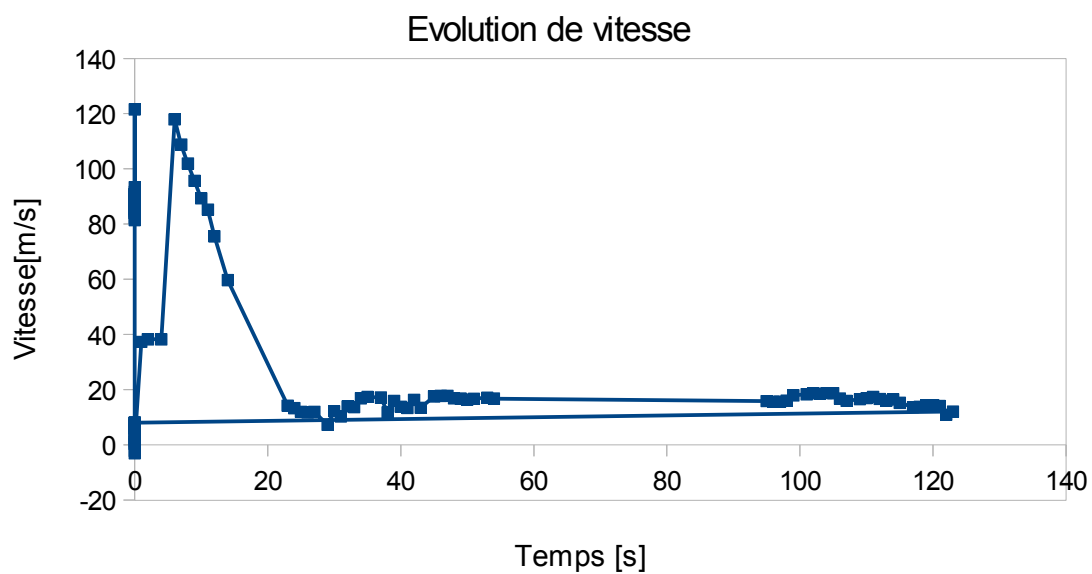
Après avoir patienté toute l'après-midi sur le site de lancement en regardant les différentes fusées décoller, nous avons pu commencer la phase de récupération de la fusée en début de soirée. Une dizaine de minutes à peine nous a suffi à retrouver Detrona. La fusée ne semblait pas trop mal en point (seul l'ogive s'était décrochée), le seul problème était qu'elle était située en plein milieu d'un cratère dont l'accès était interdit, signalé par des banderoles. Ne voulant pas risquer de faire exploser quelque chose sous ce tas de sable, nous avons dû attendre le lendemain pour que la gendarmerie se charge de nous la récupérer. Heureusement, la caméra avait résisté à la pluie de la nuit, nous avons donc pu visionner la vidéo de la caméra tournante. Nous avons aussi pris le temps de remettre en état la fusée (enlever le sable, vérifier le fonctionnement des cartes électroniques, refixer l'ogive) afin de pouvoir montrer son fonctionnement aux futurs nouveaux membres du CLES-FACIL.

Le samedi, dernière journée du C'Space, nous sommes allés nous détendre sur la plage de Biscarosse, profitant de la situation pour débriefer sur la campagne et proposer des améliorations pour l'année à venir.

7 Résultats télémétre



L'altitude est probablement mal déterminée car la fin du vol ne se retrouve pas au niveau de la mer comme au début.



La mesure de vitesse correspond à peu près aux valeurs théoriques de Trajec, il y a néanmoins un écart sur la durée d'accélération et de ralentissement.

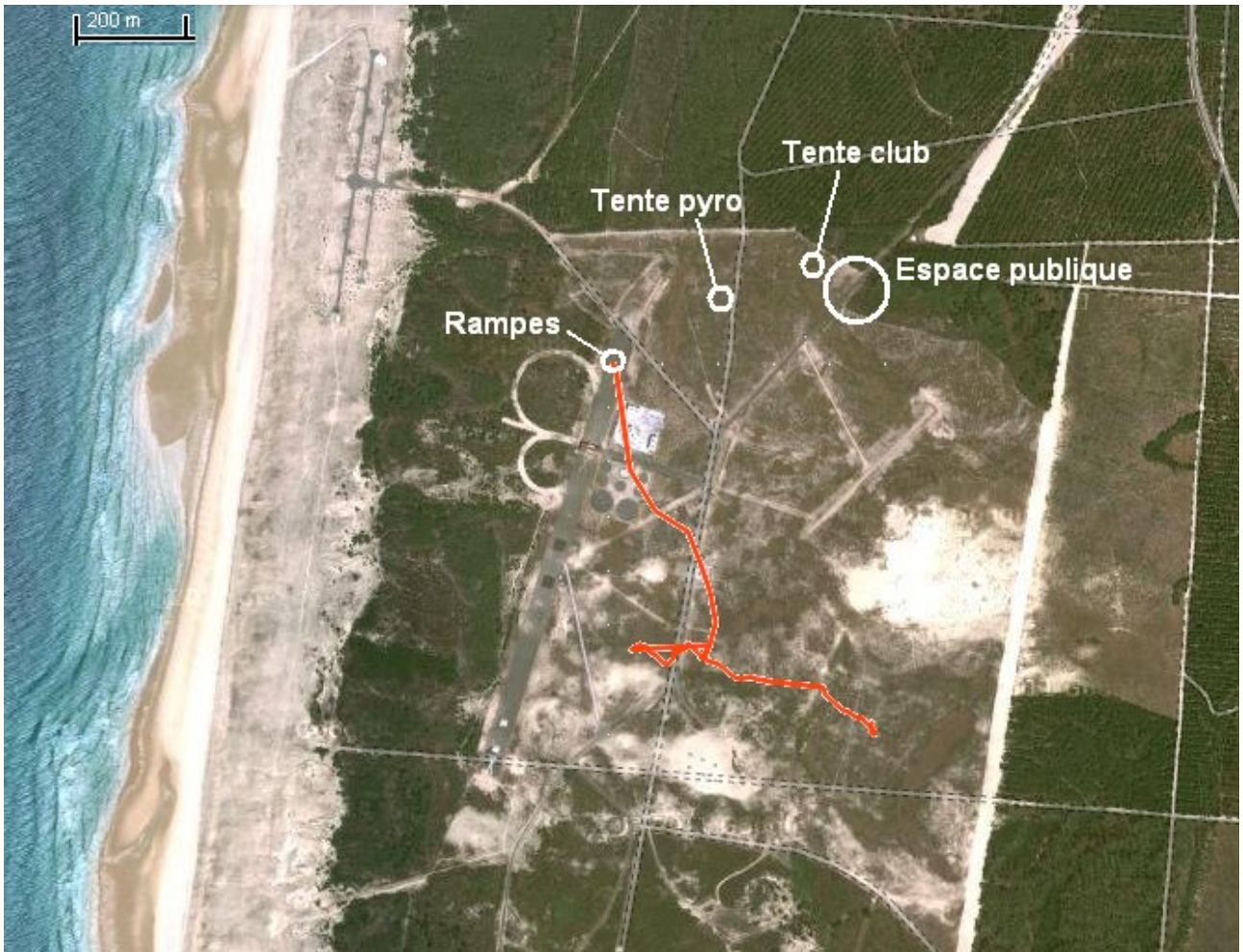


Figure 7: Site du lancement à Biscarosse avec la trajectoire de la fusée

Temps [s]	Lat. [Deg]	Long. [Deg]	Pos. X [m]	Pos. Y [m]	Altitude [m]	Vitesse [m/s]	Satellites	Force [kg]	
0	44,33402	-1,26694	0	0	8	0	8	-2	Décollage
1	44,33394	-1,26699	-6	-10	8	37	8	3	
2	44,33374	-1,26707	-15	-32	7	38	6	-3	
3	44,33362	-1,26709	-17	-45	7	75	0	1	Disfonct. GPS
4	44,33374	-1,26707	-15	-32	7	38	6	0	
6	44,33209	-1,26731	-41	-215	14	118	4	2	
7	44,33142	-1,26771	-87	-289	15	109	7	1	
8	44,33109	-1,26824	-145	-327	14	102	7	2	
9	44,33053	-1,26845	-169	-388	10	96	5	2	
10	44,33010	-1,26860	-185	-436	8	89	5	2	
11	44,32960	-1,26869	-195	-493	6	85	6	1	
12	44,32921	-1,26859	-184	-536	29	76	7	122	Ouverture parachute
14	44,32900	-1,26845	-169	-560	72	60	7	84	
15	44,32900	-1,26851	-175	-559	61	54	0	86	Disfonct. GPS
16	44,32921	-1,26859	-184	-536	29	76	0	85	Disfonct. GPS
17	44,32900	-1,26845	-169	-560	72	60	0	88	Disfonct. GPS
18	44,32900	-1,26851	-175	-559	61	54	0	81	Disfonct. GPS
20	44,32921	-1,26859	-184	-536	29	76	0	87	Disfonct. GPS
20	44,32900	-1,26845	-169	-560	72	60	0	86	Disfonct. GPS
22	44,32921	-1,26859	-184	-536	29	13	7	86	Disfonct. GPS
23	44,32915	-1,26732	-43	-543	954	14	8	84	
24	44,32918	-1,26738	-50	-539	944	13	8	84	
25	44,32921	-1,26742	-54	-536	931	12	8	91	
26	44,32915	-1,26748	-60	-543	925	12	8	85	
27	44,32923	-1,26747	-60	-533	910	12	8	86	
29	44,32921	-1,26746	-59	-536	899	7	7	89	
30	44,32918	-1,26754	-67	-539	896	12	7	93	
31	44,32920	-1,26756	-70	-537	884	10	7	89	
32	44,32913	-1,26759	-73	-544	879	14	8	92	
33	44,32908	-1,26765	-80	-550	877	14	8	87	
34	44,32904	-1,26773	-89	-554	863	17	7	90	
35	44,32896	-1,26779	-95	-563	858	17	8	89	
37	44,32891	-1,26787	-104	-569	855	17	8	86	
38	44,32889	-1,26791	-109	-572	852	12	7	82	
39	44,32901	-1,26801	-120	-558	843	16	7	81	
40	44,32912	-1,26802	-120	-546	825	14	7	88	
41	44,32911	-1,26812	-131	-547	822	13	7	87	
42	44,32918	-1,26823	-144	-539	816	16	7	91	
43	44,32924	-1,26824	-145	-532	796	13	7	87	
45	44,32916	-1,26833	-155	-541	792	18	7	89	
46	44,32907	-1,26841	-164	-551	787	18	7	86	
47	44,32901	-1,26848	-172	-558	785	18	7	87	
48	44,32895	-1,26856	-181	-564	782	17	7	87	
49	44,32892	-1,26867	-193	-567	779	17	7	87	
50	44,32888	-1,26876	-203	-572	775	16	7	84	
51	44,32882	-1,26884	-211	-579	772	17	7	87	
53	44,32873	-1,26893	-222	-589	769	17	7	89	
54	44,32868	-1,26901	-231	-595	766	17	7	89	
95	44,32866	-1,26910	-241	-597	762	16	7	87	
96	44,32869	-1,26926	-258	-593	758	16	8	90	
97	44,32865	-1,26936	-270	-598	755	16	7	84	
98	44,32864	-1,26946	-281	-599	752	16	7	89	
99	44,32861	-1,26964	-301	-603	748	18	7	86	
101	44,32859	-1,26979	-318	-605	744	18	7	85	
102	44,32857	-1,26996	-336	-606	740	19	7	87	
103	44,32856	-1,27008	-349	-608	736	19	7	88	
104	44,32854	-1,27023	-367	-610	732	19	7	88	
105	44,32854	-1,27037	-383	-611	729	19	7	88	
106	44,32852	-1,27043	-389	-612	725	17	7	87	
107	44,32841	-1,27046	-392	-625	720	16	7	91	
109	44,32831	-1,27056	-403	-636	716	17	7	87	
110	44,32823	-1,27065	-413	-645	713	17	6	87	
111	44,32814	-1,27075	-425	-655	709	17	6	91	
112	44,32811	-1,27085	-436	-658	703	17	7	88	
113	44,32808	-1,27088	-439	-661	699	16	7	88	
114	44,32802	-1,27098	-450	-668	694	17	6	87	
115	44,32802	-1,27107	-460	-668	688	15	7	91	
117	44,32801	-1,27106	-459	-670	680	14	7	90	
118	44,32795	-1,27110	-463	-675	676	14	6	86	
119	44,32788	-1,27118	-473	-684	670	14	7	89	
120	44,32781	-1,27126	-481	-691	665	14	7	86	
121	44,32774	-1,27127	-482	-699	660	14	7	87	
122	44,32778	-1,27120	-475	-695	638	11	8	90	
123	44,32794	-1,27122	-476	-677	610	12	6	88	Atterissage au repos
								74	

8 Remerciements

Le CLES-FACIL tient à remercier tous ceux qui ont participé à la construction de notre fusex Detrona au cours de cette année 2010-2011. On aimerait aussi remercier tous ceux qui ont donné un coup de main décisif juste avant ou pendant la campagne du C'Space à Biscarosse : Momo, Guillaume, Thierry, Nicolas, Jérôme et d'autres.

Nous sommes également très reconnaissant envers nos sponsors Thalès, INSA, Ariane Espace, Zodiac Aerospace qui soutiennent le club dans ses financements et ses activités.