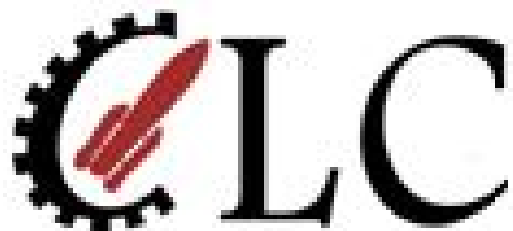
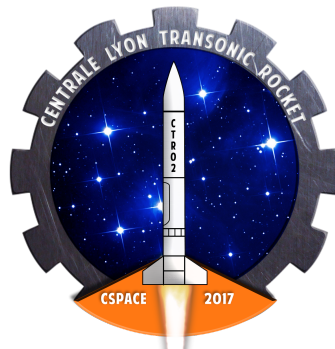


# CTR-02

*Projet FX-01*

## Rapport de projet



# Sommaire

## 1. Généralités

- 1.1. Présentation du club
- 1.2. Présentation de l'équipe
- 1.3. Caractéristiques principales du projet
- 1.4. Financement & partenaires
- 1.5. Planification

## 2. Structure mécanique

- 2.1. Généralités
- 2.2. Structure de la fusée
- 2.8. Bilan de masse
- 2.10. Bilan de longueur

## 3. Systèmes électroniques embarqués

- 3.1. Systèmes de récupération
- 3.2. Séquenceur principal
- 3.3. Expérience embarquée
- 3.4. Alimentation électrique
- 3.6. Télémessure
- 3.7. GPS
- 3.8. Compatibilité électromagnétique

## 4. Aérodynamique et stabilité

- 4.1. Stabilité de la fusée en subsonique
- 4.2. Stabilité de la fusée en supersonique
- 4.3. Points de retombée

## 5. CSpace

## Annexes

- Annexe 1 : Schémas électroniques
- Annexe 2 : Plans mécaniques
- Annexe 3: Trajectographie

## Table des figures

Figure 01 : Synoptique mécanique

Figure 02 : Organisation structurelle du lanceur

Figure 03 : Schéma de l'architecture lanceur

Figure 04 : pression statique autour de la coiffe lors du vol transsonique

Figure 05 : pression dynamique autour de la coiffe lors du vol transsonique

Figure 06 : répartition de la vitesse de l'écoulement en régime transsonique

Figure 07 : schéma simplifié du problème de flexion

Figure 08 : Répartition du moment fléchissant dans le tube

Figure 09 : Précisions sur le maillage utilisé

Figure 10 : translation aux noeuds du modèle éléments finis (flexion)

Figure 11 : Contraintes principales aux noeuds (flexion)

Figure 12 : Critère de Von Mises (flexion)

Figure 13 : répartition des contraintes dans un cas nominal de compression

Figure 14 : dispositif de test du tube (vue de dessus et de dessous. l'effort est appliqué selon l'axe du tube sur la pièce orange)

Figure 15 : liaison vis - peau après le test (aucun dommage constaté)

Figure 16 : plan des ailerons montés

Figure 17 : test de la résistance longitudinale des ailerons

Figure 18 : test de résistance transversale des ailerons

Figure 19 : Flottement des ailerons de la fusée du Team Kanzai Rocket Club lors du C'Space 2015

Figure 20 : Mode de flexion (56 Hz)

Figure 21 : Mode de torsion (218 Hz)

Figure 22 : Partie réelle des modes en fonction de la vitesse

Figure 23 : vue CAO en coupe de la bague de reprise de poussée instrumentée

Figure 24 : vue CAO complète de la bague de reprise instrumentée complète

Figure 25 : vues CAO de la bague anneau propulseur sur laquelle s'appuie le propulseur

Figure 26 : maillage utilisé

Figure 27 : déplacement aux noeuds sur l'anneau

Figure 28 : critère de Von Mises sur la partie supérieure de l'anneau

Figure 29 : Contraintes principales sur la partie supérieure de l'anneau

Figure 30 : Résultat du calcul éléments finis en compression

Figure 31 : Résultats analytiques pour la compression du plot

Figure 32 : udef en fonction du temps

Figure 33 : vues CAO de la bague mixte

Figure 34 : Contraintes de Von Mises (partie inférieure de la bague mixte)

Figure 35: Contraintes principales (partie inférieure de la bague mixte)

Figure 36 : parachute PAR-36 de chez Public Missiles

Figure 37 : documentation sur l'encombrement des parachutes PML

Figure 38 : représentation schématique de la case parachute

Figure 39 : Plan de la case électronique

Figure 40 : Bilan de masse extrait de AeroCLC

Figure 41 : Récapitulatif masse totale et centre de gravité (AeroCLC)

Figure 42 : bilan de longueur extrait du logiciel AeroCLC

Figure 43 : données attendues pour l'étude de la couche limite

Figure 44 : Feuille Stabilité

Figure 45 : géométrie de la fusée sous RASAero

Figure 46 : évolution du CP et du CG au cours du vol (RASAero)

Figure 47 : évolution de la vitesse au cours du vol (RASAero)

Figure 48 : Différentes valeurs permettant de compléter le calcul de stabilité (AeroCLC)

Figure 49 : résultats des calculs de stabilité

Figure 50 : portée balistique (extrait de Trajecto)

Figure 51 : Altitude en fonction de la portée selon Trajecto

Figure 52 : Synoptique électronique de la fusée

Figure 53 : Feuille Trajecto

## **Table des tableaux**

Tableau 01 : Planification

Tableau 02 : caractéristiques techniques du tube carbone sélectionné

Tableau 03 : caractéristiques de l'aluminium utilisé

Tableau 04 : encadrement de la vitesse de chute en fonction de la masse de la fusée

Tableau 05 : Capteurs de comportement général

Tableau 06 : Consommation électrique des composants

Tableau 07 : Caractéristiques des batteries

## Introduction

Ce document a pour objectif de présenter le projet CTR-02, de rendre compte de son avancement, et de justifier que le projet respecte bien les exigences du CSpace concernant les fusées expérimentales mono étage notamment sur le plan de la mécanique, de l'aérodynamique et de l'électronique embarqué.

## 1. Généralités

### 1.1. Présentation du club

Centrale Lyon Cosmos (CLC) est une association d'élèves de l'Ecole Centrale de Lyon. Avec plus de 20 ans d'expérience dans la conception de fusée et 70 % de vols nominaux, le CLC regroupe toutes les activités aérospatiales de l'école. Une cinquantaine de membres réalisent cette année huit projets dont trois Mini Fusées, une fusée expérimentale et un projet sur une fusée Ares Perseus.

### 1.2. Présentation de l'équipe

L'équipe est composée d'élèves ingénieurs de l'Ecole Centrale de Lyon.

#### Équipe

Adrien Cosson  
Samuel Antoine  
Julien Hamoy  
Alberto Alonso Pinar  
Noé Bolin  
Julien Cochard

### 1.3. Caractéristiques principales du projet

CTR-02 (CLC Transonic Rocket 02) est une fusée transsonique conçue, fabriquée et lancée par le CLC. Le lancement se fait dans le cadre de la campagne nationale du CSpace 2017. Le projet CTR-02 est organisé autour de deux expériences. L'expérience principale, commanditée par le LMFA (Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique, labellisé CNRS), consiste à mesurer les spectres de pression au niveau de la coiffe pour divers nombres de Reynolds, en régime transsonique. L'expérience secondaire, réalisée avec l'aide du LTDS (Laboratoire de Tribologie et de Dynamique des Systèmes) vise à déterminer la courbe de poussée du propulseur en vue d'une estimation du Cx de la fusée.

Les données de l'expérience principale serviront au LMFA pour une première approche dans l'étude de la couche limite d'ogives. L'intérêt de l'expérience pour le laboratoire réside dans l'étude de l'interaction entre le choc supersonique et la couche limite de la coiffe. Pour cela, des capteurs de pression très performants sont implantés dans la coiffe. D'autres capteurs sont utilisés pour reconstituer la trajectoire de la fusée afin de connaître l'écoulement à l'amont de la coiffe. Dans l'idéal, ces informations pourront être combinées avec des profils de température, pression, vecteur vitesse de l'atmosphère récoltés par un ballon sonde.

La fusée CTR-02 a une masse de 3.2kg sans propulseur, pour une longueur de 1.50m. Elle doit atteindre une altitude de 3000m et un nombre de Mach de 1.13, soit 389 m/s à une altitude de 1524m. Elle embarque 13 capteurs : un micro, deux capteurs de pression, deux accéléromètres haute fréquence, un accéléromètre basse fréquence et un gyroscope, une balise

GPS, ainsi que trois jauges de déformation et deux caméras. Les données sont envoyées sur deux Raspberry Pi, qui les stockent sur carte SD et en envoient une partie par télémesure. La récupération se fait à l'aide d'un parachute éjecté à travers une trappe latérale.

L'architecture globale de CTR-02 est précisée sur la Figure 03.

#### 1.4. Financement & partenaires

Parmi les partenaires du Club on retrouve l'entreprise lyonnaise spécialisée en électronique Cirly, le CNES avec lequel il y a une étroite collaboration pour le projet PERSEUS et l'Ecole Centrale de Lyon.

Pour cette fusée, le club travaille avec le Laboratoire de Mécanique des Fluides et Acoustique (LMFA) afin de réaliser une expérience embarquée, et le Laboratoire de Tribologie et de Dynamique des Systèmes (LTDS). Ainsi, on dispose de l'expérience technique du LMFA pour la définition de l'expérience et le choix des capteurs de pression, et du savoir faire du LTDS pour la mise en place de jauges de déformation.

On trouvera en annexe un budget prévisionnel du coût de la fusée et de la participation au C'Space.

#### 1.5. Planification

Les tâches sont regroupées en un pôle "Mécanique" et un pôle "Électronique".

Mécanique	Conception	Commande / Fabrication	Assemblage	Essai
<b>Système de récupération</b>	En cours (70%)	en cours (20%)	mi-mars	mi-mars
<b>Case électronique</b>	En cours (70%)	début mars	mi-mars	mi-mars
<b>Structure</b>	Réalisé	en cours (20%)	mi-mars	mi-mars

Electronique	Capteurs ou module	Design carte Choix capteur	Commande du matériel	Fabrication montage	Essai	Intégration
<b>Circuit de puissance</b>	Carte d'alimentation	En cours (70%)	20-févr	fin février	début mars	fin mars
<b>Etude de la couche limite</b>	CPT, carte de traitement CPT	En cours (80%)	En cours (50%)	fin février	début mars	fin mars
<b>Mesure de la poussée</b>	JDD, Carte de traitement JDD	En cours (70%)	20-févr	fin février	mi-mars	mi-avril
<b>Etude de la trajectoire</b>	ACC, GYR, CPD, CPF	Réalisé	Réalisé	En cours (60%)	fin février	Mi - mars
<b>GPS / Télémessure</b>	GPS, KIKIWI	En cours (50%)	mi-mars	?	formation TM ?	?
<b>Etude vibratoire</b>	ACC0, ACC3	Réalisé	Réalisé	En cours (80%)	fin février	mi-mars
<b>Caméras</b>	CAM1, CAM2	Réalisé	Réalisé	Réalisé	Réalisé	Réalisé

Tableau 01 : Planification

## 2. Structure mécanique

### 2.1. Généralités

La conception de la structure mécanique de la fusée résulte du respect de plusieurs contraintes:

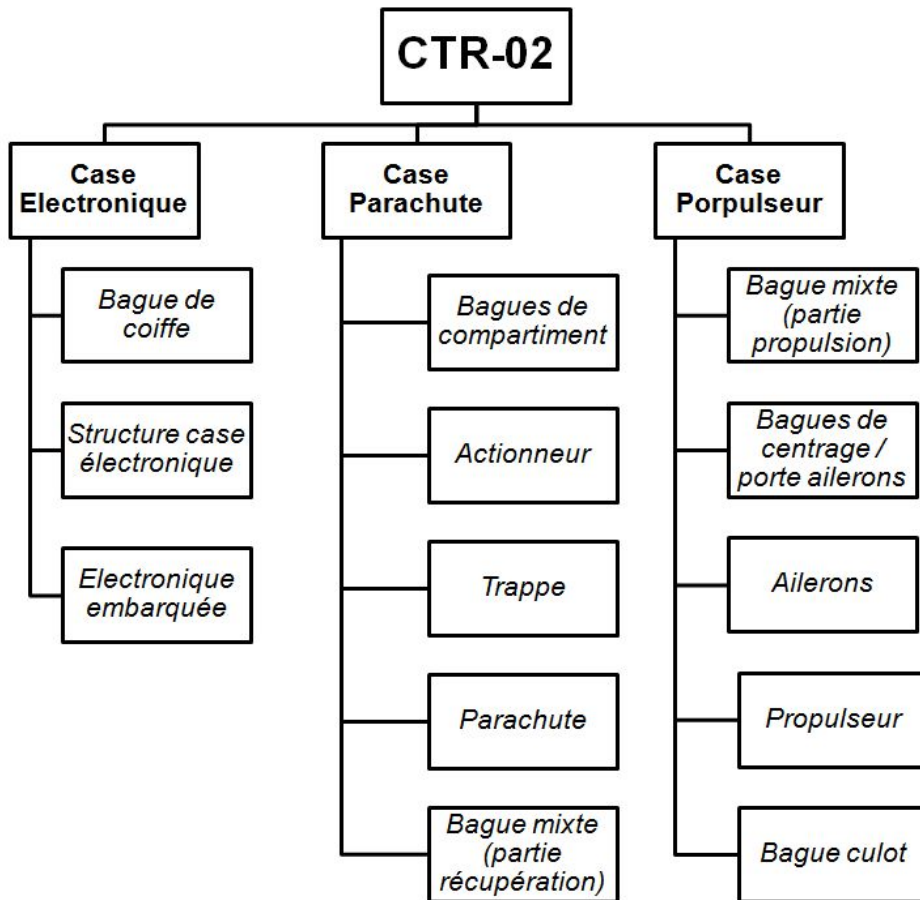
- Résister aux forces exercées lors du vol.
- Avoir une masse aussi faible que possible.
- Assurer la stabilité en écoulement subsonique et supersonique.
- Assurer la récupération des données.

On présente ici les choix réalisés afin de satisfaire ces contraintes.

### 2.2. Structure de la fusée

La fusée est constituée de différentes parties appelées cases. Dans le cas présent ce sont trois cases qui se superposent dans le tube : *case propulseur*, *case parachute* et *case électronique*. Les sous-système inclus dans la coiffe sont inclus dans le groupement *case électronique*.

Ces ensembles sont contenus et attachés directement à la peau de la fusée : la structure du lanceur est donc de type peau porteuse.



*Figure 01 : Synoptique mécanique*



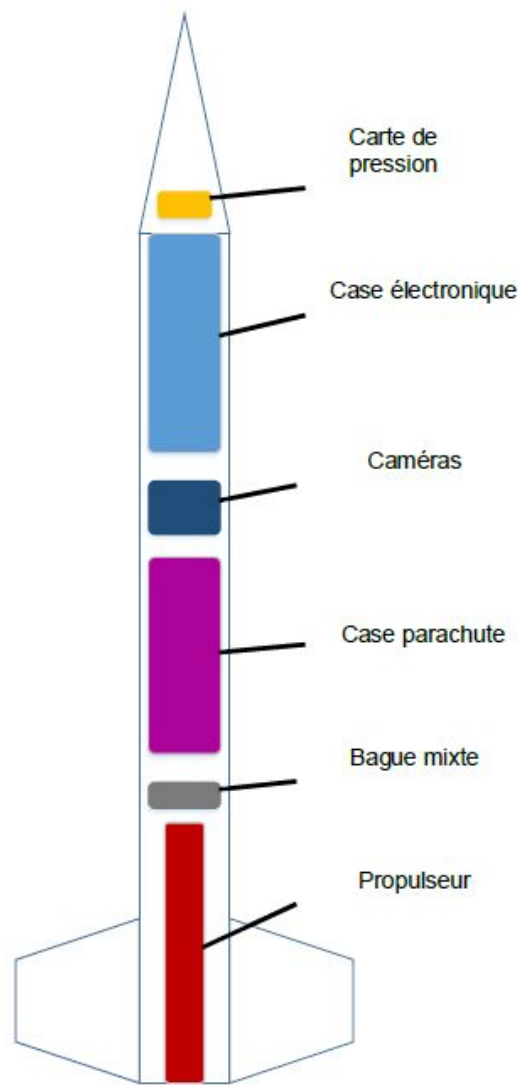
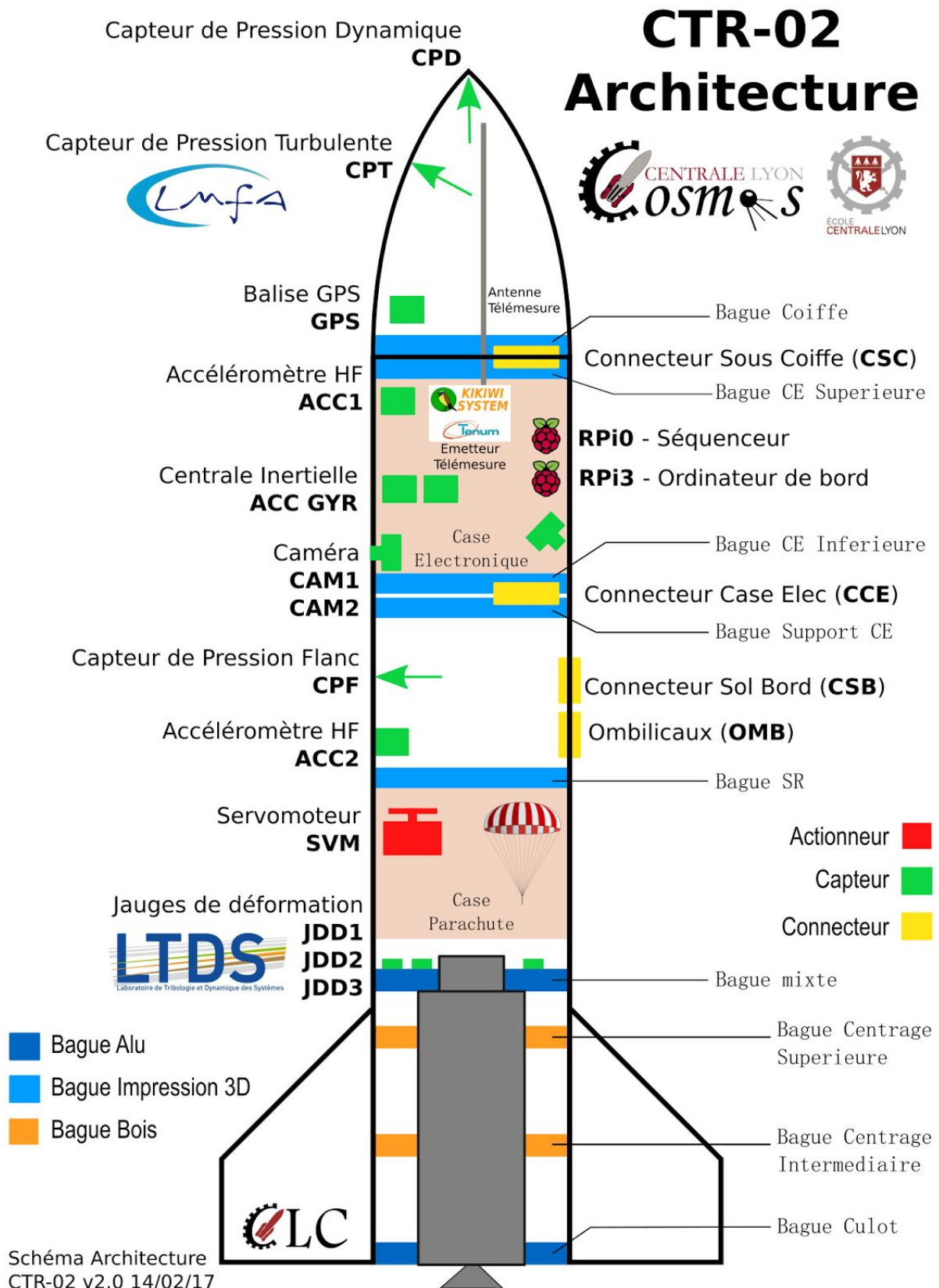


Figure 02 : Organisation structurelle du lanceur

Le présent dossier va donc s'attacher d'une part à décrire les sous-systèmes choisis pour la fusée et d'autre part à justifier leur tenue mécanique et leur dimensionnement. De plus, les nombreuses interfaces mécatroniques présentes dans une fusée rendent indissociables la présentations des sous-ensembles mécaniques de celles des sous-ensembles électroniques. Les interactions entre la partie électronique et la partie mécanique de la fusée sont présentés dans le schéma ci-dessous.



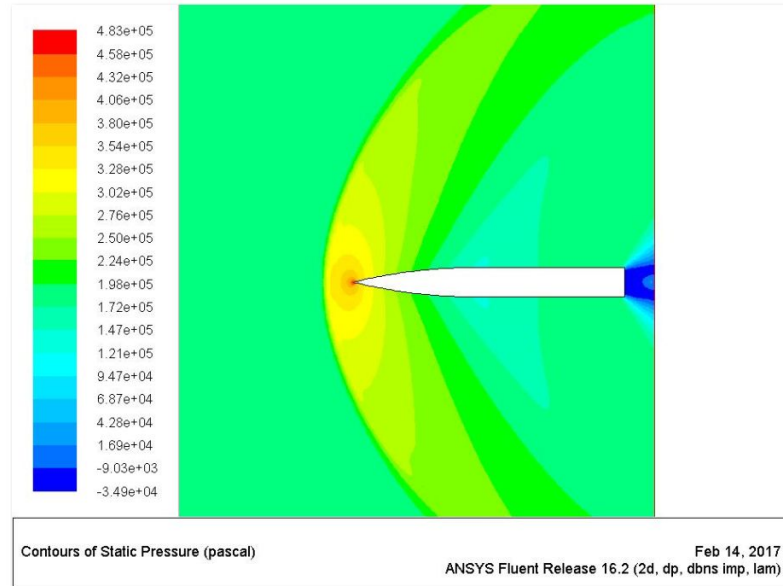
*Figure 03 : Schéma de l'architecture lanceur*

## 2.3. Tube et coiffe

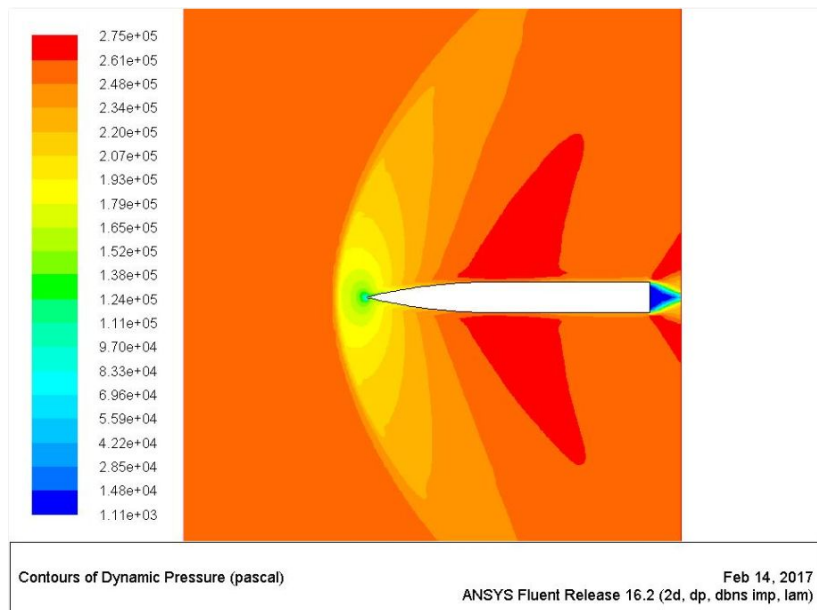
### 2.3.1. Coiffe

La coiffe provient du fournisseur américain de pièces pour fusées expérimentales *Public Missiles*. Le fabricant certifie ses coiffes aptes au vol supersonique. La coiffe a été reçue, et est disponible au local du CLC.

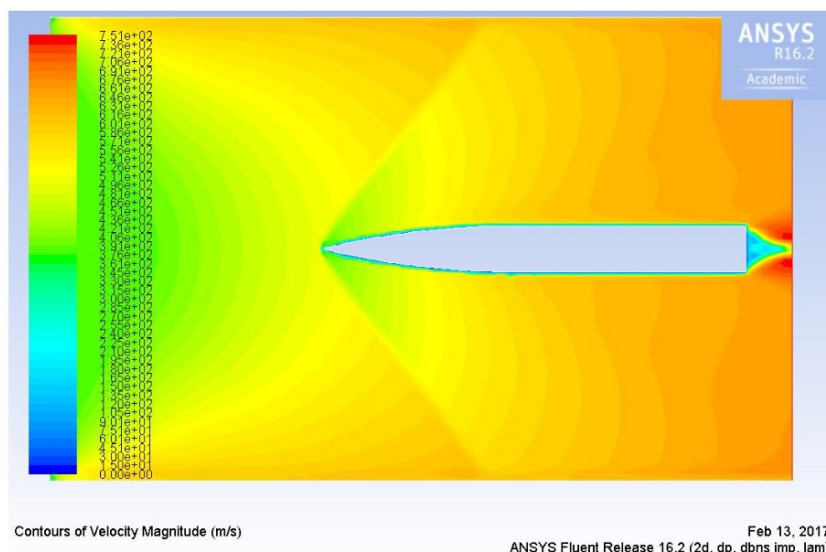
Une simulation Fluent permet toutefois d'évaluer la pression qui s'appuiera sur la coiffe lors du régime supersonique ( $M < 1.2$  dans le vol simulé).



*Figure 04 : pression statique autour de la coiffe lors du vol transsonique*



*Figure 05 : pression dynamique autour de la coiffe lors du vol transsonique*



**Figure 06 : répartition de la vitesse de l'écoulement en régime transsonique**

On constate que la pression dynamique reste largement inférieure à 1 bar lors du transsonique.

### 2.3.2. Tube

La préoccupation majeure étant l'optimisation de la masse le choix s'est porté sur la fibre de carbone, matériau composite plus léger que l'aluminium. Afin de garantir l'intégrité structurelle de la fusée lors du vol la résistance du tube a été doublement validée : d'une part par un premier calcul de RDM classique, puis une analyse éléments finis avec Catia a été réalisée afin de conforter les résultats précédents et surtout pour affiner le modèle au niveau de la trappe parachute qui est le point critique du tube.

#### 2.3.2.1. Présentation de la solution technique retenue

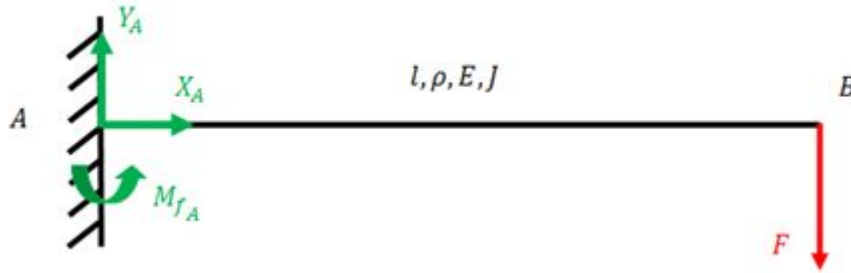
Caractéristiques de l'élément envisagé : tube en fibre de carbone haute performance, une seule pièce, sans bague interpeau pour maximiser la rigidité de la fusée. Le tube est troué afin de permettre le bon fonctionnement du système de récupération.

longueur	1300 mm
diamètre intérieur	100 mm
diamètre extérieur	101 mm
Module de flexion	75 GPa
Matériau	Carbone HR 12K
masse volumique	1.55 g/cm <sup>3</sup>
Structure composite	Fibres 90° et 20°

**Tableau 02 : caractéristiques techniques du tube carbone sélectionné**

### 2.3.2.2. Première justification par calcul RDM classique

On associe le tube à une poutre encastrée libre avec la section d'un cylindre creux.



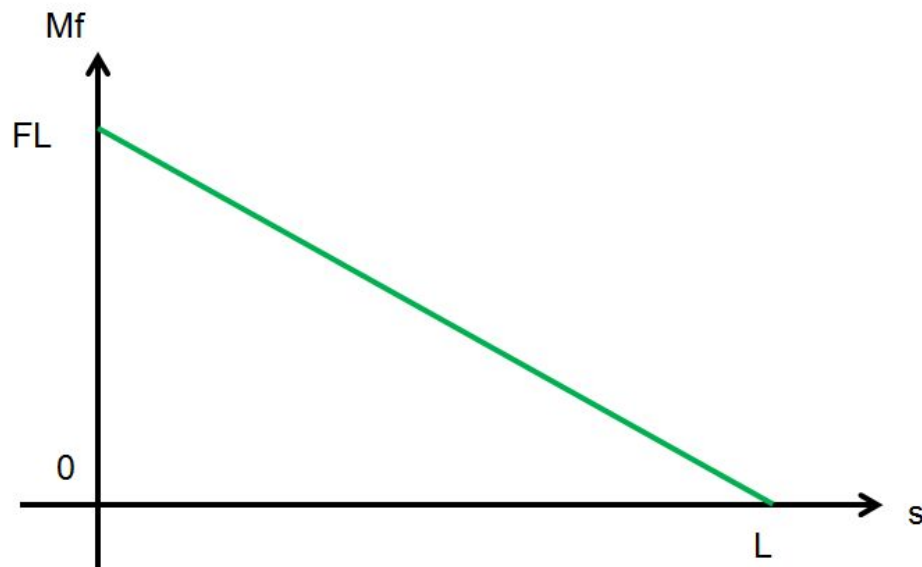
*Figure 07 : schéma simplifié du problème de flexion*

La force  $F$  sera prise égale à 40 N (comme si on appliquait tout le poids de la fusée en haut de la coiffe).

Dans le cadre des hypothèses de la RDM on néglige les efforts normal et tranchant devant le moment fléchissant.

$$M_f(s) = F(L - s)$$

où  $s$  est l'abscisse curviligne qui vaut 0 à l'encastrement et  $L$  en bout de poutre.



*Figure 08 : Répartition du moment fléchissant dans le tube*

On constate que la contrainte maximale est localisée en  $s=0$  au niveau de l'encastrement. L'énergie de déformation de la poutre est alors :

$$W = \frac{1}{2} \int_0^L \frac{M_f^2(s)}{EI} ds = \frac{F^2 L^2}{4EI}$$

Les caractéristiques mécaniques de la poutre sont :

$$I = \pi/64 * (d_{ext}^4 - d_{int}^4) = 1.93e^{-7} m^4$$

$$E = 75 GPa$$

La flèche du tube se calcule alors en appliquant le théorème Castigliano :

$$dW/dF = v(B) \Rightarrow v(B) = FL^2/2EI = 2.34 \text{ mm} = 0.18 \% < 2\%$$

Le cahier des charges en flèche est vérifié.

La contrainte dans le tube lors de ce test est donnée par :

$$\sigma_{11}^{max} = Mf(0)/I * d_e = FL/I * d_e \Rightarrow \sigma^{max} = 27.2 MPa$$

Ce qui est largement inférieur à la valeur de 600 MPa donnée par le fournisseur.

Les calculs menés ici se basent sur des hypothèses assez restrictives. En effet, le matériau doit être considéré homogène, continu et isotrope pour que ce calcul soit valide. On va donc mener une étude éléments finis sur de la fibre de carbone afin de valider les résultats obtenus.

### 2.3.2.3. Simulations numériques

Afin de valider et compléter les calculs précédents on effectue une simulation éléments finis sur le tube qui cette fois-ci comporte le trou destiné à la trappe parachute.

#### 2.3.2.3.1. Etude en flexion

Une première simulation de flexion est donc réalisée dans les mêmes conditions que précédemment. On donne des précisions concernant le maillage utilisé dans toutes la suite de l'étude sur la figure suivante.

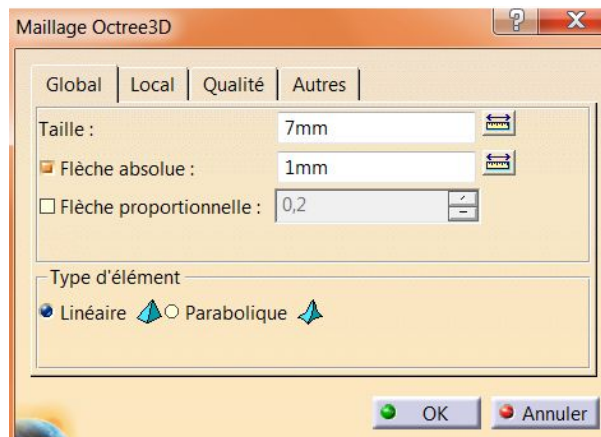


Figure 09 : Précisions sur le maillage utilisé

On lance ensuite la résolution numérique dont les résultats sont présentés ci-après : on s'intéressera au déplacement et aux contraintes principales ainsi que selon le critère de Von Mises.

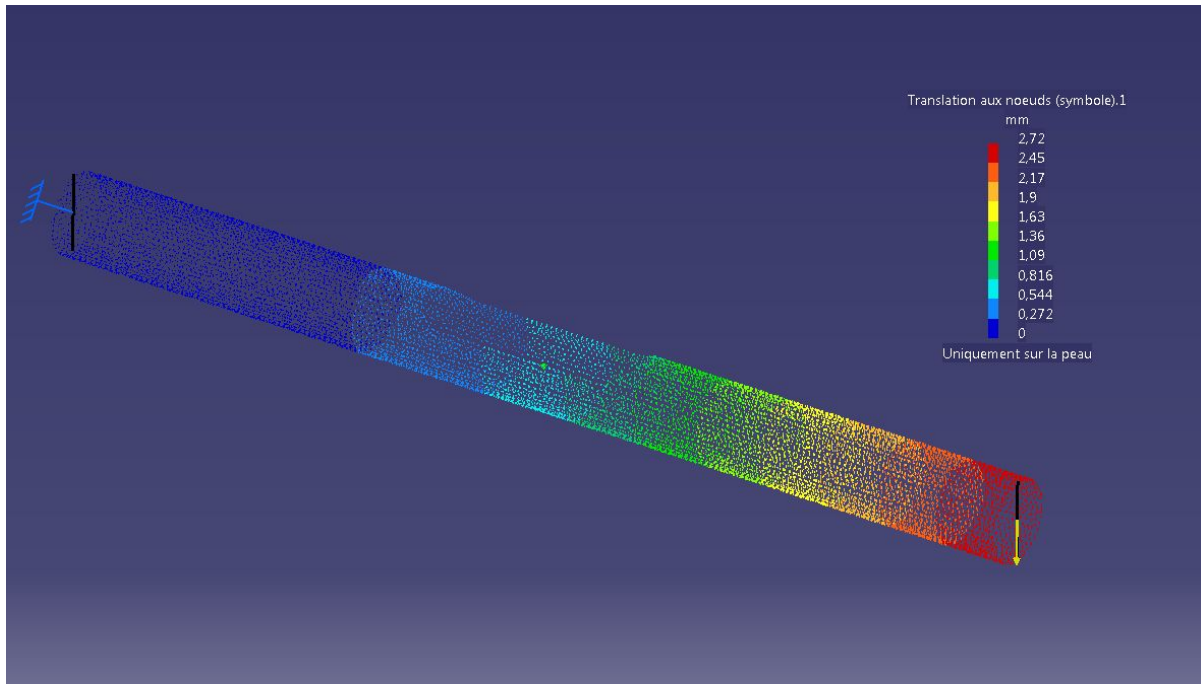


Figure 10 : translation aux noeuds du modèle éléments finis (flexion)

On constate que le déplacement maximal est bien obtenu en bout de tube. La flèche obtenue est alors 2,72 mm soit 0,21 %. Le cahier des charges est bien respecté.

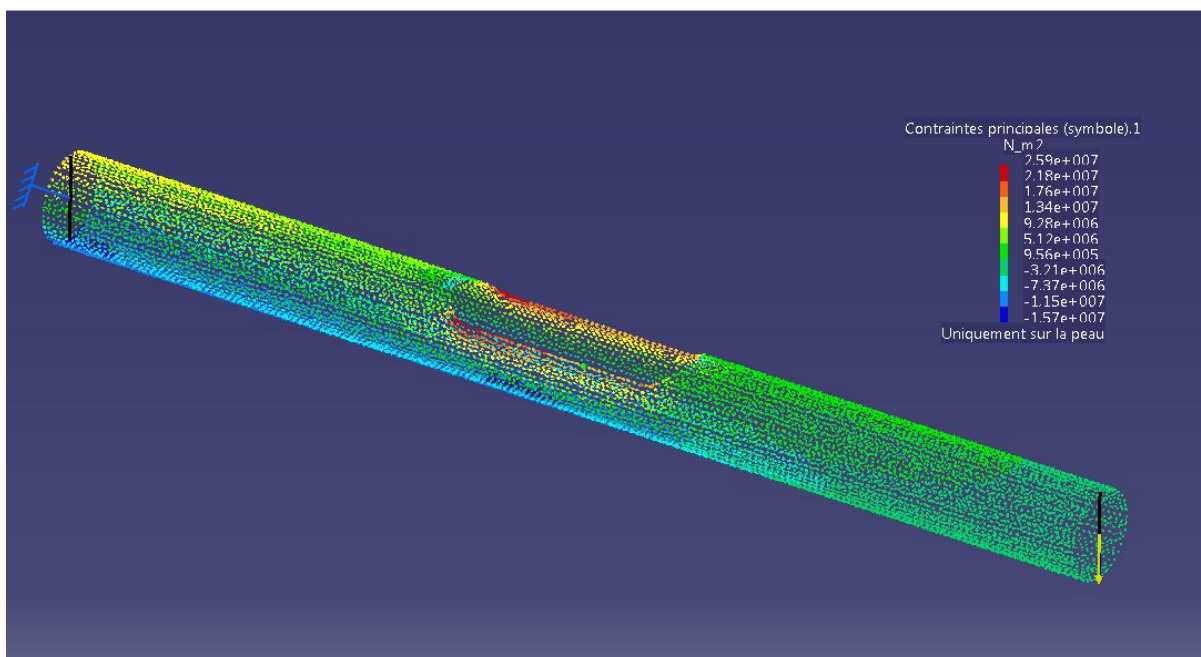


Figure 11 : Contraintes principales aux noeuds (flexion)

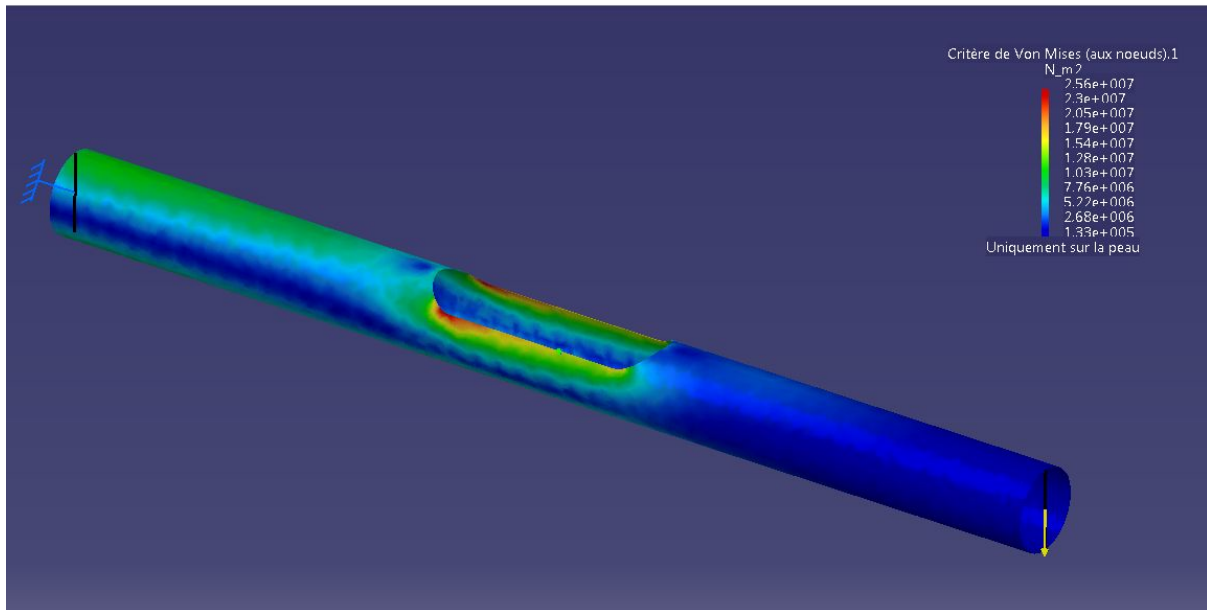


Figure 12 : Critère de Von Mises (flexion)

En ce qui concerne la répartition des contraintes on peut constater que la contrainte maximale ne se situe plus à l'encastrement mais au niveau de la trappe parachute. Celle-ci est de l'ordre de 260 MPa. Cette valeur est encore au moins deux fois inférieure à la limite d'élasticité en flexion donnée par le constructeur qui est pour rappel de 600 MPa.

#### 2.3.2.2.2. Remarques sur la compression

Dans le cadre classique de la RDM les efforts normaux et tranchants sont très souvent négligés devant le moment de flexion. Cependant, le problème du tube étudié est plus complexe à cause de l'ouverture pour le parachute. En effet, le fait d'avoir percé le tube peut le fragiliser. Il convient alors d'étudier la répartition des contraintes autour de la trappe parachute.

Pour l'étude éléments finis dont on présente les résultats sur la figure suivante, on a utilisé le même maillage que dans le cas précédent. On modifie le chargement de manière à appliquer une charge axiale de 128 N (ce qui correspond à 4 kg à une accélération de 32 G).



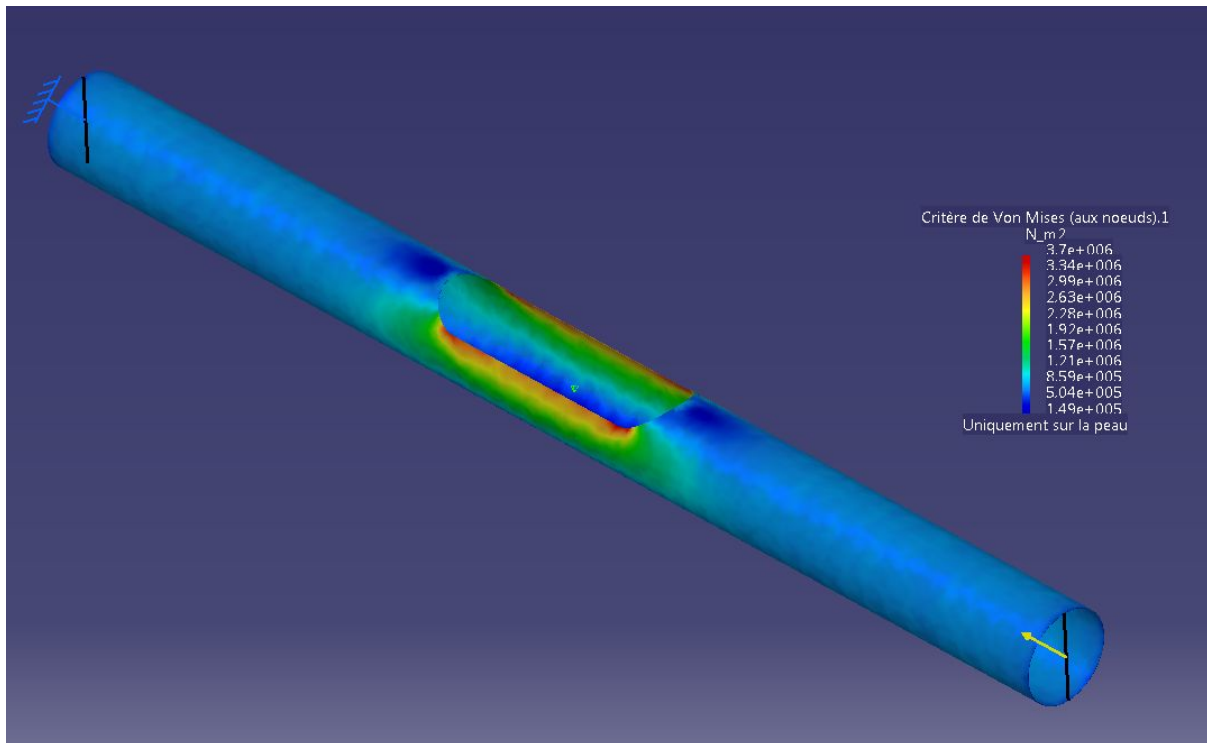


Figure 13 : répartition des contraintes dans un cas nominal de compression

On constate qu'il faut renforcer la trappe selon les sections droites de la trappe. Dans la partie portant sur le dimensionnement de la case parachute on présentera des "bagues de compartiments" qui , en plus d'éviter de coincer le parachute, apporteront de la rigidité dans la trappe.

### 2.3.2.3. Test expérimental de la résistance des liaisons tube-vis

Dans le cas de la bague mixte on rappelle que celle-ci doit être qualifiée pour transmettre 1500 N au lanceur par l'intermédiaire de 16 vis M4. Une liaison vis-peau doit donc résister à environ 400 N si on prend un coefficient de sécurité de 4.

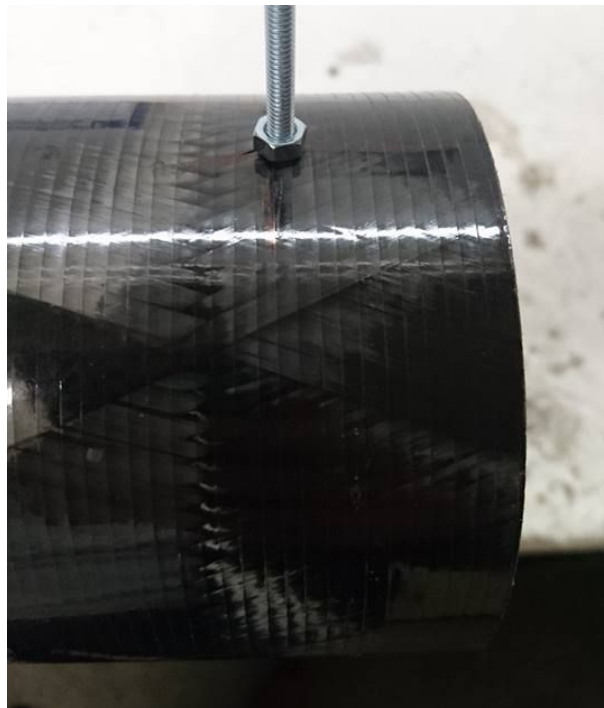
Obtenir des résultats numériques ou analytiques satisfaisant sans utiliser de méthode longue et coûteuse est impossible si l'on veut étudier la liaison entre les vis et la peau en fibre de carbone. Afin de valider le montage des vis sur la peau (et donc la tenue mécanique de celle-ci) un montage expérimental a été réalisé.

Dans un échantillon prélevé sur le tube qui sera utilisé deux vis M4 ont été fixées à la peau par l'intermédiaire d'une bague hybride (composée d'une partie en impression 3D et d'une autre partie en bois). Ensuite un effort de 800N a été appliqué pendant 10 secondes sur la bague. Cela correspond à 400 N sur chaque vis.



*Figure 14 : dispositif de test du tube (vue de dessus et de dessous, l'effort est appliqué selon l'axe du tube sur la pièce orange)*

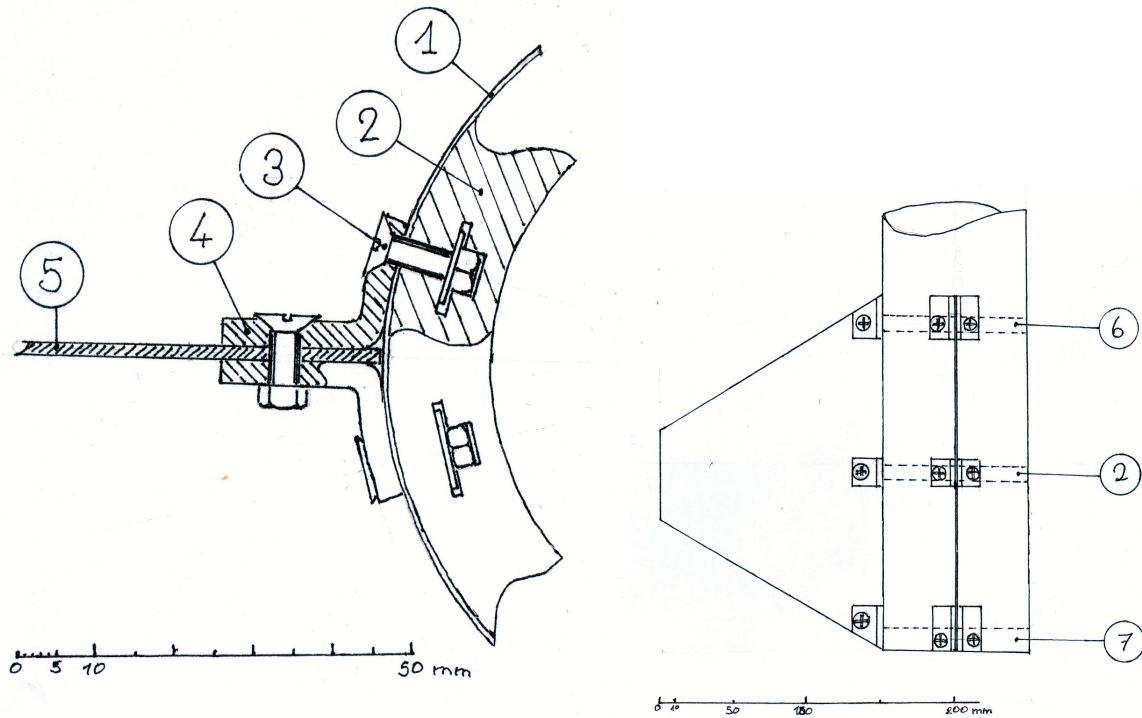
A l'issue de l'expérience aucun dommage n'a été constaté sur la portion de tube étudiée. Le tube ainsi que le choix des vis M4 est donc validé expérimentalement.



*Figure 15 : liaison vis - peau après le test (aucun dommage constaté)*

## 2.4. Ailerons

Les ailerons seront en tôle d'aluminium de 2mm d'épaisseur, fixés au corps de la fusée à l'aide d'équerres. Les ailerons sont donc vissés aux équerres, qui sont elles même vissées à la bague de culot en aluminium et aux deux bagues de centrage en bois. On utilisera des vis M3 à tête fraisée. Les calculs qui suivent visent à vérifier que les ailerons respectent le cahier des charges pour une fusée expérimentale mono-étage.



7	1	Bague culot
6	1	Bague centrage supérieure contreplaqué 10 mm
5	4	Aileron Aluminium 2 mm
4	24	Equerre aluminium 3 mm
3	36	Boulon M3 (vis à tête fraisée)
2	1	Bague centrage intermédiaire contreplaqué 10 mm
1	1	Peau fibre de carbone/époxy épaisseur 0.5 mm
<b>Numéro</b>	<b>Nombre</b>	<b>Désignation</b>

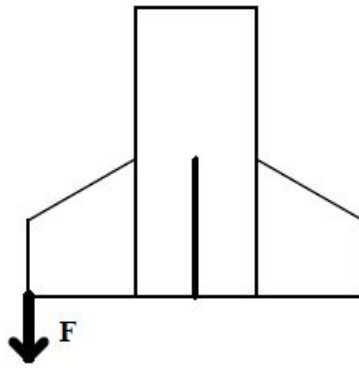
Figure 16 : plan des ailerons montés

#### 2.4.1. Résistance en compression longitudinale des ailerons

En prenant comme données,

$$A_{max} = 182m.s^{-2} \text{ (accélération maximum), } m_{aileron} = 0.164kg, E_v = 0.19m$$

(envergure) et  $E_p = 0.16m$  (emplanture)



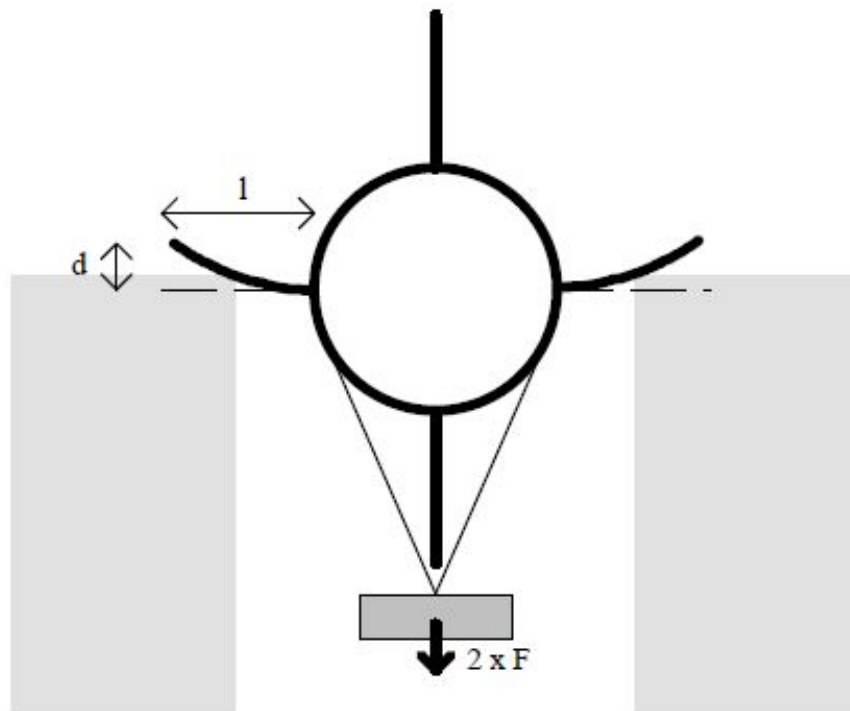
*Figure 17 : test de la résistance longitudinale des ailerons*

La force d'arrachement subie par le couple de vis sur la bague de centrage supérieure vaut au maximum :

$$F_{arrachement} = 2 \cdot Acc_{max} \cdot m_{aileron} \cdot Ev/Ep = 71N$$

Les vis les plus sollicitées subissent donc moins de 40N chacune. La résistance longitudinale est satisfaisante.

#### 2.4.2. Résistance en flexion des ailerons



*Figure 18 : test de résistance transversale des ailerons*

En prenant comme données,

$V_{max} = 408m.s^{-1}$ ,  $S = 0.0304m^2$  (surface de l'aileron),  $e_{trans} = 0.026m$  (écartement des vis de deux équerres en vis à vis)  $e_g = 0.040m$  (écartement du centre de gravité de l'aileron par rapport à sa base),

$$E_{alu} = 69 \text{ GPa} .$$

On calcule la force globale d'arrachage des trois vis en traction qui maintiennent chaque aileron:

$$F_{flexion} = 0,1.V_{max}^2.S = 506N$$
$$F_{arrachement} = E_{trans}/e_g.F_{flexion} = 779N$$

Avec un effort d'arrachement de 260N par vis, on est encore en deçà de la résistance des vis choisies.

On calcule la flèche en décomposant l'aileron en deux parties : une sollicité en flexion et l'autre libre. On approche le moment quadratique par sa valeur la plus faible dans le profil.

$$I = E_p.e^3/12 = 1,1.e^{-10}m^4$$
$$flèche = F_{flexion}.e_g^2/(E_{alu}.I).(e_g/3 + (E_v - e_g)/2) = 9.7mm$$

La flèche maximale admise par le cahier des charges vaut :

$$flèche_{CdC} = E_v.tan(10^\circ) = 33mm$$

La fusée respecte donc le cahier des charges en matière de flexion.

### 2.4.3. Dimensionnement au flottement

Le flottement est un phénomène au cours duquel les ailerons subissent des vibrations d'amplitude très importantes, provoquant au mieux une forte augmentation de la traînée, au pire la destruction des ailerons.



*Figure 19 : Flottement des ailerons de la fusée du Team Kanzai Rocket Club lors du C'Space  
2015*

*(source : <https://www.youtube.com/watch?v=X8FYhasWFAk>)*

L'instabilité de flottement apparaît car le premier mode propre de flexion se combine avec le premier mode propre de torsion sous l'effet des forces aérodynamiques. Le mode de torsion, excité dès que l'aileron est en incidence, transmet son énergie au mode de flexion lorsque ceux-ci sont combinés. La combinaison de ces modes est possible car la force excitatrice, la portance, dépend de l'incidence.

Pour dimensionner les ailerons au flottement, il faut donc déterminer les fréquences propres des modes de flexion et de torsion, et analyser les conditions dans lesquelles ils se combinent. Pour cela, il faut mettre en place un modèle de l'aileron.

Pour cette étude, il faut connaître la position du centre de gravité, du centre de poussée aérodynamique, et du centre élastique (le point auquel s'applique la résultante des forces élastiques dans l'aileron).

Le flottement repose sur l'excitation des modes de flexion et de torsion, il faut donc autoriser des degrés de liberté permettant à ces modes de s'exprimer : une translation verticale, et une rotation autour de  $z$ .

On peut déterminer les équations du mouvement d'une section de l'aileron en calculant les énergies potentielles et cinétiques.

$$E_C = \frac{1}{2}J_G\dot{\alpha}^2 + \frac{1}{2}M_G\dot{z}_G^2$$

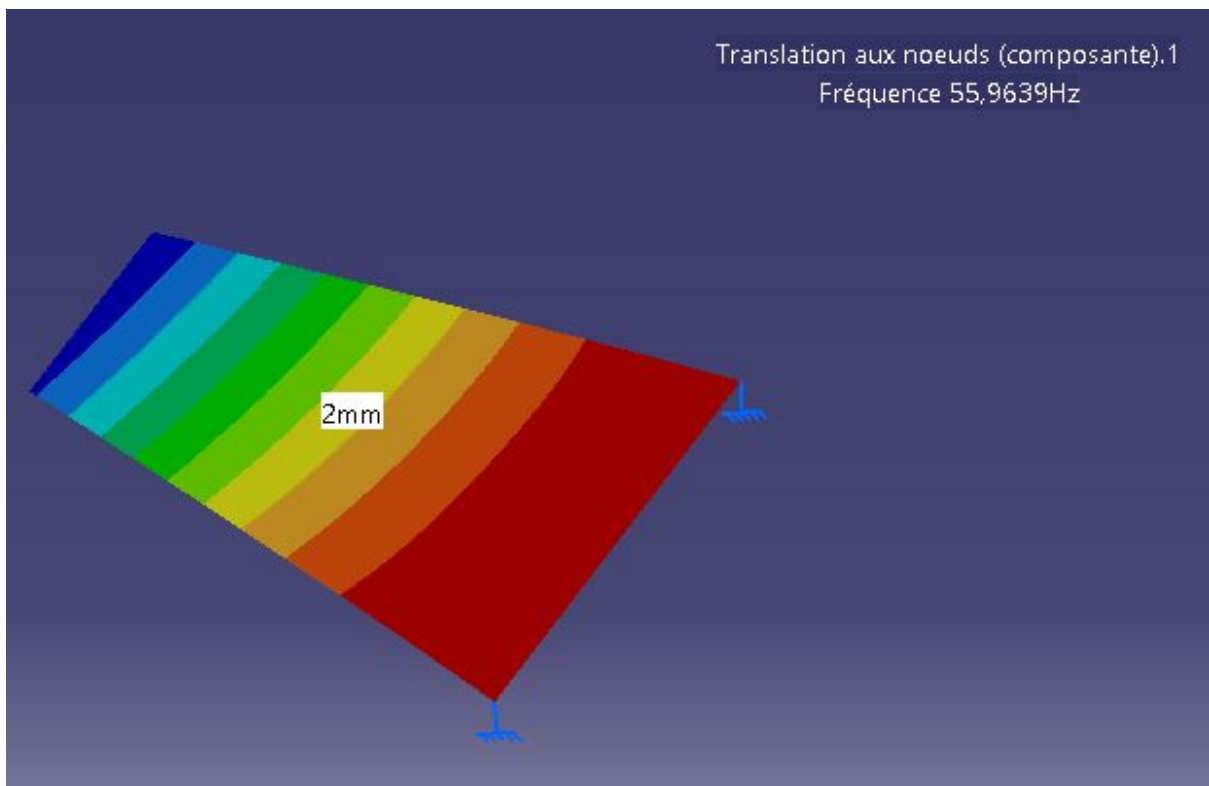
$$E_P = \frac{1}{2}K_\alpha\alpha^2 + \frac{1}{2}K_z z^2$$

La force excitatrice, appliquée au centre élastique E, est donnée par la formule :

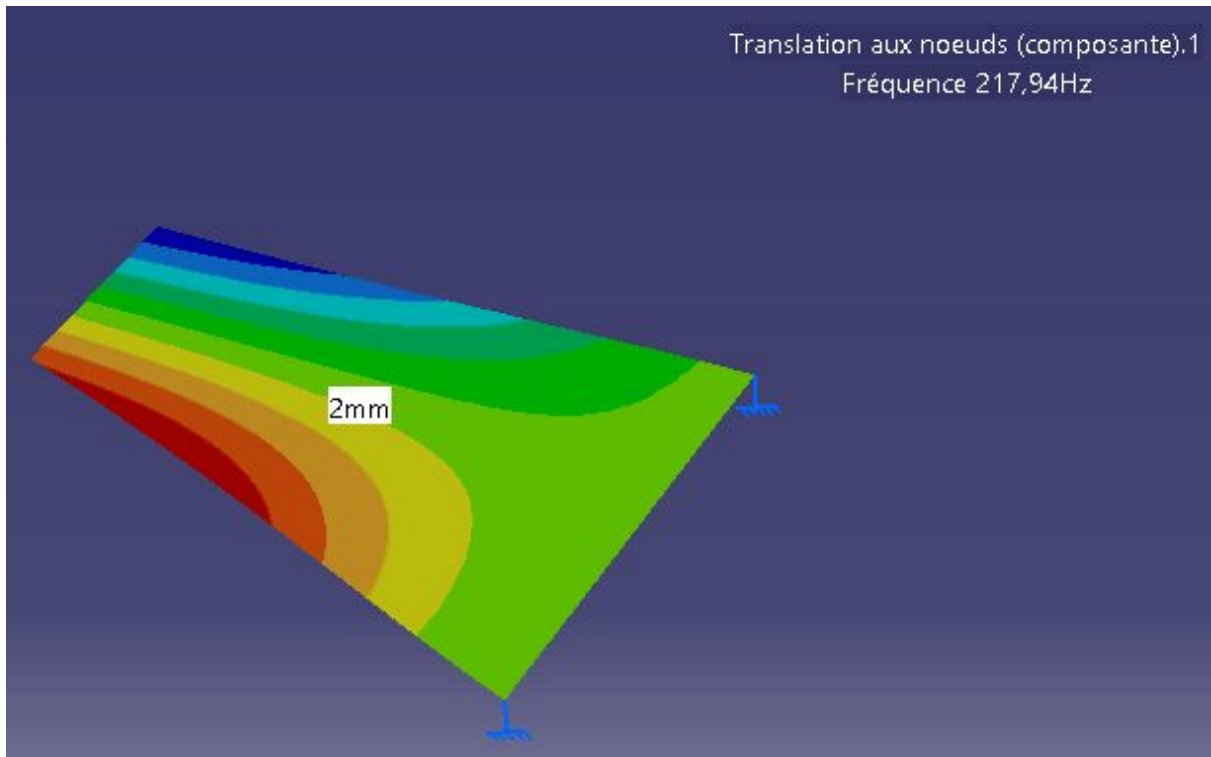
$$F_p = -2.85\rho_0 L_C V_\infty^2 \alpha$$

Pour connaître  $K_z$  et  $K_\alpha$ , il est possible de mener une analyse modale sur l'aileron. Connaissant les fréquences propres, on peut remonter aux raideurs.

Les figures 20 et 21 donnent les résultats de l'analyse modale. L'aileron est modélisé par un modèle de plaque de 2mm d'épaisseur, avec un encastrement au niveau de l'emplanture. Les figures représentent la translation verticale de chaque noeud. Le maillage est convergé pour une taille de maille 8mm. Pour les Figure 20 et 21, la taille de maille est de 2mm.



*Figure 20 : Mode de flexion (56 Hz)*



*Figure 21 : Mode de torsion (218 Hz)*

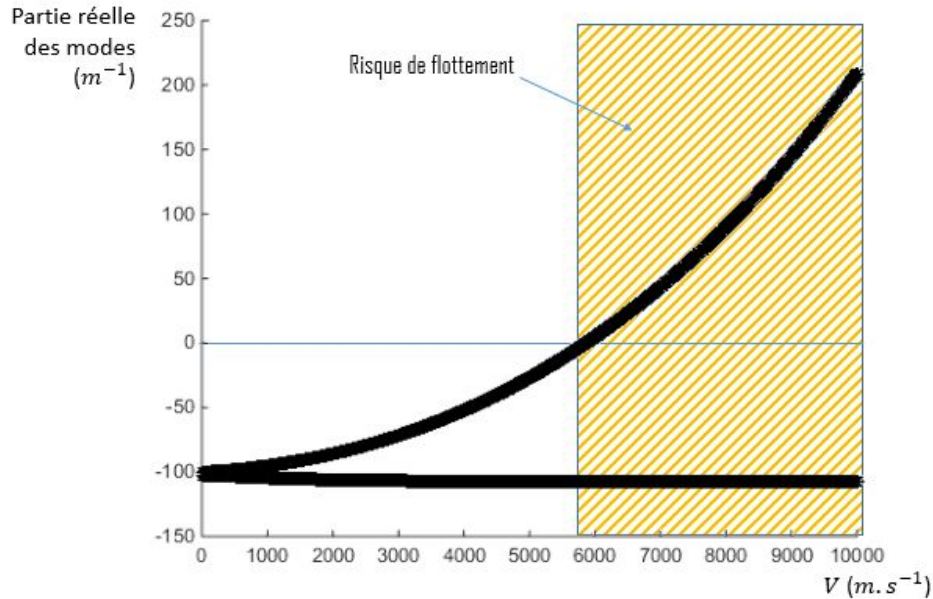
Le logiciel de CAO nous permet également d'estimer  $J_g$  et  $M$ . Pour les autres grandeurs, on fait des hypothèses en prenant le pire cas.

On peut alors résoudre l'équation du mouvement. La résolution permet de calculer comment les modes de flexion et de torsion sont perturbés par l'excitation. Elle permet également de savoir si le système diverge, c'est-à-dire que les ailerons flottent - ce qui correspond à la combinaison des modes de flexion et de torsion.

Le système diverge dès que la partie réelle d'un des modes propres est positive. La partie réelle des modes propres est tracée sur le figure 22, en fonction de la vitesse de l'écoulement qui attaque l'aileron. Cette figure a été obtenue à l'aide de Matlab.

Tous les modes ont une partie réelle négative jusqu'à une vitesse de l'écoulement de 5800 m/s.





*Figure 22 : Partie réelle des modes en fonction de la vitesse*

Si le modèle a pris certaines hypothèses qui rendent une étude précise du flottement délicate, surtout lorsque la vitesse devient très grande, on peut tout de même être certain que les ailerons n'auront pas de flottement car la vitesse maximale de la fusée est inférieure à 500m/s, ce qui donne un coefficient de sécurité de 10 en ayant pris beaucoup de marge sur la position du centre de poussée et du centre élastique (pire cas : centre de poussée au bord d'attaque, centre élastique très proche du bord d'attaque). Il est à noter que cette étude a été réalisée avec l'aide de M. Jean-Jacques Sinou, professeur de mécanique à l'Ecole Centrale de Lyon et spécialiste des instabilités en mécanique au Laboratoire de Tribologie et de Dynamique des Systèmes.

## 2.5. Bloc propulseur

### 2.5.1. Préliminaire

L'usinage sera réalisé par le laboratoire de mécanique de l'Ecole Centrale de Lyon. Le matériau utilisé pour les bagues présentées ci-après sera de l'aluminium dont les caractéristiques fournies par le laboratoire sont les suivantes :

Module d'Young	74 GPa
Limite d'élasticité	260 MPa

*Tableau 03 : caractéristiques de l'aluminium utilisé*

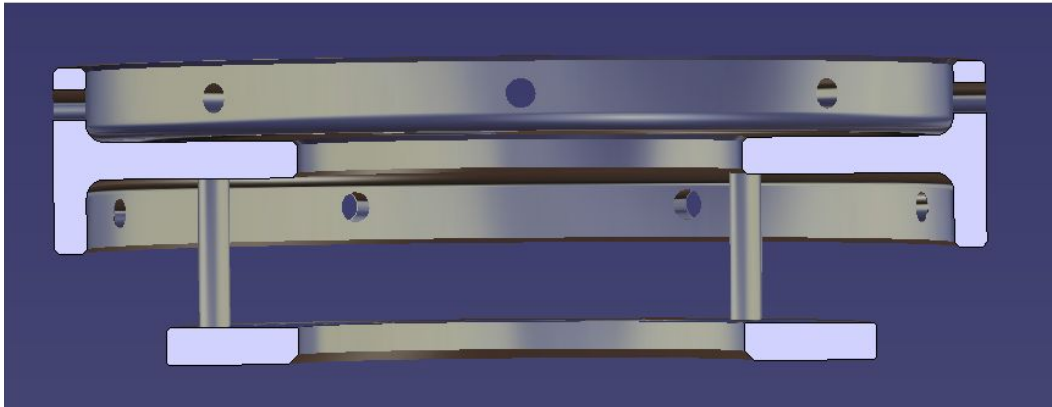
### 2.5.2. Bague de reprise de poussée instrumentée

La bague de reprise de poussée va être instrumentée afin d'obtenir une courbe de poussée très précise pendant le vol. Le propulseur prend appuie sur une première bague en forme d'anneau plat (dénommé anneau par la suite) qui n'est pas fixée à la peau de la fusée.

Cette bague est en appuie sur trois plots qui transmettent les efforts sur la bague de reprise de poussée (appelée bague mixte par la suite) qui, elle, est fixée à la peau du lanceur par 16 vis.

Sur chacun des trois plots est fixée une jauge de déformation. La connaissance de la déformation des trois plots permet d'obtenir une courbe de poussée très précise. Cette expérience est réalisée en partenariat avec le Laboratoire de Tribologie et de Dynamique des Systèmes (LTDS).

Dans cette partie nous présenterons le dimensionnement de l'anneau et des plots.



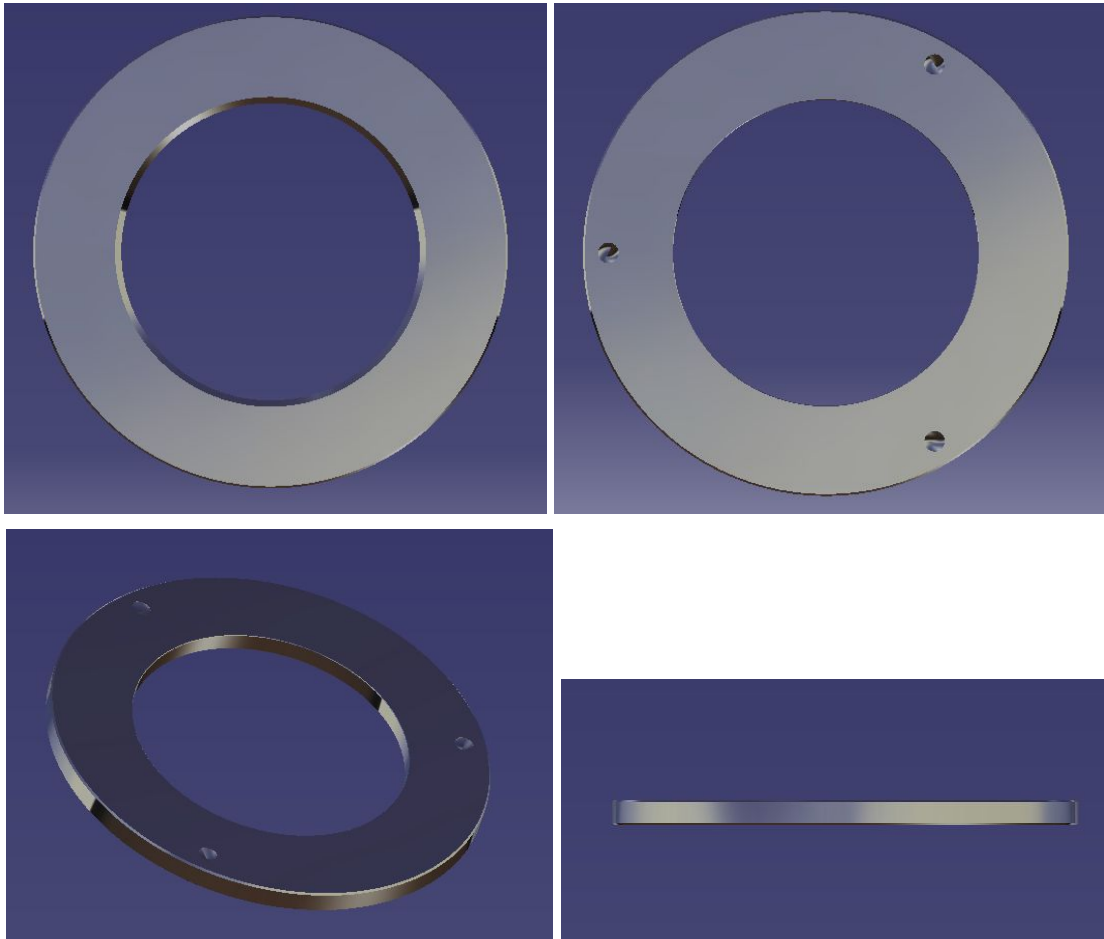
*Figure 23 : vue CAO en coupe de la bague de reprise de poussée instrumentée*

Sur la figure de coupe précédente on peut identifier (de bas en haut) : l'anneau de reprise, deux des trois plots de transmission et la bague mixte.



*Figure 24 : vue CAO complète de la bague de reprise instrumentée complète*

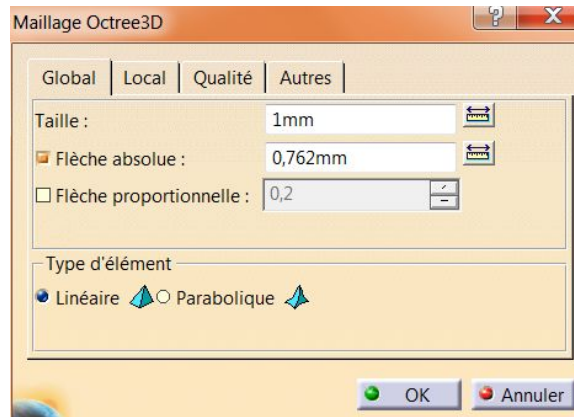
### 2.5.2.1. Dimensionnement de l'anneau



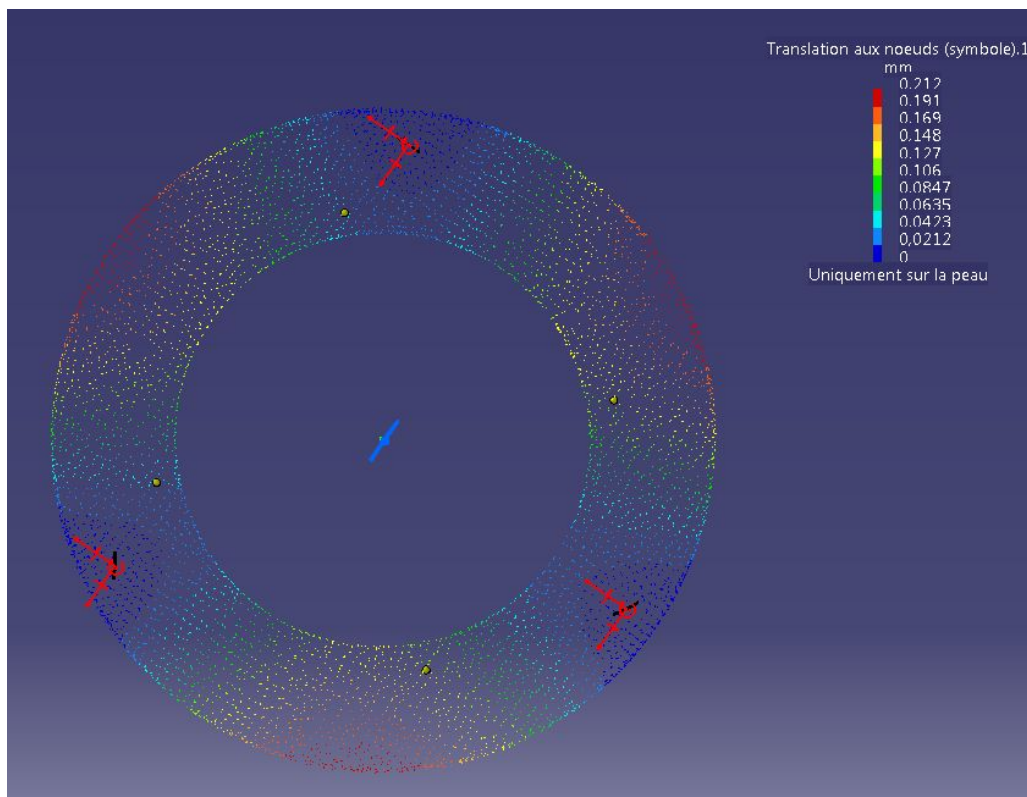
*Figure 25 : vues CAO de la bague anneau propulseur sur laquelle s'appuie le propulseur*

Le cas dimensionnant de cette pièce est choisi de la manière suivante : on choisit d'appliquer deux fois la poussée nominale du propulseur Pro75-3G (soit 3000 N) sur la section de l'anneau sur laquelle s'appuie le propulseur. Les emplacements coniques destinés aux plots sont fixés en encastrement au bâti pour la simulation numérique.

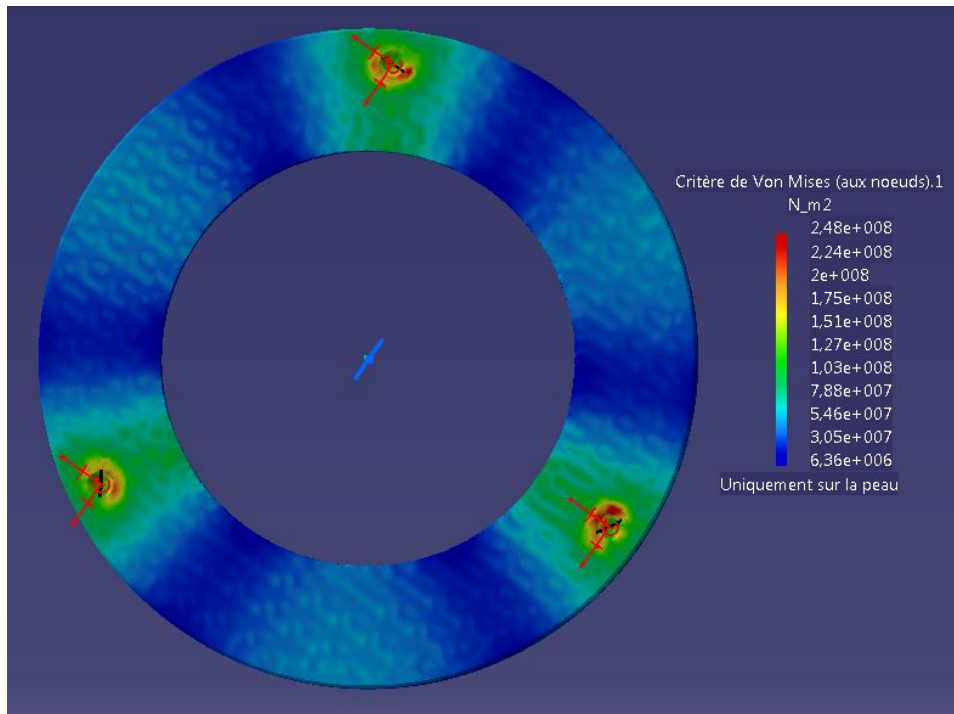
Le maillage utilisé pour ce test est précisé sur la figure suivante :



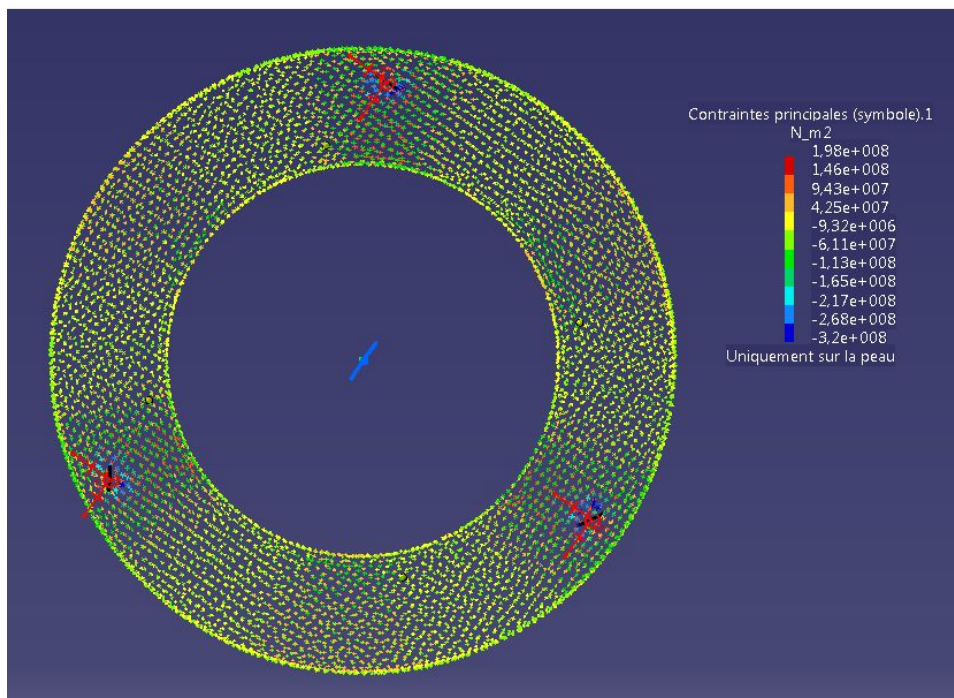
*Figure 26 : maillage utilisé*



*Figure 27 : déplacement aux noeuds sur l'anneau*



*Figure 28 : critère de Von Mises sur la partie supérieure de l'anneau*



*Figure 29 : Contraintes principales sur la partie supérieure de l'anneau*

La contrainte principale est 250 MPa et est concentré au niveau des appuie des plots, elle est de l'ordre de grandeur de la limite élastique de l'aluminium utilisé (260 MPa). Partout ailleurs dans la bague un coefficient de sécurité d'au moins 2 est respecté. On rappelle que l'on est dans le cas où le double de l'effort nominal est appliqué. On peut donc valider le dimensionnement de l'anneau.

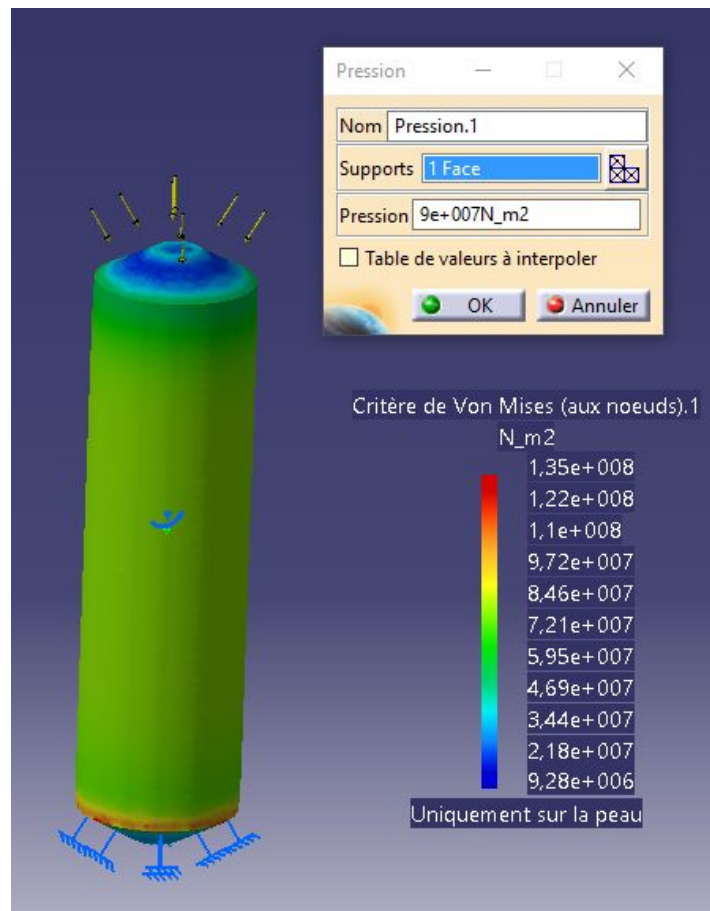
### 2.5.2.2. Dimensionnement des plots

Trois plots en aluminium sont placés entre l'anneau propulseur et la bague mixte. Leur rôle est de transmettre la poussée du propulseur à la bague mixte. Ils sont équipés de jauges de déformations, afin de déterminer la poussée du propulseur. Les trois plots sont disposés à 120° les uns des autres. Une attention toute particulière a été portée à leur dimensionnement. Il faut vérifier la tenue mécanique en phase propulsée, tout en ayant des déformations suffisantes pour être mesurables par une jauge de déformation.

La poussée maximale du propulseur est de 1300 N. On dimensionne chaque plot pour qu'il supporte un effort de 1500N. L'aluminium utilisé a une limite d'élasticité de 260 MPa, et un module d'Young de 74 GPa.

Le dimensionnement est réalisé à l'aide d'un calcul éléments finis, validé par un calcul analytique.

Pour le calcul éléments finis, on applique un effort de 1500N sur le plot, de diamètre 5mm. Compte tenu de l'angle du cône au niveau du contact avec la bague mixte et l'anneau propulseur, il faut appliquer une pression de  $9 \cdot 10^7$  Pa. Les résultats du calcul sont présentés Figure 30.



***Figure 30 : Résultat du calcul éléments finis en compression***

La contrainte maximale est de 135 MPa, très inférieure à la limite élastique du matériau (260 MPa). Par ailleurs, la répartition des contraintes est très homogène au milieu du cylindre, ce qui est très positif en vue de l'étude de la déformation du plot.

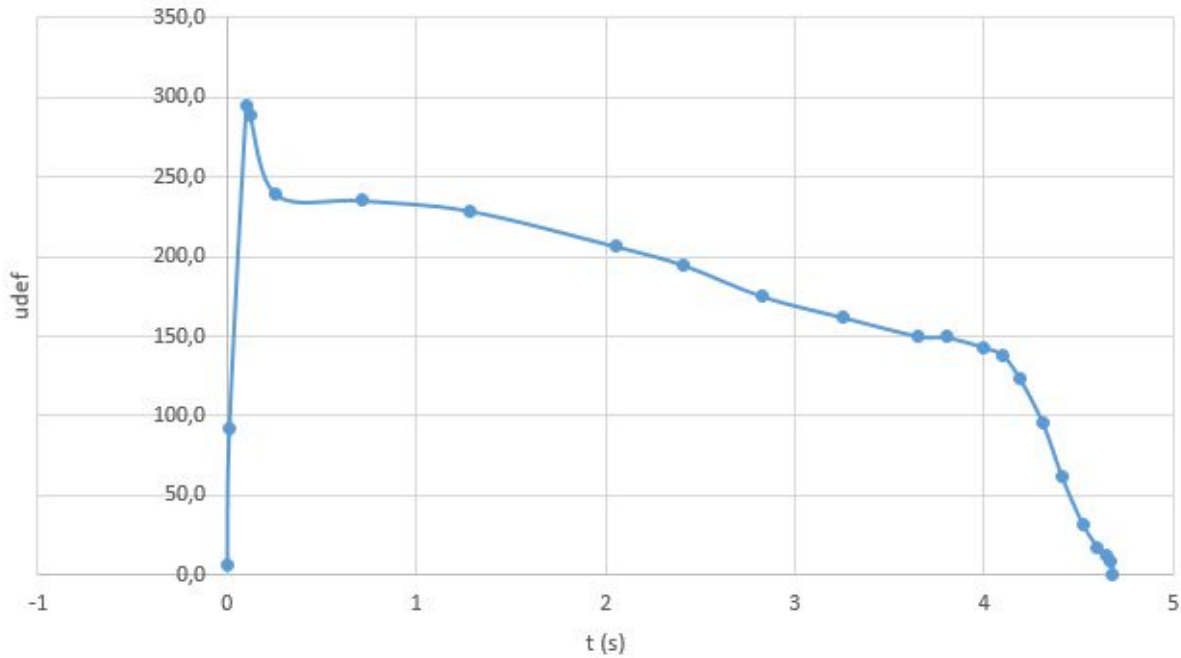
Ce calcul élément fini peut être complété par une rapide étude analytique. La Figure 31 présente le résultat des calculs de contraintes en supposant le plot cylindrique

Poussée par plot	1500 N		
Nombre de plots	1		
Diamètre plot	5 mm		
Diamètre plot	0,005 m		
Longueur plot	0,02 m		
Module de Young alu	7,40E+10 Pa	74 Gpa	
Masse volumique alu	2710 kg/m <sup>3</sup>		
Contrainte due à l'accélération	5,32E+05 Pa		
Contrainte due à la poussée	7,64E+07 Pa		
Contrainte totale	7,69E+07 Pa	30%	
Déformation due à l'accélération	7,19E-06 %	7,19	udef
Déformation due à la poussée	1,03E-03 %	1032,36	udef
Déformation totale	1,04E-03 %	1039,54	udef
Allongement dû à l'accélération	1,44E-07 m	0,14	um
Allongement dû à la poussée	2,06E-05 m	20,65	um
Allongement total	2,08E-05 m	20,79	um

*Figure 31 : Résultats analytiques pour la compression du plot*

La contrainte dans le cylindre est de 77 MPa (contrainte totale). Cela correspond à la zone saine du plot sur la Figure 30 : la zone centrale est colorée en vert foncé, ce qui correspond à 75 MPa.

En prenant des valeurs plus proches de la poussée réelle du propulseur, on peut estimer la déformation du plot et s'assurer qu'elle est bien mesurable par des jauges de déformations standards. Pour cela, on reprend le calcul analytique précédent, mais en appliquant la poussée (obtenue à partir de Stabtraj) du propulseur répartie sur les trois plots. On obtient alors la courbe donnée Figure 32.



*Figure 32 : udef en fonction du temps*

Sur ce graphique, on observe les microdéformations (udef) en fonction du temps. Une microdéformation est une unité permettant de d'exprimer les déformations. 1 microdéformation correspond à une déformation de 0.000001%.

Sur la Figure 32, l'amplitude des déformation varie de 0 à 300 udef. Sur le plateau de poussée, après le pic initial, l'amplitude des déformations est d'environ 100 udef. Une jauge de contrainte standard a une précision de l'ordre de 1 udef. Nous pouvons donc espérer mesurer la courbe de poussée avec une bonne précision.

### 2.5.2 Dimensionnement de la bague mixte récupération et reprise de poussée

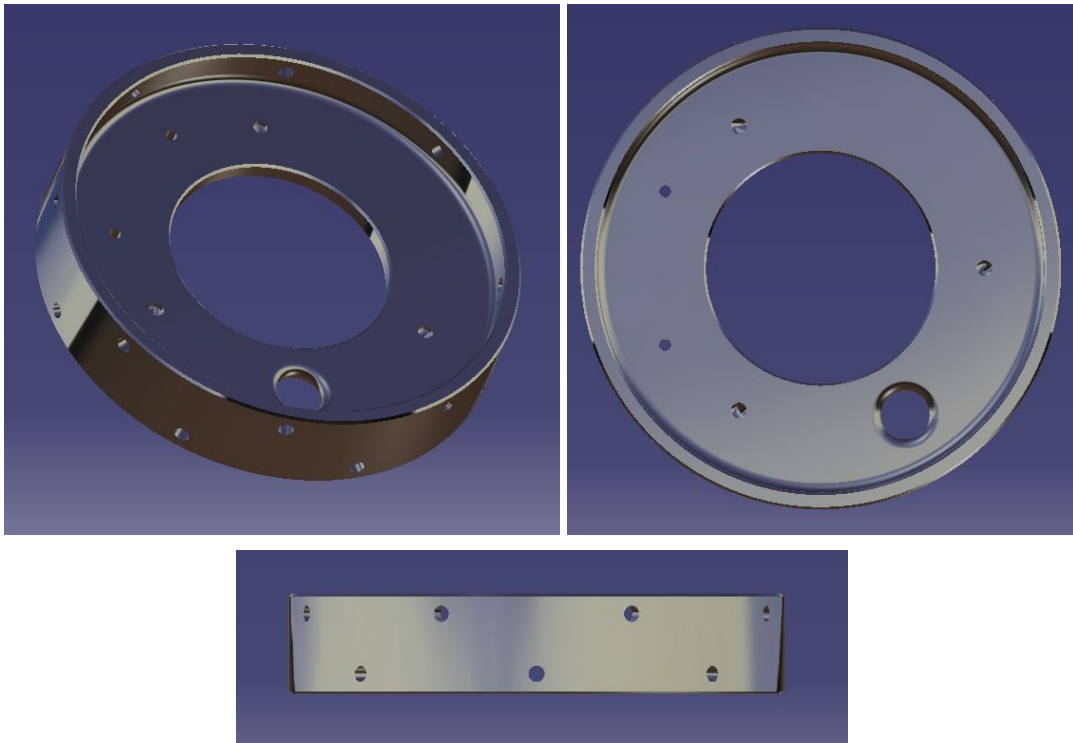
La bague de reprise de poussée a été sujette à un dimensionnement bien particulier puisque c'est par elle que transite tout l'effort de poussée du propulseur. Pour des raisons d'optimisation de la masse de la fusée cette bague assure également la liaison du parachute avec la fusée. La poussée du propulseur atteint un maximum de 1500 N lors de la propulsion.

La liaison avec le propulseur est réalisé par trois plots destinés à l'expérience de mesure de la courbe de poussée du propulseur. On dimensionne la bague pour un effort triple de celui de l'effort nominal, c'est-à-dire 4500 N répartis sur les trois plots.

La limite d'élasticité de l'aluminium utilisé est certifiée supérieure à 260 MPa par le laboratoire de mécanique de l'Ecole Centrale de Lyon qui réalise l'usinage des bagues.

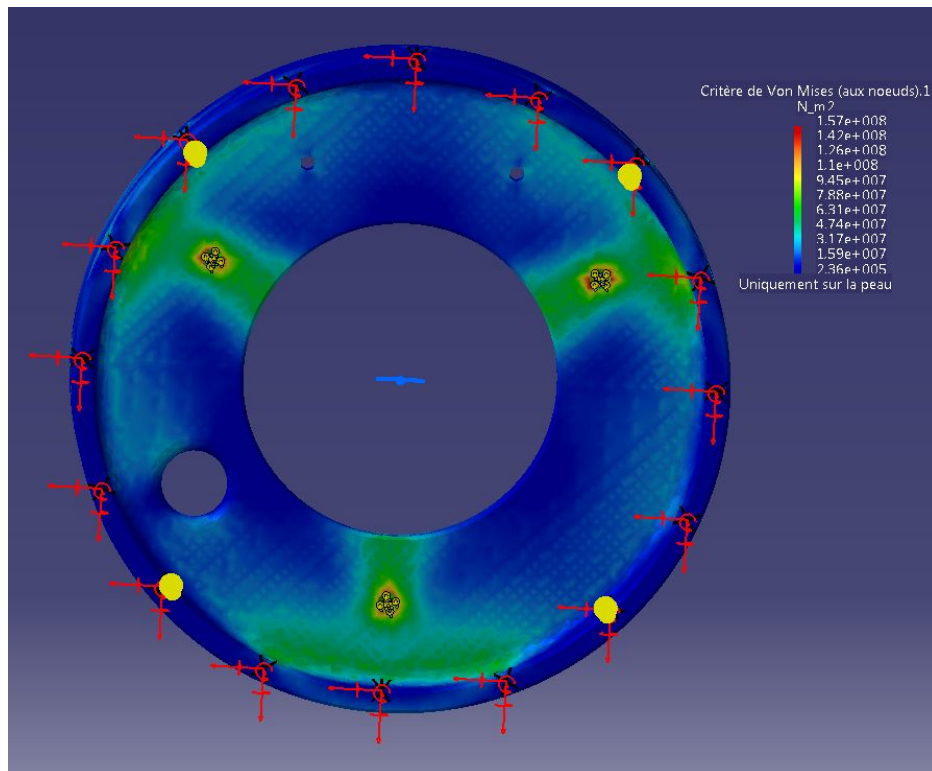
Nous avons effectué une simulation aux éléments finis afin de valider le dimensionnement de la bague.



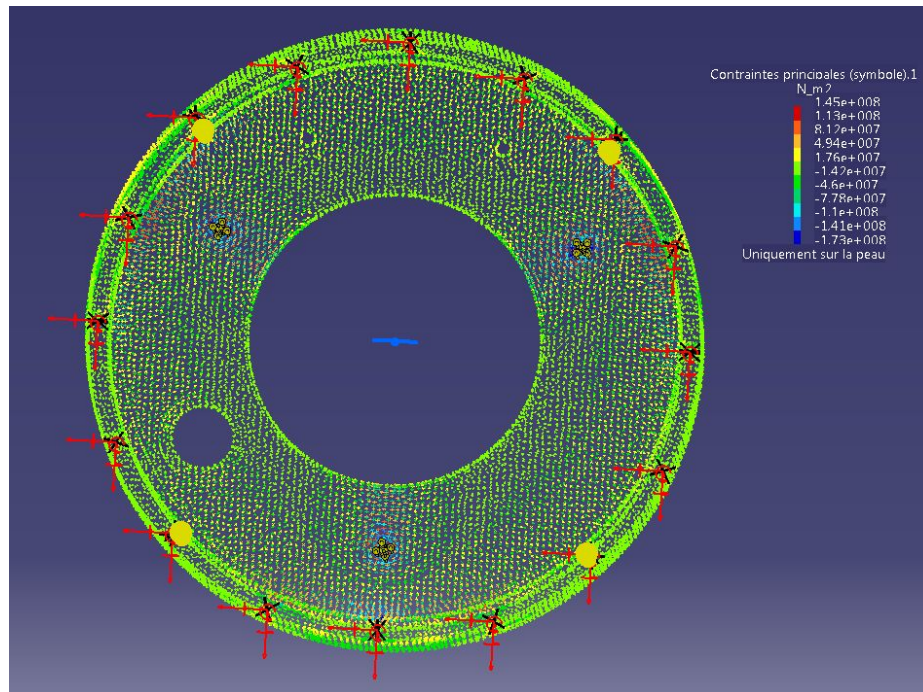


*Figure 33 : vues CAO de la bague mixte*

Le cas dimensionnant choisi pour cette pièce est une accélération de 32 G ainsi que 1500 N appliqués sur chaque plot (3 fois l'effort nominal).



*Figure 34 : Contraintes de Von Mises (partie inférieure de la bague mixte)*



*Figure 35: Contraintes principales (partie inférieure de la bague mixte)*

On constate que les contraintes principales maximales sont de 145 Mpa (157 MPa en Von Mises) sont inférieures à la limite d'élasticité du matériau. On rappelle que l'effort du cas choisi est le triple que celui du cas nominal. La même simulation Catia permet de constater que les efforts qui transitent par les 16 vis qui lient la bague mixte à la peau sont bien inférieures à la limite d'élasticité de l'aluminium utilisé d'une part, et de la fibre de carbone d'autre part.

### 2.5.3. Bague de culot

La bague de culot a uniquement un rôle de guidage et de maintien du propulseur fusée en rampe. L'architecture choisie étant une architecture de reprise de poussée par le haut du propulseur la bague doit seulement résister à la température en sortie de tuyère. On choisit une bague en aluminium avec des loquets permettant de maintenir le propulseur en position. Cette bague permettra de fixer les ailerons, elle possède donc des trous supplémentaires à cet effet .

### 2.5.4. Bagues de guidage

Deux bagues de guidages permettront une mise en position du propulseur dans la case inférieure de la fusée. Ces bagues pourront être réalisées en bois pour des souci de réduction de la masse du lanceur : la température autour du propulseur n'étant pas trop élevée (architecture validée par Planète Sciences lors de la RCE 2, cette configuration avec des bagues de guidages en bois a déjà été réalisée avec un pro 58 par Centrale Lyon Cosmos lors d'un projet précédent).

Les trous qui guideront le propulseur seront légèrement coniques afin de faciliter la mise en place du propulseur par les pyrotechniciens. Ces deux bagues permettent également d'assurer des fixations supplémentaires pour les ailerons.

Les bagues en bois seront réalisé en contreplaqué de 10mm découpée au laser par le laboratoire de Centrale Lyon.

## 2.6. Système de récupération

Le système de récupération choisi est une trappe latérale. Cette architecture s'est imposée pour deux raisons : Ce type de système est plus léger qu'une récupération par éjection de la coiffe, et au vu de l'expérience principale embarquée dans la coiffe (capteurs relativement fragiles, système d'acquisition des données, peu de place disponible dans la coiffe) une éjection de la partie haute de la fusée ajouterait de la complexité au système. De plus, il a été décidé de ne pas séparer la fusée en deux parties afin de conserver la rigidité structurelle du tube de carbone et d'optimiser la masse (évitant ainsi l'intégration d'une bague interpeau).

### 2.6.1 Dimensionnement du parachute

Le parachute est dimensionné à l'aide de StabTraj. D'après le cahier des charges FuseX de Planète Sciences la vitesse de descente sous parachute doit être comprise entre 5 et 15 m/s, cependant la durée de descente doit être relativement courte afin de ne pas perdre la fusée. Un compromis doit être trouvé entre descente rapide et choc le plus léger possible à l'atterrissage : on choisit une vitesse de descente environ égale à 11 m/s.

La masse de la fusée peut raisonnablement être majorée par 3500 g. Dans ces conditions StabTraj nous indique un parachute d'une surface d'environ 0.70 m<sup>2</sup>. On choisit le parachute *PAR-36* (36 in = 91 cm) de chez *Public Missiles*. Ce parachute est un parachute circulaire troué en son sommet comme suit :

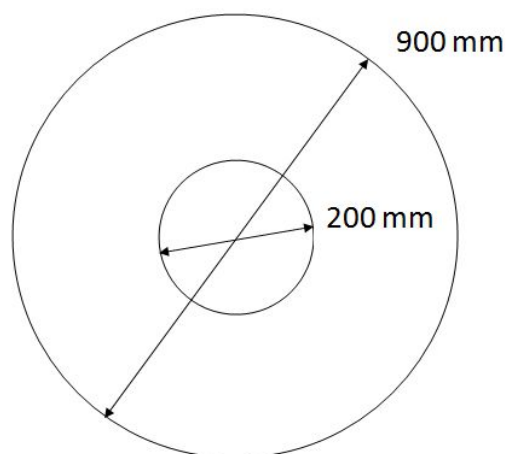


Figure 36 : parachute PAR-36 de chez Public Missiles

On peut ainsi calculer sa surface :

$$S = \pi \cdot \left[ \left( \frac{0.9}{2} \right)^2 - \left( \frac{0.2}{2} \right)^2 \right] = 0.60 \text{ m}^2$$

En itérant à nouveau ces données dans StabTraj on obtient les résultats suivants :

Masse estimée de la fusée sans propu (g)	Vitesse de descente (m/s)
2800	10.9
3500	11.7

Tableau 04 : encadrement de la vitesse de chute en fonction de la masse de la fusée

On constate donc qu'en se gardant une marge d'incertitude sur la masse on respecte nos objectifs de vitesse de descente avec le parachute choisi.

## 2.6.2 Dimensionnement de la case parachute

Le site de Public Missiles fournit la documentation suivante quant à l'encombrement de ses parachutes :

<b>PML Chute Packing Space Requirements</b>													
Approximate Linear Inches of Tubing Required to Store This Chute													
Chute Size > Tube Diameter	STREAMER	X-FORM	PAR-18	PAR-24	PAR-30	PAR-36	PAR-48	PAR-54	PAR-60	PAR-72	PAR-84	PAR-96	PAR-120
2.1"	3.0	5.0	3.0	4.0	4.0	6.5	8.0	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
2.5"	2.0	5.0	2.0	3.5	3.0	5.0	6.5	9.0	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
3"	2.0	4.0	1.5	2.5	2.5	5.0	5.0	7.0	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
3.9"	1.0	3.5	1.0	2.0	1.5	3.0	4.0	4.0	5.5	12.0	14.0	15.0	18.0
6"	1.0	2.0	< 1	1.0	< 1	2.5	2.0	3.0	3.0	3.5	4.0	4.5	6.0
7.5"	n/a	1.5	< 1	< 1	< 1	1.5	1.0	2.0	2.5	3.0	3.0	3.0	4.0
11.4"	n/a	< 1	< 1	< 1	< 1	< 1	< 1	1.5	1.5	1.5	2.0	2.0	3.0

Figure 37 : documentation sur l'encombrement des parachutes PML

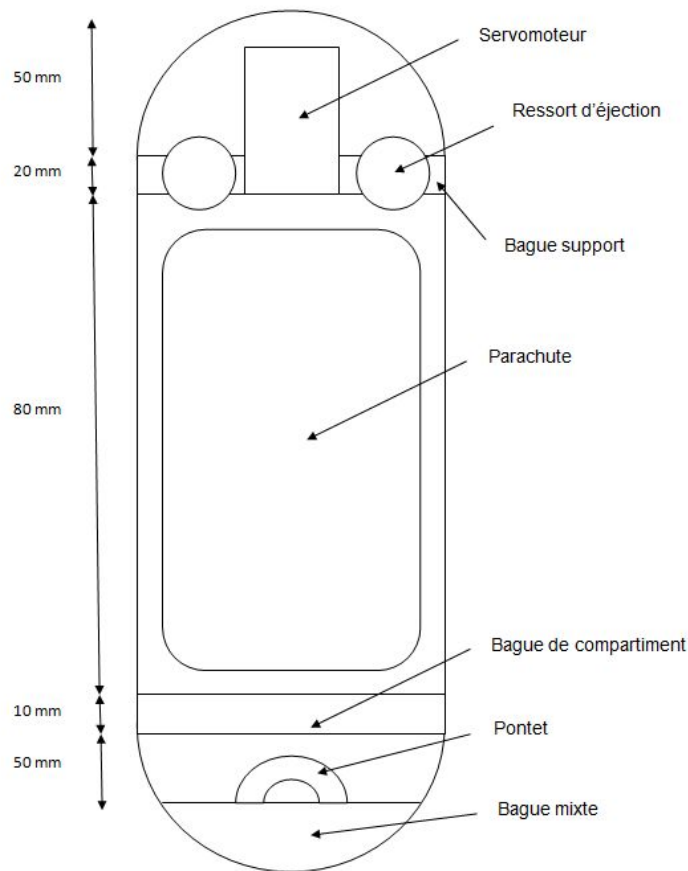
Il apparaît que l'espace minimal nécessaire pour le parachute dans la fusée (qui a pour rappel un diamètre de 101 mm, ce qui correspond à 3.9") est de 3" soit environ 80 mm.

Le parachute est maintenu entre deux bagues (bague de compartiment et bague support) pour éviter qu'il ne se bloque dans l'espace arrondi de la trappe.

Nous avons choisi un puissant servomoteur de modélisme dont la longueur est 40 mm.

Le point d'attache du parachute est situé en dessous de la bague de compartiment qui présente un trou afin de laisser passer les câbles parachute. Le point d'attache (et donc d'application de la charge lors de l'ouverture du parachute) est situé au niveau de la bague mixte (reprise de poussée / récupération). Il s'agit d'un pontet en acier directement boulonné sur la bague mixte.

Le schéma ci-dessous récapitule les différents composants de la case parachute ainsi que leur encombrement :



*Figure 38 : représentation schématique de la case parachute*

Il apparaît que l'encombrement minimal total de la case parachute est de 210 mm.

### 2.6.3 Dimensionnement de la partie récupération de la bague mixte

Comme indiqué précédemment le parachute est fixé à un pontet boulonné en M3 sur la bague mixte. D'après StabTraj le choc à l'ouverture du parachute est d'environ 340 N. La bague mixte pouvant résister à un choc de 1500 N, le choc d'ouverture du parachute n'est pas dimensionnant ici.

## 2.7. Case électronique

La structure de la case électronique est fabriquée en contreplaqué de 5mm d'épaisseur. Les différentes pièces sont emboîtées et collées. Les composants électroniques sont vissés directement sur les plaques. La case électronique est positionnée et maintenue entre la bague inférieure dans laquelle elle s'emboîte et la coiffe.

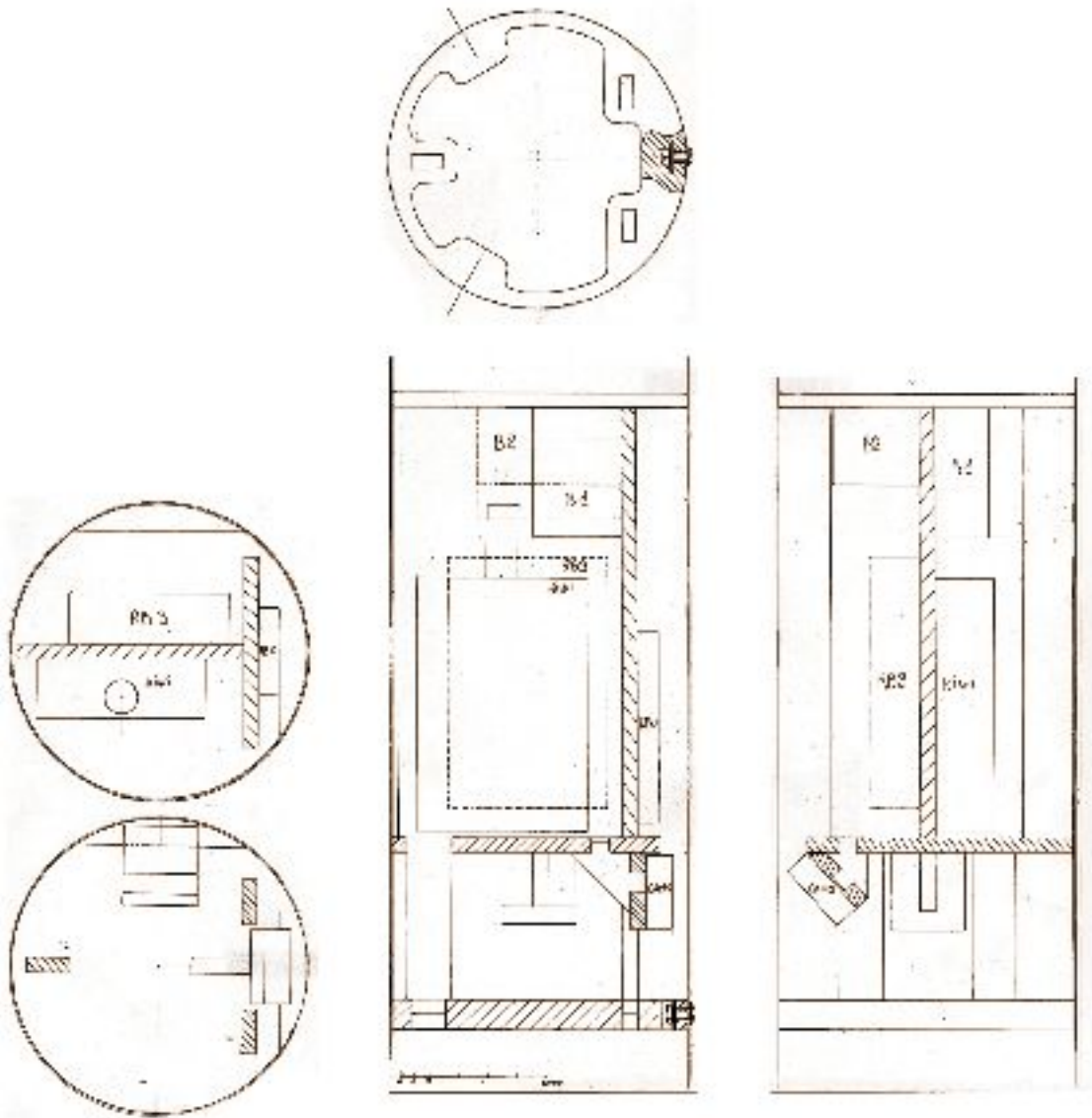


Figure 39 : Plan de la case électronique

Les parties les plus chargées de la structure sont les éléments en coupe sur la bague intermédiaire (en bas à gauche) : trois pattes de surface 5x15 et de 50mm de hauteur supportent l'intégralité du poids de la case électronique. Le contreplaqué a un module d'young minimum de 3GPa et une limite élastique d'au moins 30MPa (Le contreplaqué étant un matériau composite, on considère les caractéristiques dans la direction la plus défavorable). On calcule la tenue des pattes à la compression et au flambement.

$$e = 5mm, l = 15mm, h = 50mm, E_{\text{contreplaqué}} = 3GPa, \sigma_e = 30MPa,$$

$$A_{\text{max}} = 32G, m_{\text{caseelec}} = 400g$$

$$F_{\text{compression}} = A_{\text{max}} \cdot m_{\text{caseelec}} = 126N$$

$$F_{\text{limite}} = 3 \cdot \sigma_e \cdot e \cdot l = 6750N$$

$$F_{\text{flambement}} = \pi^2 \cdot E_{\text{contreplaqué}} \cdot e^3 \cdot l / (12 \cdot h^2) = 119N$$

Ainsi, le critère dimensionnant est le flambement. Chaque patte subit au maximum un effort de 42N et peut supporter une force d'au moins 119N, donc le dimensionnement est satisfaisant.

## 2.8. Bague de coiffe

La bague de coiffe sera réalisée en fabrication additive PLA afin d'adapter la coiffe sur le tube. Le tube reprendra directement les efforts de la coiffe sans passer par l'intermédiaire des vis. Le rôle de cette est essentiellement pratique : pouvoir sortir la case électronique et accéder d'une part aux batteries et d'autre part aux capteurs de pression coiffe.

## 2.9. Bilan de masse

Ne pouvant jouer sur la poussée du propulseur, la masse totale de la fusée est le paramètre principal qui permet de décider de la vitesse maximale atteinte lors du vol. L'expérience principale nécessite d'atteindre un régime supersonique, une masse la plus faible possible a donc été posée en objectif afin de satisfaire l'environnement nécessité par l'expérience d'étude de la couche limite.

Le bilan de masse global, accompagné de la détermination du centre de masse, est présenté dans la feuille de calcul ci-dessous extraite du logiciel AeroCLC développé par Centrale Lyon Cosmos.

Bilan de masse et calcul du centre de gravité						
Pièce	Qté	Masse unitaire (g)	Masse complète (g)	Position du cdg (m)	z*M	
Peau	1	650	650	0,65	422,50	
Coiffe	1	350	350	1,4	490,00	
Capteur de pression	1	20	20	1,55	31,00	
Carte de pression	1	20	20	1,3	26,00	
Bague coiffe	1	150	150	1,3	195,00	
Connecteur coiffe	1	10	10	1,3	13,00	
Mousse	0	150	0	1,3	0,00	
RB Séquenceur	1	30	30	1,19	35,70	
RB Capteur	1	43	43	1,19	51,17	
Caméra	2	5	10	1,19	11,90	
Sutstructure	1	200	200	1,19	238,00	
Batterie 1	1	25	25	1,28	32,00	
Batterie 2	1	45	45	1,28	57,60	
Parachute	1	50	50	0,8	40,00	
Bague SR	1	150	150	0,55	82,50	
actionneur	1	200	200	0,85	170,00	
			0	0	0,00	
			0	0	0,00	
Plaque de reprise de	1	214	214	0,473	101,22	
Bague guidage	2	50	100	0,148	14,80	
Bague Culot	1	45	45	0	0,00	
Aileron	4	138,24	552,96	0,15	82,94	
Visserie	60	2	120	0,2	24,00	
Equerres	32	4	128	0,15	19,20	

Figure 40 : Bilan de masse extrait de AeroCLC

Propu Pro75-3G		lb/in
Masse plein	3511	122,885
Masse à vide	1638,00	57,33
CDG (mm) par rapport au culot	243,00	9,477
Résultats (sans propu)		lb/in
Masse totale (g)	3112,96	108,9536
Position du CDG (mm) par rapport au culot	686,98	26,79215409
Position du CDG (mm) par à la pointe	929,02	36,23184591
Résultats (avec propu plein)		lb/in
Masse totale (g)	6623,96	231,8386
Position du CDG (mm) par rapport au culot	451,65	17,61433508
Position du CDG (mm) par à la pointe	1164,35	45,40966492
Résultats (avec propu vide)		lb/in
Masse totale (g)	4750,96	166,2836
Position du CDG (mm) par rapport au culot	533,91	20,82236643
Position du CDG (mm) par à la pointe	1082,09	42,20163357

*Figure 41 : Récapitulatif masse totale et centre de gravité (AeroCLC)*

## 2.10. Bilan de longueur

Un bilan de longueurs permet de s'assurer que tous les éléments peuvent être compris dans le tube choisi. D'après le bilan effectué 300 mm de tube sont disponibles. Cet espace laisse une marge de montage pour le montage d'une part, et d'autre part il permet de de rehausser le centre de gravité de la fusée. En effet, cet espace sera compris entre la case électronique et la case parachute.

Bilan de longueur			
Case propulseur		Espace libre	
mm	in	mm	in
539	21,02	301	11,74
Case parachute			
mm	in		
250	9,75		
Case électronique			
mm	in		
210	8,19		
Longueur Tube			
mm	in		
1300	122,32		

*Figure 42 : bilan de longueur extrait du logiciel AeroCLC*

## 2.11. Vis

On va ici s'intéresser à la résistance des vis en cisaillement pour les vis montées sur la fusée, on utilise ici des vis M4 inox 8.8 , on a alors un module d'Young  $E = 210 \text{ GPa}$ ,  $R_e = 640 \text{ MPa}$ , on a une section résistante  $S_{res} = 8.78 \text{ mm}^2$ . On prend un coefficient de sécurité de 1.5



vis-à-vis de la force minimum par rapport à laquelle les vis doivent résister, la force nominale est 2000 N, on prend alors 3000 N comme référence.

On se place dans le pire des cas, c'est à dire si une des deux vis reprend l'intégralité des efforts. On calcule la limite en effort de cisaillement comme 70% de la limite en effort de traction, celle ci se calcule comme suit :  $F_{max} = Re \cdot S$  .

On trouve avec la vis M4 décrite précédemment, un effort maximal de 3700 N maximale admissible, c'est bien supérieur à la limite de 3000 N fixée. On peut alors conclure sur le bon dimensionnement des vis M4.

## 3. Systèmes électroniques embarqués

### 3.1. Système de récupération

La partie mécatronique du système de récupération est constituée du séquenceur de récupération (Raspberry PI 0) et d'un actionneur destiné à libérer la trappe.

#### 3.1.1. Séquenceur récupération

Le séquenceur de récupération récupère trois données provenant de : l'accéléromètre, du tube de Pitot et d'un capteur de pression absolue. Un jack permettra de lancer le fenêtrage temporel au décollage. Le système fonctionne par vote, lorsque deux informations sur trois confirment le point de culmination la raspberry commande l'actionneur. Au cas où ces systèmes ne fonctionnent pas correctement, le fenêtrage temporel permet de commander l'actionneur après un temps égal à 22 sec.

#### 3.1.2. Actionneur case parachute

L'actionneur choisi est un servo moteur du type classiquement utilisé sur les FuseX. Le signal du séquenceur donne l'ordre au servomoteur de pivoter de 90° libérant ainsi la liaison entre le haut de la trappe et le tube de la fusée. La trappe s'ouvre alors sous l'impulsion d'un ressort et de l'air qui s'engouffre. Sur la trappe est fixé une sangle qui entraîne le parachute et permet ainsi la récupération en douceur du lanceur.

### 3.2. Séquenceur principal

Le séquenceur principal (aussi appelé séquenceur de récupération dans ce document) est le Raspberry Pi Zero. Il est relié à quatre capteurs : un tube de Pitot, un capteur de pression absolue, et un accéléromètre trois axes (qui servent pour la détection de culmination), ainsi qu'une caméra filmant le paysage extérieur en 720p60fps. Toutes les données enregistrées sont stockées sur la carte SD interne (servant de disque dur au RPi) pour être exploitées à posteriori.

### 3.3. Expérience embarqué

L'objectif de la fusée est de réaliser deux expériences. La principale expérience est réalisée en collaboration avec le Laboratoire de Mécanique des Fluides et Acoustique (LMFA) afin d'étudier la couche limite de la coiffe notamment lors de l'interaction du choc supersonique. La deuxième expérience permet de mesurer la poussée du propulseur, donnée intéressante pour le club et le futur développement de fusées. Par ailleurs, l'exploitation des capteurs d'accélération permettra de réaliser une étude vibratoire.

#### 3.3.1. Expérience principale : étude de la couche limite au niveau de la coiffe

L'expérience est séparée en deux parties : on retrouve d'une part des capteurs de pression dans la coiffe et des capteurs permettant de reconstituer l'écoulement amont d'autre part.

Objectif : Obtenir un profil de pression dynamique et turbulente le long de la coiffe

#### Capteurs

- Capteur de pression turbulente
  - *Kulite MIC - 190*
  - *La chaîne de mesure dans l'ordre est:*
    - *Capteur*
    - *Filtre passe bas, fréquence coupure 50 kHz*
    - *Convertisseur Analogique-Numérique, fréquence d'échantillonnage 100 kHz, 14 bits.*
    - *Raspberry Pi 3*
  - *Implanté sous la coiffe*
  
- Capteur de pression dynamique
  - *Caractéristiques : pression max 10 bar, sensibilité 10 mbar, échantillonnage 2 kHz*
  - *Chaîne de mesure : interface I<sup>2</sup>C*
  - *Implanté à la pointe de la coiffe*

Données attendues

Les données de sortie de l'expérience sont des spectres de la pression turbulente en fonction de la vitesse de l'écoulement sur la fusée. La Figure 43 donne un exemple typique de spectre attendu.

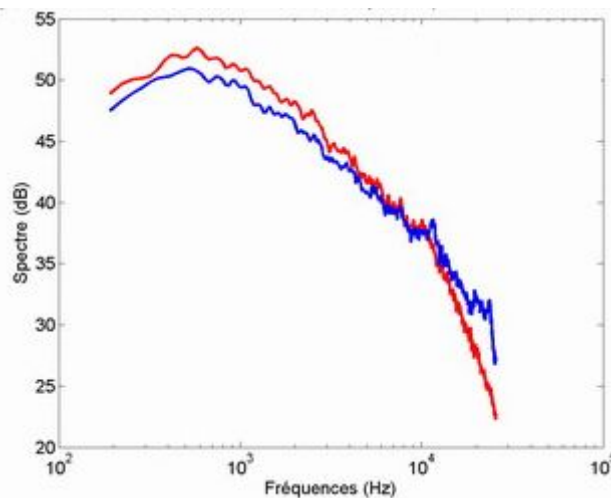


Figure 43 : données attendues pour l'étude de la couche limite

### 3.3.2. Expérience secondaire : mesure de la poussée du propulseur

Objectif : Obtenir la courbe de poussée du propulseur

#### Capteurs

- Jauge de déformation
  - *Caractéristiques:*
  - *Chaîne de mesure:*
    - *Jauge de déformation*

- Pont de Wheatstone
- CAN, 50kHz, 12 bits
- *Implantation: les jauges de déformation sont montées sur des plots au niveau du propulseur. La reconstitution des données permettra de remonter à la courbe de poussée.*

### Données attendues

Les données de sortie sont les valeurs de la poussée du propulseur à chaque instant de la phase propulsée.

D'autres capteurs seront également utilisés pour étudier le comportement plus général de la fusée. Ainsi un accéléromètre, un gyroscope et un capteur de vibrations sont embarqués. Les caractéristiques principales des capteurs sont données ci-dessous, en respect des marges pour ne pas saturer les différents capteurs.

Capteur	Axes	Environnement	Résolution	Interface	Echantillonnage
Accéléromètre	3 axes	+/- 24g	12 bits	I <sup>2</sup> C	1 kHz
Gyroscope	3 axes	+/- 500°/s	12 bits	I <sup>2</sup> C	800 Hz
Capteur de vibrations (accéléromètre)	3 axes	+/- 16g	10 bits	I <sup>2</sup> C	3.2 kHz

*Tableau 05 : Capteurs de comportement général*

### 3.4. Alimentation électrique

Le tableau suivant résume la consommation électrique des différents composants de la fusée.

Composant	Tension (V)	Courant max (A)
Raspberry pi zéro (RB0)	5	1
Raspberry pi 3 (RB3)	5	2.5
Émetteur KIWI	10	0.2
Capteur KULITE	10	0.01
Jauges de déformation	12	0.1

Capteurs accélération	3.3	0.4
Servomoteur	12	1

*Tableau 06 : Consommation électrique des composants*

Avant le décollage, on alimente la fusée à travers l'ombilical. Après le décollage, on alimente la fusée avec deux batteries Lipo indépendantes. On utilise des convertisseurs continu/continu pour obtenir les tensions souhaitées. Les batteries sont dimensionnées pour alimenter la fusée pendant au moins 20 minutes.

Batterie	Convertisseur	Composant
Lipo 7.4V, 400mAh	5V-1A	RB0
Lipo 11.1V, 600mAh	5V-3A	RB3
	12V-3A	Jauges de déformation
		servomoteur
	3.3V-0.8A	Accéléromètres
10V-1A	KULITE	
	KIWI	

*Tableau 07 : Caractéristiques des batteries*

### 3.6. Télémétrie

La télémétrie envoie au sol et en temps réel certaines des données collectées par l'OBC (le Raspberry Pi 3), afin de conserver une certaine quantité d'informations exploitables en cas de perte des cartes mémoire. La solution technique retenue est le KIWI Millennium fourni par Planète Science. Le but est de reprendre au maximum des choses déjà opérationnelles pour limiter le temps de mise au point.

### 3.7. GPS

La fusée est équipée d'un capteur GPS, branché sur l'OBC, qui servira à retracer a posteriori la trajectoire du vol. Ces données pourront après le vol être croisées avec celles de l'IMU, afin de valider les acquisitions. La balise GPS permettra également de faciliter la récupération de la fusée en s'appuyant sur les dernières coordonnées transmises avant l'impact.

### 3.8. Compatibilité électromagnétique

La problématique de la compatibilité électromagnétique conduit à prendre des précautions au niveau de la conception des cartes électroniques et de l'organisation électrique de la fusée. Parmi les précautions qui sont prises en compte dans le cadre du projet CTR-02, on retrouve :

- Blindage des fils comportant un signal analogique
- Blindage de tous les fils dans la coiffe
- Réduction au maximum de la longueur des fils dans toute la fusée
- Utilisation de plan de masse dans la conception des cartes électroniques
- Utilisation de régulateurs linéaire dans la carte d'alimentation
- Envisagé : mise en place d'un blindage de la case électronique vis-à-vis de la coiffe afin d'isoler l'antenne de la télémétrie
- Envisagé : séparer l'alimentation de l'émetteur de l'alimentation générale

Une étude approfondie est en cours, avec l'aide du professeur du cours de Compatibilité Électromagnétique de Centrale Lyon (André Bréart, Laboratoire Ampère).

## 4. Aérodynamique et stabilité

### 4.1. Stabilité de la fusée en subsonique

Afin d'étudier la stabilité de la fusée dans le régime subsonique nous avons utilisé la feuille Excel Stabtraj.

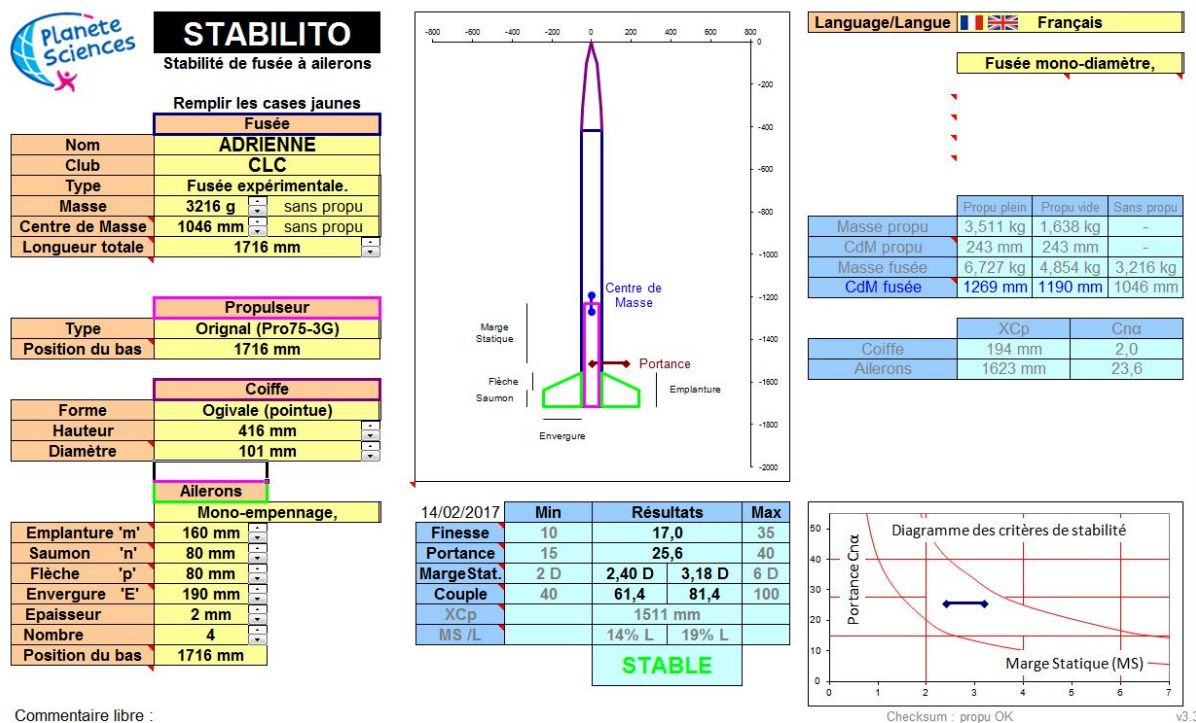


Figure 44 : Feuille Stabilito

De plus, le centre de masse, calculé en faisant un bilan de masse de la fusée, est localisé à une distance de 1064 mm par rapport à la pointe. La marge statique est comprise entre 2.40D et 3.18D. La fusée est donc stable.

### 4.2. Stabilité de la fusée en supersonique

Afin d'étudier la stabilité de la fusée dans le régime supersonique nous avons utilisé le logiciel RASAero (<http://www.rasaero.com/>). En introduisant les dimensions des ailerons et les caractéristiques géométriques de la fusée on obtient différentes courbes ainsi que la position du centre de pression (CP) au cours du vol.

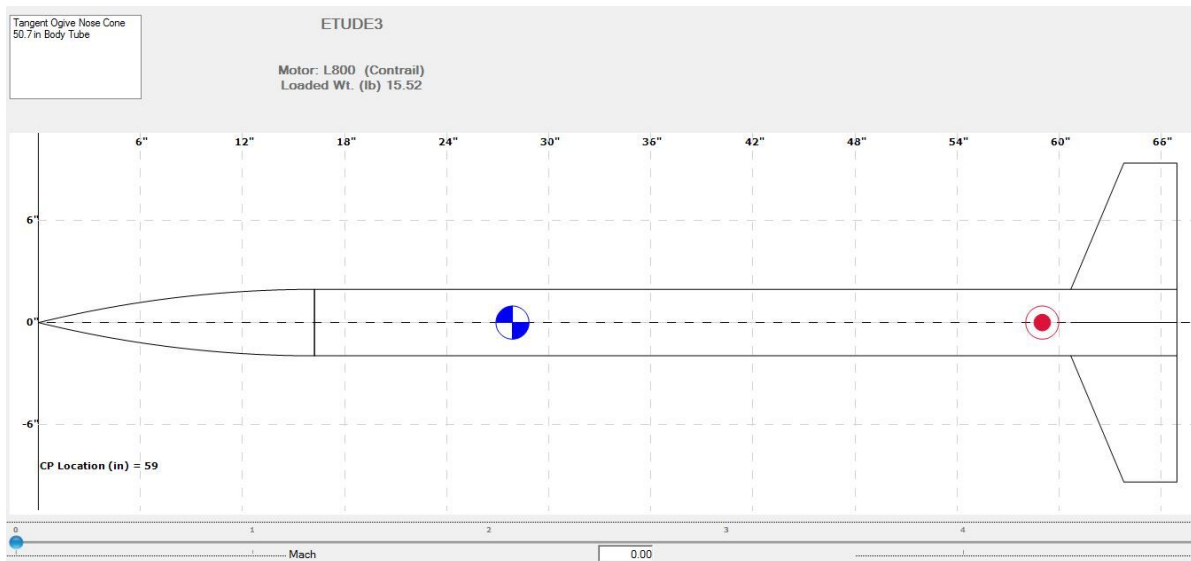


Figure 45 : géométrie de la fusée sous RASAero

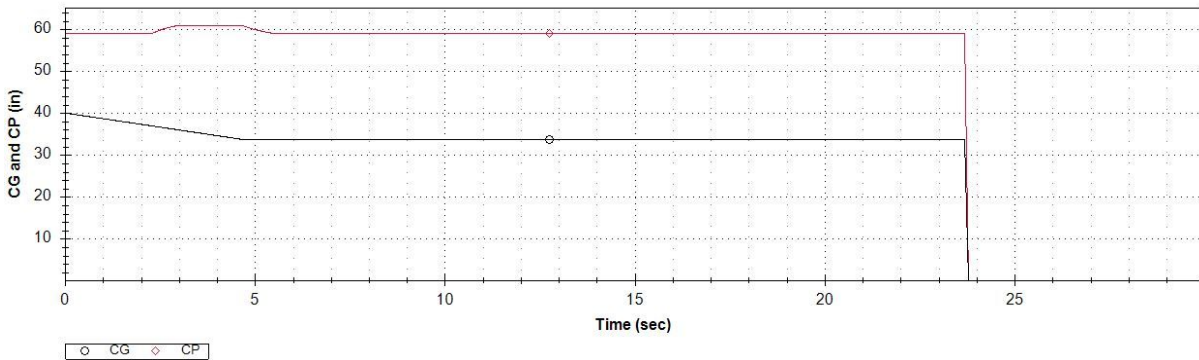


Figure 46 : évolution du CP et du CG au cours du vol (RASAero)

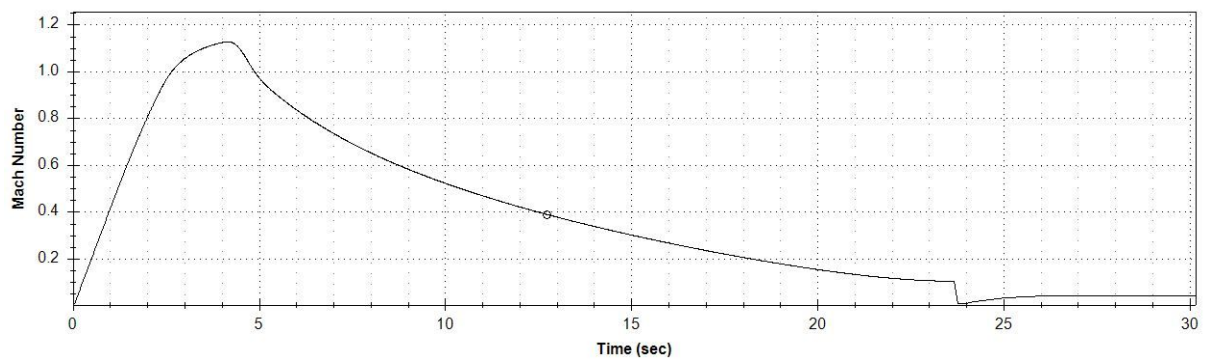


Figure 47 : évolution de la vitesse au cours du vol (RASAero)

Les valeurs de CP obtenues permettent de calculer un encadrement de la marge statique au cours des phases de vol subsonique et transsonique. Toutefois, n'ayant pas directement le poids de la fusée lors du passage du mur du son la stabilité en supersonique a été largement encadrée (on s'est placé dans les cas les plus défavorables, supersonique au décollage par exemple). Les marges statiques présentées ci-dessous sont obtenue par différence entre la position du CdG et celle du CP.



Stabilité				
N.B. : toutes les distances pour la stabilité sont prises par rapport à la pointe de la fusée				
Masse du lanceur			Résultats RASAero SUBSONIQUE	
	g	oz	mm	in
masse sans propu	3216,64	112,58	Centre de portance	1498,60 59
masse avec propu plein	6727,64	235,47		
masse avec propu vide	4854,64	169,91		
Masse du lanceur			Résultats RASAero SUPERSONIQUE	
	mm	in	mm	in
CdG sans propu	1046,33	40,81	Centre de portance	1547,37 60,92
CdG avec propu plein	1269,00	49,49		
Cdg avec propu vide	1190,29	46,42		
Résultats StabTraj			Marge statique (borne supérieure)	
	en D	en mm	mm	en D
Marge Statique au décoll	2,4	242,4	subsonique	308,31 3,05
Marge Statique fin de prc	3,18	321,18	supersonique	357,08 3,54
Déplacement du centre de masse			Marge statique (borne inférieure)	
	mm	in	mm	en D
Début du vol	1046,33	40,81	subsonique	229,60 2,27
Fin du vol	1190,29	46,42	supersonique	278,37 2,76

Figure 48 : Différentes valeurs permettant de compléter le calcul de stabilité (AeroCLC)

Stabilité (en diamètre D)				
	min	borne inf	borne sup	max
subsonique	2,00	2,27	3,05	6,00
supersonique	2,00	2,76	3,54	6,00

Figure 49 : résultats des calculs de stabilité

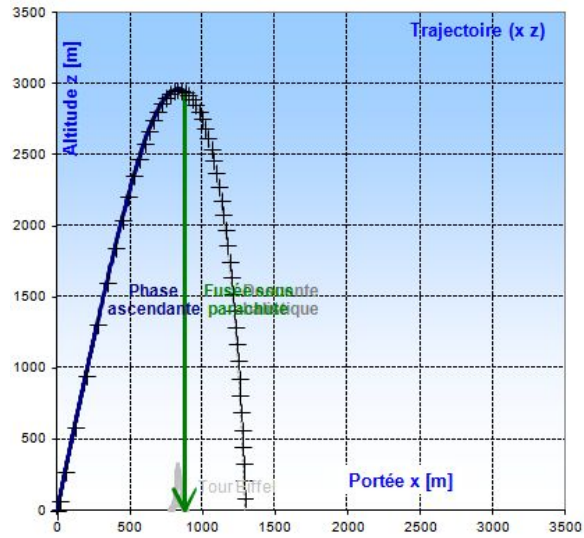
On peut donc conclure que la fusée est stable dans toutes ses phases de vol et notamment lors des phases transsoniques et supersoniques.

#### 4.3. Points de retombée

Pour des raisons de sécurité il est nécessaire de calculer la portée du lanceur en cas de vol balistique. Ces informations sont directement fournies par StabTraj.

Impact balistique	52,8 s	1291 m	119,1 m/s	34451 J
-------------------	--------	--------	-----------	---------

Figure 50 : portée balistique (extrait de Trajecto)



*Figure 51 : Altitude en fonction de la portée selon Trajecto*

En cas de vol balistique la portée sera de 1291 m et environ 1500 en cas de retombée nominale sous parachute. Dans les deux cas le lanceur reste bien dans un rayon compatible avec le cahier des charges.

## **5. CSpace**

Projet non lancé. Nouvelle tentative prévue au CSpace 2018.

# Annexes

## Annexe 1 : Schémas électroniques

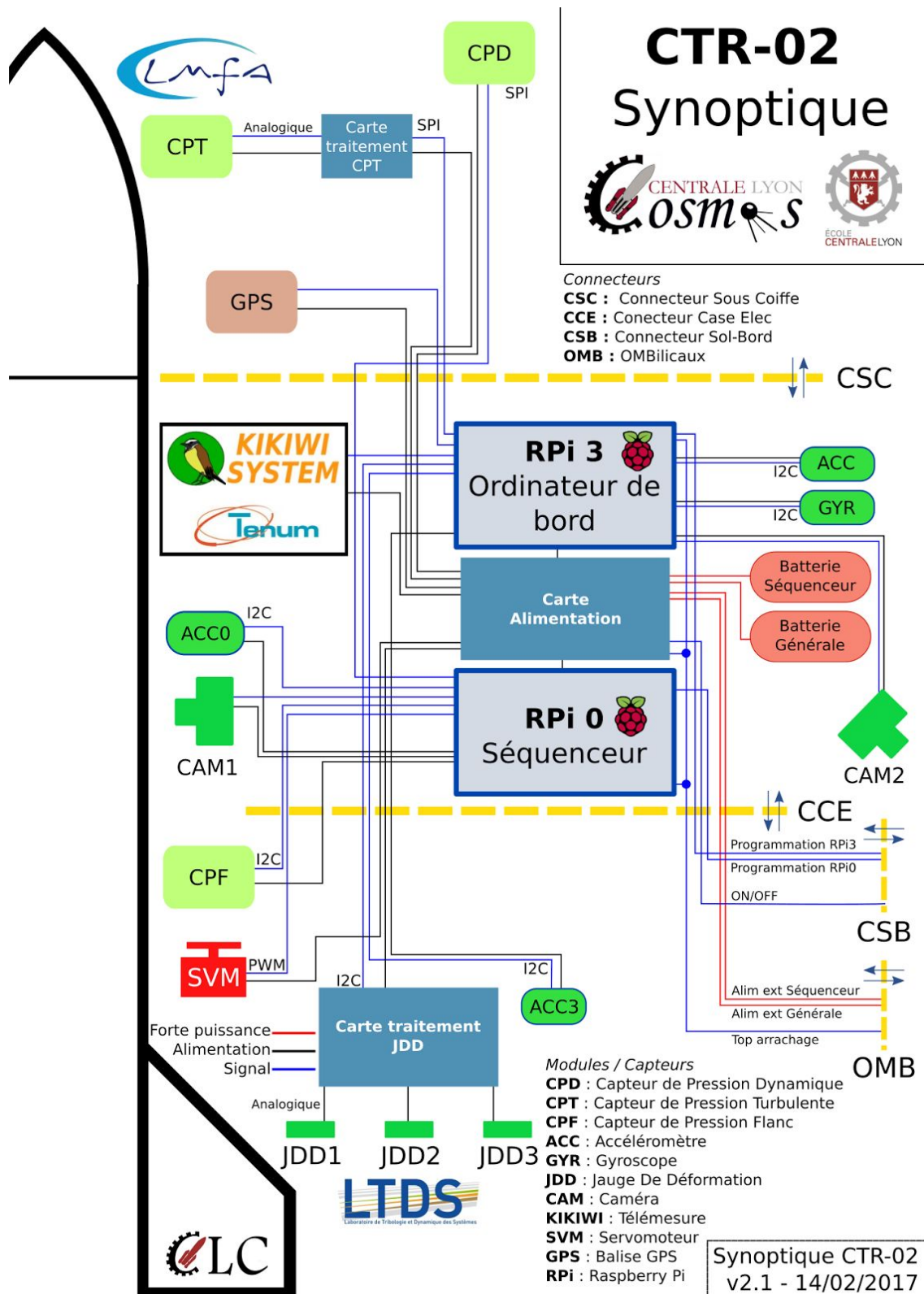
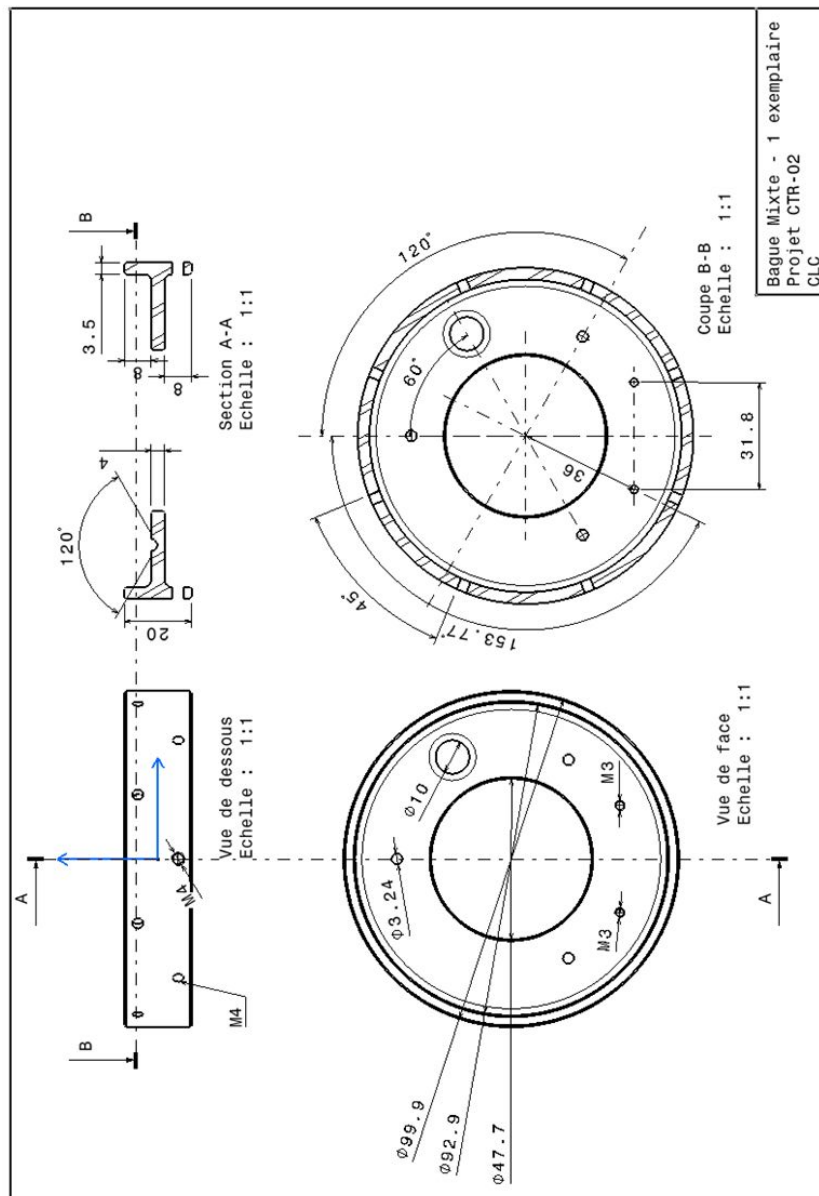
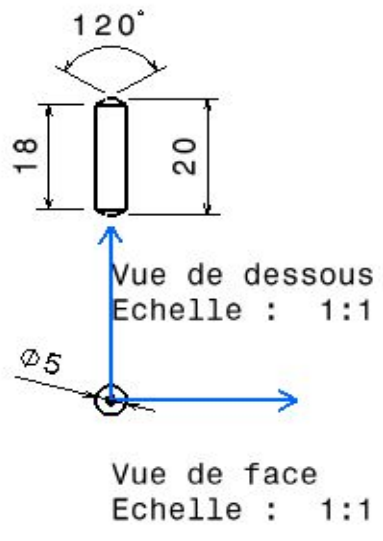


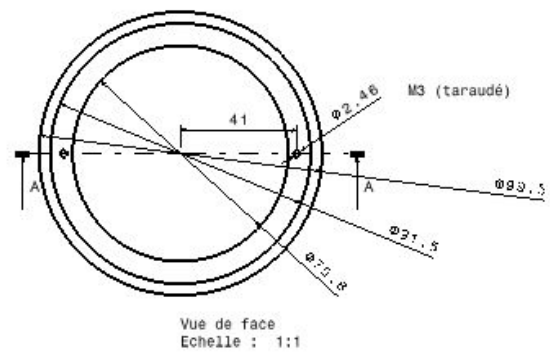
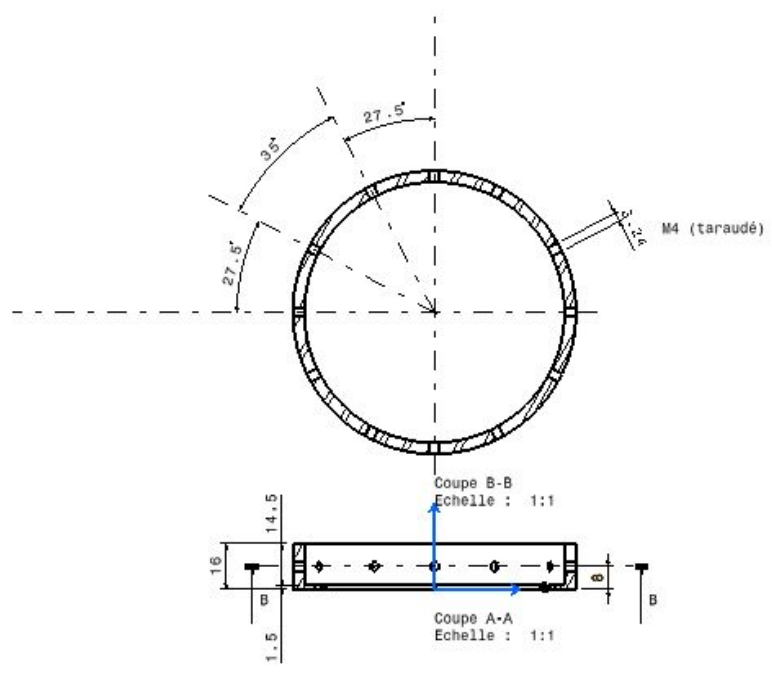
Figure 52 : Synoptique électronique de la fusée

## Annexe 2 : Plans mécaniques





Plot  
Qté : 3  
Matériau : aluminium



**Bague culot**

## Annexe 3: Trajectographie



### TRAJECTO

Trajectographie de fusée

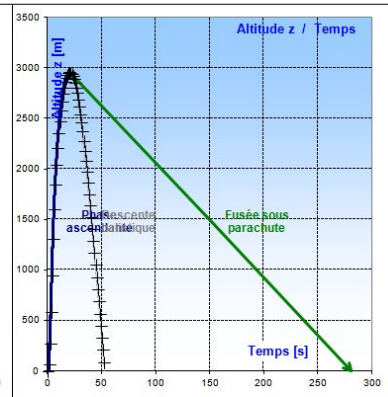
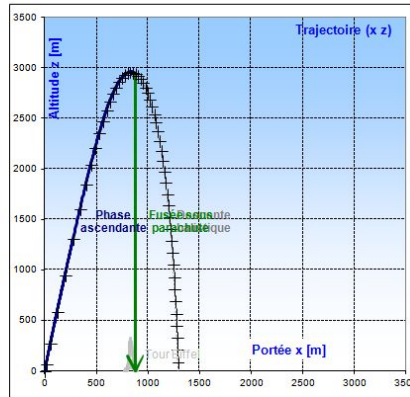
Remplir les cases jaunes

Fusée	
Nom	ADRIENNE
Club	CLC
Masse totale	6,727 kg
Propulseur	Orignal (Pro75-3G)

Trainée Aérodynamique	
Surface Réf.	0,009532 m <sup>2</sup>
Cx	0,6

Rampe de Lancement	
Longueur	4 m
Élévation	80 °
Altitude	0 m

Descente Sous Parachute		
	Fusée	0 satellite
Masse	4,854 kg	
Dépotage	N/A	
Ouverture para	22 s	
Surface para	0,60 m <sup>2</sup>	
Cx parachute	1	
Vitesse du vent	5 m/s	
Vitesse descente	11,4 m/s	12,7 m/s
Durée descente	269 s	
Durée du vol	281 s	
Déport latéral	± 1295 m	



14/02/2017	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Efforts
Sortie de Rampe				35,7 m/s		
Vit max & Acc max				389 m/s	182 m/s <sup>2</sup>	
Culmination, Apogée	20,4 s	2960 m	834 m	26 m/s		
Ouverture parachute fusée	22,0 s	2948 m	874 m	29 m/s		315,8 N
Impact balistique	52,8 s		1291 m	119,1 m/s		34451 J

Pour localiser la fusée	
Couleur fuselage/coiffe	Rouge...
Couleur parachute fusée	Rouge/Blanc...

Commentaire libre :

propu OK  
v3.3

Figure 53 : Feuille Trajecto