



ECOLE DES MINES DE NANTES

# Rapport final

**PROJET OSE**

**Air' Mines**



**Matthieu COURMONT  
Thomas DESLANDRES  
Sébastien DOMMANGEAU  
Pascal LOUVET**

**Tuteur : Mr. Richard DALLIER**

**Juin 2004**

## Remerciements

---

Avant toute chose, nous tenons à remercier les personnes suivantes pour leur aide et leur soutien inestimable :

- **Richard DALLIER**, notre tuteur Ecole, pour son aide précieuse, son suivi, ses conseils avisés et sa grande disponibilité.
- **Arnaud DRUART** et **Jérôme DONNARD**, anciens membres de Fuz'Mines, pour nous avoir guidé tout au long du projet et pour tout leur temps qu'ils ont passé avec nous pour répondre à nos questions.
- **Patrick ROMMELUERE**, notre tuteur **Planète Sciences**, pour son suivi et ses bons conseils.
- **Manoël DIALINAS**, chef de l'atelier Subatech, pour son aide à la conception de la structure générale de la fusée et pour nous avoir offert ses services.
- **Eric MORTEAU**, électrotechnicien de l'Ecole, sans qui la réalisation et le fonctionnement de certaines cartes électroniques n'auraient pas été possibles.
- **Hervé CARDUNER**, technicien de l'atelier Subatech, pour nous avoir dessiné nos pièces mécaniques.
- **Les mécaniciens de l'atelier Subatech**, pour l'usinage nos pièces mécaniques.
- **Noël SERVAGENT**, technicien de l'école, pour son aide à la découpe du tube.
- **Aéroforme**, notre principal sponsor, pour la fabrication de notre tube en carbone et notre coiffe en fibre de verre.
- **Le club robotique**, pour l'obtention de la plupart des capteurs très difficilement procurables.
- **Planète Sciences** et le **CNES**, pour leur soutien matériel, logistique, pédagogique et bibliographique.

## Sommaire

---

Remerciements

Introduction

<b>1. Gestion de projet</b> .....	<b>Page 5</b>
<b>1-1. Rôle du club Minespace</b> .....	<b>Page 5</b>
<b>1-2. L'équipe projet</b> .....	<b>Page 5</b>
<b>a. Composition</b> .....	<b>Page 5</b>
<b>b. Organisation</b> .....	<b>Page 5</b>
<b>1-3. Relations externe / interne</b> .....	<b>Page 6</b>
<b>a. Interne</b> .....	<b>Page 6</b>
<b>b. Externe</b> .....	<b>Page 6</b>
<b>1-4. Déroulement du projet</b> .....	<b>Page 7</b>
<b>a. Planning général</b> .....	<b>Page 7</b>
<b>b. Les différentes phases du projet</b> .....	<b>Page 8</b>
<b>2. Expérience embarquée</b> .....	<b>Page 9</b>
<b>2-1. Contexte et enjeux</b> .....	<b>Page 9</b>
<b>2-2. Reconstruction de la trajectoire</b> .....	<b>Page 9</b>
<b>a. Calcul de trajectographie</b> .....	<b>Page 9</b>
<b>b. Choix des capteurs</b> .....	<b>Page 11</b>
<b>c. Exploitation des données</b> .....	<b>Page 12</b>
<b>d. Méthodes d'étalonnage</b> .....	<b>Page 13</b>
<b>e. Calculs d'erreurs</b> .....	<b>Page 13</b>
<b>3. Conception de la fusée : partie électronique</b> .....	<b>Page 16</b>
<b>3-1. Objectifs</b> .....	<b>Page 16</b>
<b>3-2. Synoptique de la chaîne télémétrique</b> .....	<b>Page 16</b>
<b>3-3. Exploitation du travail de l'an passé</b> .....	<b>Page 17</b>
<b>3-4. Les différentes cartes électroniques</b> .....	<b>Page 17</b>
<b>a. Les cartes capteurs</b> .....	<b>Page 18</b>
<b>b. La carte PIC</b> .....	<b>Page 20</b>

c. La carte FSK .....	Page 21
d. La carte VISU .....	Page 21
e. Le séquenceur.....	Page 22
3-5. Les difficultés rencontrées .....	Page 23
3-6. Influence de la température sur les cartes sensibles .....	Page 24
a. Problématique .....	Page 24
b. Protocole expérimental .....	Page 24
c. Résultats .....	Page 25
d. Interprétations et Conclusion.....	Page 26
<b>4. Conception de la fusée : partie mécanique .....</b>	<b>Page 27</b>
4-1. Objectifs.....	Page 27
4-2. Exploitation du travail de l'an passé.....	Page 27
4-3. Structure externe .....	Page 28
a. Tube.....	Page 28
b. Coiffe .....	Page 28
4-4. Structure interne .....	Page 28
a. Organisation des différents éléments .....	Page 28
b. Intégration .....	Page 30
4-5. Stabilité .....	Page 31
a. Calcul du centre de gravité.....	Page 31
b. Ailerons.....	Page 34
c. Critères de stabilité.....	Page 34
d. Calcul de stabilité sous <i>Trajec</i> .....	Page 35
4-6. Système de récupération .....	Page 36
a. Parachute.....	Page 36
b. Système d'ouverture du parachute .....	Page 37
<b>5. Synthèse et bilans .....</b>	<b>Page 38</b>
<b>Conclusion</b>	
<b>Annexes</b>	

## Introduction

---

L'objectif de ce projet OSE est de concevoir, réaliser et lancer une fusée expérimentale embarquant une expérience scientifique, puis d'analyser les données ainsi obtenues ; tout ceci dans le cadre d'un projet école. Cette fusée, mesurant 2m (hors antenne) devrait atteindre une altitude maximale de 2,5 km et une vitesse maximale supérieure à 350 km/h. Pour réaliser ce projet, nous avons adhéré au club Minespace de l'Ecole. Ce club a pour vocation de réaliser des projets d'aérospatiale en collaboration étroite avec l'association *Planète Sciences* et le *CNES*.

Pour l'expérience, nous avons décidé de garder le but global de l'équipe de l'an dernier, à savoir la reconstruction de la trajectoire, mais d'une manière quelque peu différente. En particulier nous mesurons l'accélération longitudinale au lieu de la vitesse, grâce à un accéléromètre. Nous avons également décidé de changer de système de récupération, qui a été la cause du crash de la fusée de l'an dernier.

Ce projet est encadré par l'école via notre tuteur M. Richard Dallier et par notre tuteur *Planète Sciences* M. Patrick Rommeluère attribué par l'association lors de la déclaration du projet.

Ce présent rapport dresse la manière dont nous avons conduit ce projet, en expliquant nos choix et la manière dont nous avons exploité le travail réalisé l'an dernier. Le rapport comporte aussi la conception de notre fusée divisée en deux parties majeures à savoir la partie électronique et mécanique.

## 1) La gestion de projet

---

### 1-1. Rôle du club Minespace

Le club Minespace a été fondé au Bureau des Elèves il y a un an. Il est présidé par deux membres de l'équipe *Fuz'mines* de l'an dernier : Jérôme Donnard et Arnaud Druart. Ce club est adhérent à l'association *Planète Sciences*. La raison principale de l'existence de ce club réside dans le fait qu'un projet tel que *Air'mines* nécessite une structure vis-à-vis de *Planète Sciences*. Cette année, le club comprend deux équipes pour deux projets différents : l'équipe *StratoMines* qui met au point un ballon stratosphérique dans le but de réaliser quelques expériences à haute altitude et l'équipe *Air'mines*.

### 1-2. L'équipe projet

#### a) Composition

Les 4 personnes que comprend notre équipe sont :

Matthieu COURMONT  
Thomas DESLANDRES  
Sébastien DOMMANGEAU  
Pascal LOUVET, chef de projet.

#### b) Organisation

L'idée générale est que tout le monde soit au courant de tous les choix faits et participe aux réflexions globales, surtout lors de la phase de conception. Cependant, nous avons été obligés de nous répartir les tâches, et donc de nous spécialiser un peu.

C'est ainsi que Thomas et Sébastien ont plus travaillé sur l'aspect mécanique du projet, tandis que Pascal et Matthieu s'occupaient plus particulièrement de l'électronique.

Cependant, la petite taille de notre équipe par rapport à certains clubs a vraiment permis à chacun de suivre toutes les étapes du projet.

De fréquentes réunions ont été organisées afin d'évaluer l'avancement du projet, de se consulter sur certaines décisions, et d'actualiser les tâches restantes. Jusqu'au départ des 3<sup>ème</sup> année, nous avons aussi été aidés par deux membres de l'équipe de l'an dernier : Arnaud DRUART et Jérôme DONNARD, qui ont assisté à la plupart de nos réunions et nous ont donné des conseils utiles tirés de leur expérience.

Nous avons également fait de nombreux points d'avancements avec nos tuteurs école et *Planète Sciences*.

## 1-3. Relations internes / externes

### a) Internes

Au début du projet, les relations étaient plutôt centralisées autour des 2 anciens membres de l'équipe de l'an passé qui organisaient les réunions et les menaient pour nous expliquer le déroulement du projet. Nous avons alors tous adhéré au club Minespace qui est lui-même inscrit à *Planète Sciences*. Nous avons alors pu utiliser l'alias mail [fuzmines@emn.fr](mailto:fuzmines@emn.fr) qui a été créé l'an dernier pour la cause, ce qui favorise la communication entre tous les membres du club et en particulier avec les 2 anciens membres (plus de 300 mails échangés). En outre, nous avons communiqué entre nous très régulièrement, grâce à la création d'un chan IRC dédié à notre projet OSE

Par ailleurs, étant donné que nous sommes relativement peu nombreux, il est beaucoup plus facile de se voir par exemple en pause tous ensemble pour discuter d'un point du projet et il est surtout plus facile d'organiser des réunions. Les interactions y sont beaucoup plus intenses, tout le monde participe davantage à la communication.

On s'est réuni régulièrement tout au long de l'année pour évaluer notre avancée du travail, confronter nos points de vue afin de prendre des décisions, et définir les tâches à effectuer. Lors des réunions, nous nous sommes appuyés également sur l'expérience de l'équipe de l'an dernier.

Au sein du projet, le rôle du chef de projet a été majeur, puisqu'il doit avoir une vision globale du projet et être capable de répondre à toutes les questions techniques. C'est lui qui a réparti les tâches et s'est occupé des relations externes.

### b) Externes

La plupart des contacts extérieurs ont été établis par le chef de projet, qui est le représentant du projet.

Le principal contact est l'association *Planète Sciences*, auprès duquel un certain nombre de démarches doit être effectué pour poursuivre le déroulement du projet. Le premier est la déclaration de projet, suivi de l'attribution d'un tuteur. Le double rôle du tuteur *Planète Sciences* est :

- D'être le garant de la conformité du projet avec le cahier des charges.
- D'être une personne ressource pour le club sur des aspects techniques et d'organisation.

C'est avec ce double rôle que le club doit organiser des réunions d'avancement de projet avec le tuteur, qui sont au nombre de trois au cours de l'année.

Il est également possible de téléphoner à *Planète Sciences* le mercredi soir lors des permanences techniques où l'on peut demander des conseils auprès des bénévoles de l'association. Il existe également un forum assez actif où il est possible de poster une question. En général, beaucoup de personnes répondent très rapidement et de façon très pertinente.

Tout au long de l'année, notre tuteur Ecole Richard DALLIER nous a mis en contact avec bon nombre de techniciens et d'enseignants-chercheurs qui étaient prêts à nous aider à répondre à nos questions, réaliser certains éléments de la fusée ainsi que vérifier notre travail. Cette mise en contact a souvent été indispensable car le travail de beaucoup de personnes a été au départ totalement inconnu pour nous et nous avons ainsi pu découvrir le potentiel de ressources présent autour nous, potentiel que nous ne soupçonnions pas avant d'avoir abordé le projet.

Nous avons également cherché à nous faire sponsoriser, en essayant de réactiver les contacts de l'an passé. Le principal souci est que les lancements se déroulent dans des bases militaires dont l'entrée est interdite au public, donc ça n'intéresse aucune entreprise. Seulement le contact chez Aéroforme a été fructueux et nous avons pu ainsi obtenir un tube en carbone et une coiffe en fibre de verre gratuitement.

## 1-4. Déroulement du projet

### a) Planning général

Ce projet, de par son envergure et le nombre de tâches diverses à accomplir, a nécessité une gestion de projet rigoureuse. La principale difficulté était au départ d'arriver à prévoir le travail nécessaire pour répondre à la fois aux exigences imposées par l'école et aux délais imposés par l'association *Planète Sciences* qui, en collaboration avec le CNES, a supervisé ce projet.

Au départ, nous avons établi comme premier document une liste exhaustive des différentes tâches à accomplir, aussi bien en ce qui concerne les parties mécanique et électronique de la fusée que les documents administratifs demandés par l'association *Planète Sciences* et l'EMN. Puis à partir de cette liste, nous avons fait un diagramme de Gantt qui nous a permis de nous partager les tâches, et de nous y prendre à l'avance pour les pièces qui nécessitaient une intervention extérieure comme le tube en carbone ou les plaques intermédiaires de la fusée. Le projet s'est donc divisé en deux grandes parties, une fois l'expérience embarquée définie (reconstitution de la trajectoire de la fusée) et les grands choix faits quant à la structure générale de la fusée pour la partie mécanique et à la télémessure pour la partie électronique.

La première a été la conception de la structure mécanique de la fusée, en définissant précisément le nombre de pièces nécessaires, à acheter ou à usiner, en cherchant le meilleur compromis possible entre coût, faisabilité, facilité de montage/démontage de la fusée et solidité. Cet aspect très important du projet nous a occupés les 6 premiers mois de l'année. Il diffère en beaucoup de points de la fusée lancée l'an dernier puisque les solutions qu'ils avaient adoptées ont posé de nombreux problèmes, surtout au niveau de l'assemblage final.

La seconde a été la conception de la chaîne de télémessure qui a été facilitée par notre participation au week-end télémessure organisé par *Planète Sciences* et durant lequel nous avons appris beaucoup de choses en électronique. De plus,



puisque nous avons repris l'expérience de l'équipe de l'an dernier, nous avons pu aussi bénéficier de leur expérience afin de progresser plus rapidement. La fabrication et les tests des cartes électroniques nous ont pris un mois.

La dernière période a été l'assemblage final de la fusée, une fois tous les éléments nécessaires prêts et réunis.

tâches	novembre	décembre	janvier	février	mars	avril	mai	juin	juillet
inscription	■								
définition projet		■	■	■					
conception									
calculs trajectoire		■	■	■					
pièces mécaniques			■	■	■				
électronique					■	■	■		
stabilité						■	■	■	
parachute			■	■	■	■			
approvisionnement capteurs				■	■	■	■	■	
réalisation									
tube		■	■	■	■				
coiffe						■	■	■	
pièces mécaniques						■			
électronique							■	■	
ailerons								■	
préparation tube								■	
parachute								■	
tests							■	■	■
programme PIC				■	■	■	■	■	
programme exploitation								■	■

### b) Les différentes phases du projet

L'association *Planète Sciences* existe depuis plus de trente ans, et a pour vocation d'encadrer, entre autres, des projets de réalisation de fusées expérimentales. Elle est le point de passage obligé pour ce type de projet car c'est elle qui fournit le propulseur de la fusée et organise les campagnes de lancement, extrêmement réglementées, chaque année. Ces campagnes ont lieu sur des bases militaires par mesure de sécurité, les fusées pouvant atteindre une altitude de 2000m et une vitesse de plus de 100m/s. C'est l'association, via des bénévoles, qui valide ou non les fusées et ainsi autorise ou non leur lancement. Cette phase de validation est la dernière étape du suivi du projet qui se tient tout au long de l'année, sur quatre grandes phases terminées par la rédaction d'un document :

	Noms des phases	Noms des documents associés	Noms des revues associées	Durée moyenne
1	Définition des objectifs	La déclaration de projet	Revue de début de projet	1 mois
2	L'avant projet	Le document d'avant projet	Revue de définition	1 mois
3	Le projet	Le document de projet	Revue de conception	2 mois
4	La réalisation	Le dossier de réalisation	Revue de qualification	6 mois
	LANCEMENT			

## 2) Expérience embarquée

L'objectif du projet Air'Mines est de reconstituer après le vol la trajectoire de la fusée par mesure d'accélération (longitudinale) et de rotations de la fusée à l'aide d'accéléromètres et de gyromètres.

On réalisera 4 mesures pour reconstituer la trajectoire :

- Mesure de l'accélération longitudinale à l'aide d'un accéléromètre.
- Mesure de la rotation propre de la fusée à l'aide d'un gyromètre.
- Mesure de l'attitude de la fusée à l'aide de 2 gyromètres placés sur deux axes perpendiculaires

### 2-1. Contexte et enjeux

L'exploitation finale des résultats de l'an passé a malheureusement échoué puisque seulement la moitié des expériences a fonctionné. En effet, seuls trois capteurs sur cinq ont fourni des données correctes et un problème dans le programme du PIC aurait *a fortiori* confondu les données du capteur de pression statique avec le gyromètre 1. Après de nombreuses tentatives pour retrouver la trajectoire, l'équipe de l'an dernier s'est résolue à ne pouvoir exploiter que les courbes séparément.

Afin que le club ne reste pas sur un échec, nous avons décidé de reconduire l'expérience de l'année précédente et corriger les défauts en examinant la démarche et en modifiant quelques aspects. Après avoir vérifié la justesse des calculs de trajectographie, nous avons réfléchi à un moyen alternatif pour mesurer la trajectoire de la fusée. Finalement, la mesure des rotations ne peut se faire autrement que par des gyromètres électroniques, qui conviennent parfaitement aux contraintes que doit supporter la fusée. La première partie de l'expérience est donc identique à celle de l'an passé. En ce qui concerne la mesure de la vitesse, nous avons décidé de simplifier cette mesure en complétant les gyromètres par un accéléromètre de façon à obtenir une centrale inertielle simplifiée. Effectivement, en intégrant le signal délivré par l'accéléromètre, nous obtenons directement la mesure de la vitesse longitudinale, la seule qui nous intéresse, les autres accélérations (perpendiculaires à celle-ci) ne nous intéressant pas car elles sont négligeables.

### 2-2. Reconstruction de la trajectoire

#### a) Calculs de trajectographie

On suppose que la trajectoire de la fusée est plane, ce qui réduit le nombre de degrés de liberté (en effet, la déviation, due essentiellement au vent latéral, est difficilement mesurable et peut être négligée). A chaque instant  $t$ , nous pouvons connaître le déplacement de la fusée qui est égal à : ( $p$  = pas de temps utilisé pour les mesures)

$$\Delta x(t) = v(t) \times p \times \cos(i(t))$$

$$\Delta y(t) = v(t) \times p \times \sin(i(t))$$

Il s'agit donc de mesurer  $i(t)$  et  $v(t)$ , qui sont respectivement l'angle d'inclinaison de la fusée par rapport à l'horizontale, et la vitesse de la fusée à l'instant  $t$ .

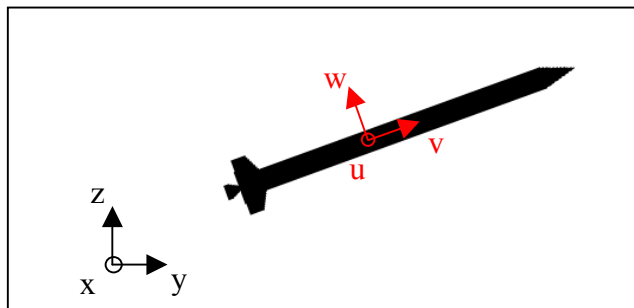
- **Mesure de la vitesse**

La vitesse  $v(t)$  à l'instant  $t$  est calculée de manière récursive par la formule d'intégration numérique suivante :

$$v(t) = v(t-1) + p * Acc(t)$$

A chaque instant  $t$ , l'accéléromètre fournit la valeur de  $Acc(t)$ . Notons au passage qu'il s'écoule  $p$  secondes entre les instants  $t$  et  $t-1$ , instants où les valeurs des capteurs sont relevées.

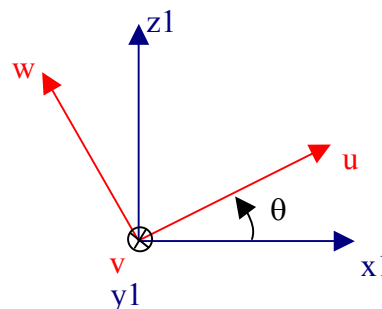
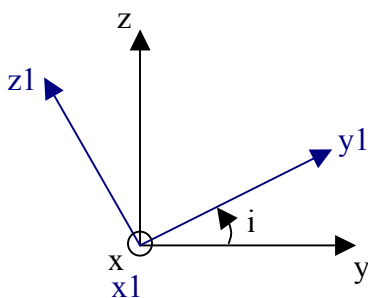
- **Mesure de l'inclinaison**



$R_T = (0, x, y, z)$  (Terre)

$R_1 = (0, x_1, y_1, z_1)$

$R_f = (0, u, v, w)$  (fusée)



L'angle que décrit la fusée par rapport au référentiel de la Terre est :

$$\underline{\Omega}(R_T/R_f) = \underline{\Omega}(R_f/R_1) + \underline{\Omega}(R_1/R_T)$$

$$= \theta' \underline{v} + i' \underline{x}$$

Or  $\underline{x} = \cos(\theta) \underline{u} - \sin(\theta) \underline{w}$  donc :

$$\underline{\Omega}(R_f/R_T) = i' \cos(\theta) \underline{u} - i' \sin(\theta) \underline{w} + \theta' \underline{v}$$

Les gyromètres placés selon  $\underline{u}$  et  $\underline{w}$  permettent de mesurer  $i' \cos(\theta)$  et  $-i' \sin(\theta)$ , tandis que le gyromètre placé selon  $v$  permet de mesurer  $\theta'$ .

## b) Choix des capteurs

Pour choisir les capteurs les mieux appropriés, il convient d'étudier les variations de chaque grandeur mesurée. Ce sont des estimations qui proviennent de deux sources différentes :

- Les caractéristiques du vol de notre fusée calculées théoriquement par *Trajec*.
- L'exploitation de résultats de fusex d'autres clubs ayant des caractéristiques similaires

### L'accélération longitudinale :

La fusée subira typiquement, presque 10g lors de phase propulsée et environ -5g lors de l'ouverture du parachute. La gamme de mesure sera [-5g ; 10g]. Un accéléromètre ayant une gamme de mesure de  $\pm 10g$  est approprié.

### La rotation propre :

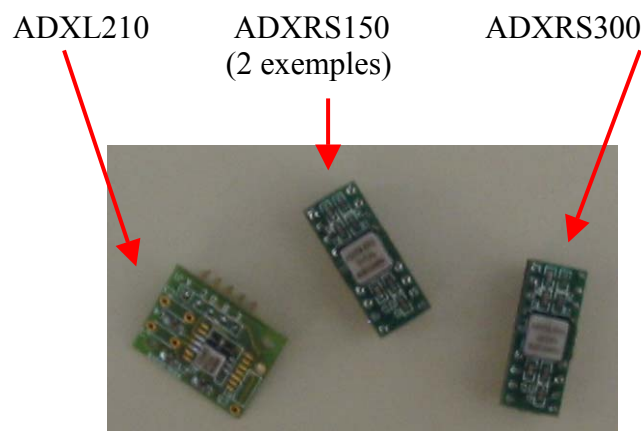
La fusée tournera peut être sur elle-même jusqu'à 4 tours par seconde. Un gyromètre ayant une sensibilité maximale de  $1200^\circ/s$  semble correcte.

### L'inclinaison de la fusée :

On pense que la fusée s'inclinera de l'ordre de  $15^\circ/s$  voire plus lors de son vol, donc des gyromètres ayant une sensibilité maximale de  $150^\circ/s$  est correcte.

Nous avons donc choisi les capteurs suivants de la marque Analog Devices. Une nouvelle technologie développée par la marque, appelé iMEMS permet de fabriquer des capteurs électroniques de très petite taille (de l'ordre de quelques millimètres) ayant de très bonnes performances même en présence de bruits mécaniques et de chocs violents.

- Gyromètres : 2x ADXRS150 ( $\pm 150^\circ/s$ )  
ADXRS300 ( $\pm 300^\circ/s$ )
- Accéléromètres : ADXL210 ( $\pm 10g$ )



### c) Exploitation des données

Nous choisissons d'exploiter les résultats à l'aide d'un programme écrit en Borland C++ 3.0. Ce programme intégrera les données pour ensuite afficher les courbes de chaque capteur et enfin la trajectoire de la fusée tant attendue. On doit au minimum connaître à l'avance l'angle d'inclinaison de la fusée dans la rampe.

On appelle  $A(t)$  le déplacement suivant l'axe des abscisses de la fusée au temps  $t$   
 $B(t)$  le déplacement suivant l'axe des ordonnées de la fusée au temps  $t$   
 $x(t)$  la position suivant l'axe des abscisses de la fusée au temps  $t$   
 $y(t)$  la position suivant l'axe des ordonnées de la fusée au temps  $t$   
 $p$  le pas d'itération des mesures (correspondant à la fréquence d'échantillonnage).

On a alors :  $x(t) = x(t-1) + A(t)$   
 $y(t) = y(t-1) + B(t)$

et

$$A(t) = p \cdot v(t) \cdot \cos i(t)$$
$$B(t) = p \cdot v(t) \cdot \sin i(t)$$

L'algorithme qu'intégrera le programme et le suivant :

**Juste avant le lancement** : relever l'angle d'inclinaison  $i(t=0)$  de la rampe de lancement et initialiser l'angle  $\theta_{t=0}$  à 0. De même initialiser  $x(0)$ ,  $y(0)$  et  $v(0)$  à 0.

**A chaque itération** (à chaque temps  $t$ ) :

Calcul de vitesse :

Acquisition de l'accélération  $Acc(t)$   
Calcul de  $v(t)$  par la formule :  $v(t) = v(t-1) + p \cdot Acc(t)$   
Enregistrement de  $v(t)$  dans  $v(t-1)$

Calcul de l'inclinaison :

Acquisition de  $\theta'(t)$ ,  $i' \cos(\theta(t))$  et  $-i' \sin(\theta(t))$   
Calcul de  $\theta(t)$  par la formule :  $\theta(t) = \theta(t-1) + \theta'(t)$   
Enregistrement de  $\theta(t)$  dans  $\theta(t-1)$

Calcul de  $\cos(\theta(t))$  et  $\sin(\theta(t))$

Comparer les deux valeurs et retenir la plus grande

Si  $\cos(\theta(t))$  est choisi, calculer  $i'(t)$  en divisant  $i' \cos(\theta(t))$  par  $\cos(\theta(t))$ ,  
sinon diviser  $-i' \sin(\theta(t))$  par  $-\sin(\theta(t))$ .

Calculer  $i(t)$  de la manière suivante :  $i(t) = i(t-1) + i'(t)$   
Enregistrement de  $i(t)$  dans  $i(t-1)$

Calcul de la position :

Calculer  $A(t)$  et  $B(t)$  par les formules vues ci-dessus

Calculer de même  $x(t)$  et  $y(t)$

Afficher le point d'intersection  $(x(t);y(t))$  et le relier au point précédent  
 $(x(t-1);y(t-1))$

Enregistrement de  $x(t)$  dans  $x(t-1)$  et  $y(t)$  dans  $y(t-1)$

#### d) Méthode d'étalonnage

Pour étalonner chacun des gyromètres, on place la carte gyromètre et la carte PIC sur un plateau et on fait tourner le plateau à différentes vitesses jusqu'à la gamme maximale de mesure (possible en  $150^\circ/\text{s}$ ). On récupère le signal de sortie et ainsi on trace une courbe d'étalonnage. Pour le Gyro 300, on ne peut tester toute la gamme donc on mesure en fait la sensibilité du capteur.

En ce qui concerne l'accéléromètre, on réalise l'étalonnage préconisé par la datasheet du constructeur, à savoir mesurer le signal à  $0g$ , puis mesurer le signal quand l'accéléromètre subit  $1g$  (accéléromètre positionné à la verticale dirigé vers le bas) et  $-1g$  (accéléromètre positionné à la verticale dirigé vers le haut). On obtient alors la sensibilité du signal. Enfin, on mesure l'influence de la gravité sur l'accéléromètre en l'inclinant à différents angles. On obtient alors une courbe d'influence de la gravité en fonction de l'angle d'inclinaison.

#### e) Calculs d'incertitudes

Les calculs d'incertitudes ont été effectués l'an passé mais il a été omis que les incertitudes se manifestent tout au long de la chaîne de télémesure. En effet, la numérisation même d'un signal analogique provoque une résolution minimale que l'on ne peut affiner. De plus, la numérisation est un procédé itératif basé sur le principe de dichotomie. En se penchant sur le fonctionnement du PIC, on apprend qu'en fait une capacité se charge pour atteindre la tension appliquée à l'entrée de la voie. C'est la tension aux bornes de la capacité qui est alors numérisée. L'incertitude due à la numérisation provient donc de ce procédé. C'est ce point qui sera abordé dans le présent paragraphe. Il existe également des incertitudes sur le signal numérique mais celles-ci sont en fait des erreurs de trames totalement imprévisibles. Le protocole de transmission permet donc de repérer les erreurs de trames.

Regardons de plus près les incertitudes sur la numérisation :

Le signal numérisé est stocké dans 10 bits en mémoire dans le PIC. Nous pouvons tout de suite ne pas prendre en compte les 2 bits de poids faible car ceux-ci correspondent aux bits dits de bruits : ces bits fluctuent sans cesse entre 0 et 1 et sont assujettis aux infimes variations du signal numérisé. Les 8 bits de poids forts sont quant à eux significatifs. Le signal est donc codé de manière efficace et juste sur un échelon de 256 valeurs différentes. Comme le signal d'entrée est échelonné entre 0 et 5V, nous avons une résolution minimale de 19,6 mV.

Le signal fourni par les gyromètres est compris entre 0,25V et 4,75V pour une gamme de mesure de  $\pm 150^\circ/\text{s}$  et  $\pm 1200^\circ/\text{s}$ . Par conséquent, nous avons une incertitude sur le signal des gyromètres d'environ  $1,18^\circ/\text{s}$  pour le gyro 1 et 2 (ADXRS150) et  $4,72^\circ/\text{s}$  pour le gyro 3 (ADXRS300). De même pour l'accéléromètre, nous avons une incertitude d'environ 78 mg à cause de la numérisation.

Etudions maintenant l'influence sur le calcul de trajectoire :

Nous savons que le déplacement de la fusée vaut

$$\begin{aligned} \mathbf{A}(t) &= p \cdot v(t) \cdot \cos i(t) \\ \mathbf{B}(t) &= p \cdot v(t) \cdot \sin i(t) \end{aligned}$$

D'après les calculs de l'an dernier, l'incertitude sur A et B vaut :

$$\begin{aligned} \Delta A &= p(\cos i(t) \Delta v + v(t) \Delta(\cos i(t))) \\ \Delta B &= p(\sin i(t) \Delta v + v(t) \Delta(\sin i(t))) \end{aligned}$$

Nous devons alors connaître  $\Delta v$ ,  $\Delta(\cos i(t))$  ainsi que  $\Delta(\sin i(t))$

- **Calcul de  $\Delta v$  :**

D'après l'exploitation des résultats, on a trouvé que

$$v(t) = v(t-1) + p \cdot \text{Acc}(t)$$

Dès lors,  $dv(t) = dv(t-1) + dp \cdot \text{Acc}(t) + p \cdot d\text{Acc}(t)$

Or  $dp = 0$  donc  $dv(t) = dv(t-1) + p \cdot d\text{Acc}(t)$

Ceci est une formule récursive donc on a en fait :  $\Delta v(t) = p \cdot n_t \cdot \Delta \text{acc}(t)$

Ici, on accumule toutes les incertitudes depuis le début des mesures jusqu'à l'instant t, qui correspond à la mesure  $n_t$  effectuée par le PIC.

- **Calcul de  $\Delta(\cos i(t))$  et  $\Delta(\sin i(t))$  :**

Pour des raisons de simplicité, on n'étudie le cas où un seul gyromètre ADXRS150 est utilisé. L'étude d'incertitude de l'an dernier donne les formules suivantes :

$$\rightarrow \Delta(\cos i(t)) = \sqrt{2} \sin i(t) n_t p (\Delta g'1 + g'1 \Delta \theta(t)) \text{ avec } g'1 \text{ la grandeur mesurée par le gyromètre}$$

$$\rightarrow \Delta(\sin i(t)) = \sqrt{2} \cos i(t) n_t p (\Delta g'1 + g'1 \Delta \theta(t))$$

Comme nous connaissons  $\Delta \text{Acc}$ ,  $\Delta g'1$  et  $\Delta \theta$ , on peut remonter à l'incertitude sur A et B.

Les données calculées plus haut donnent :

$$\begin{aligned} \Delta \text{Acc} &= 78 \text{ mg} \\ \Delta g'1 &= 1,18 \text{ }^\circ/\text{s} \\ \Delta \theta &= 4,72 \text{ }^\circ/\text{s} \end{aligned}$$

Par exemple, lors de la phase propulsée, on fait les hypothèses suivantes :

$$i(t) = 80^\circ, t = 2\text{s}, n_t = 192, p = 10 \text{ ms}, g'1 = 1^\circ/\text{s}, v(t) = 80 \text{ m/s}$$

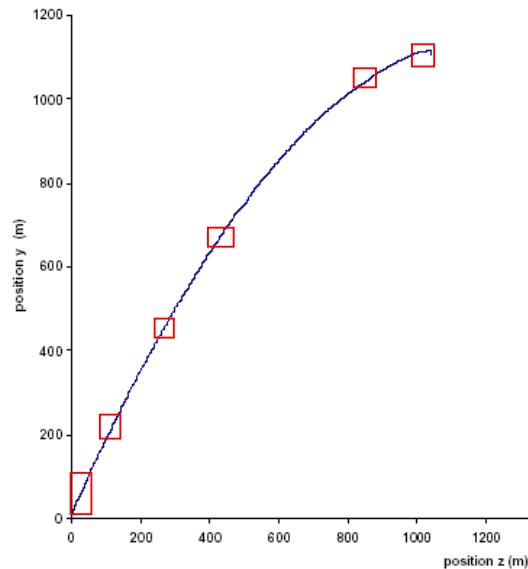
On a  $\Delta A = 4,1 \text{ m}$  et  $\Delta B = 2,3 \text{ m}$

A la culmination, on a :

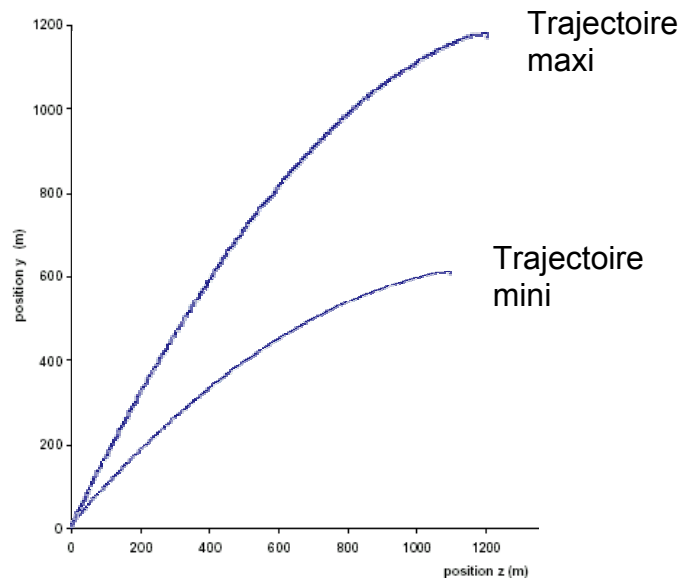
$$i(t) = 0, t = 15\text{s}, n_t = 1440, p = 10 \text{ ms}, g'1 = 10^\circ/\text{s}, v(t) = 20 \text{ m/s}$$

$\Delta A = 0,1 \text{ m}$  et  $\Delta B = 0,2 \text{ m}$

Pour chaque mesure effectuée, l'incertitude sur le déplacement élémentaire A et B peut être évaluée et génère des zones d'incertitudes comme le montre le dessin ci-dessous :



Comme les incertitudes s'accumulent à chaque mesure, les zones s'accumulent elles aussi au fur et à mesure du vol. La trajectoire de la fusée se trouve par conséquent à l'intérieur de 2 courbes extrêmes :



L'incertitude causée par la numérisation des signaux des capteurs est à prendre au sérieux car elle implique des incertitudes non négligeables surtout quand elles s'accumulent à chaque mesure.

D'après nos estimations, l'incertitude sur la position de la fusée à culmination peut atteindre 250 m environ, ce qui peut représenter une erreur de 10 %.



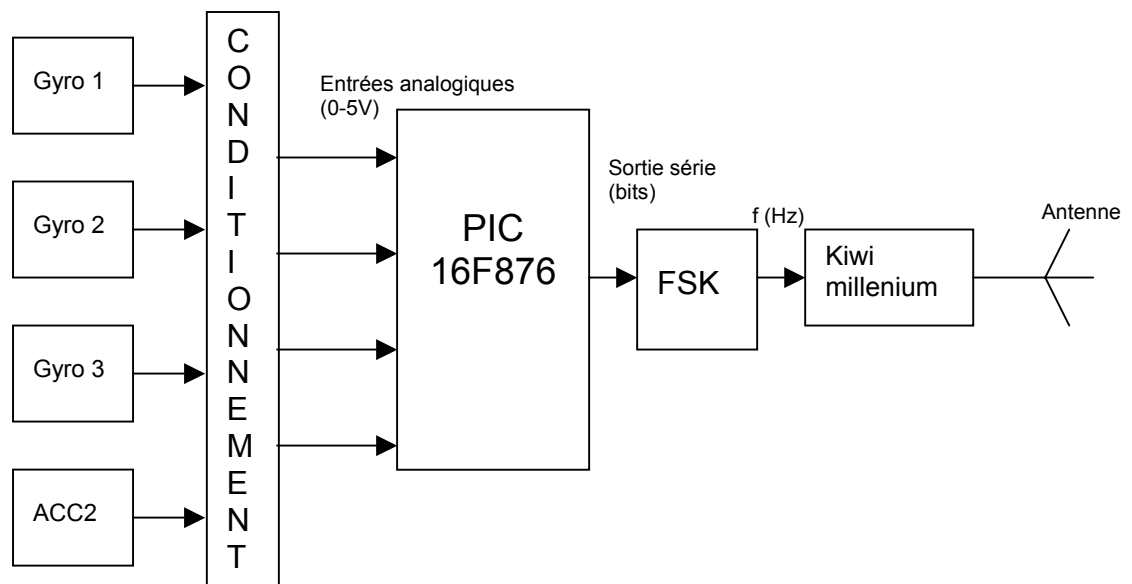
## 3) Conception de la fusée : Partie électronique

### 3-1. Objectifs

L'électronique embarquée permet de traiter les données sortant des capteurs, de les numériser et enfin de les moduler en fréquence pour être ensuite envoyées par un émetteur que le CNES nous met à disposition. Après avoir suivi la formation en télémétrie proposée par *Planète Sciences* en février 2004, nous avons choisi le mode de transmission de nos mesures. Nous avons opté pour une télémétrie numérique car celle-ci est plus robuste aux perturbations électromagnétiques.

### 3-2. Synoptique de la chaîne télémétrique

Voici un schéma-bloc représentant notre chaîne de télémétrie numérique :



En amont de la chaîne se trouvent les capteurs dont le signal est conditionné avant d'être numérisé par le PIC. Le PIC transmet alors les données numériques par le port série de manière asynchrone, et la transmission est conçue de façon à respecter la norme SNR, utilisée par *Planète Sciences* lors des campagnes de lancements. La carte électronique en aval du PIC permet de moduler le signal en fréquence avant d'être envoyé par l'antenne via l'émetteur Kiwi Millenium prêté par le CNES. L'explication de chaque carte sera abordée un paragraphe plus loin.

### 3-3. Exploitation du travail de l'an passé

Pour mener à bien la conception de la chaîne télémétrique et de l'électronique de la fusée en général, nous avons demandé conseil à l'équipe de l'an passé pour comprendre toutes les erreurs à ne pas commettre.

Il est ressorti que la conception de la carte VISU doit être soigneusement réalisée car elle est l'élément central de l'électronique. En effet elle distribue le courant et permet de mettre en route les alimentations ainsi que faire basculer la fusée dans certains modes, comme pour le test du séquenceur par exemple. La carte VISU de cette année a été simplifiée pour plus de clarté et la mise en route de chaque élément s'avère plus pratique pour le pyrotechnicien qui va allumer la fusée. Effectivement, il n'aura qu'à basculer dans l'ordre tous les interrupteurs de la carte VISU du même côté, donc il a moins de chance de se tromper.

Le port de programmation de la carte PIC se trouvait sur la carte VISU l'année précédente. Cette année, nous avons décidé de la mettre sur la carte PIC elle-même pour qu'elle puisse être indépendante lors de tests sur le programme.

Sur les conseils de notre tuteur de *Planète Sciences*, nous avons attribué une alimentation pour chaque partie de l'électronique. L'émetteur a donc sa propre alimentation, tout comme les cartes expériences et la carte PIC + FSK. De même, le séquenceur possède sa propre alimentation pour des raisons de sécurité et de fiabilité.

En outre, nous avons changé les nappes de fils, qui comportaient trop de fils inutiles, par des fils torsadés. Ainsi, beaucoup moins de fils relient les cartes ensemble et la réalisation des liaisons inter-cartes est plus aisée.

Nous avons également revu la position de l'émetteur dans la fusée et après de longues discussions avec notre tuteur *Planète Sciences*, nous avons réussi à trouver une solution pour que l'émetteur et l'antenne perturbent le moins possible l'électronique, contrairement à l'an passé où la chaîne télémétrique s'est retrouvée affaiblie à cause de l'émetteur.

A part ces quelques remarques, les autres cartes sont semblables à celles de l'an dernier.

### 3-4. Les différentes cartes électroniques

En plus du travail de l'an dernier, nous avons pu nous baser sur les connaissances acquises lors d'une formation à la télémétrie. Cette formation, à laquelle les 4 membres de l'équipe ont participé, s'est déroulée le week-end du 31 janvier - 1<sup>er</sup> février 2004, à la base technique de *Planète Sciences*, à Ris-Orangis (91).

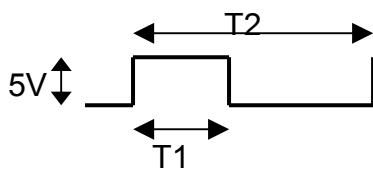
Pour chaque carte, les schémas de principe, la liste de composants ainsi que les routages faits sous Eagle sont consultables en annexe.

### a) Les cartes capteurs

- **La carte accélérateur**

Elle supporte l'accéléromètre Analog Devices ADXL210, permettant de mesurer des accélérations de  $-10$  à  $10g$  sur 2 axes (1 seul utilisé), monté sur evalboard.

Le fonctionnement est numérique, selon un système de « duty cycle » :



$T2$  est constant, réglable grâce à  $R_{set}$ .  
 $T1$  dépend directement de l'accélération  
 ( $T1 = T2$  pour une accélération de  $10g$ ,  $T1 = 0$  pour  $-10g$  et  $T1 = \frac{T2}{2}$  pour  $0g$ ).

Ensuite, nous n'avons pas souhaité traiter les données numériques, pour des problèmes de complexité et de volonté de traiter tous les signaux de la même manière dans le PIC.

En examinant la datasheet, nous avons vu que l'on peut reconstituer le signal analogique au moyen d'un filtre RC composé de  $R1$  et  $C2$  :

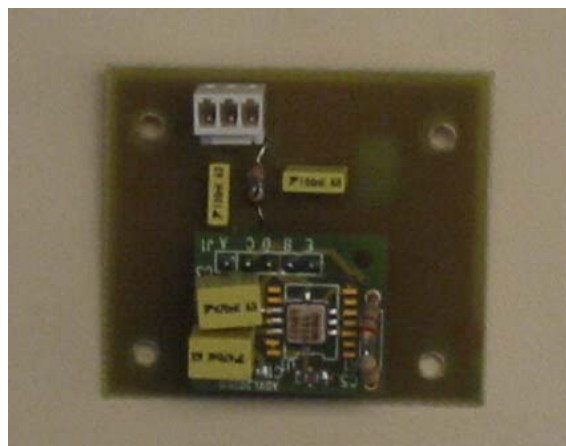
Fréquence du duty cycle :  $1000$  Hz

Fréquence de coupure  $f_c$  à  $-3dB$  :  $10$  Hz

$$\omega_c = \frac{1}{R1 \cdot C2} \text{ avec } R1 > 100 \text{ k}\Omega$$

Si  $R1 = 160 \text{ k}\Omega$  et  $C2 = 0,1 \mu F$ ,  $\omega_c = 62,5 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$  soit  $f_c = 10$  Hz

$C3$  et  $C4$  sont utilisés pour fixer la bande passante du capteur. Nous l'avons choisie de  $10$  Hz.



- **La carte Gyro 150 A/B**

Elles supportent chacune un gyromètre Analog Devices ADXRS150, permettant de mesurer des vitesses angulaires de  $-150$  à  $150^\circ/\text{s}$  autour d'un axe, monté sur evalboard.

La valeur de sortie de ces gyromètres est d'origine comprise entre  $0,25\text{V}$  et  $4,75\text{V}$ , respectivement pour  $-150^\circ/\text{sec}$  et  $+150^\circ/\text{sec}$ . Ces capteurs ne nécessitent donc pas de conditionnement.

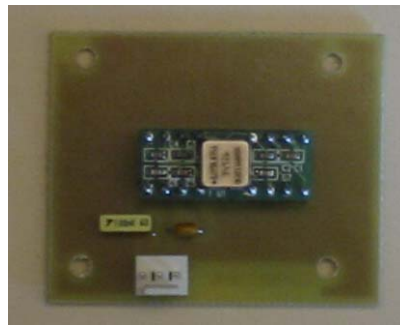
Il faut faire attention à leur positionnement l'un par rapport à l'autre, qui doit être parfaitement perpendiculaire et le plus proche possible du centre de gravité

**Réglage de la bande passante :**

$R_{out}$  est une résistance qui se trouve dans la puce et qui est égale à  $180\text{ k}\Omega$ , tandis que  $C3 = 22\text{ nF}$  est une capacité soudée sur l'evalboard en parallèle avec  $C2$ .

$$f_c = \frac{1}{2\pi \cdot R_{out} \cdot C_{out}} \text{ avec } C_{out} = C3 + C2$$

$$= 20\text{ Hz}$$



- **Carte Gyro 300**

Elle supporte un gyromètre Analog Devices ADXRS300, permettant de mesurer des vitesses angulaires de  $-300$  à  $300^\circ/\text{s}$  autour d'un axe, monté sur evalboard. Son fonctionnement est identique à celui des ADXRS150.

Ce gyromètre a une gamme de mesure qui risque d'être trop faible, connaissant l'ordre de grandeur de ce qu'il devra mesurer, à savoir la rotation de la fusée autour de son axe.

Mais le constructeur a prévu un moyen d'augmenter la gamme de mesure, en jouant sur une résistance de sortie : la datasheet relative au changement de gamme  $\pm 1200^\circ/\text{s}$  donne  $R1 + R2 = 60\text{ k}\Omega$ .

$R_{out}$  est la résistance équivalente à une résistance interne à la puce ( $= 180\text{ k}\Omega$ ) en parallèle avec une autre résistance externe ( $R1 + R2$ ) qui augmente la gamme de mesure.

$$R_{out} = \frac{180 \cdot 10^3 \cdot (R1 + R2)}{180 \cdot 10^3 + R1 + R2}$$

$$= 45\text{ k}\Omega$$

$C_3 = 22 \text{ nF}$  est une capacité soudée sur l'evalboard en parallèle avec  $C_2$ . Ces capacités déterminent la bande passante du capteur :

$$f_c = \frac{1}{2\pi \cdot R_{out} \cdot C_{out}} \text{ avec } C_{out} = C_3 + C_2 = 169 \text{ nF}$$
$$= 21 \text{ Hz}$$



### b) La carte PIC

Le PIC, ou microcontrôleur a une double fonction :

- La première est de numériser les données analogiques.
- La seconde est de construire la trame à envoyer selon le protocole SNR et de la transmettre en série.

La numérisation nécessite une tension échelonnée sur 0 – 5V, ce que fournissent tous nos capteurs.

La transmission est de type USART (Universal Synchronous Asynchronous Receiver Transmitter), utilisée en série. La vitesse de transmission a été choisie de 4800 bauds, c'est à dire 4800 bit/s dans ce cas.

Les trames sont créées par le PIC selon le protocole de transmission SNR :

FF	GYRO 1	GYRO 2	GYRO 3	ACC
----	--------	--------	--------	-----

Chaque mot a une taille de 10 bits et est composée comme suit :

- 1 bit de start (0)
- 8 bits de donnée, codant la valeur donnée par le capteur entre 0 et 5V, avec une résolution de 19,6 mV
- 1 bit de stop (1)

Le FF sert à repérer le début d'une trame. Cette valeur est interdite pour les valeurs des capteurs grâce au programme du PIC afin d'éviter toute confusion.

Chaque trame étant composée de 50 bits, les trames sont envoyées à une fréquence de 96 Hz, puisque la vitesse est de 4800 bits/s. Ceci est la fréquence d'échantillonnage.

Afin de conserver l'intégrité des données, il faut selon le théorème de Shannon que la bande passante des signaux analogiques de chaque capteur à convertir dans le PIC soit inférieure à 48 Hz. Ceci permet que toutes les données

intéressantes soient incluses dans la conversion. Il faut alors filtrer chaque signal grâce à un filtre anti-repliement. Sa fréquence de coupure doit être calculée de telle manière qu'une partie du signal de fréquence supérieure à 48 Hz soit forcément atténuée et inférieure à la résolution du convertisseur (19,6 mV dans notre cas, avec 8 bits). Nous avons par conséquent mis la bande passante de chaque capteur à 20 Hz au maximum.

Le programme de notre PIC est consultable en annexe.

### c) La carte FSK

Frequency Shift Key, cette carte est essentiellement composée d'un VCO (Voltage Control Oscillator), à savoir le XR2206, qui nous a été conseillé par *Planète Sciences*. Il transforme une tension en fréquence, et sert donc à moduler le signal numérique avant d'être envoyé à l'émetteur.

Le schéma a été élaboré en suivant le modèle donné par *Planète Sciences* lors de la formation télémessure.

Réglage des fréquences de modulation :

$$F1 = \frac{1}{R1 \cdot C1} \quad \text{avec } F1 = 9 \text{ kHz}$$

(fréquence basse codant les 1)

$$F2 = \frac{1}{R2 \cdot C1} \quad \text{avec } F2 = 15 \text{ kHz}$$

(fréquence haute codant les 0)

$$\Rightarrow R1 = 2,4 \text{ k}\Omega \text{ et } R2 = 1,4 \text{ k}\Omega$$



### d) La carte VISU

Cette carte est très importante. Elle est le sujet de nombreuses contraintes de la part de *Planète Sciences*. Elle a donc été réfléchie dès le début.

On alimente chaque partie de l'électronique grâce à cette carte au moyen d'un interrupteur et elle doit permettre en outre de vérifier la bonne alimentation des autres parties et la minuterie.

La prise jack qui déclenche la minuterie en étant arrachée lors du décollage est d'ailleurs branchée sur cette carte.

S1 commande l'alimentation de l'émetteur. La led 1 s'allume à l'alimentation

S2 commande l'alimentation des cartes expériences et de la carte PIC et FSK. La led 4 doit s'allumer à l'alimentation

S3 commande l'alimentation du séquenceur. La led 2 doit s'allumer à l'alimentation. A l'arrachage de la prise Jack, la led 3 doit s'allumer au bout de la temporisation si S4 est en mode simulation (composant J3) sinon, la led 2 ne s'allume qu'à l'arrachage de la prise jack.

On insère une résistance de protection en série entre une diode et la masse. Elle limite le courant qui traverse la diode pour ne pas la détruire (au delà de 20 mA, la diode grille). Une diode de couleur rouge a une tension de 1,8 V à ses bornes et chaque alimentation délivre 12 V donc nous avons grâce à la loi d'Ohm :

$$R = \frac{12-8}{0,01} = 1 \text{ k}\Omega.$$



### e) Le séquenceur

Le rôle du séquenceur est de déclencher le système d'ouverture du parachute au bout d'un temps défini grâce à un inflammateur électrique de type Davey – Bickford mis à disposition par *Planète Sciences*. Afin d'assurer une sécurité et une fiabilité maximales, une minuterie est obligatoire. Nous avons choisi une minuterie analogique, réglable par un potentiomètre. Elle est amorcée au décollage par l'arrachage d'une prise jack branchée dans la carte VISU. Ce temps est donné approximativement par le logiciel *Trajec* en fonction des caractéristiques aérodynamiques et mécaniques de la fusée. Pour des raisons de sécurité, un interrupteur est présent sur la carte séquenceur afin de mettre les bornes de l'inflammateur à la masse lors des manipulations.

Temps théorique de déclenchement du séquenceur :

$$t = -R3 \cdot C1 \cdot \ln\left(1 - \frac{R + R4}{R + R2 + R4}\right)$$

soit t varie théoriquement de 10,2 s à 16,2 s.

En pratique, t varie de 12 s à 18 s.

### 3-5. Les difficultés rencontrées

De par l'ampleur du projet par rapport à la taille de notre équipe, nous avons rencontré un certain nombre de difficultés. Heureusement, nous étions bien entourés et avons pu trouver des interlocuteurs compétents pour répondre à toutes nos questions.

Un de nos problèmes a été pour la mesure de la rotation de la fusée sur elle-même. En effet au début, nous comptions utiliser un accéléromètre de précision. En fait, il s'est avéré que ce composant était très récent, donc disponible que tardivement. De plus il devait être placé avec précision, et les calculs qu'il nécessitait étaient plus compliqués qu'en utilisant un gyromètre. De plus, le signal aurait été inexploitable à cause du bruit mécanique de la fusée. Il présentait tout de même quelques avantages intéressants, mais nous avons tout de même changé d'avis, après plusieurs discussions à ce sujet.

La difficulté est de prendre la décision assez tôt, afin de pouvoir recevoir le composant, et surtout de tenir compte de ce changement dans toutes les différentes parties de la fusée, notamment réétudier les calculs de trajectographie et identifier les différences.

De plus, en gérant ce projet, il nous est apparu à de nombreuses reprises qu'il était difficile de calibrer chacune des tâches, d'en estimer le temps. Globalement nous avons été assez réactifs et avons vite mis nos erreurs à profit pour évaluer de plus en plus pertinemment le temps nécessaire et la difficulté soulevée par les différentes tâches.

Nous avons aussi de nombreuses lacunes techniques, car une fusée expérimentale met en jeu de nombreux domaines différents, dont il faut parfois avoir vraiment une bonne vision. Nous avons acquis de nombreuses compétences supplémentaires (électronique analogique, numérique, mécanique, traitement du signal, théorie des antennes, programmation de micro-contrôleurs, conception et réalisation de circuits imprimés...)

Nous avons cependant toujours trouvé des personnes compétentes, la plupart du temps parmi les chercheurs de l'école.

Certaines parties aussi qui étaient censées fonctionner du premier coup, nous ont posé des problèmes. Il a fallu alors adopter une démarche systématique afin de résoudre le problème (vérification de plaques, debugage de programmes...).



## 3-6. Les différentes cartes électroniques

### a) Problématique

La température est un paramètre à ne pas négliger lors de la conception des cartes car beaucoup de composants électroniques y sont sensibles, et plus particulièrement les composants ayant un comportement « linéaire », tel que les résistances ou bien les condensateurs. Les fabricants de tels composants fournissent cette caractéristique appelée déviation en température qui a pour unité le PPM/°C ou Partie Par Million qui sont de l'ordre de la centaine de PPM/°C. Cela signifie que pour une résistance d'1MΩ, une élévation d'1°C entraînera une variation de la résistance égale à la valeur donnée en PPM/°C. La formule est donc pour une résistance par exemple :

$$\Delta R = \Delta T \times \text{PPM} \times R / 1\,000\,000$$

où  $\Delta R$  est la variation de la résistance,  $\Delta T$  la variation en température, R la valeur de la résistance et PPM la valeur de la déviation en température donnée par le constructeur.

En examinant les cartes électroniques, les seules sensibles sont les cartes FSK et Séquenceur. En effet, d'après les datasheets, le signal analogique des capteurs n'est pas très influencé par la variation en température et le PIC possède toujours le même comportement dans des températures raisonnables. Le problème de la variation de la température se pose pour les deux cas suivants. La carte FSK délivre 2 tensions distinctes qui sont 9 KHz et 15 KHz. Ces fréquences sont réglées à l'avance dans un bâtiment pour qu'elles soient reconnues par la démodulation en fréquence. De même pour la temporisation du séquenceur, celle-ci est réglée dans un bâtiment un peu avant le lancement. La fusée est ensuite mise en rampe et le soleil élève la température à l'intérieur de la fusée. L'attente moyenne d'une fusée en rampe est de l'ordre de 20 minutes, donc la température monte facilement jusqu'à 50°C. Les valeurs des composants sensibles changent, ce qui modifie les réglages. L'objet de cette étude vise à évaluer dans quelle mesure la température peut modifier les réglages des fréquences et surtout de la temporisation. C'est d'autant plus crucial pour la temporisation du séquenceur car si le parachute n'est pas ouvert au bon moment, les matériaux qui résistent au choc lors de l'ouverture risquent de se rompre, mettant alors en péril le devenir de la fusée.

### b) Protocole expérimental

Pour mener à bien notre étude, nous simulons l'élévation en température grâce à un pistolet à air chaud et nous contrôlons la température de la carte étudiée à l'aide d'un thermomètre.

- **FSK :**

Nous mettons en route le FSK et nous réglons les fréquences basses et hautes à température ambiante, c'est à dire à 25°C.

Nous élevons la température puis la maintenons à une certaine valeur, puis nous relevons les fréquences basses et hautes.

Nous répétons l'opération pour différentes températures.

- **Séquenceur :**

Pour chaque température maintenue, nous relevons les temps de temporisations minimales, moyenne et maximale pour déterminer la variation de la fenêtre de temporisation.

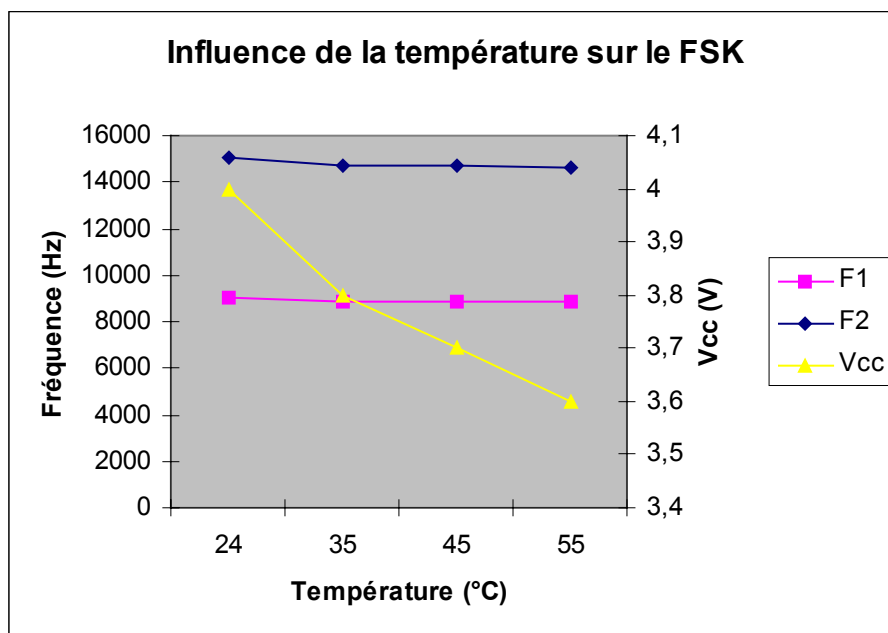
**c) Résultats**

Les résultats de l'étude de la variation de la température sur le FSK sont regroupés dans le tableau suivant :

Température initiale : 24 °C  
 Amplitude du signal : 4V crête à crête  
 F1 = 9011 Hz  
 F2 = 15051 Hz

Température (°C)	F1 (Hz)	F2 (Hz)	Vcc (V)
24	9011	15051	4
35	8840	14740	3,8
45	8830	14750	3,7
55	8820	14600	3,6

Ces chiffres donnent les courbes suivantes :



Soit x1 le pourcentage de variation en fréquence de F1 :

$$9011 - 9011 * x1/100 = 8820$$

$$\Rightarrow x1 = - (100 * (8820 - 9011)) / 9011$$

$$\Rightarrow \mathbf{x1 = 2,1 \%}$$

De même , x2 = - (100 \* (14600 - 15051)) / 15051

$$\Rightarrow \mathbf{x2 = 3 \%}$$

Et le pourcentage de variation en puissance est de  $x = - (100 * (3,6 - 4)) / 4$   
**=> x = 10 %**

Les résultats de l'étude de la variation de la température sur le séquenceur sont regroupés dans le tableau suivant :

Le temps minimum s'obtient en mettant la tension de référence grâce au potentiomètre au plus bas. On fait de même pour le temps maximum et le temps « moyen » correspond à la tension de référence moyenne entre la mini et la maxi.

Température (°C)	Temps mini	Temps moyen	Temps Maxi
30	11,5	15	18
40	11,5	14,5	18,5
50	12	14,5	18,5

En examinant les chiffres, on constate que la température n'influe presque pas sur la fenêtre de temporisation qui ne varie que d'une demi-seconde.

#### d) Interprétations et conclusions

Nous obtenons une déviation en fréquence de l'ordre de 3 % et une déviation en amplitude de 10 %. Les variations en fréquences proviennent de la variation de la valeur de la capacité C1 et des 2 potentiomètres qui règlent les fréquences basses et hautes. Toutefois, cette influence est trop faible pour que l'on puisse s'inquiéter. Effectivement, la démodulation en fréquence fonctionnera toujours aussi bien car les fréquences basse et haute sont encore très distinctes. Par contre, la diminution de l'amplitude peut affaiblir le signal mais ce n'est pas vraiment vérifié. En effet, l'émetteur Kiwi Millenium ne récupère que la fréquence et ne prends pas en compte l'amplitude du signal du FSK.

Nous pouvons par conséquent affirmer que l'augmentation de la température de la fusée ne perturbera pas le FSK.

En ce qui concerne le séquenceur, on peut être rassuré par cette étude qui montre que la température n'a presque aucune influence significative qui risquerait de compromettre une temporisation optimale. En fait, les valeurs des résistances et du condensateur sont suffisamment grandes pour que la variation en température soit considérée comme minime.

Cette étude de l'influence de la température montre que l'on peut faire confiance aux réglages de la fusée avant le lancement, l'augmentation de température ne modifiant pas de manière significative des grandeurs qui peuvent s'avérer sensibles.

## 4) Conception de la fusée : Partie mécanique

---

### 4-1. Objectifs

Il va sans dire que la fusée pendant le décollage et le vol qui suit, sera soumise à une accélération considérable de l'ordre de 10g. La structure mécanique doit donc être pensée de telle manière à ce qu'elle puisse résister à des efforts aussi importants. Le cahier des charges nous aide dans cette évaluation des efforts appliqués sur la fusée. En effet, chaque élément de celle-ci doit être capable de supporter une compression équivalente à  $F = 2 \times \text{Accélération Maximale} \times \text{Masse de la partie supérieure de la fusée}$ . L'objectif de la conception mécanique de la structure externe et interne de la fusée est donc de pouvoir répondre à plusieurs questions afin de supporter de telles contraintes : comment organiser la structure pour la solidifier ? Quel matériau choisir ?

Au critère de solidité s'ajoute le critère de stabilité. En effet, la fusée devra être stable durant son vol pour rester prévisible et fidèle aux estimations théoriques du vol. Ce critère nécessite une étude approfondie du centre de gravité de la fusée et des ailerons.

Enfin, la structure mécanique de la fusée doit être organisée de manière optimale en ce qui concerne l'agencement du système de récupération de la fusée et de l'expérience embarquée.

### 4-2. Exploitation du travail de l'an passé

Il s'agit ici surtout d'une exploitation des erreurs de l'an passé à éviter absolument. Nous avons en effet eu la chance de pouvoir profiter de l'expérience des pionniers de l'an dernier qui nous ont généreusement guidé, conseillé et expliqué leurs erreurs. La principale concerne l'assemblage final de la fusée qui s'est révélée au tout dernier moment très compliqué l'an dernier, c'est pourquoi nous nous sommes particulièrement focalisés sur ce point pendant la conception de la structure de la fusée. Ainsi, nous avons opté pour un tube carbone monobloc porteur, et une étagère portant toute l'électronique facilement extractible de la coque. En ce qui concerne le dimensionnement notamment de l'épaisseur du tube et des ailerons, nous avons suivi les conseils de nos prédécesseurs en adoptant des pièces beaucoup moins épaisses et donc plus légères. Nous avons pu en outre reprendre les plans de la plaque de poussée conçue l'an dernier en y apportant uniquement de légères modifications, puisque celle-ci avait parfaitement rempli son rôle. Enfin, nous avons réutilisé le moule de la coiffe de l'an dernier.

## 4-3. Structure externe

### a) Tube

Nous avons opté pour une structure à coque porteuse. En d'autres termes, cela signifie que l'ensemble de la structure interne sera portée par la coque. La structure externe de la fusée doit donc être solide puisque c'est elle qui supportera tous les efforts dus à l'accélération du décollage. Suite à cette décision, nous avons décidé de concevoir la coque en carbone. Le carbone est en effet connu pour sa rigidité mais aussi pour sa légèreté qui est un autre critère de choix dans la conception mécanique de la fusée. En ce qui concerne les dimensions du tube de carbone, nous avons repris le même diamètre intérieur que l'an dernier, soit 10cm. En effet, le mandrin qui avait servi à la réalisation du tube de l'an dernier a été donné par l'École des Mines de Nantes à l'entreprise *Aéroforme* qui a ensuite réalisé le tube. Pour des raisons évidentes de coût et de simplicité, nous avons donc redemandé à l'entreprise *Aéroforme* son aide pour la réalisation d'un tube de 10cm de diamètre intérieur. L'entreprise a accepté de nous le faire gratuitement. Après avoir effectué des calculs de résistance et demandé l'avis du chef de l'atelier *Subatech* Manoël Dialinas, il a été estimé qu'une épaisseur de tube de 1mm suffisait largement pour résister aux forces appliquées. En ce qui concerne la longueur du tube, celle-ci a été fixée à 178 cm.

### b) Coiffe

Intéressons-nous désormais à la coiffe de la fusée. Cette pièce a également été réalisée gratuitement par l'entreprise *Aéroforme* à l'aide du moule conçu par l'équipe de l'an dernier. Tout comme pour le tube, nous avons réutilisé le moule existant pour des raisons de coûts. La coiffe est faite en fibre de verre qui, au contraire du carbone, est perméable au rayonnement électromagnétique, ce qui va limiter les perturbations causées par l'antenne. Cette coiffe a également une épaisseur de 1mm.

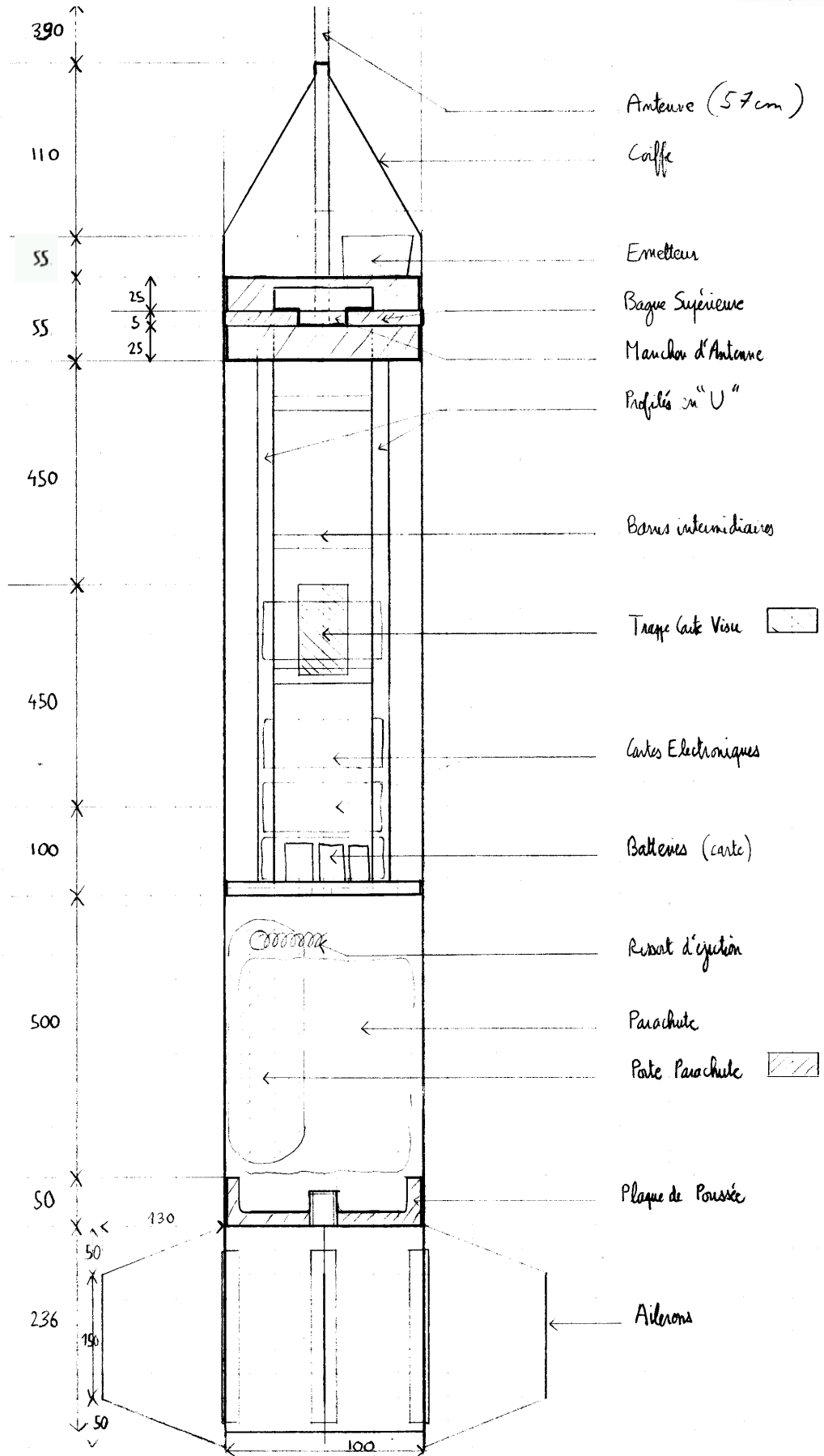
## 4-4. Structure interne

### a) Organisation des différents éléments

La fusée est organisée en quatre parties principales qui se répartissent de bas en haut dans la fusée de la manière suivante :

- propulseur
- case parachute
- étagère électronique
- antenne

Ces parties sont séparées principalement par deux plaques en aluminium qui ont été usinées dans l'atelier *Subatech* : la plaque de poussée et la plaque supérieure dont les plans sont visibles en annexe. Le schéma ci-dessous montre la structure générale de notre fusée :



Structure générale de la fusée

La plaque de poussée est fixée à l'intérieur du tube par des vis et de la colle tandis que la plaque supérieure s'appuie sur la section supérieure du tube. Elle sera par la suite vissée au tube juste avant le lancement. Cette plaque supporte l'étagère électronique qui est composée de deux profilés en aluminium auxquels seront vissées toutes les cartes électroniques ainsi que l'émetteur. Ainsi, la plaque supérieure et l'étagère électronique forment un seul bloc qu'il est possible d'insérer et d'extraire facilement du tube en carbone pour effectuer des modifications ou des réparations.

La case parachute occupe dans le tube en carbone un volume d'environ 50 cm de haut compris entre l'étagère électronique et la plaque de poussée. Comme son nom l'indique, elle comportera le parachute qui sera fixé à la plaque de poussée par l'intermédiaire d'une sangle reliée à un émerillon lui-même attaché aux suspentes du parachute. Le propulseur de la fusée, qui ne sera fourni par le CNES qu'au moment de la campagne de lancement pour des raisons de sécurité, est quant à lui vissé sous la plaque de poussée. Enfin, la coiffe de la fusée, de forme conique et réalisée en fibre de verre par *Aéroforme*, sera vissée à la plaque supérieure et guidera l'antenne qui repose sur un manchon fixé à cette plaque supérieure, et passera par l'extrémité du cône. Cette antenne est un tube en cuivre de 56 cm de long et sa longueur correspond à  $\lambda/4$ , où  $\lambda$  est la longueur d'onde d'émission du Kiwi Millennium

Cette structure interne semble en théorie plus simple à réaliser et à utiliser que celle de l'an dernier. Elle ne nécessite en effet que deux usinages importants : la plaque de poussée et la plaque supérieure. De plus, l'intégration des cartes électroniques sur l'étagère puis de l'étagère dans le tube devrait se faire aisément, comme expliqué ci-dessous.

### **b) Intégration**

L'étagère électronique est constituée principalement de deux profilés en « U » de 1m de long qui forment son châssis. Elle est renforcée par des barres de traverse qui serviront de support pour les cartes électroniques vissées dessus. Ces barres de traverses sont de simples plaques d'aluminium de 1cm de large, 7cm de long et 2mm d'épaisseur.

Les deux profilés principaux de l'étagère sont maintenus sur la plaque supérieure par des vis (la plaque a été spécialement dessinée pour accueillir cette étagère : voir annexe).

L'émetteur est lui aussi vissé aux barres de traverse sur l'étagère mais avec des vis en nylon et des plaques en plastique placées entre l'émetteur et les profilés pour assurer son isolation électrique.

Pour effectuer nos mesures correctement, deux cartes électroniques devront être placées perpendiculairement aux autres, afin que les capteurs soient orientés suivant la bonne direction. L'une d'elle doit être placée horizontalement dans la fusée : pour ce faire, nous l'avons spécialement coupée de telle sorte qu'elle épouse la forme des profilés en « U ». L'autre doit être placée verticalement mais perpendiculairement aux autres cartes; nous utiliserons donc de petits profilés en « L » pour la visser à l'étagère.

## 4-5. Stabilité

Une fusée est stable si elle retrouve naturellement sa position initiale lorsque, pour une raison quelconque, elle se met en incidence. En effet, durant le vol et particulièrement au décollage, la fusée sera soumise à des efforts importants qui la feront osciller. Par exemple, le vent réel en sortie de rampe lui donnera un angle d'attaque important (l'angle d'attaque est l'angle entre la direction longitudinale de la fusée et la direction du vecteur vitesse). Si la fusée est stable, elle sera capable de corriger cet angle et de recentrer son axe longitudinal à la direction de la trajectoire.

### a) Calcul du centre de gravité

Nous savons que la stabilité d'une fusée est tout d'abord régie par la position de son centre de gravité par rapport à son centre de poussée. Nous devons donc chercher à le déterminer de la manière la plus précise possible. Pour cela, nous avons décomposé la structure prévisionnelle de la fusée en plusieurs sous-parties dont nous avons déterminé le poids et la position pour chacune. Suite à ce travail, nous étions à même de calculer la position du centre de gravité prévisionnel de la fusée par un simple calcul de barycentre :

$$X_{cg} = \frac{\sum M_i X_i}{\sum M_i}$$

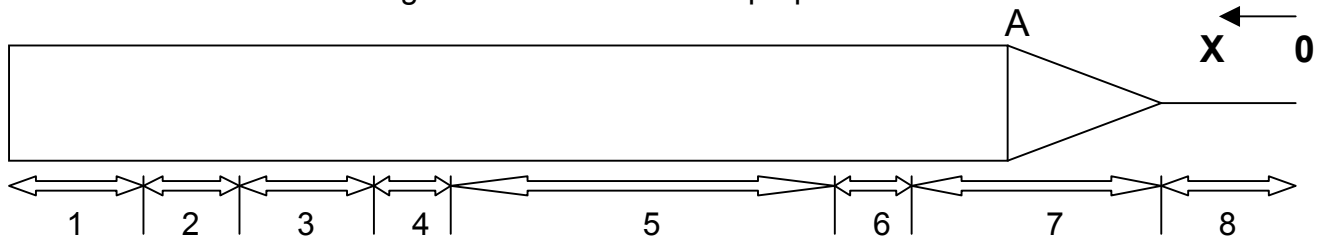
où  $X_{cg}$  est l'abscisse du centre de gravité  
 $M_i$  la masse de la partie  $i$   
 $X_i$  l'abscisse de la partie  $i$

Il est utile de préciser que nous avons effectué ce travail à plusieurs reprises en affinant à chaque fois le poids et la position de chaque sous-partie. En effet, au commencement du projet, nous n'avions aucune idée du poids de chaque partie car les pièces mécaniques n'étaient pas encore réalisées. Cependant nous devons déjà avoir une idée de la position du centre de gravité pour savoir si l'organisation et l'agencement de la structure ne rendait pas la fusée instable. Nous avons donc estimé le poids de chaque partie suite à des calculs approximatifs. Au fur et à mesure de l'avancement du projet, nous avons perfectionné et affiné ce calcul pour finalement obtenir une position du centre de gravité relativement sûre.

Nous avons fait ce calcul dans deux cas particuliers : celui où le propulseur est dans la fusée et celui où le propulseur n'y est pas. Ces deux différents calculs devaient être effectués car ils étaient nécessaires au fonctionnement du logiciel de stabilité *Trajec*.



Détermination du centre de gravité de la fusée avec propulseur :



1 - Propulseur « plein » + Ailerons + Profilés en L.

2 - Plaque de poussée.

3 - Parachute.

4 - Croisillons + Batteries.

5 - Electronique + Profilés en U.

6 - Plaque supérieure.

7 - Coiffe + Bout Antenne.

8 - Bout d'antenne.

Partie	1	2	3	4	5	6	7	8
<b>Masse (g)</b>	4700	255	800	350	1315	430	120	70
<b>Abscisse à partir de O (mm)</b>	2278	2135	1860	1560	1060	595	485	195

**Poids Total : 8040g**

**Centre de gravité (avec propulseur) Cg à partir de l'abscisse 0 :**

$$C_g = (195 \cdot 70 + 485 \cdot 120 + 595 \cdot 430 + 1060 \cdot 1315 + 1560 \cdot 350 + 1860 \cdot 800 + 2135 \cdot 255 + 2278 \cdot 4700) / 8040$$

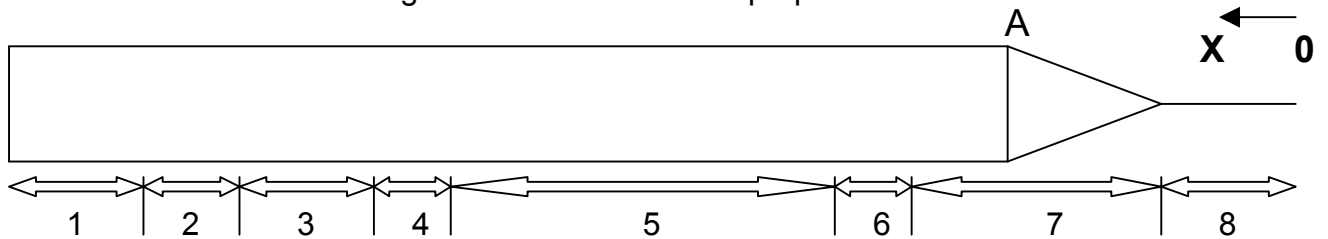
$$C_g = 1866.5 \text{ mm}$$

**Centre de gravité (avec propulseur) Cg' à partir de l'abscisse A (utile à Trajec):**

$$C_g' = 1866.5 - 390 - 110$$

$$C_g' = 1366.5 \text{ mm}$$

Détermination du centre de gravité de la fusée sans propulseur :



- 1 - Ailerons + Profilés en L.
- 2 - Plaque de poussée.
- 3 - Parachute.
- 4 - Croisillons + Batteries.
- 5 - Electronique + Profilés en U.
- 6 - Plaque supérieure.
- 7 - Coiffe + Bout Antenne.
- 8 - Bout d'antenne.

Partie	1	2	3	4	5	6	7	8
<b>Masse (g)</b>	1000	255	800	350	1315	430	120	70
<b>Abscisse à partir de O (mm)</b>	2278	2135	1860	1560	1060	595	485	195

**Poids Total : 4340g**

**Centre de gravité (avec propulseur) Cg à partir de l'abscisse 0 :**

$$C_g = (195 \cdot 70 + 485 \cdot 120 + 595 \cdot 430 + 1060 \cdot 1315 + 1560 \cdot 350 + 1860 \cdot 800 + 2135 \cdot 255 + 2278 \cdot 1000) / 4340$$

$$C_g = 1515.5 \text{ mm}$$

**Centre de gravité (avec propulseur) Cg' à partir de l'abscisse A (utile à Trajec):**

$$C_g' = 1515.5 - 390 - 110$$

$$C_g' = 1015.5 \text{ mm}$$

## b) Ailerons

*Planète Sciences* met à notre disposition le logiciel *Trajec* qui va nous permettre de savoir si notre fusée est stable en fonction de ses dimensions, du type de propulseur choisi, des dimensions des ailerons et du centre de gravité que nous avons calculé.

Après avoir calculé ce centre de gravité, les dimensions des ailerons constituent donc le dernier degré de liberté pour régler la stabilité de la fusée. Par conséquent, nous avons procédé ainsi : nous avons entré dans le logiciel les différents paramètres connus (type de propulseur, dimensions de la fusée, abscisse du centre de gravité) puis nous avons joué sur les dimensions des ailerons pour obtenir une fusée la plus stable possible.

Il y aura donc 4 ailerons placés perpendiculairement les uns par rapport aux autres et fixés au tube de carbone à l'aide de profilés en L. Les dimensions de ces ailerons sont indiquées dans la partie 4.5.d. et les plans mécaniques sont fournis en annexe.

## c) Critères de stabilité

On peut dès lors se demander quels sont les critères de stabilité de la fusée. Quels indicateurs permettent réellement de savoir si notre fusée est stable ? Ces critères sont en fait au nombre de deux : la marge statique et le coefficient de portance  $C_n$ . La marge statique représente la distance séparant le centre de gravité et le centre de poussée par rapport au diamètre de la fusée. Le coefficient de portance  $C_n$  représente l'importance que va avoir l'action de l'air sur la fusée.

Le cahier des charges définit pour chaque critère une fourchette de valeurs dans laquelle il doit se situer pour que la fusée soit stable. Ainsi la marge statique doit être comprise entre 1.5 et 6 afin que la trajectoire se fasse sans à coups et reste insensible au vent. De même, le coefficient de portance  $C_n$  doit être compris entre 10 et 40 pour permettre un rétablissement rapide dans la ligne de vol. Enfin, le produit de la marge statique et du coefficient  $C_n$  doit être compris entre 30 et 60.

### d) Calculs de stabilité sous Trajec

Après avoir entré les différents paramètres requis par *Trajec*, nous obtenons les résultats suivants :

```

C:\Trajec\Trajec.exe
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Uent
FUSEE:air'mines  CLUB:Minespace  MOTEUR:chamois_U95  PAS: 10 %
biétage : NON
virole: NON  Xcg: 50
masse: 1.000
prop:1660
L=1660
Xcg vide:1015  Xcg:1380 avec moteur et virole
masse: 8.100 kg
coiffe:conique
jupe/rétréint : NON  épaisseur ailerons : 2.0
p= 50  n=150
sortir du programme
déplacements: <↑↓> valid.: RETURN variations: +- nombre d'ailerons : 4
Produit Ms x Cn : inutilisé
absisse du centre de gravité sans moteur en millimètres
Cn=21.3 ||Xcp:1578 ||marge statique:de 1.9 à 2.6 cotes en mm
    
```

Nous voyons donc que la marge statique de notre fusée sera comprise entre 1.9 et 2.6 et que le coefficient de portance  $C_n$  sera égal à 21.3. Ces valeurs sont bien comprises dans les fourchettes de valeurs du cahier des charges. Notre fusée sera donc a priori stable.

*Trajec* calcule aussi les principales caractéristiques du vol de notre fusée. Voici les résultats obtenus :

```

C:\Trajec\Trajec.exe
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Uent
calcul de trajectoire en cours
t=0.000s  z-z0= 0m  v= 0m/s  x= 0m  y= 0m  g= 0m/s²  A= 80°
sortie de rampe
t=0.330s  z-z0= 4m  v= 24m/s  x= 1m  y= 0m  g= 96m/s²  A= 80°
fin de propulsion
t=2.900s  z-z0= 394m  v= 212m/s  x= 83m  y= 0m  g= 40m/s²  A= 77°
culmination
t=15.90s  z-z0= 1404m  v= 23m/s  x= 462m  y= 0m  g= 10m/s²  A= -2°
ouverture parachute
t=18.00s  z-z0= 1379m  v= 31m/s  x= 509m  y= 0m  g= 9m/s²  A=-43°
t=18.00s  z-z0= 1379m  v= 15m/s  x= 509m  y= 0m
atterrissage
t=106.6s  z-z0= 0m  v= 15m/s  x= 508m  y= 0m
appuyez sur une touche pour retourner au menu
    
```

## 4-6. Système d'ouverture du parachute

Un objectif très important de ce projet est de créer un système de récupération de la fusée simple et fiable, pour retrouver si possible la fusée en un morceau après son vol. Un tel système est obligatoire sur les fusées expérimentales pour des raisons évidentes de sécurité. Il est aussi très dommage et triste de voir l'aboutissement d'une année de travail réduit en miettes après un vol d'une trentaine de secondes !

Ce système de récupération est composé du parachute et d'un système d'éjection de la porte parachute relié à une minuterie électronique. Une défaillance dans ce système peut aisément conduire au crash de la fusée, c'est pourquoi il est primordial de se focaliser sur la fiabilité du système.

### a) Parachute

Le parachute est composé d'une voile en toile de cerf volant, qui est reliée à la fusée par l'intermédiaire de huit suspentes, fixées à un émerillon lui-même attaché à une sangle fixée à la plaque de poussée comme le veut le cahier des charges « fusex » de *Planète Sciences*. Ce parachute doit posséder les deux propriétés suivantes :

- résister au choc lors de son éjection puis ralentir la chute de la fusée (la vitesse de descente de la fusée ne doit pas dépasser 15m/s).
- être aussi léger et compact que possible afin de pouvoir être facilement plié et inséré dans la case parachute, dans le tube en carbone.

Les formules données par *Planète Sciences* nous ont conduit aux dimensionnements suivants, les formules étant données en annexe.

<i>Hypothèses :</i>	Vitesse de descente (m/s) :	12
	Masse (kg) :	8,1
<i>Résultats :</i>	Surface du parachute cruciforme (m <sup>2</sup> ) :	0,85
	Longueur du côté d'un carré (la surface du parachute cruciforme est composée de 5 carrés) (cm) :	41,21
	Dimensions de chacune des deux bandes :	
	- longueur (cm)	123,62
	- largeur (cm)	41,21
<b>Calcul de la résistance des parachutes</b>		
<i>Hypothèses :</i>	Vitesse à l'ouverture (m/s) :	100
	Nombres de suspentes :	8
	Pourcentage de suspentes participant à l'ouverture :	50,00%
	Coefficient de sécurité :	2
<i>Résultats :</i>	Choc à l'ouverture (N) :	5518,125
	Résistance minimale de chaque suspente (N) :	2759,0625

## b) Système d'ouverture du parachute

Au début du vol de la fusée, le parachute est enfermé dans la case parachute derrière une porte, coupée dans le tube de carbone. Après un temps de vol défini et réglé avant le décollage, cette porte est éjectée de la fusée (au moment de préférence où la fusée commence à descendre), afin que le parachute qui était comprimé dans le tube, soit libéré.

Il existe différentes méthodes utilisées par les clubs pour éjecter la porte :

- un système mécanique de verrou, constitué d'un petit moteur et d'une tige qui retient la porte, puis pivote et la libère.
- un système composé d'électro-aimants qui retient la porte.
- un système pyrotechnique fonctionnant grâce à un inflammateur qui en explosant détruit ou pousse une pièce bloquant la porte.

Le choix du système est délicat puisque chacun possède des avantages mais aussi des inconvénients qu'il faut mesurer. Nous avons rapidement abandonné le premier système cité pour plusieurs raisons : la première est que ce système avait été employé l'an dernier et est responsable du crash, il est donc maudit par le club Minespace ; la seconde est la grande difficulté du calcul des forces nécessaires pour garantir l'ouverture de la porte. Il est donc très délicat de dimensionner le couple moteur nécessaire, la puissance requise...surtout que la fusée est soumise au moment de l'ouverture à des contraintes que l'on ne peut contrôler.

Nous nous sommes donc dirigés vers la seconde solution, à savoir les électro-aimants. Cette solution nous a paru à première vue simple à réaliser puisqu'il s'agit juste de fixer deux aimants sur le tube de carbone autour de la porte parachute. Mais en creusant, nous nous sommes aperçus de plusieurs défauts majeurs. Tout d'abord, les électro-aimants coûtent cher surtout lorsqu'ils sont miniaturisés et il n'est pas évident de s'en procurer (nous avons rencontré des difficultés en recherchant sur Internet). En plus, ils consomment beaucoup d'énergie, donc nécessitent à eux seuls plusieurs batteries, elles aussi très coûteuses. Enfin, le dimensionnement précis de la force à appliquer entre les deux aimants, comme pour le premier système, ne s'obtient pas facilement et peut être une source d'erreurs.

Finalement nous avons donc opté pour le système pyrotechnique qui malgré les apparences semble le plus simple à réaliser et le plus fiable à utiliser. Nous utilisons des inflammateurs de type Davey-Bickford fournis par *Planète Sciences*. La porte est attachée au reste de la fusée par un fil, tout en étant maintenue par des cales. Le système pyrotechnique directement relié à la carte séquenceur (minuterie électronique) sectionnera ce fil en explosant pour éjecter la porte et libérer le parachute.

## 5) Synthèse et bilans

---

Au moment de l'écriture de ce rapport, la fusée n'est pas totalement fonctionnelle, mais nous sommes confiants quant à la progression du projet : nous devrions terminer la fusée dans les temps. Tous les aspects du projet ont un avancement semblable, il ne reste pas de grosse partie à boucler de manière urgente, mais juste des finitions.

Ce projet a nécessité une importante charge de travail par rapport au calibrage OSE habituel, compensé par la motivation causée par le but final : le lancement d'une fusée expérimentale que nous aurons conçue nous-même en tous points.

Nous avons du travailler dans un environnement fortement contraint par un cahier des charges très précis et complet, pour des raisons de sécurité. En effet, devant la puissance des propulseurs, il existe de nombreuses obligations concernant les caractéristiques de la fusée, aussi bien mécaniques qu'aérodynamiques qu'électroniques, et ceci afin d'éviter tout problème de lancement pouvant se révéler tragique ou aussi pour éviter un échec du vol à cause notamment de la très forte accélération subie.

Malheureusement, une enquête interne au sein du CNES a révélé une non-conformité des propulseurs spatiaux vis à vis des normes européennes. Le gouvernement a donc instauré un moratoire de 8 mois de façon à ce que les propulseurs soient de nouveau homologués. Ceci signifie pour les clubs qu'aucun lancement n'est possible avant la fin de l'année.

## Conclusion

---

L'ampleur du projet a nécessité que nous nous penchions sur de nombreux domaines scientifiques, appréciant ainsi pleinement la caractéristique généraliste de l'enseignement à l'EMN. C'est malgré tout un travail assez habituel pour nous, et ce n'est donc pas la compétence développée la plus remarquable.

D'ailleurs, devant les connaissances requises dans certaines spécialités, nous avons régulièrement été techniquement dépassés, et avons fait appel à certains spécialistes, surtout parmi les chercheurs de l'école. Cela a vraiment été très intéressant de travailler en collaboration avec eux et nous a permis de mieux appréhender les différentes recherches effectuées au quotidien dans les locaux de notre école. Nous avons toujours été agréablement surpris de leur disponibilité pour nous aider.

Nous avons dû porter une attention constante à la gestion du projet. En effet, nous avons de nombreuses échéances, tant au niveau de *Planète Sciences* qu'au niveau de l'école. Ces échéances ont été bénéfiques pour l'avancement général du projet, pour faire en sorte que nous arrivions finalement à qualifier notre fusée pour le décollage. Nous avons dû les compléter par d'autres échéances nous permettant de s'assurer de l'avancement du projet.

Les nombreuses tâches différentes nous ont obligé à rationaliser cette gestion de projet, et donc à utiliser des outils spécifiques.



## **Annexes**

**A : Schémas de principe, routages, et listes des composants**

**B : Schéma de câblage de la fusée**

**C : Programme du PIC**

**D : Plans Mécaniques**

**E : Dimensionnement du parachute**

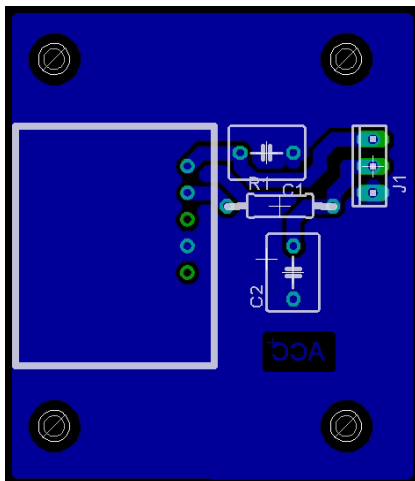
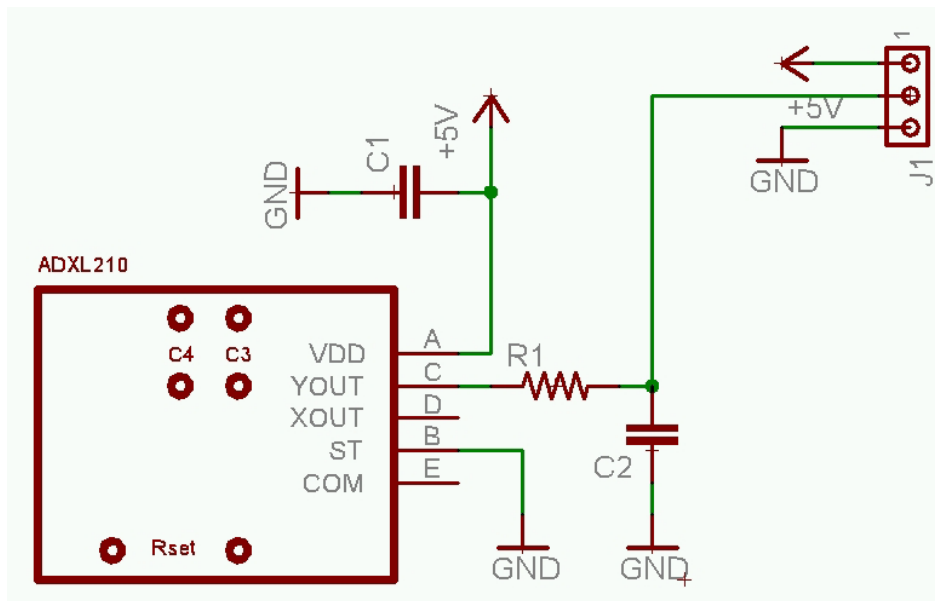
**F : Chronologie**

## Annexe A

### Schémas de principe

### Routages et listes des composants

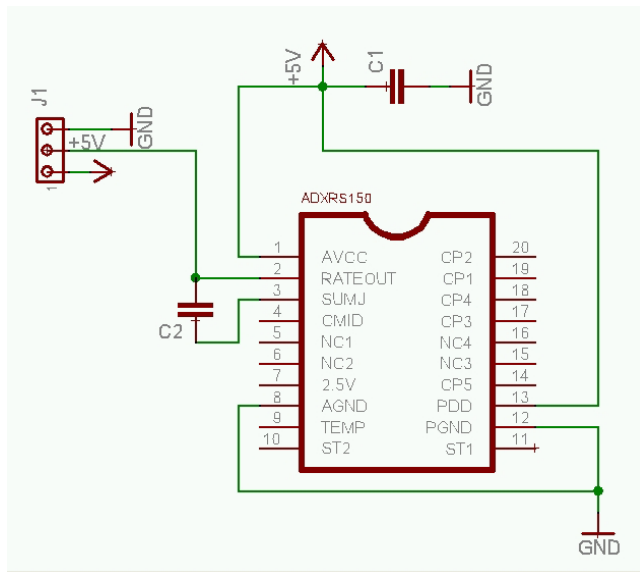
## Carte accélérateur



### Liste des composants :

Nom	Valeur	Fonction
R1	160 k $\Omega$	filtre RC
Rset	124 k $\Omega$	réglage de T2 = 1ms
C1	0,1 $\mu$ F	découplage de l'alimentation.
C2	0,1 $\mu$ F	filtre RC
C3	0,47 $\mu$ F	réglage de la bande passante.
C4	0,47 $\mu$ F	réglage de la bande passante.
J1		bornier 3 pattes

## cartes gyro 150 A/B

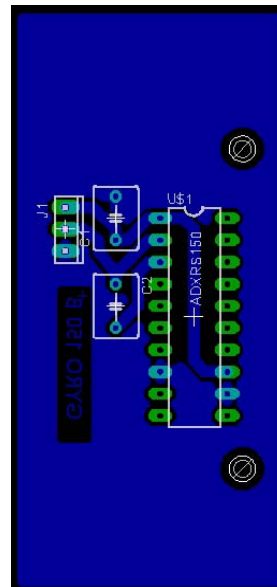
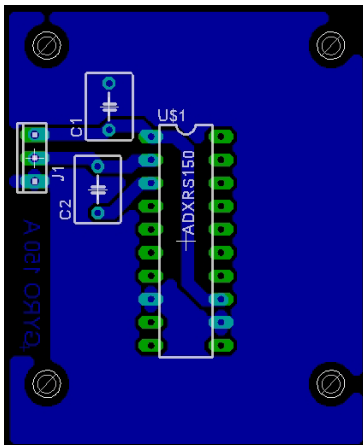


### Liste des composants :

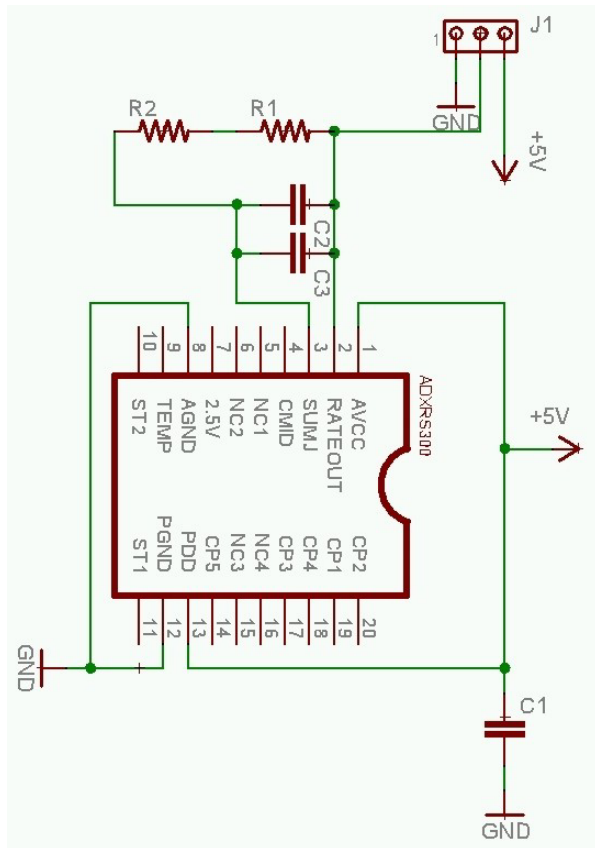
Nom	Valeur	Fonction
C1	0,1 $\mu$ F	découplage de l'alimentation.
C2	22 nF	réglage de la bande passante.
J1		bornier 3 pattes

### gyro 150B

### gyro 150A

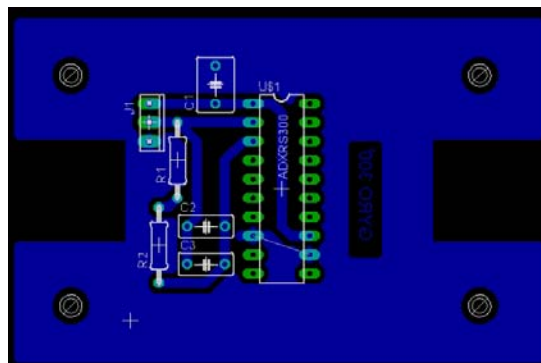


## Carte gyro 300

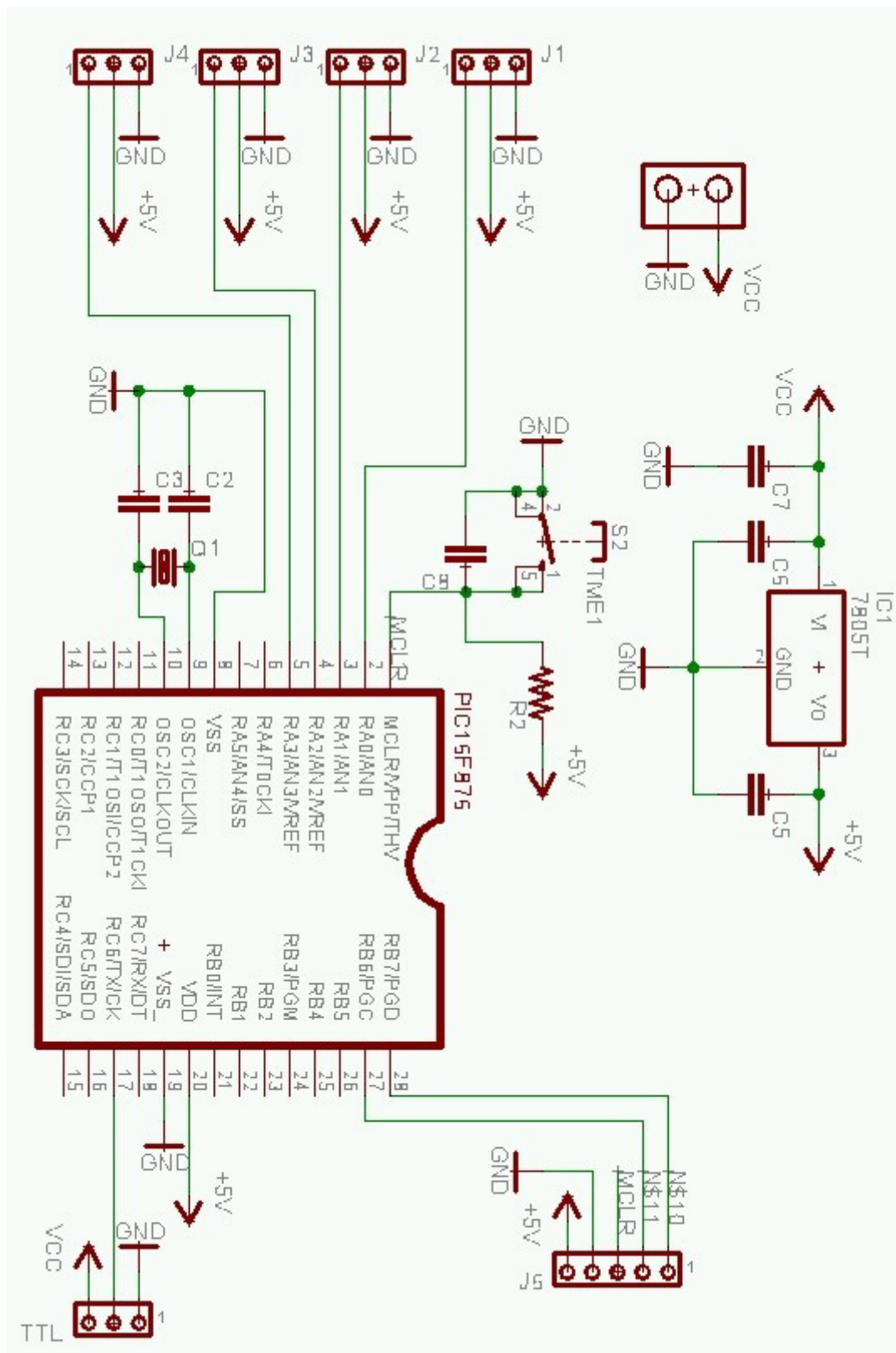


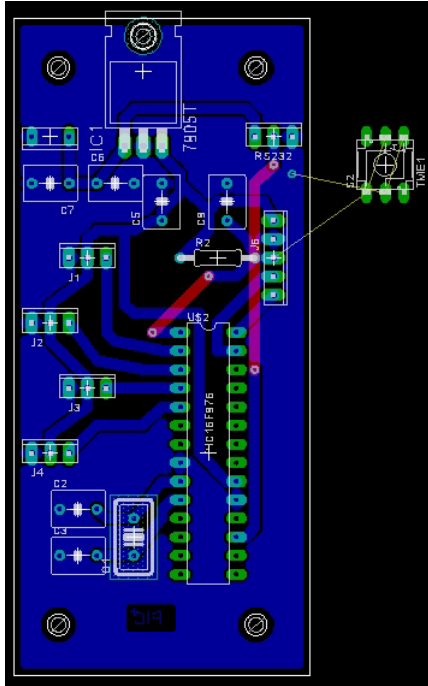
### Listes des composants

Nom	Valeur	Fonction
ADXR300		
R1	56 kΩ	
R2	3,9 kΩ	
Rout	45 kΩ	augmentation de la plage de mesure du capteur.
C1	0,1 μF	découplage de l'alimentation.
C2	100 nF	réglage de la bande passante.
C3	47 nF	réglage de la bande passante.
J1		bornier 3 pattes



# carte PIC

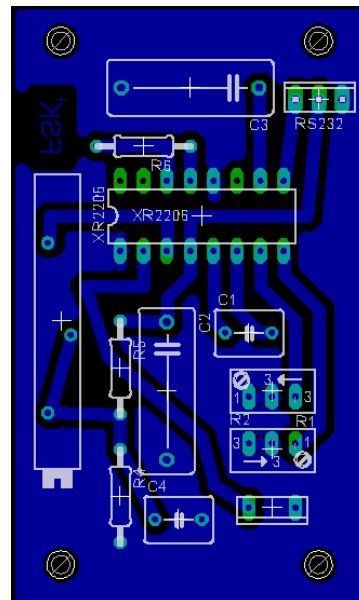
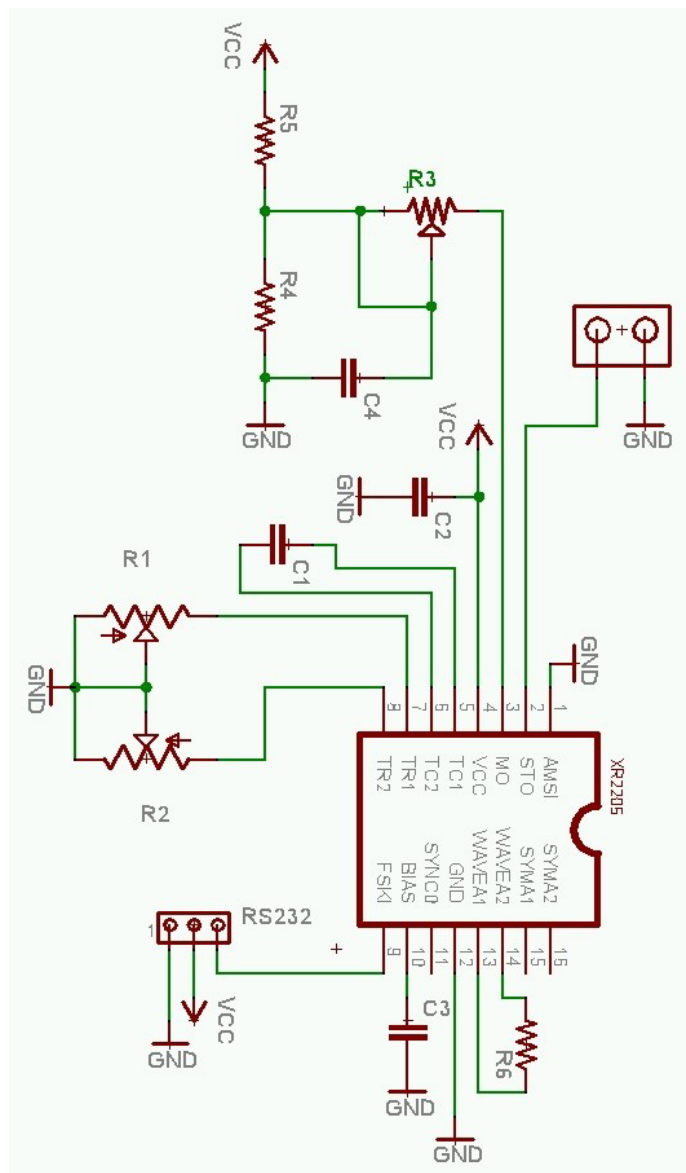




**Liste des composants :**

<u>Nom</u>	<u>Valeur</u>
PIC16F876	
7805	
Quartz MDX200	
R2	10 kΩ
C2	10 pF
C3	10 pF
C5	1 μF
C6	1 μF
C7	1 μF
C9	10 nF
Switch Push	
Bornier 5 pattes	
Bornier 3 pattes (x5)	
Bornier 2 pattes	

## carte FSK

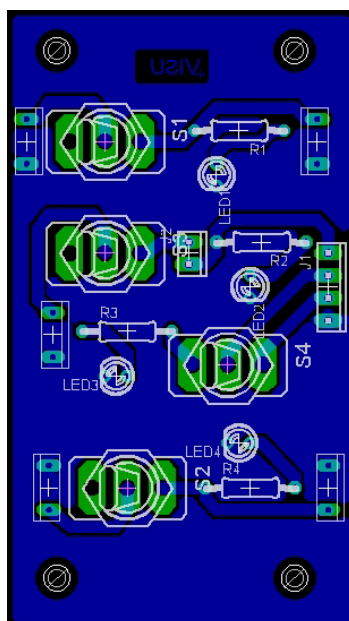
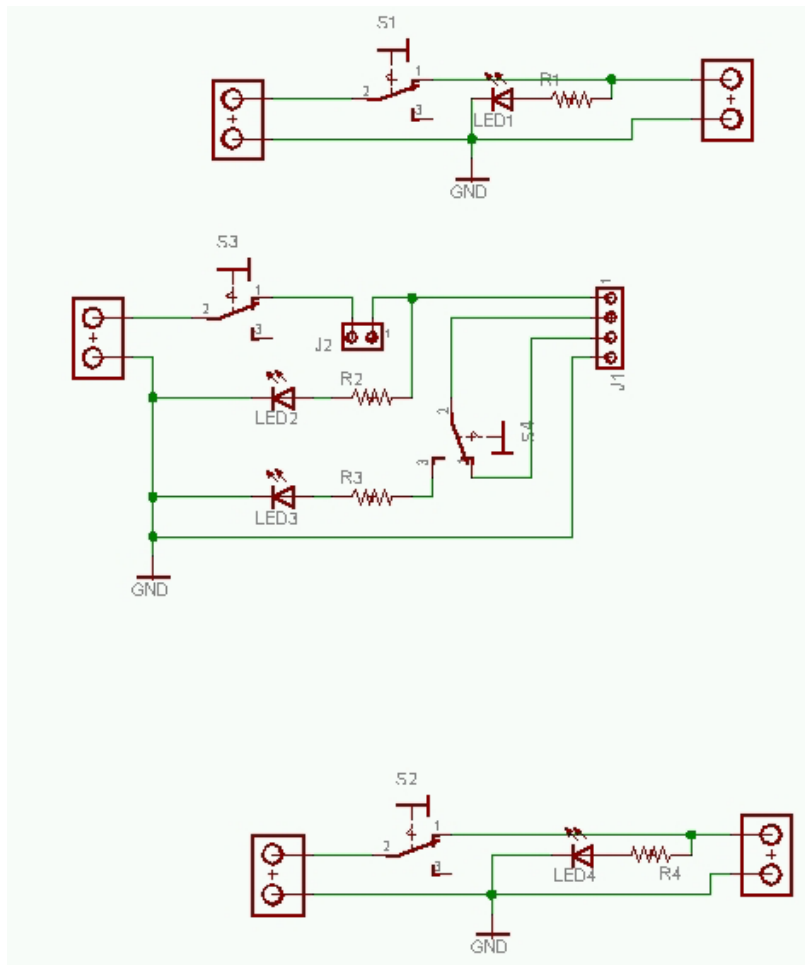


### Liste des composants :

Nom	Valeur	Fonction
R1	0 – 10 k $\Omega$	réglage de la fréquence codant les 1.
R2	0 – 10 k $\Omega$	réglage de la fréquence codant les 0.
R3	0 – 50 k $\Omega$	réglage de l'amplitude du signal.
R4	5,6 k $\Omega$	
R5	5,6 k $\Omega$	
R6	220 $\Omega$	
C1	47 nF	
C2	1 $\mu$ F	
C3	1 $\mu$ F	
C4	10 $\mu$ F	
Bornier 2 pattes		
Bornier 3 pattes		



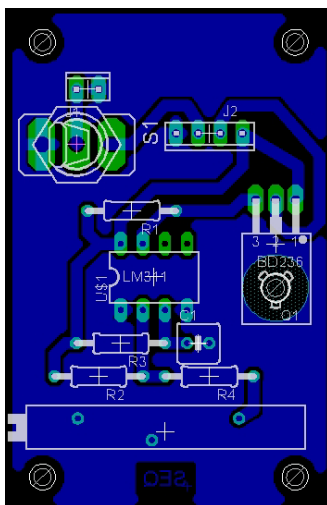
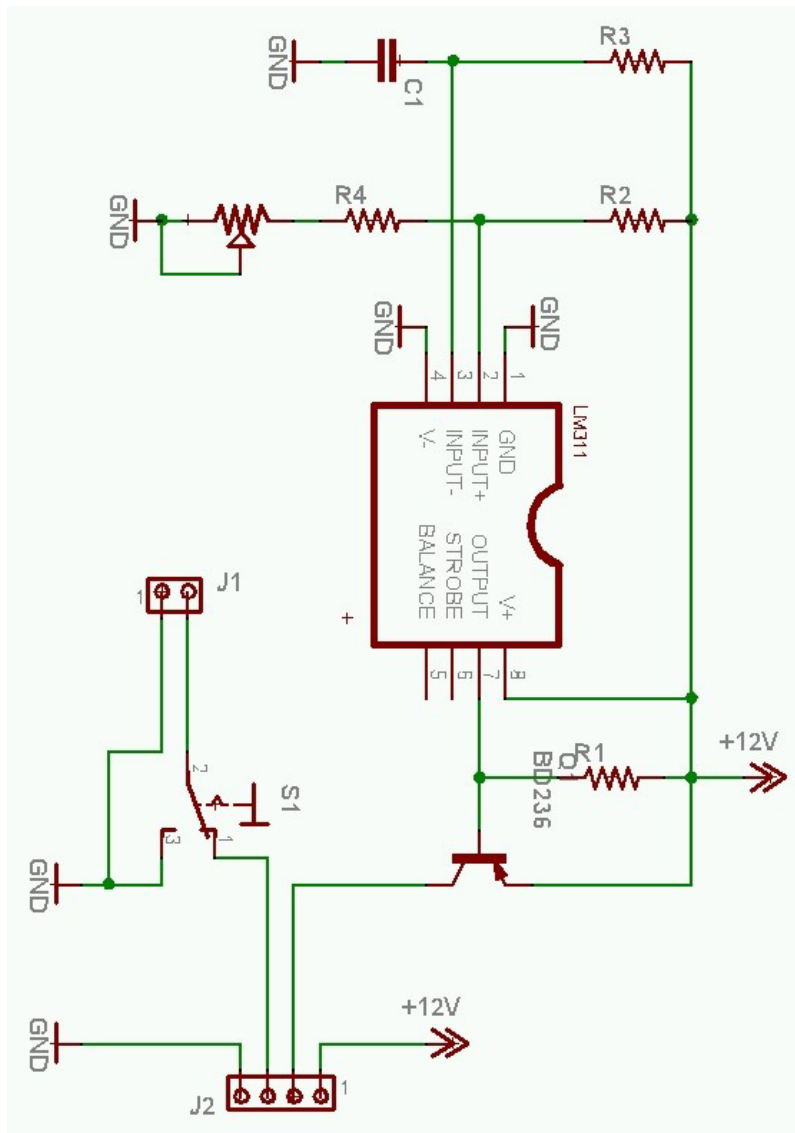
## Carte VISU



### Liste des composants :

Nom	Valeur
Switch ON-ON (x4)	
DEL (x4)	
R1	1 k $\Omega$
R2	1 k $\Omega$
R3	1 k $\Omega$
R4	1 k $\Omega$
Bornier 2 pattes (x5)	
Bornier 4 pattes	
Prise Jack femelle 3,5 mm	

## Carte séquenceur

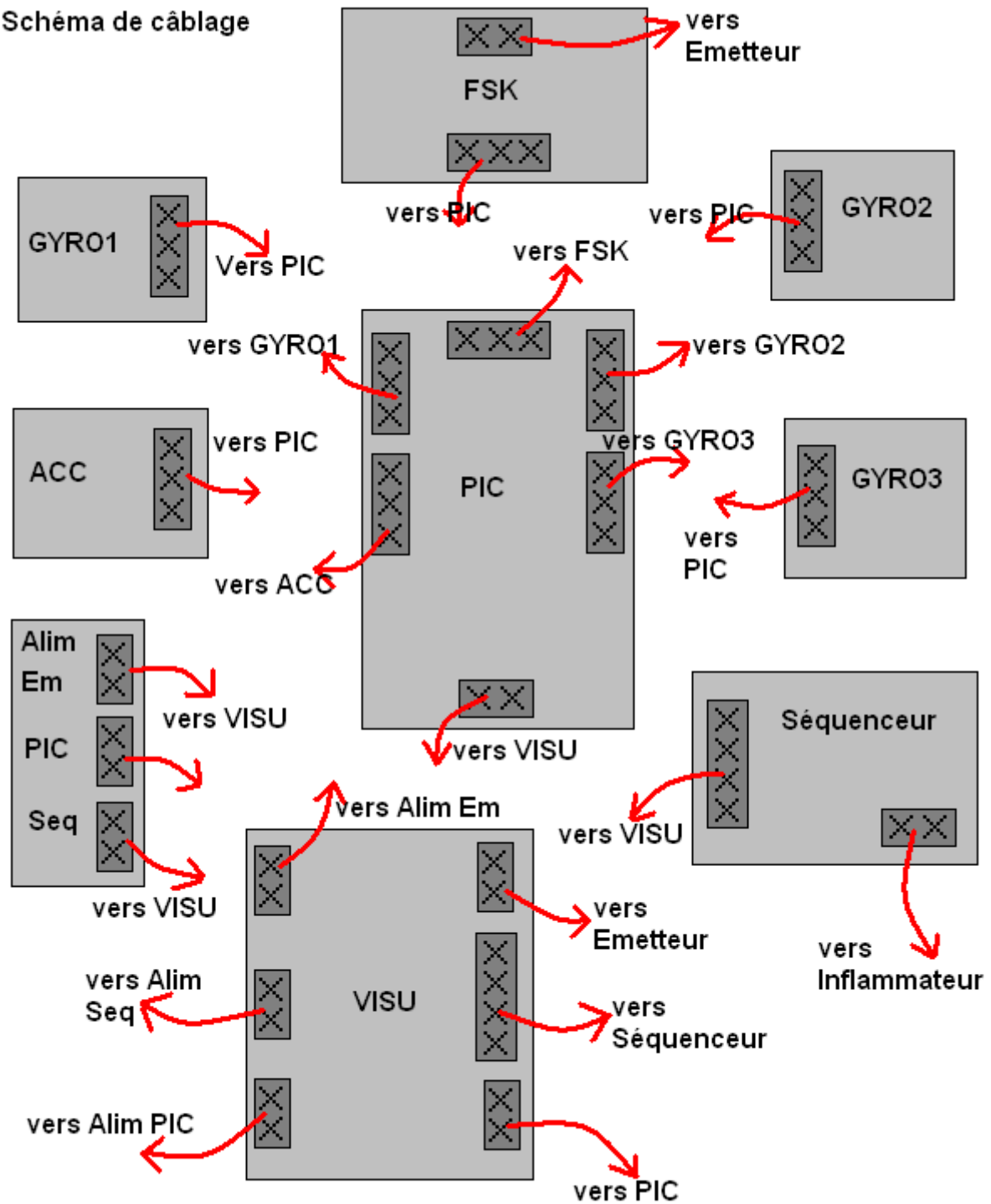


### Liste des composants :

<u>Nom</u>	<u>Valeur</u>
LM311	
BD236	
R1	1 k $\Omega$
R2	22 k $\Omega$
R3	100 k $\Omega$
R4	39 k $\Omega$
R	50 k $\Omega$
C1	100 $\mu$ F
Switch ON-ON	
Bornier 4 pattes	
Bornier 2 pattes	
Inflamateur Davey-Bickford	

Annexe B  
Schéma de câblage de la fusée

Schéma de câblage



## Annexe C : Programme du PIC :

```
*****
;
;   Programme de gestion de télémétre numérique FSK sur 16F876.
;
;   Lecture de la valeur analogique sur RA0 entre 0V et 5V, et conversion numérique.
;   Trame standard SNR (1 bit de start, 1 octet, 1 bit de stop, synchro FF), envoyée sur TX (RC6).
;
;   Date : juin 2004.
;
*****

        PROCESSOR      16F876                ; 16F876 quartz à 20 MHz
        #include <p16F876.inc>

*****
        __CONFIG_CP_OFF & __WDT_OFF & __PWRTE_OFF & __XT_OSC

; ' __CONFIG' précise les paramètres encodés dans le processeur au moment de
; la programmation du processeur. Les définitions sont dans le fichier include.
; Voici les valeurs et leurs définitions :
;
;   __CP_ON           Code protection ON : impossible de relire
;   __CP_OFF          Code protection OFF
;   __PWRTE_ON        Timer reset sur power on en service
;   __PWRTE_OFF       Timer reset hors-service
;   __WDT_ON          Watch-dog en service
;   __WDT_OFF         Watch-dog hors service
;   __LP_OSC          Oscillateur quartz basse vitesse
;   __XT_OSC          Oscillateur quartz moyenne vitesse
;   __HS_OSC          Oscillateur quartz grande vitesse
;   __RC_OSC          Oscillateur à réseau RC

*****
;
;   ASSIGNATIONS
*****
OPTION_MASK      EQU          H'0088'          ; masque pour OPTION_REG
; (pas de resistances de tirage au niveau haut, pas de
prescaler)
INTCON_MASK      EQU          B'00000000'     ; masque pour INTCON (pas d'interruption)
ADCON0_MASK0     EQU          B'10000001'     ; masque pour ADCON0 avec entree analogique 0
ADCON0_MASK1     EQU          B'10001001'     ; masque pour ADCON0 avec entree analogique 1
ADCON0_MASK2     EQU          B'10010001'     ; masque pour ADCON0 avec entree analogique 2
ADCON0_MASK3     EQU          B'10011001'     ; masque pour ADCON0 avec entree analogique 3
ADCON1_MASK      EQU          B'00000000'     ; masque pour ADCON1
TXSTA_MASK       EQU          B'00100000'     ; masque pour TXSTA (pas de 9em bit, asynchrone)
RCSTA_MASK       EQU          B'10000000'     ; masque pour RCSTA (enable les RX et TX)
TRISC_MASK       EQU          B'00000000'     ; masque pour TRISC (tout le portC en sortie)
SPBRG_MASK       EQU          D'64'           ; vitesse(baud) = Fosc/(64(x+1))

*****
;
;   DEFINITIONS DES I/O
;   Définitions préprocesseur: #define
*****

; vide

*****
;
;   MACRO
;   Macros préprocesseur
*****

BANK0            macro
                bcf          STATUS,RP0      ; Passer en banque 0
                endm

BANK1            macro
                bsf          STATUS,RP0      ; Passer en banque 1
                endm

*****
;
;   DECLARATIONS DE VARIABLES (en zone RAM)
*****

; vide

                CBLOCK      H'0020'          ; Début de la zone variables

                ENDC          ; Fin de la zone

*****
;
;   DEMARRAGE SUR RESET
;   Entrée du programme sur Reset
*****
```

```

org          H'0000'          ; vecteur de reset
goto        init

init

banksel     OPTION_REG        ; charge OPTION_REG
movlw      OPTION_MASK
movwf      OPTION_REG

banksel     INTCON            ; charge INTCON
movlw      INTCON_MASK
movwf      INTCON

banksel     ADCON1            ; charge ADCON1
movlw      ADCON1_MASK
movwf      ADCON1

banksel     TXSTA              ; charge TXSTA
movlw      TXSTA_MASK
movwf      TXSTA

banksel     RCSTA              ; charge RCSTA
movlw      RCSTA_MASK
movwf      RCSTA

banksel     SPBRG              ; charge SPBRG
movlw      SPBRG_MASK
movwf      SPBRG

banksel     TRISC              ; charge TRISC
movlw      TRISC_MASK
movwf      TRISC

BANK0
goto        start            ; passe en bank0
                                ; fin d'initialisation, boucler

;*****
;      Programme principal
;*****

start

testTX1

BANK1
btfss      TXSTA,TRMT        ; regarde si buffer vide
goto       testTX1          ; si non, boucler
BANK0

movlw      H'FF'            ; envoi de synchro
movwf      TXREG

;*****
;*      NUMERISATION VOIE 0 ET TRANSMISSION      *
;*****

banksel     ADCON0            ; charge ADCON0 avec entree analogique 0
movlw      ADCON0_MASK0
movwf      ADCON0

BANK0
bsf        ADCON0,GO         ; lance la conversion

CAN0

btfsc      ADCON0,GO         ; regarde si CAN fini
goto       CAN0             ; si non, boucler

TX20

BANK1
btfss      TXSTA,TRMT        ; regarde si buffer vide
goto       TX20            ; si non, boucler
BANK0

incfsz     ADRESH,W          ; teste si valeur = FF
goto      escrit0
decf      ADRESH,W          ; si oui, mettre FE dans TXREG et boucler
movwf     TXREG
goto      fin0              ; boucler

escrit0

movf      ADRESH,W          ; met la valeur du potar dans W
movwf     TXREG             ; place W dans buffer
goto      fin0              ; boucler

fin0

;*****
;*      NUMERISATION VOIE 1 ET TRANSMISSION      *
;*****

```

\*\*\*\*\*

```
banksel      ADCON0      ; charge ADCON0 avec entree analogique 1
movlw        ADCON0_MASK1
movwf        ADCON0

BANK0
bsf          ADCON0,GO    ; lance la conversion

CAN1
btfsc        ADCON0,GO    ; regarde si CAN fini
goto         CAN1        ; si non, boucler

TX21
BANK1
btfss        TXSTA,TRMT   ; regarde si buffer vide
goto         TX21        ; si non, boucler
BANK0

incfsz       ADRESH,W     ; teste si valeur = FF
goto         escrit1
decf         ADRESH,W     ; si oui, mettre FE dans TXREG et boucler
movwf        TXREG
goto         fin1        ; boucler

ecrit1
movf         ADRESH,W     ; met la valeur du potar dans W
movwf        TXREG       ; place W dans buffer
goto         fin1        ; boucler

fin1
```

\*\*\*\*\*  
\* NUMERISATION VOIE 2 ET TRANSMISSION \*  
\*\*\*\*\*

```
banksel      ADCON0      ; charge ADCON0 avec entree analogique 0
movlw        ADCON0_MASK2
movwf        ADCON0

BANK0
bsf          ADCON0,GO    ; lance la conversion

CAN2
btfsc        ADCON0,GO    ; regarde si CAN fini
goto         CAN2        ; si non, boucler

TX22
BANK1
btfss        TXSTA,TRMT   ; regarde si buffer vide
goto         TX22        ; si non, boucler
BANK0

incfsz       ADRESH,W     ; teste si valeur = FF
goto         escrit2
decf         ADRESH,W     ; si oui, mettre FE dans TXREG et boucler
movwf        TXREG
goto         fin2        ; boucler

ecrit2
movf         ADRESH,W     ; met la valeur du potar dans W
movwf        TXREG       ; place W dans buffer
goto         fin2        ; boucler

fin2
```

\*\*\*\*\*  
\* NUMERISATION VOIE 3 ET TRANSMISSION \*  
\*\*\*\*\*

```
banksel      ADCON0      ; charge ADCON0 avec entree analogique 0
movlw        ADCON0_MASK3
movwf        ADCON0

BANK0
bsf          ADCON0,GO    ; lance la conversion

CAN3
btfsc        ADCON0,GO    ; regarde si CAN fini
goto         CAN3        ; si non, boucler

TX23
BANK1
btfss        TXSTA,TRMT   ; regarde si buffer vide
goto         TX23        ; si non, boucler
BANK0

incfsz       ADRESH,W     ; teste si valeur = FF
```

```
goto      escrit3
decf     ADRESH,W      ; si oui, mettre FE dans TXREG et boucler
movwf    TXREG
goto     fin3          ; boucler

ecrit3

movf     ADRESH,W      ; met la valeur du potar dans W
movwf    TXREG         ; place W dans buffer
goto     fin3          ; boucler

fin3

goto     start

END
```

Annexe D  
Plans Mécaniques



D

C

B

A

4

4

3

3

2

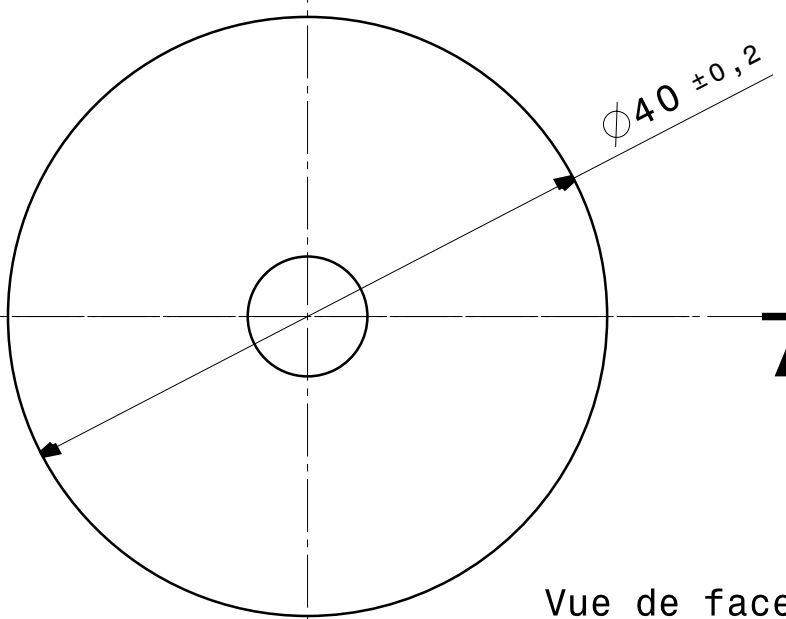
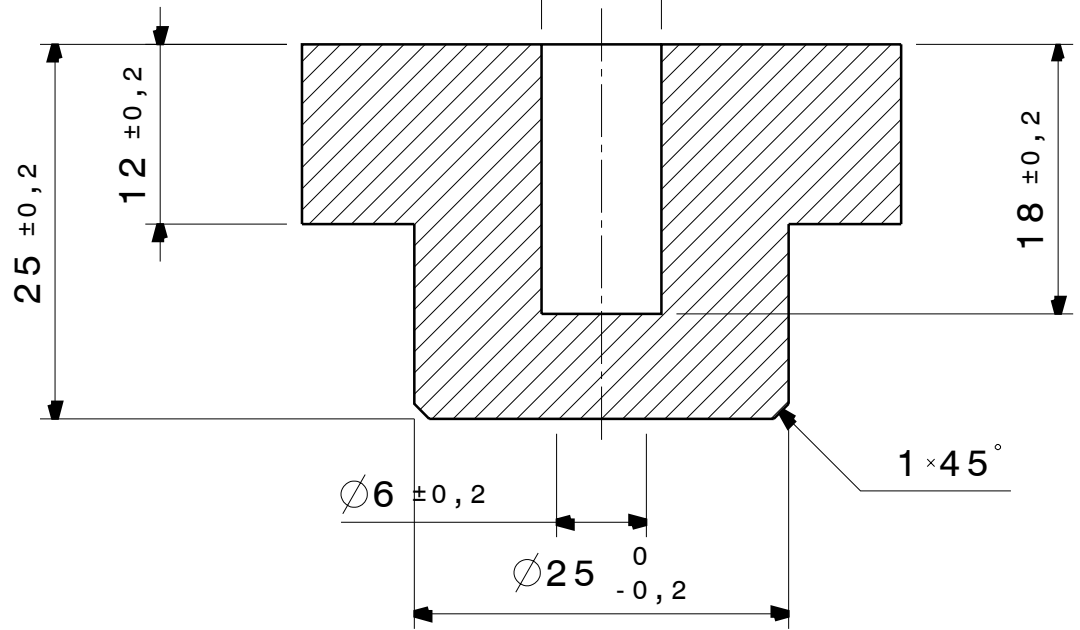
2

1

1

$\varnothing 8 \pm 0,2$

Coupe A-A  
Echelle : 2:1



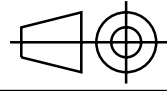
Vue de face  
Echelle : 2:1

Qté : 1

DESIGNED BY:  
carduner  
DATE:  
10/02/2004

CHECKED BY:  
XXX  
DATE:  
XXX

SIZE  
A4



**AIRMINES**  
MANCHON D'ANTENNE

Matière : Nylon 6/6

SCALE  
2:1

WEIGHT (kg)  
XXX

DRAWING NUMBER  
**Q004FU001 A**

SHEET  
1/1

I	-
H	-
G	-
F	-
E	-
D	-
C	-
B	-
A	26.05.03

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

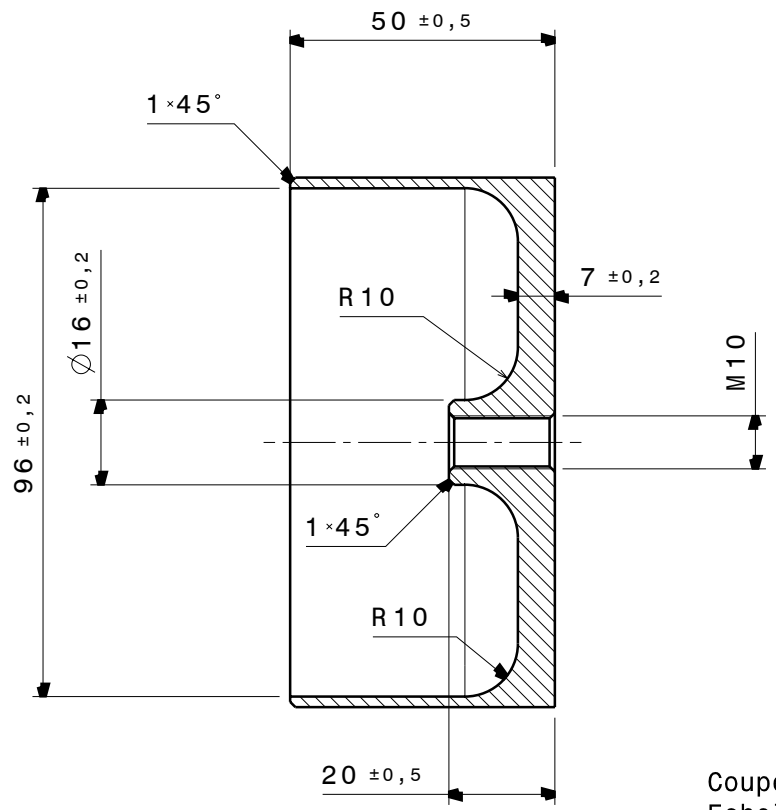
D

A

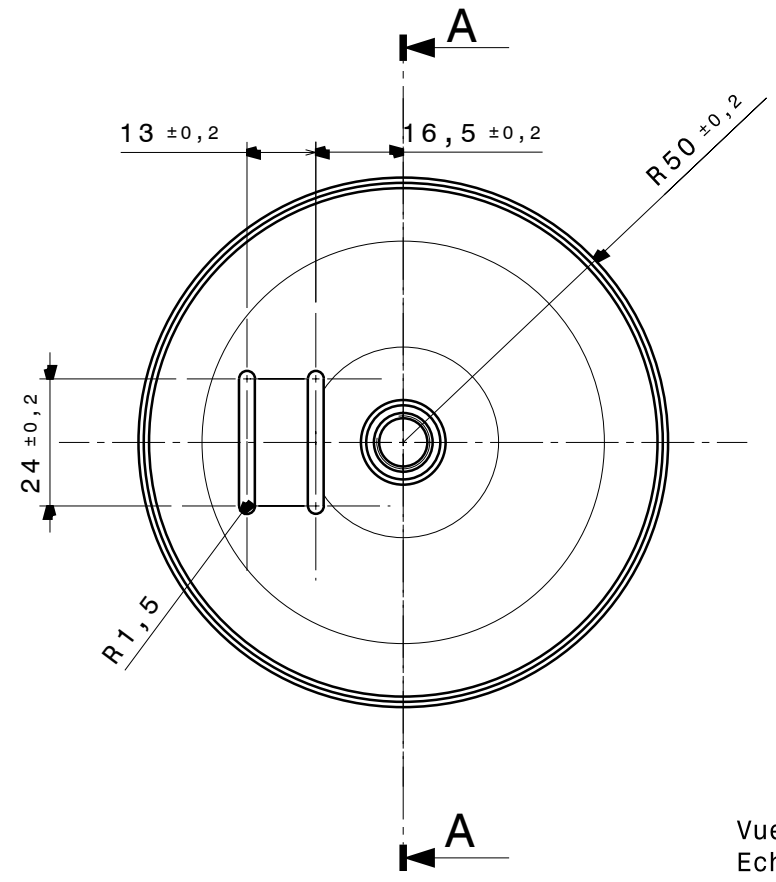
H G F E D C B A

4

4



Coupe A-A  
Echelle : 1:1



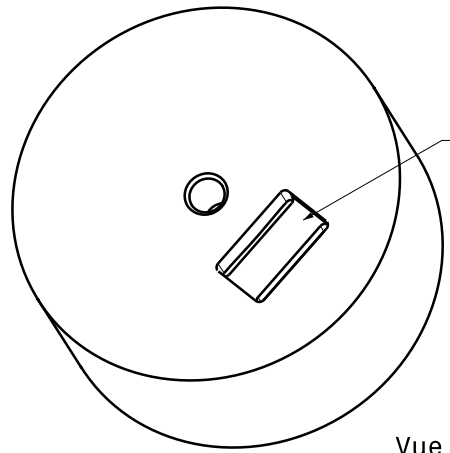
Vue de face  
Echelle : 1:1

3

3

2

2



Vue isométrique  
Echelle : 3:4

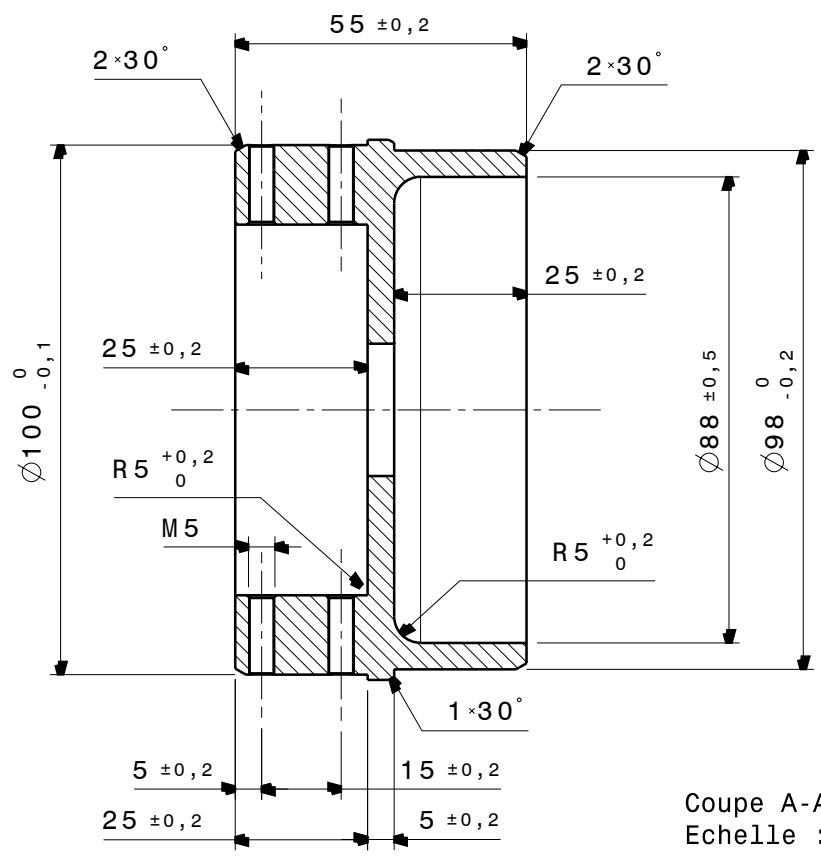
Evidement prof: 3

1

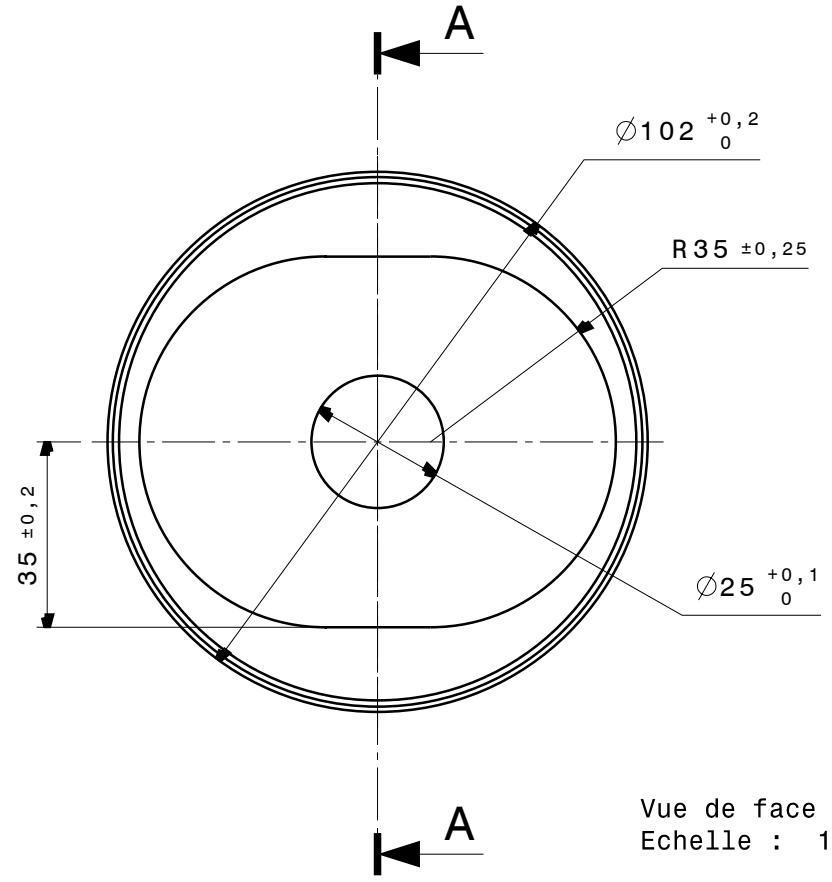
1

DESIGNED BY: carduner		<b>AIRMINES</b> PLAQUE DE POUSSEE		I	-
DATE: 10/02/2004				H	-
CHECKED BY: XXX		Matière : 2017 A		G	-
DATE: XXX				F	-
SIZE: A3		DRAWING NUMBER <b>Q003FU014</b>		E	-
SCALE: 1:1	WEIGHT (kg): XXX			D	-
		SHEET 1/1		C	-
				B	-
This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.				A	-

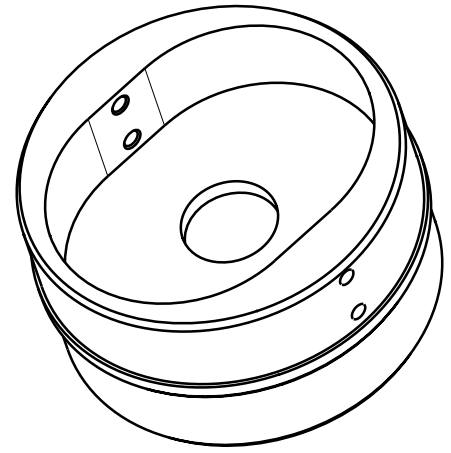
H G F E D C B A



Coupe A-A  
Echelle : 1:1



Vue de face  
Echelle : 1:1



Vue isométrique  
Echelle : 3:4

DESIGNED BY: carduner	<b>AIRMINES COUVERCLE</b>			I	-
DATE: 10/02/2004				H	-
CHECKED BY: XXX	Matière : 2017 A			G	-
DATE: XXX				F	-
SIZE: A3				E	-
SCALE: 1:1				WEIGHT (kg): XXX	DRAWING NUMBER: Q003FU014
			C	-	
			B	-	
			A	-	

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

## Annexe E

### DIMENSIONNEMENT DU PARACHUTE

**Surface du parachute :**

$$S = \frac{2 \cdot g}{\rho \cdot Cx \cdot Vd^2} \cdot M$$

Avec  $S$  la surface du parachute [m<sup>2</sup>]  
 $\rho$  la densité de l'air, environ 1.3 [g/l]  
 $M$  masse de la fusée [kg]  
 $Cx$  le coefficient aérodynamique du parachute. Constante égale à 1.  
 $Vd$  vitesse de descente sous parachute [m/s]  
 $g$  l'accélération de la gravité [m/s<sup>2</sup>]

**Force exercée sur le parachute à l'ouverture :**

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot Cx \cdot Vo^2$$

Avec  $F$  la force en Newton [N]  
 $\rho$  la densité de l'air, environ 1.3 [g/l]  
 $S$  la surface du parachute [m<sup>2</sup>]  
 $Cx$  le coefficient aérodynamique du parachute. Constante égale à 1.  
 $Vo$  vitesse de la fusée à l'ouverture du parachute [m/s]

### DIMENSIONNEMENT DES AUTRES ELEMENTS

**Sangle et émerillon :**

$$R = 2 \cdot F$$

Avec  $R$  résistance de l'émerillon et de la sangle en Newton [N]  
 $F$  force exercé sur le parachute à l'ouverture en Newton [N]

**Suspentes :**

$$R = \frac{2 \cdot F}{n \cdot w}$$

Avec  $F$  force exercé sur le parachute à l'ouverture en Newton [N]  
 $n$  nombre de suspentes  
 $2$  coefficient de sécurité  
 $w$  pourcentage de suspente travaillant à l'ouverture (Planète Science préconise de prendre  $w$  égale à 0.75, par mesure de sécurité, nous l'avons pris égal à 0.5)

## Annexe F : Chronologie

### Avant le vol

- Montage de la fusée
  - poser l'étagère sur la table
  - Fixer chaque carte sur l'étagère comme décrit sur les schémas d'intégration
  - vérifier que chaque interrupteur est en position OFF et simulation pour S4)
  - vérifier que l'inflamateur est à la masse (position de l'interrupteur : OFF)
  - brancher l'inflamateur à la carte séquenceur
  - raccorder chaque carte avec les fils torsadés. Leurs noms doivent correspondre avec les bornes portant le même nom.
  - tester la temporisation de l'ouverture en insérant la prise jack et en mettant l'interrupteur S3 en position ON (la led L3 est allumée). Arracher la prise jack et attendre que la led L4 s'allume au bout de 18s.
  - mettre l'interrupteur de l'inflamateur à ON
  - éteindre le séquenceur, vérifier que la led L2 s'éteint et attendre une minute le temps que le séquenceur se décharge
  - enlever la prise jack
  - Faire passer les fils d'alimentation et de sortie FSK au travers du trou de la plaque supérieur.
  - coller l'antenne dans le manchon et coller le manchon sur la plaque
  - fixer l'émetteur sur la plaque supérieure et brancher les fils
  - brancher la sortie de l'émetteur en bas de l'antenne
  - insérer l'étagère dans le tube de la fusée et viser la plaque supérieure au tube
  - insérer la coiffe et la visser à la plaque supérieure
  - plier le parachute et l'insérer dans sa case.
  - fixer l'inflamateur au système de fixation de la porte
  - fermer la case parachute

### **Tente club**

#### Test de la télémétrie :

- Allumer l'émetteur en mettant l'interrupteur S1 en position ON. La led L1 doit s'allumer
- Alimenter les cartes expériences en mettant l'interrupteur S2 en position ON
- incliner la fusée et vérifier que le signal est bien reçu et qu'il se modifie

## **Sur la rampe**

- Allumer l'émetteur en mettant l'interrupteur S1 en position ON. La led L1 doit s'allumer

- allumer les cartes expériences en mettant l'interrupteur S2 en position ON.

La led L2 doit s'allumer

- insérer la prise jack sur la carte visu

- mettre l'interrupteur S4 en mode vol

- mettre l'interrupteur S3 en position ON (la led L3 doit s'allumer).

La fusée est prête au lancement !