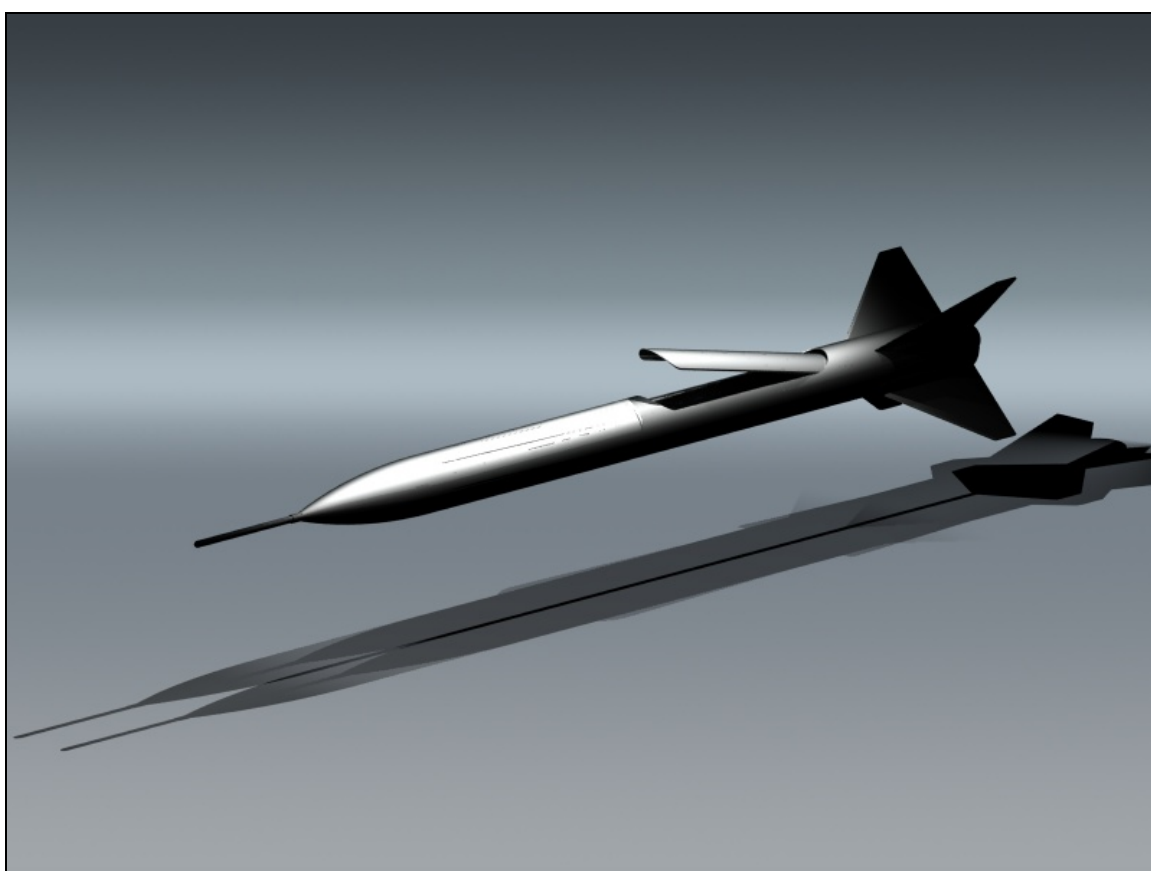




Compte rendu de projet Fusée expérimentale



« ELYJIA »

Décembre 2007

REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercier tous nos partenaires financiers, matériels et techniques, ainsi que toutes les personnes qui, d'une manière ou d'une autre, ont contribué à l'avancement d'Elyjia, sans qui ce projet n'aurait pas pu voir le jour et aboutir dans de si bonnes conditions.



SOMMAIRE

Préliminaires.....	p1
Objectifs initiaux.....	p4
Aboutissement du projet.....	p5
Lancement.....	p6
Résultats des expériences.....	p7
Bilan financier.....	p11
Conclusion.....	p13
Pour Mémoire.....	p14
Perspectives d'avenir.....	p16



I) Présentation

I.1) Introduction

Depuis quelques années l'ASPAC (Association Scientifique du PAys Chartrain) construit et lance des fusées avec l'aide du CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) et de Planète Sciences.

La construction se fait les samedis après-midi, tout au long de l'année, dans le sous-sol de l'un des membres.

Le CNES fournit le propulseur et gère sa mise en œuvre dans les conditions de sécurité adéquates.

Planète Sciences gère l'organisation du lancement et s'occupe du suivi technique du club tout au long de l'année.

En contrepartie, le club s'engage à respecter un cahier des charges (contenant essentiellement des règles de sécurité)

La campagne de lancement se déroule sur un terrain militaire. Pendant une semaine, il s'agit pour tous les clubs « spatiaux » de France (et parfois de l'étranger) de qualifier sa fusée et de la lancer. Planète Sciences gère ces qualifications.

Planète Sciences est une association nationale loi 1901 qui encadre aussi d'autres secteurs comme l'astronomie, l'environnement ou la robotique. C'est d'ailleurs Planète Sciences qui organise la coupe E=M6.

I.2) Historique

L'ASPAC a été créée en 1993, sous le nom d'A.S.C. (Amilly Space Club). Le club (composé de jeunes de 13 ans à 21 ans) a ensuite construit plusieurs mini-fusées et deux fusées expérimentales. Le club a été transformé en association loi 1901 en 1996. Un prix GIFAS, un voyage en Allemagne et un séjour en Guyane (pour visiter les salles de construction d'Ariane et pour voir décoller Ariane 4 de nuit) ont été remportés.

Entre 2001 et 2003, 8 mini-fusées ont été lancées.

Sur la période 2003-2005, deux membres ont travaillé sur un projet de fusée expérimentale, qui a été lancée en juillet 2005 à La Courtine (Massif Central). Malheureusement, le système de récupération n'a pas fonctionné et le parachute ne s'est pas ouvert. En contre partie une excellente télémessure à été récupérée, confirmant les hypothèses faites au début du projet (à savoir, la vitesse de rotation et la vitesse propre de la fusée sont bien proportionnelles, ce qui prouve que la rotation est due à un phénomène aérodynamique).

Le club a remporté le prix Planète Sciences pour la démarche expérimentale et l'esprit club. Le projet (ou du moins les plans et photos qu'il en reste, car la fusée est en morceaux quelque part dans le Massif Central) a été présenté le 9 décembre 2005 au Bourget devant les industriels du GIFAS (Groupement des Industriels Français de l'Aéronautique et du Spatial), un prix EADS SODERN à été décerné à l'équipe.



*Projet Diablo (précédente fusée expérimentale)
sur le site de La Courtine*

I.3) Le projet Elyjia

Ayant appris l'existence des projets tutorés au cours de la première année de DUT GEII, nous avons pensé qu'un projet portant sur la réalisation d'une fusée expérimentale serait intéressant.

Au cours de la première année d'IUT, nous avons présenté le projet aux professeurs. Il a ainsi pu être réalisé en collaboration entre l'ASPAC et différents IUT.

II) Le Projet de Fusée Expérimentale

Un projet de ce type nécessite une démarche professionnelle. C'est pourquoi à partir d'un cahier des charges, nous avons organisé le travail en plusieurs phases : recherche de solutions, conception, prototypage, éventuellement retour à la conception, puis réalisation finale, tests et étalonnage.

Ce projet étant pluridisciplinaire, nous l'avons divisé en deux parties : la mécanique et l'électronique.



L'équipe compte six membres :

- Nicolas Bouquet et Thomas Chabannes, en 2^{ème} année GEII à l'IUT de Chartres.
- Romain Groussin et Benjamin Greteau, en 2^{ème} année GIM à l'IUT de Chartres.
- Damien Moulin et François Lefèvre, en 2^{ème} année SGM à l'IUT de Blois.

Ce qui fait une bonne équipe : deux GEII pour faire l'électronique, deux GIM pour faire la mécanique (structure interne) et deux SGM pour faire les peaux en composite. Il faut ajouter à ces six membres « permanents » une dizaine de personnes situées sur Blois, sur Chartres et sur Rennes qui ont aidé au développement du projet.

Au vu de la quantité de travail, le projet a été dès le début planifié sur deux ans : il a été commencé en septembre 2005 et le lancement a eu lieu en juillet 2007.

La complexité de gérer un projet à travers un club et plusieurs IUT nous a forcés à mettre en oeuvre des techniques de communications : messagerie instantanée, E-mail, téléphone, contact direct...



OBJECTIFS INITIAUX

I) Expériences retenues

Les expériences principales retenues sur notre projet sont :

- 1- Vérifier les résultats du logiciel de simulation Trajec concernant les performances (notamment la vitesse maximum, l'altitude maximum et le temps de culmination) qui dépendent beaucoup du C_x (coefficient d'aérodynamisme de la fusée), qui est un paramètre systématiquement estimé pour les fusées.
- 2- Confirmer ou non l'hypothèse «la rotation de la fusée est proportionnelle à sa vitesse »

Les expériences secondaires sont :

- 3- L'analyse vibratoire de la fusée
- 4- La mesure d'inclinaison
- 5- Les phases de vol (décollage, état du séquenceur, culmination, impact...)
- 6- La vidéo embarquée

II) Objectifs

Outre ces expériences, nous nous sommes aussi fixés des objectifs techniques en terme de qualité (fiabilité), performances (poids, résistance) et aussi de technologie afin de permettre aux membres de progresser.

II.1) Electronique

- Passage à la technologie CMS
- Si besoin utilisation de circuits imprimés multicouches
- Utilisation de composants plus performants et plus intégrés réduisant le nombre total de composants pour une même fonction
- Amélioration du standard de télémétrie

II.2) Mécanique

- Minimisation du nombre de pièces (au détriment de la complexité des pièces)
- Utilisation de matériaux adaptés (aluminium, composites, plastiques performants)
- Etude de résistance mécanique des pièces afin de les optimiser en poids



ABOUTISSEMENT DU PROJET

I) Année 2005-2006

La première année de travail a été très théorique. De nombreuses solutions mécaniques ont été étudiées et nous nous sommes dirigés vers une structure trident. En électronique beaucoup de simulations et quelques prototypes ont été réalisés.

Nous nous sommes rendus compte qu'il fallait absolument améliorer les caractéristiques du standard de télémétrie : nous avons besoin de recevoir 200 mesures par seconde, la technologie existante ne nous offrant pas plus de 50 mesures par seconde...

II) Année 2006-2007

II.1) Période septembre – février

Une solution mécanique finale a été définitivement sélectionnée. En électronique 90% de la théorie était sur papier. Les premières cartes définitives ont été réalisées et testées avec succès. Dans l'objectif d'améliorer le standard de télémétrie, nous avons travaillé sur deux axes :

- Augmenter le débit (passage de 4800 à 14400 bauds)
- Mettre en œuvre une télémétrie multicanal (transmission de deux mesures simultanément)

II.2) Période février – juin

Les premières pièces mécaniques ont été réalisées. Tous les circuits électroniques ont été réalisés. La plupart des pièces composites ont été soit commencées soit terminées.

II.3) Dernière période de travail : juillet 2007

Quelques travaux étaient encore à réaliser en composites et quelques lignes de programme manquaient en électronique.

En revanche, des soucis ont causé un problème majeur en mécanique : nous n'avons pas pu sous-traiter une partie importante des pièces. Il a fallu trouver rapidement un sous-traitant sachant répondre à notre demande : réaliser les 6 pièces manquantes en moins de 7 jours, et à prix réduit. De plus, ces pièces étaient loin d'être simples... Avec l'aide de l'IUT de Chartres et de la société AMV nous avons finalement pu partir à La Courtine à la date prévue pour qualifier notre fusée au lancement...

III) Juillet 2007 : qualifications

Arrivés à La Courtine fin juillet, il nous restait quelques jours pour peaufiner et qualifier la fusée. Il s'est révélé que quelques bugs de programmation et quelques erreurs d'inattentions dues à la fatigue ont retardé la qualification, mais la fusée a tout de même été qualifiée le vendredi 3 août 2007 à 1h du matin.



LANCEMENT

Nous avons eu la chance de lancer notre projet devant les VIP... Ce qui nous a obligé à effectuer un vol nominal...

Arrivés en début d'après midi en tente club, une série de tests de bon fonctionnement a eu lieu et s'est parfaitement déroulée. S'en est suivie la descente en zone rampes. Test de compatibilité avec la rampe Menhir, mise en place du propulseur Chamois, mise en rampe de la fusée, allumage des interrupteurs, repli en tente pyrotechniciens... et montée d'adrénaline...

H-3min...

H-1min...

H-30s...

10, 9, 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, 1, 0 !

17 secondes d'ascension avant d'arriver à l'apogée, dont seulement les premières secondes ont pu être appréciées vu la vitesse du bolide. Grand suspense donc dès la perte de vue de notre fusée... Jusqu'au moment où une vive tâche jaune apparut dans le ciel, tâche qui n'était rien d'autre que le parachute jaune fluo, sous lequel était fixé notre fusée... applaudissement du public.

A partir de ce moment, l'essentiel avait marché : fusée qualifiée, lancée, vol nominal...

Après un rapide passage dans le camion télémétrie, où nous avons pu vérifier que notre télémétrie multicanal haut débit avait fonctionné, nous avons extrait la position GPS de la fusée, position mesurée par la fusée et transmise par la télémétrie.

Armée d'un GPS et de six bonnes paires d'oreilles pour détecter le bip intermittent de la fusée, nous nous sommes dirigés dans la direction fournie par le GPS jusqu'à entendre le signal sonore de la fusée qui, reposant en haut d'un arbre, se balançait fièrement sous son parachute mêlé aux branches de sapins. Deux cascadeurs sont parvenus à la faire redescendre sur la terre ferme.

La vidéo du décollage est visible ici :

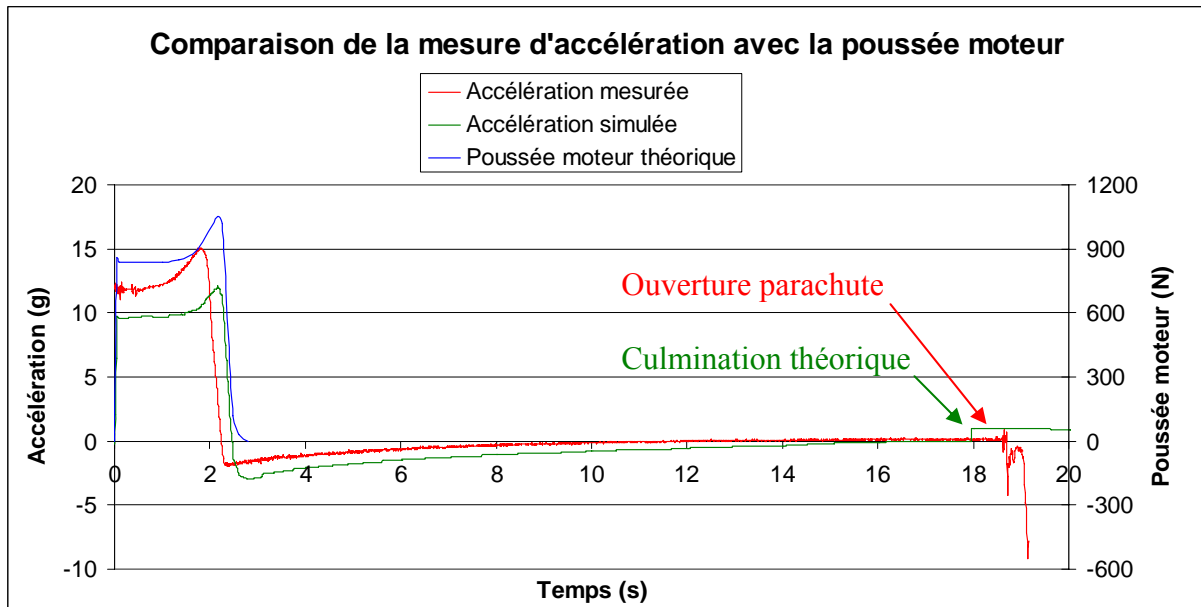
<http://fr.youtube.com/watch?v=1jryLdFyS4k&feature=user>



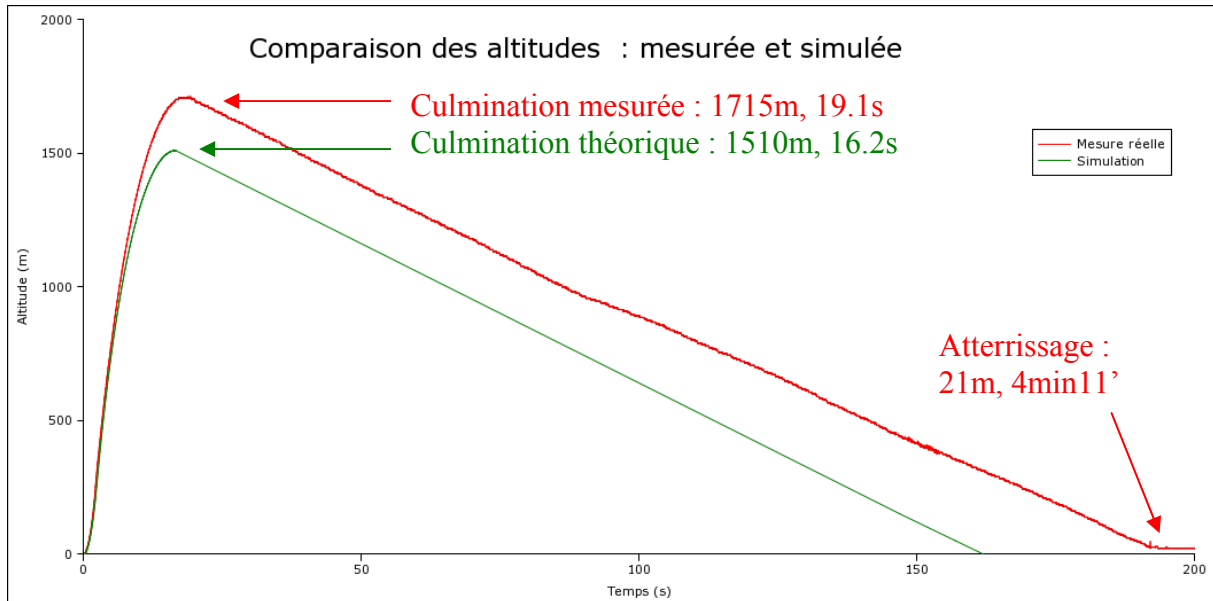
RESULTAT DES EXPERIENCES

I) Présentation

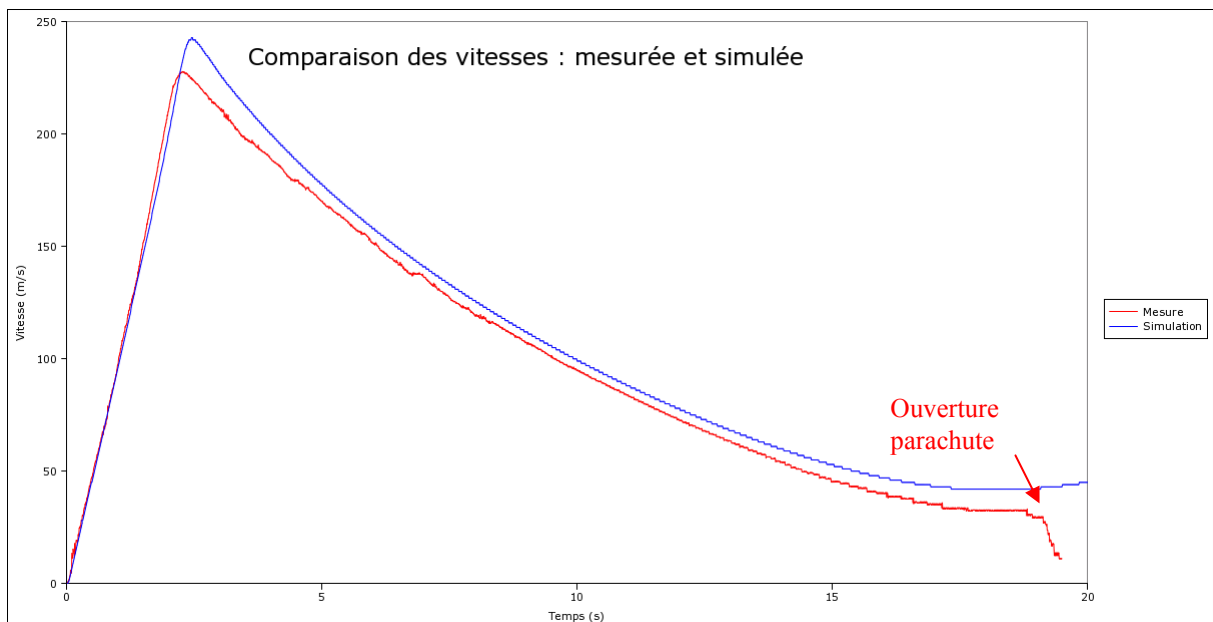
I.1) Analyse du vol



- Nous avons mesuré une accélération maximale de 15g, supérieure aux 12g annoncés par le logiciel de trajectographie, soit 25% d'erreur. 5% peuvent être attribués au capteur, le reste de l'erreur provient des données fournies par le logiciel.
- Le choc à l'ouverture du parachute atteint 9g. La force résultante sur l'axe Z équivaut à une masse d'environ 60kg.
- On observe qu'en pratique, l'accélération est plus importante qu'en simulation mais dure moins longtemps. On peut cependant remarquer que notre accéléromètre semble fournir une légère erreur d'offset, car l'accélération mesurée semble décalée positivement par rapport à l'accélération théorique, de plus l'accélération mesurée est positive juste avant l'ouverture du parachute alors qu'elle devrait être nulle voir légèrement négative (ouverture prématurée).



- L'altitude maximale est nettement supérieure à l'altitude de culmination théorique. Après l'ouverture du parachute, la fusée a continué son ascension durant plus d'une seconde et d'une hauteur de plus de 10m. On conclut donc que l'ouverture s'est faite trop tôt, malgré un réglage de la minuterie décalé par rapport au temps théorique.
- La vitesse de descente sous parachute est d'environ 7.3m/s, comme prévu.



- Vitesse maximale : nous avons une valeur théorique de 240m/s et une valeur mesurée de 230m/s (828km/h). Cette erreur par défaut est attribuée à un câblage pneumatique reliant le tube de Pitot et le capteur de pression peu optimisé.
- On distingue clairement l'ouverture du parachute qui réduit la vitesse de la fusée de 32m/s (115km/h) à 7.3m/s (26km/h), au temps prévu et réglé sur le séquenceur de 18s plus quelques 0.2s dus au temps d'ouverture de la porte et de déploiement du parachute.



► Au vu de ces résultats, et suite aux résultats donnés par Diablo (projet précédent, culmination réelle à 1.5s de plus que la culmination théorique) nous pouvons nous interroger sur la fiabilité du logiciel de simulation. Cependant avant de remettre en cause le logiciel il faudrait d'abord être sûr qu'on l'utilise convenablement. Or il y a un paramètre qui est toujours estimé grossièrement sous Trajec, qui pourtant influence significativement sur les paramètres du vol, notamment sur les temps et altitude de culmination : il s'agit du coefficient d'aérodynamisme C_x . Estimé à 0,65 avant le lancement, on s'aperçoit que les données calculées deviennent juste avec un C_x approchant les 0,48. Sur un prochain projet il serait donc bon de revoir ce paramètre à la baisse.

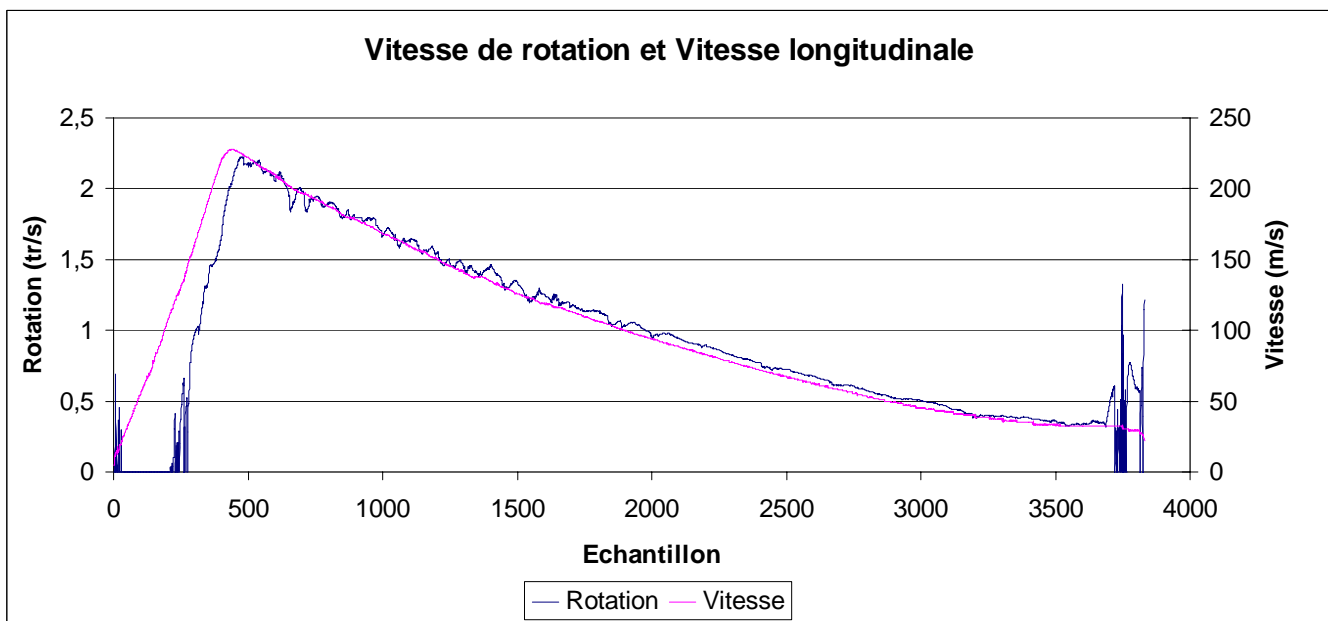
I.2) Mesure de rotation

A une certaine période du projet il a été prévu d'embarquer un gyromètre et une photodiode afin de mesurer la rotation, mais seule la mesure de rotation par force centrifuge a été embarquée.

Sur le graphique ci-dessous on peut tout d'abord remarquer que le principe même de mesure par force centrifuge est validé (voir dossier GEII pour plus de détails sur le principe de la mesure). La vitesse maximale de rotation (environ 2.2 tours/s) correspond aux mesures faites à l'analyse de la vidéo (analyse trame par trame avec un logiciel de traitement vidéo).

On remarque que vitesse de rotation et vitesse de la fusée sont étroitement liées. On observe également un léger décalage dans le temps de la rotation par rapport à la vitesse, du à l'inertie de la fusée.

La courbe de rotation est assez bruitée (malgré un lissage numérique), on en déduit que pour une mesure de rotation nécessitant de la précision, on utilisera plutôt un gyromètre. Cependant la paire d'accéléromètres utilisée est bien moins onéreuse qu'un gyromètre. Afin d'améliorer la qualité des résultats, on pourrait mettre en œuvre une plate-forme tournante pour réaliser un étalonnage très précis des accéléromètres et repérer exactement la position de la mesure à l'intérieur d'un accéléromètre (qui ne se fait pas forcément au centre du boîtier).





I.3) Analyse vibratoire (expérience secondaire)

Aucune information concluante n'a pu être tirée des accéléromètres, pour plusieurs raisons possibles :

- Les accéléromètres n'étaient pas directement fixés sur la structure et n'étaient soumis qu'à des vibrations de très faible amplitude
- Les accéléromètres n'étaient pas le meilleur choix pour effectuer une mesure de vibrations.

On a seulement pu repérer une fréquence de résonance de très faible amplitude aux alentours de 2Hz, avec aucune harmonique.

I.4) Mesure d'inclinaison (expérience secondaire)

La mesure d'inclinaison était basée sur un calcul mathématique entre les mesures de différents capteurs servant à d'autres expériences. Les erreurs engendrées par la double intégration numérique rendent la mesure d'inclinaison inexploitable. En général on utilise plutôt des gyromètres pour effectuer ce genre de mesure dans un mobile en mouvement.

I.5) Vidéo embarquée (expérience secondaire)

La vidéo a été récupérée et donne un très bon résultat. On peut seulement lui reprocher d'être assez mouvementée (rotations rapides de la fusée autour d'elle-même).

La vidéo est visible ici :

<http://fr.youtube.com/watch?v=tK5wHFG2Blc>



BILAN FINANCIER

I) Dépenses

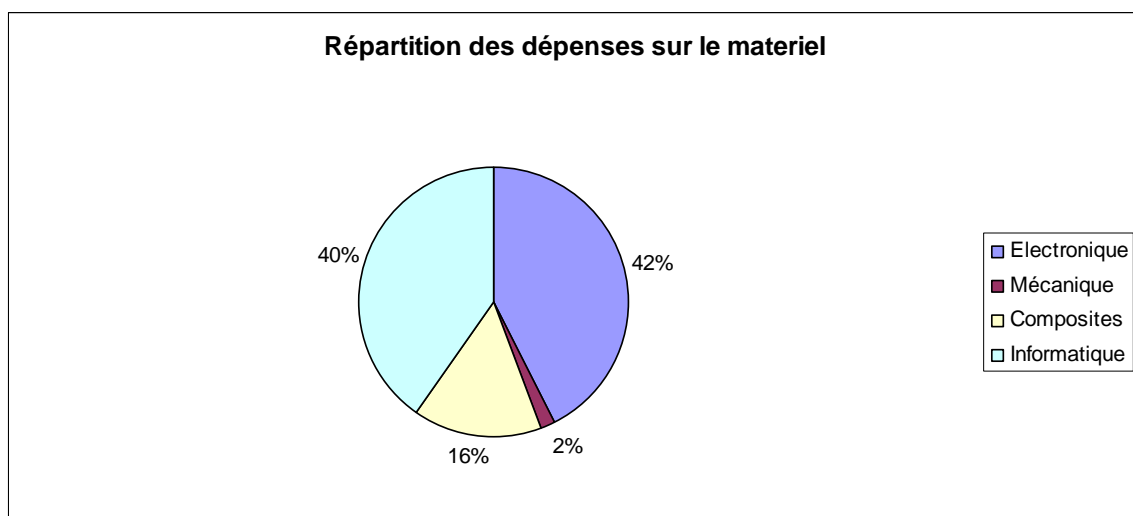
I.1) Récapitulatif

Par rapport aux dépenses prévues, la plupart des sections ont coûté moins cher que prévu mais par contre le budget de sous-traitance s'est vu largement augmenté. En effet une partie de la mécanique a du être sous-traitée et nous avons du réaliser plus de cartes électroniques que prévu.

	Prévu	Réalisé
Dépenses internes		
- Consommables	400	434,01
- Amortissement de matériel	4700	4373,03
- Déplacements	500	108,36
Total dépenses internes	5600	4915,4
Dépenses externes		
- Sous-traitance	2300	5286,13
- Achat de matériel non récupérable	4100	3351,76
- Frais de gestion	640	422,93
Total dépenses externes	7040	9060,82
Total des dépenses	12640	13976,22

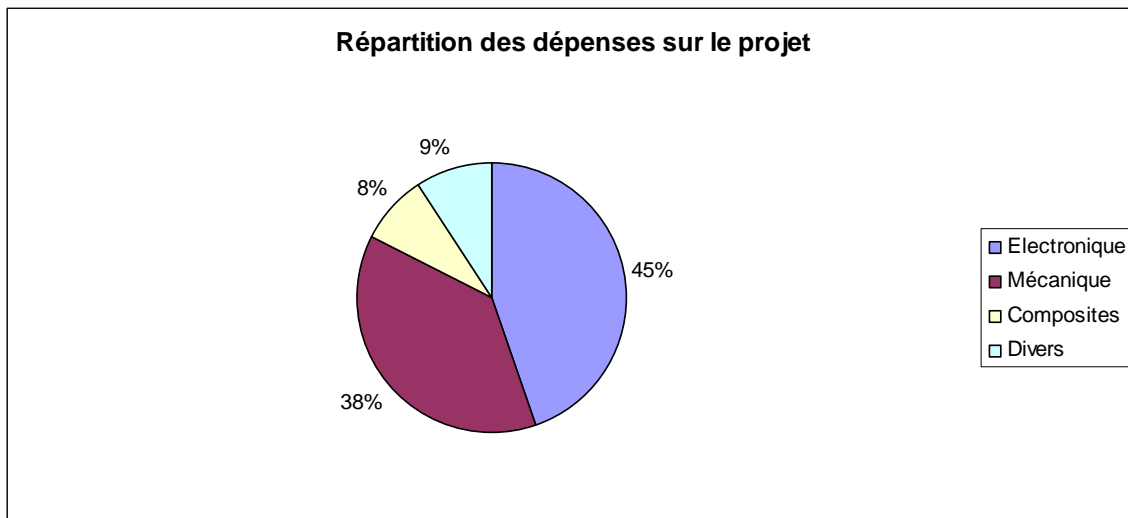
I.2) Détails

Le budget matériel a été en grande partie attribué à l'achat d'un ordinateur en informatique et d'un oscilloscope en électronique.





Sur le projet (matériel non récupérable) c'est l'électronique et la mécanique qui ont coûté les plus chers, notamment à cause de la sous-traitance en mécanique et de la réalisation de prototypes en électronique.



II) Recettes

Financement	Prévu	Réalisé
Ressources propres	1610	1056,22
Contributions externes publiques	2430	3170
Contributions externes privés	2300	3750
Oséo	6000	6000
Total	12340	13976,22

Dans le secteur public, les deux partenaires sont le FSDIE et l'IUT de Chartres. L'IUT de Chartres a également pris en charge la réalisation d'une pièce mécanique en sous-traitance.

Dans le secteur privé, on distingue trois types d'aides :

- Les dons en nature (accumulateurs Duracell, propulseur et émetteur du CNES)
- La sous-traitance gratuite (réalisation de cartes électroniques chez Systech et réalisation d'une pièce mécanique fondamentale par MGT)
- Le soutien technique, inchiffrable : assemblage au four à refusion de composants sur des cartes électroniques avec Systech



CONCLUSION

Nous retiendrons d'Elyjia qu'il fut le projet le plus abouti et le plus ambitieux que l'association ait pu réaliser.

Tout d'abord, stimulés par le résultat amer du projet précédent, (vol balistique), et par les prix remis (Planète sciences et EADS Sodern) pour nous récompenser de nos efforts et de la démarche accomplie, nous fîmes apparaître les premières esquisses d'Elyjia. Ensuite, nous avons pu donner au projet davantage d'ampleur et d'attrait en l'inscrivant sous forme de projet étudiant, dans deux IUT et trois sections de DUT distinctes.

C'est ainsi que le projet a pu grandir, durant deux ans, améliorant les techniques déjà employées et en innovant d'autres, tout en conciliant fiabilité et performance dans nos systèmes.

La réalisation du projet fut assez rude par moment, du fait de la dispersion des étudiants pendant les périodes scolaires. Le dernier mois avant le lancement ne fut pas de tout repos. De nombreuses nuits blanches furent passées pour achever le projet et nous pûmes enfin partir pour la campagne de lancements. Le lancement fut largement applaudi et plébiscité. De nombreuses personnalités de l'aérospatial français étaient présentes pour pouvoir contempler l'aboutissement final de notre projet. Ce fut une réussite et ce même été, nous recevions le prix CNES et les félicitations du jury pour notre innovation.

Le projet fut une consécration, aussi bien pour le travail qu'il nécessita que pour le budget nécessaire. En effet, de nombreux sponsors furent démarchés. Toutes les subventions et aides prirent une place essentielle dans la portée du projet. C'est pourquoi nous nous sommes donné comme mot d'ordre de faire connaître ces moteurs du projet, sans lesquels son accomplissement aurait été inenvisageable. Nous les remercions sincèrement.

L'acharnement et les investissements ne furent pas vains. La fusée présenta un vol nominal et des résultats d'expériences attrayants. Tous les systèmes fonctionnèrent parfaitement. Une réussite complète qui nous conduit, lors de la dernière remise des prix « Espace & Industrie » en octobre dernier, à recevoir le prix SAGEM Défense Sécurité.



POUR MEMOIRE

I) A ne pas refaire

I.1) Dans la démarche projet

- Négliger l'importance des réunions avec l'ensemble des membres du projet,
- Sous-estimer le coût de la sous-traitance.

I.2) En matériaux

- Sous-estimer le temps de séchage d'un vernis protecteur.

I.3) En mécanique

- Lors de la conception, ne pas penser suffisamment à la réalisation des pièces,
- Fournir des plans non complets au sous-traitant.

I.4) En électronique

- Utiliser un chargeur d'accumulateur nécessitant le démontage de l'accumulateur de la fusée (perte de temps et source d'erreurs),
- Pour le blindage des cartes, ne pas utiliser de boîtiers type « RF » en tôle d'acier trop épaisse, ces boîtiers sont bien trop lourds.

II) Bonnes idées à conserver

II.1) Dans la démarche projet

- Mettre en ouvre des partenariats avec l'industrie, partenariats techniques notamment.

II.2) En matériaux

- Utiliser des matériaux composites,
- Utiliser de la résine époxy et non polyester,
- Utiliser du film plastique alimentaire pour faciliter le démoulage.

II.3) En mécanique

- Prendre le temps de bien concevoir les pièces les plus fonctionnelles possibles afin de réduire le nombre total de pièces (à moduler en fonction des possibilités de production),
- Prendre le temps d'étudier les contraintes appliquées en chaque point de la fusée, en vue d'une optimisation en volume et donc en poids,
- Sélectionner les bons matériaux. On peut se souvenir de l'aluminium et du polycarbonate,



- Utiliser de la corde d'escalade pour les suspentes de parachute,
- Pour le séquenceur : utiliser un servomoteur dépouillé de son électronique auquel on adjoint des capteurs fin de course plutôt qu'un servomoteur habituel.

II.4) En électronique

- Utiliser la technologie CMS,
- Utiliser des composants récents, en faisant appel soit aux services « samples » soit directement en achetant chez le fabricant,
- Utiliser des accumulateurs lithium-ion (pour la rapidité de charge et le gain de poids),
- Pour la sous-traitance d'une série de circuits imprimés, mettre toutes les cartes en un seul panneau (réduction importante des coûts),
- Relier les cartes par des câbles en nappe,
- Pour le séquenceur : dans le cas d'un microcontrôleur, utiliser une horloge RC et non à quartz, utiliser un détecteur d'accélération électronique.

III) Autres idées à mettre en oeuvre

- Placer les cartes électroniques horizontalement plutôt que verticalement, les unes au dessus des autres, avec un blindage sous la forme d'une coquille venant enfermer le tout,
- Ne pas hésiter à placer des composants CMS des deux côtés du circuit imprimé, et pour garder un bon plan de masse, un bon départ serait de partir sur des circuits 4 couches avec une couche interne réservée à la masse,
- Utiliser un émetteur Toucan plutôt que Kiwi (plus petit et plus léger),
- Dans le cas de profilés filetés, si possible, les faire sous-traiter,
- Si une caméra est utilisée, l'asservir en rotation afin de limiter les rotations sur le film. On préférera l'utilisation d'une caméra de type modélisme plutôt que commerciale, ces caméras étant plus petites et plus légères.



PERSPECTIVES D'AVENIR

Le club ne compte plus que trois membres, deux d'entre eux provenant de l'équipe d'Elyjia. L'autre est le créateur du club. Ces trois membres étant situés sur Blois, Rennes et Grenoble il est difficile de parler de projet pour les années à venir.

Les nouveaux propulseurs actuellement disponibles (pro54 et pro75) combinés à une optimisation en masse encore plus poussée que sur Elyjia permettraient d'envisager une fusée supersonique. Un tel projet pourrait être le prochain projet de fusée expérimentale à l'ASPAC.

Actuellement, des travaux de développement d'une centrale inertielle sont en cours, et permettrait d'effectuer des trajectographies 3D des fusées. Une telle expérience serait la bienvenue sur une fusée supersonique.



Condensation de l'eau autour d'un F18 au passage du mur du son



ASPAC
Association Scientifique du Pays Chartrain
Avec les IUT de Chartres et de Blois

FUSEE EXPERIMENTALE



« **ELYJIA** »

2005-2006-2007

GRESTEAU Benjamin
GROSSIN Romain

Tuteur : CHARTRAIN Marc



Remerciements

Nous tenons à remercier tout d'abord Monsieur Lévi Allam, Directeur de l'IUT de Chartres, Marc Chartrain, notre tuteur, ainsi que toute l'équipe de l'IUT qui a cru en notre projet, enrichi nos connaissances et financé une partie du projet.

Nous tenons à remercier également toutes les personnes qui ont contribué, d'une manière ou d'une autre, à l'avancement du projet et nos sponsors, sans qui ce projet n'aurait pas pu voir le jour et aboutir dans de si bonnes conditions.

L'ASPAC	pour la maîtrise d'œuvre, le financement et la suite du projet jusqu'au lancement cet été
IUT de Chartres	pour le soutien matériel, et financier
Marc Chartrain	pour la coordination du projet et son aide
Equipe GEII Chartres	pour son apport sur la partie électronique
Equipe SGM (IUT Blois)	pour la partie matériau (fuselage)
CNES	pour la fourniture du propulseur
Planète Sciences	pour son fidèle soutien et suivi de nos à nos projets
OSEO	pour sa participation financière
GIFAS	pour l'aide au développement des clubs scientifiques
EADS	pour la remise d'un prix et sa participation financière
Duracell	pour la fourniture de batteries
MGT	pour l'usinage de la cale de poussée
MP3G	pour l'usinage des cales de la structure interne
Ministère des Armées	pour l'autorisation de lancement sur le terrain militaire de la Courtine (23)
La République du Centre	pour la partie communication

I.	Introduction	5
II.	Historique	7
III.	Qu'est-ce qu'une Fusex ?	8
1)	Généralisation d'une fusex	8
a.	Le propulseur	8
b.	L'expérience	8
c.	La transmission de données	8
d.	La stabilité	8
e.	La récupération	8
f.	Différents types de propulseurs	9
g.	Le système de récupération	9
h.	Le lancement	9
2)	Les différentes parties d'une fusex	10
a.	Le propulseur	10
b.	La récupération	12
c.	Le parachute	13
a)	L'ouverture	15
b)	La solidité	15
c)	La vitesse de descente	15
d.	Carte d'identité	16
e.	Organisation des équipes de travail	16
f.	Nos outils	17
IV.	Electronique	19
1)	Expériences embarquées	20
2)	Méthodes envisagées	20
3)	Répartition des capteurs dans la fusée	23
a.	Carte accéléromètre longitudinal	23
b.	Carte capteurs de pressions	23
c.	Carte rotation et vibration	23
d.	Carte mère	24
e.	Carte modulation FSK bicanal	24
f.	Caméra	24
V.	Matériaux	26
1)	Empennage	26
2)	Case parachute	28
3)	Ogive	28
VI.	Mécanique	29
1)	Structure	30
2)	Conception	33
a.	Cale de poussée	33
b.	Cale du milieu	36
c.	Cale séquenceur expérience	38
d.	Cale expérience gyro	39
e.	Cale kiwi cam	40
f.	Cale haut	41
3)	Etude des efforts extérieurs	43
a.	Cale de poussée	44

a)	Introduction	44
b)	Répartition des différents efforts lors du décollage	46
c)	Répartition des contraintes lors du décollage	46
d)	Déformation de la cale lors du décollage	48
b.	Cale du milieu	49
a)	Introduction	49
b)	Répartition des contraintes lors de la descente	50
c)	Déformation de la cale	51
c.	Conclusion	52
4)	Le Tube de Pitot	53
a.	Introduction	54
b.	Principe du tube de Pitot	54
a)	Mesure de la pression statique	55
b)	Calcul des dimensions	58
5)	Le ralentisseur	60
VII.	Conclusion	64

I. Introduction

Depuis plusieurs années l'**ASPAC** (**A**ssociation **S**cientifique du **P**ays **C**hartrain) construit et lance des fusées avec l'aide du **CNES** (**C**entre **N**ational d'**E**tudes **S**patiales) et de Planète Sciences. Cette année, le club a opté pour une fusée de type « fusex », intégrant une technologie et une électronique embarquée plus pointue que les années précédentes.

Nous avons proposé d'intégrer ce dossier dans un projet tutoré à l'IUT de Chartres, suivi par notre tuteur Marc Chartrain.

Ce projet ambitieux a nécessité une organisation adaptée en raison du grand nombre d'acteurs internes et externes et un calendrier très serré. Une véritable Gestion de Projet a été mise en place, tant en matière de suivi de planning, de suivi de la qualité, et du budget.

Pour cela, nous avons découpé le projet en 3 pôles de compétences :

Mécanique	équipe GIM : 2 étudiants
Matériaux	équipe SGM : 2 étudiants
Electronique	équipe GEII : 2 étudiants

Nous avons également du faire appel à des sous-traitants externes, pour l'usinage de certaines pièces.

Nous avons du synchroniser l'ensemble des acteurs et leur expliquer les contraintes de notre cahier des charges pour mener à bien ce projet.

Parallèlement à cela, le suivi du budget a été assuré par Romain Groussin, trésorier de l'Aspac.

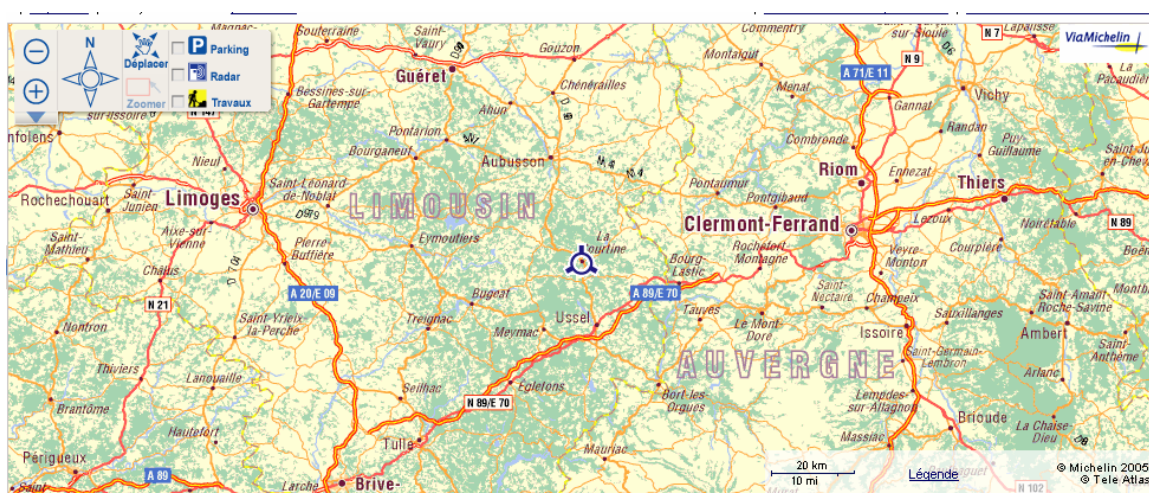
Une seule partie de la fusée n'est pas gérée par notre équipe : le propulseur.

Le CNES fournit le propulseur et gère sa mise en œuvre dans les conditions de sécurité optimales. Planète Sciences gère l'organisation du lancement et s'occupe du suivi technique du club tout au long de l'année. En contrepartie, le club s'engage à respecter un cahier des charges (contenant essentiellement des règles de sécurité, voir annexe).

La campagne de lancement se déroule obligatoirement sur un terrain militaire avec la mise à disposition de moyens militaires pour la partie logistique (hébergement, accès au pas de tir) ainsi que la localisation des fusées après atterrissage et la délimitation d'un périmètre de sécurité. Cette année, ce sera à La Courtine dans la Creuse. Pendant une semaine, il s'agit pour tous les clubs « spatiaux » du monde de qualifier sa fusée en répondant à 100% au cahier des charges et en passant une batterie de tests qualificatifs avant de pouvoir obtenir l'autorisation de lancement. Planète Sciences gère ces qualifications et assure également un suivi régulier durant toutes les phases de préparation de la fusée. Planètes Science est une association nationale, loi 1901, qui encadre aussi d'autres secteurs comme l'astronomie, l'environnement ou la robotique. C'est d'ailleurs Planète Sciences qui organise la coupe E=M6.



La Courtine



II. Historique

L'ASC (Amilly Space Club) a été créée en 1993. Le club (composé de jeunes de 13 ans à 21 ans) a construit plusieurs minis fusés et deux fusées expérimentales. Un prix GIFAS (Groupement des Industriels Français de l'Aéronautique et du Spatial), un voyage en Allemagne et un séjour en Guyane (pour visiter les salles de construction d'Ariane et pour voir décoller Ariane 4 de nuit) ont été remportés. Le club s'est ensuite transformé en association en 1991 et a changé de nom : ASPAC. Après quelques années de projets, les membres de l'association se sont séparés pour leurs études. En 2001, l'association a réintégré de nouveaux membres et huit minis fusés ont été lancés depuis cette date.

Sur la période 2003-2005, deux membres ont travaillé sur un projet de fusée expérimentale, qui a été lancé en juillet 2005 à la Courtine (Massif Central). Malheureusement, le système de récupération n'a pas fonctionné et le parachute ne s'est pas ouvert. En contre partie une excellente télémessure a été récupérée, confirmant les hypothèses faites au début du projet (à savoir, la vitesse de rotation et la vitesse propre de la fusée sont bien proportionnelles, ce qui prouve que la rotation est due à un phénomène aérodynamique).

Le club a remporté le prix Planète Sciences pour la démarche expérimentale et l'esprit club. Le projet (ou du moins les plans et photos qu'il en reste, car la fusée est en morceaux quelque part dans le Massif Central) a été présenté le 9 décembre 2005 au Bourget devant les industriels du GIFAS (Groupement des Industriels Français de l'Aéronautique et du Spatial), un prix EADS SODERN a été décerné au projet. Un nouveau projet de fusée expérimentale est en cours, avec lequel de nouvelles techniques de mesures et de nouvelles techniques de fabrication sont exploitées.

III. Qu'est-ce qu'une Fusex ?

Objectif

Réaliser des expériences scientifiques embarquées à bord d'une fusée.

1) Généralisation d'une fusex

a. Le propulseur

La loi française interdit à un amateur de réaliser son propre propulseur. Les fusées expérimentales utilisent des propulseurs professionnels fournis par le CNES. Ils permettent d'envoyer une expérience pesant de 1 à 15 kg à une altitude variant entre 500 et 5000 m et à une vitesse pouvant être supérieure à celle du son.

b. L'expérience

Elle est à caractère scientifique. Elle ne présente pas de danger. Elle n'est pas forcément originale, mais la démarche adoptée pour sa mise en œuvre est scientifique et rigoureuse.

c. La transmission de données

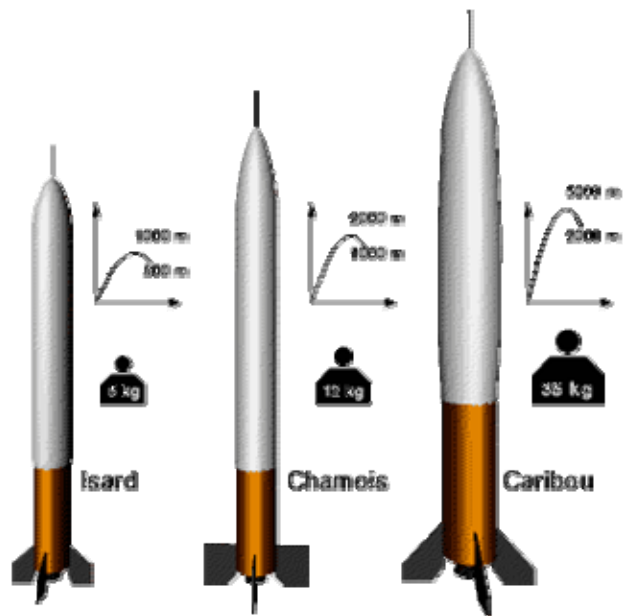
Pendant le vol, les données issues des divers capteurs constituant l'expérience sont généralement émises par radio de la fusée vers le sol.

d. La stabilité

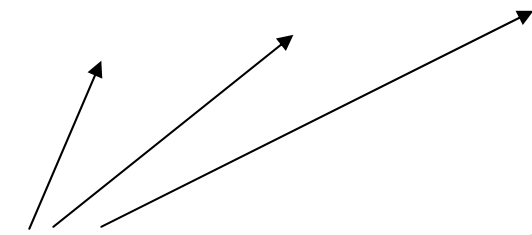
La stabilité en vol de la fusée est assurée par la position et la dimension de ses ailerons par rapport à son centre de gravité.

e. La récupération

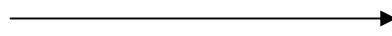
La fusée et son contenu sont récupérés après le vol. Pour cela, elle est munie d'un système de récupération (souvent un parachute) déclenché à culmination.



f. Différents types de propulseurs



g. Le système de récupération



h. Le lancement

Chaque année, le secteur espace de Planète Sciences, organise une campagne où sont lancées les fusées qui répondent aux critères du cahier des charges. Chaque point est contrôlé et un propulseur est attribué à la fusée.

2) Les différentes parties d'une fusée

a. Le propulseur

Le Chamois est le premier propulseur spécifiquement conçu pour les fusées expérimentales ; il est en service depuis 1973.

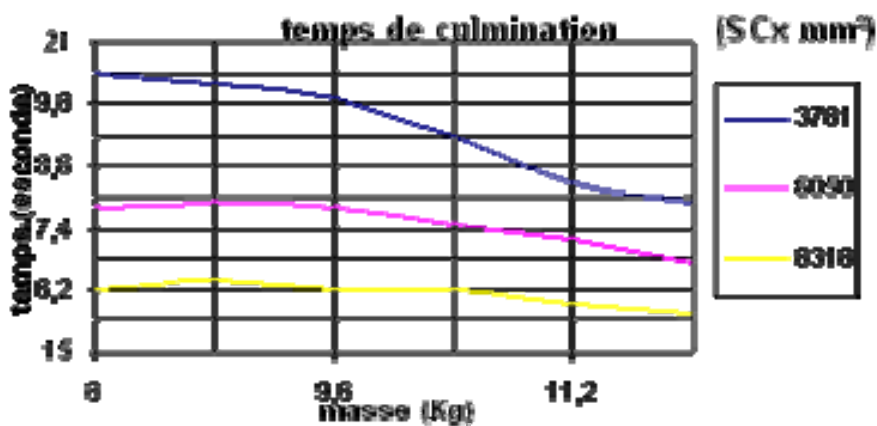
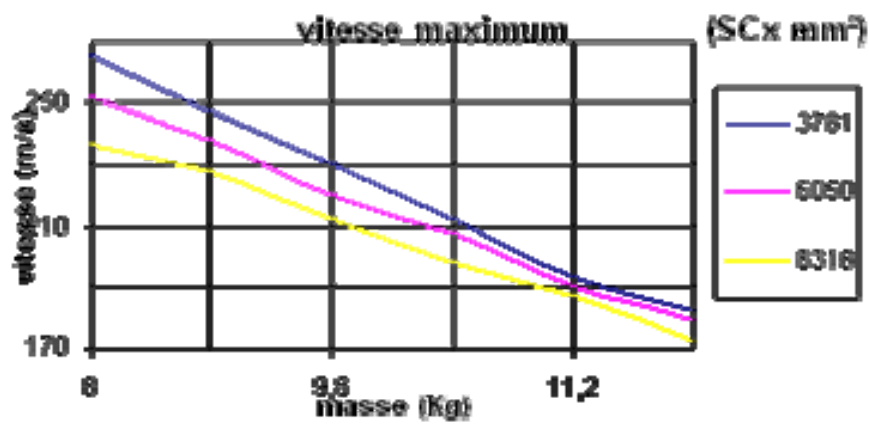
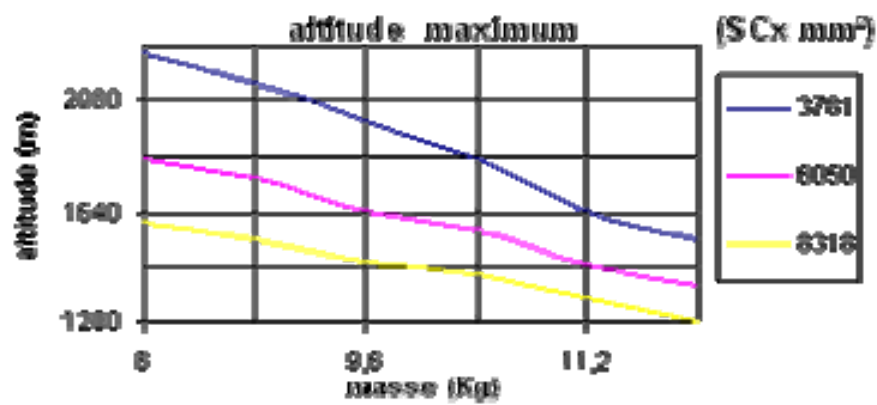
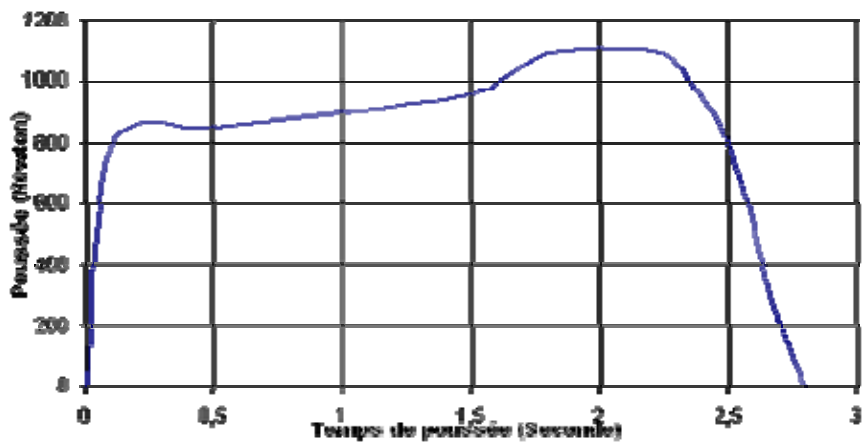
Il permet de propulser des fusées de **6 à 15 Kg** entre **800 et 2000 m** d'altitude.

Poussant de façon modérée pendant un temps relativement long (2,5 s), il permet de mouvoir assez haut des expériences délicates (l'accélération n'étant "que" de **10 G** environ).

Caractéristiques générales :



Longueur totale	276 mm
Diamètre maximal	90 mm
Masse totale	3.4 Kg
Masse mécanique	2.3 Kg
Masse de poudre	1.1 kg
Impulsion totale	2043 Ns
Poussée moyenne	842 N
Temps de combustion	2.52 s



b. La récupération

Il est constitué des éléments de la fusée destinés à libérer le parachute pour la phase descendante du vol.

Ces éléments sont :

- La minuterie

Elle donne l'ordre de libérer le parachute n secondes après le décollage de la fusée. Un calcul de trajectoire permet d'estimer la valeur de n , elle correspond au temps de culmination de la fusée.

- Le système d'ouverture

Il est commandé par la minuterie. Il déclenche l'ouverture de la case parachute. Ce système peut être mécanique (un servomoteur par exemple), pneumatique (électrovanne) ou pyrotechnique (goupilles pyrotechniques). Dans tous les cas, il ne doit pas présenter de danger pour le manipulateur.

- Le système d'éjection du parachute

L'éjection se fait généralement par l'intermédiaire d'un ressort qui expulse le parachute soit par une porte latérale découpée sur le corps de la fusée, soit par séparation transversale (la fusée se sépare en deux). Cette éjection doit être franche.

Le vol nominal

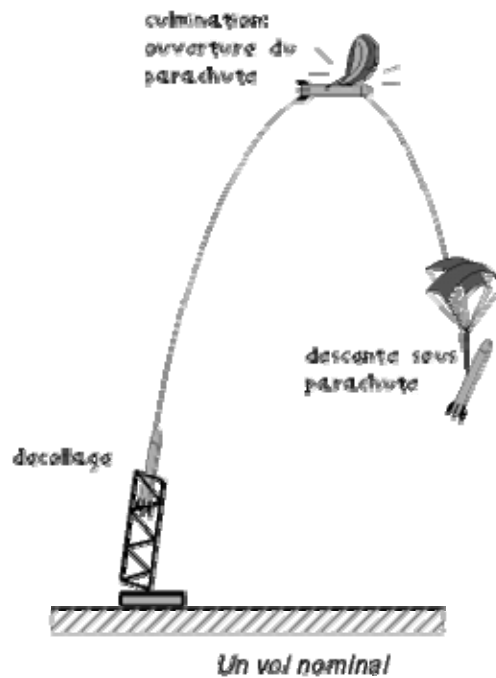
Tout s'est correctement déroulé. Le système de récupération a fonctionné.

BON 😊

Le vol balistique

Le système de récupération n'a pas fonctionné, la fusée s'est écrasée.

MAUVAIS 😞

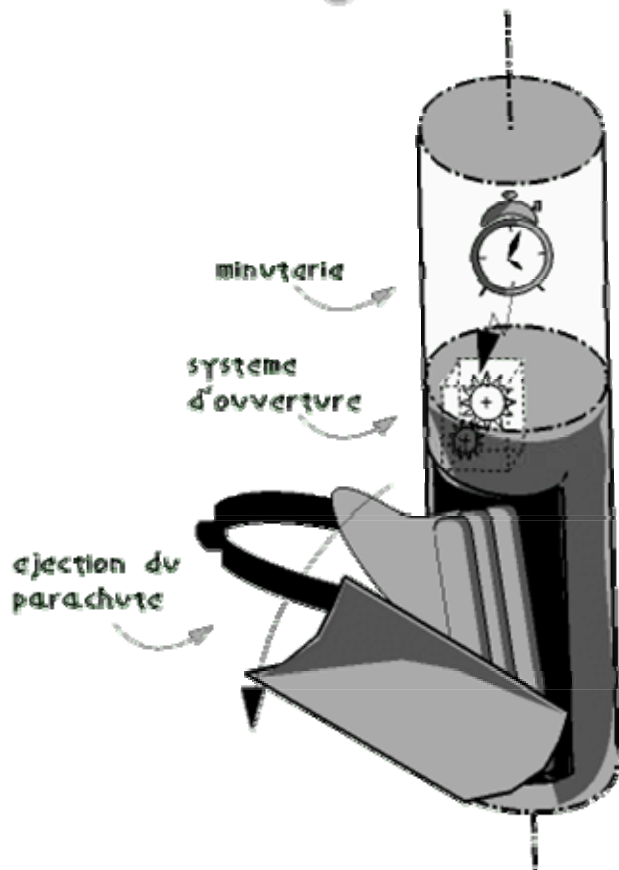
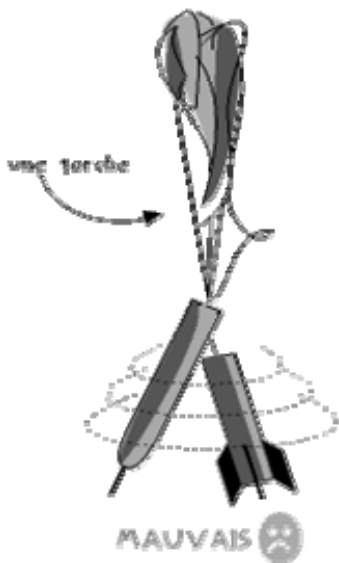
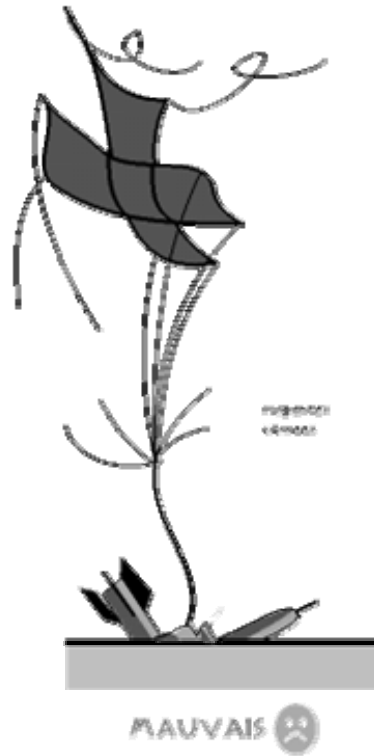
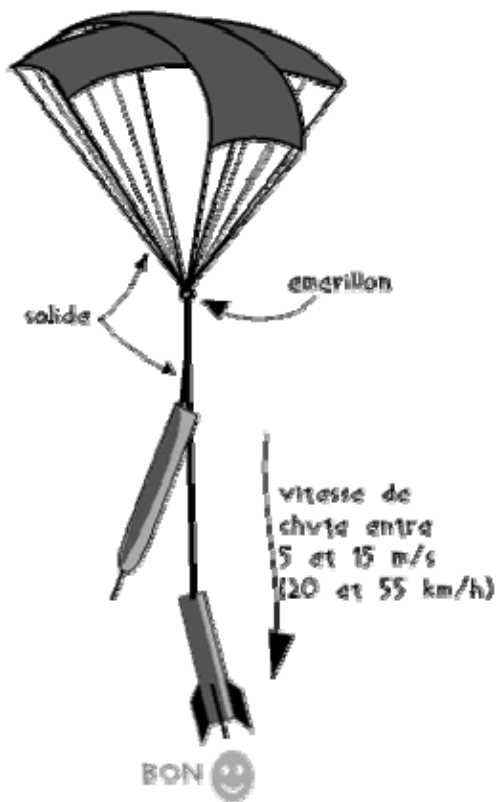


c. Le parachute

Le parachute va ralentir la fusée lors de la phase descendante du vol.

Il remplira bien son rôle si :

- il se déploie correctement,
- il ne s'emmêle pas,
- il ne s'arrache pas,
- il fait redescendre la fusée ni trop vite, ni trop lentement.



a) L'ouverture

Le parachute doit s'ouvrir correctement.

Pour cela, il convient de vérifier que :

- les suspentes ne sont pas emmêlées,
- le pliage est correct,
- le parachute sort facilement de sa case,
- un émerillon est présent.

On espère ainsi éviter que le parachute ne sorte pas ou qu'il se mette en torche.

b) La solidité

Le choc encaissé lors de l'ouverture du parachute est violent (d'autant plus que la fusée va vite ou que le parachute est grand). Le parachute doit résister.

Ceci est garanti par la solidité :

- des coutures,
- des suspentes,
- des points d'attache,
- de l'émerillon.

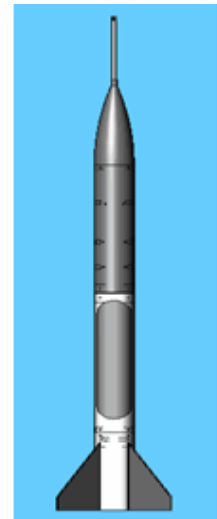
c) La vitesse de descente

Pour éviter que la fusée soit endommagée au moment de l'atterrissage, le parachute est dimensionné pour que la vitesse de chute soit inférieure à 15 m/s.

Pour éviter que le vent déporte la fusée hors de la zone de lancement, la vitesse de chute doit être supérieure à 5 m/s.

d. Carte d'identité

L'association :	ASPAC	
Poids	7,8 kg	
Envergure	400mm	
Hauteur	183cm	
Diamètre	99mm	
Vitesse max	910km/h	
Culmination	1600m	
Accélération	12g	
Date de vol	31 juillet au 5 août	
Lieu de vol	La Courtine (Massif Central)	
Créateurs	GEII :	Nicolas Bouquet-Thomas Chabannes
	GIM :	Romain Groussin-Benjamin Gresteau
	SGM :	Damien Moulin-Francois Lefèvre



e. Organisation des équipes de travail

L'équipe compte actuellement six membres :

- Nicolas Bouquet, en 2^{ème} année GEII (Génie Electrique et Informatique Industriel) à L'IUT de Chartres, accompagné de Thomas Chabannes
- Romain Groussin, en 2^{ème} année GIM (Génie Industriel et Maintenance) à l'IUT de Chartres, accompagné de Benjamin Gresteau
- Damien Moulin, en 2^{ème} année SGM (Sciences et Génie des Matériaux) à l'IUT de Blois, accompagné de François Lefèvre

f. Nos outils

« Trajec » est le logiciel de référence pour la simulation du vol de la fusée. Il nous a été fourni par Planète Sciences. Il faut paramétrer entièrement le logiciel avec les données de la fusée pour obtenir les résultats sur la stabilité.

```

D:\PROJET-1\ASPAC\Trajec.exe
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Uent

1:MOTEUR Wapiti          A:PAS DE CALCUL 0.10 s      G:VITESSE INITIALE  0 m/s
2:MASSE 10.000 kg       B:Cx ESTIME 0.80          X:AXE X INITIAL    0 m
3:MAITRE COUPLE 7562 mm² C:ALITUDE RAMPE 145 m     Y:AXE Y INITIAL    0 m
4:FICHER RESULTAT NOM  D:SITE DE LA RAMPE 80 °   Z:AXE Z INITIAL   145 m
5:TEMPS D'OUVERTURE DU H:GISEMENT RAMPE  0 °   I:TEMPS INITIAL   0.0 s
  PARACHUTE : 18.0 s      E:LONGUEUR RAMPE 4.0     L:IMPRIME UN FICHER
6:DESCENTE SOUS        F:IMPRESSION DES         RESULTAT
  PARACHUTE OUI          PRINCIPAUX RESULTATS :   M:EDITE UN FICHER
7:VITESSE PARÀ : 15 m/s  NON                       RESULTAT
UENT : ventnul.ven      --- Version 2.4 ---

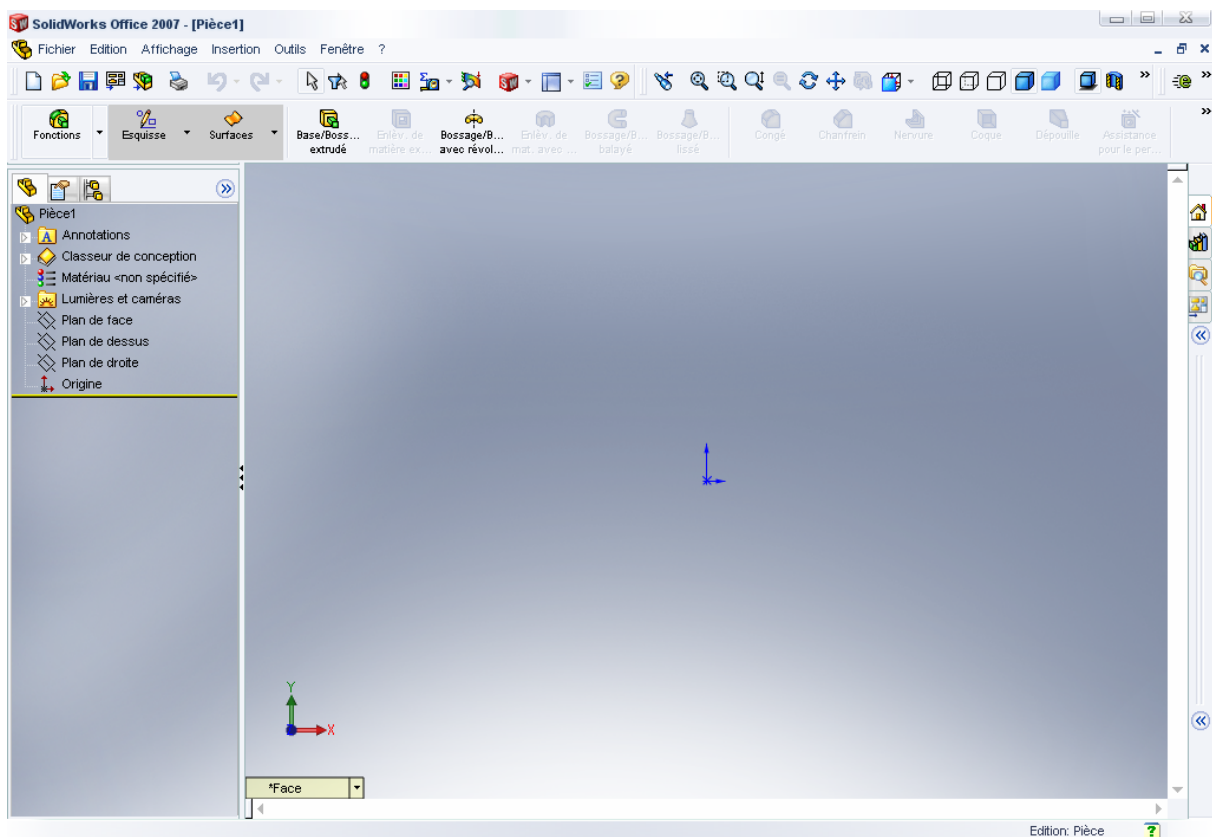
0:FUSEE                 R:CLUB
8:début du calcul de trajectoire  9:sortir du programme
  
```

```

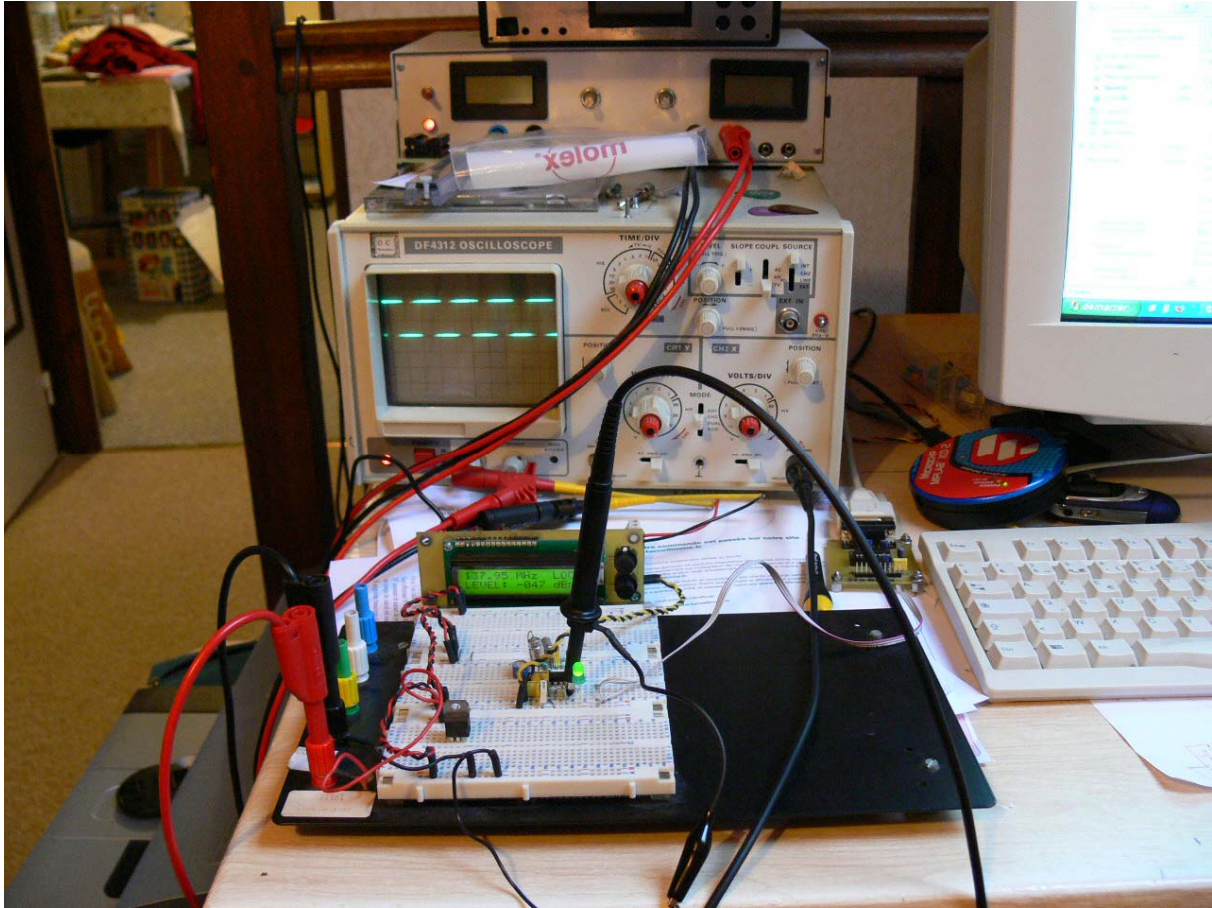
D:\PROJET-1\ASPAC\Trajec.exe
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Uent

FUSEE:  CLUB:  MOTEUR:Wapiti  PAS: 10 %
virole: NON  Xcg: 50  biétage : NON
           masse: 1.000
           prop:1400
           <-150 -> D - Xcg vide:1200 -> -Xcg:1202 -> masse:10.000 kg
           90  avec moteur et virole
           L=1600
           <-m=150 ->
coiffe:conique  jupe/rétréint : NON  épaisseur ailerons : 2.0
           p= 50 -> <-n=100 ->
sortir du programme
déplacements: <f><d> valid.: RETURN variations: +- nombre d'ailerons : 4
Produit Ms x Cn : inutilisé
nom de la fusée
Cn=23.2 ||Xcp:1521 ||marge statique:de 3.5 à 3.6  cotes en mm
  
```

Nous avons utilisé le logiciel « SolidWorks » pour concevoir entièrement la fusée. Il nous a aussi permis, à l'aide du module « CosmosWorks », d'étudier les différentes contraintes mécaniques.



IV. Electronique



La partie électronique de la fusée expérimentale a été réalisée par Nicolas Bouquet et Thomas Chabannes. Tous deux étudiants à l'IUT de Chartres en Génie Electrique et Informatique Industriel.

Nous allons vous présenter en partie quelques réalisations et études faites par les étudiants de GEII.

Notre fusée est expérimentale avant tout. Il convient donc de séparer les expériences elle-même des moyens utilisés pour mesurer les paramètres.

1) Expériences embarquées

Sur cette fusée, nous avons trouvé intéressant et envisageable d'étudier :

- La vitesse, pour la comparer avec celle donnée par Trajec, notre programme de calcul de trajectoire,
- L'accélération, aussi pour la comparer avec celle donnée par Trajec,
- La rotation, pour d'une part confirmer la théorie démontrée expérimentalement sur le précédent projet : rotation et vitesse sont liées ; et d'autre part pour vérifier le bon profilage des ailerons (selon la qualité des fixations, la vitesse de rotation peut varier de 0.25 à 4tr/s, on observe un facteur de 16 !),
- L'altitude, pour détecter la culmination (et aussi pour la comparer avec celle donnée par Trajec),
- Les phases de vol : état du séquenceur, décollage, ouverture de la porte, parachute sorti, fusée au sol... Cela permet d'étudier le vol de la fusée, et éventuellement de cibler le problème en cas de non ouverture du parachute,
- Vibrations : pour étudier les contraintes mécaniques qui s'appliquent sur la fusée, mesurer la fréquence de résonance de la fusée...
- L'inclinaison, pour retrouver la culmination,
- De plus une caméra sera embarquée à bord de la fusée.

2) Méthodes envisagées

- Vitesse : tube de Pitot + capteur de pression différentiel intégré,
- Accélération : accéléromètre piézoélectrique,
- Rotation : par mesure de luminosité (photodiode), par gyromètre et par mesure de différence d'accélération entre le centre de la fusée et le bord,
- Altitude : en mesurant la pression absolue, on retrouve l'altitude. C'est le principe des altimètres,
- Phases de vol : par une série de capteurs logiques mécaniques et électroniques,
- Vibration : avec deux accéléromètres piézoélectriques disposés horizontalement à 90°,
- Inclinaison : par traitement mathématique de la vitesse et de l'accélération on peut retrouver l'inclinaison,
- Vidéo embarquée : une caméra numérique avec enregistrement sur carte mémoire sera utilisée.

Pour notre projet les expériences que nous avons retenues sont donc :

- 1- Vérifier les données du logiciel de simulation (Trajec) concernant les performances, notamment vitesse max, altitude max et temps de culmination qui dépendent beaucoup du C_x (coefficient d'aérodynamisme de la fusée), paramètre systématiquement estimée pour les fusées
- 2- Confirmer ou non l'hypothèse « rotation proportionnelle à la vitesse »

Nous réalisons également d'autres expériences qui sont « secondaires » :

- ✚ Analyse vibratoire de la fusée
- ✚ Mesure d'inclinaison
- ✚ Phases de vol (fusée décollée, état séquenceur, culmination, impact...)
- ✚ Vidéo embarquée

Afin de réaliser ces expériences des solutions technologiques ont été apportées :

- 1- Vérification des données Trajec :
 - a. Mesure de vitesse par tube de Pitot
 - b. Mesure d'altitude par mesure de pression atmosphérique
 - c. Mesure de l'accélération longitudinale par accéléromètre piézo-électrique
- 2- Confirmation ou non l'hypothèse « rotation proportionnelle à la vitesse »
 - a. Mesure de vitesse par tube de Pitot, déjà effectué en 1.
 - b. Mesure de rotation :
 - i. Par gyromètre
 - ii. Par mesure de force centrifuge, avec deux accéléromètres
 - iii. Par photodiode

3- Analyse vibratoire

- a. Mesure des vibrations transversales par accéléromètre piézo-électrique X/Y

4- Mesure d'inclinaison

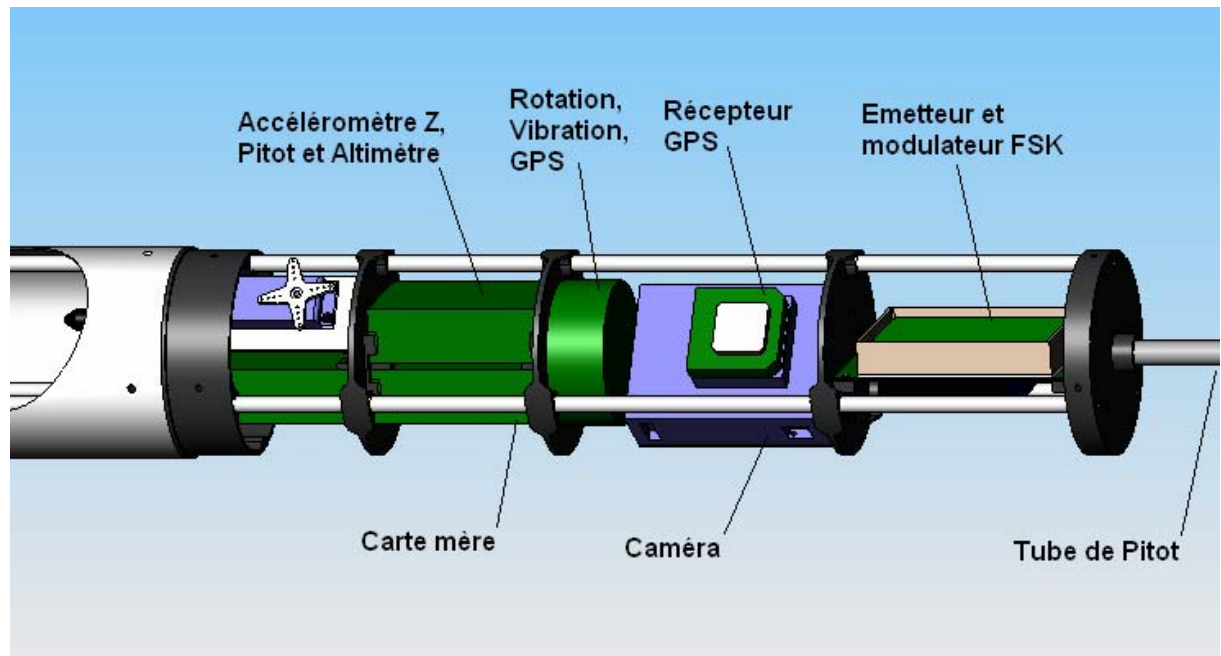
- a. Par traitement mathématique entre les données de l'accéléromètre longitudinal et du tube de Pitot

5- Phases de vol

- a. Les informations concernant l'altitude (culmination et impact), sont issues de l'altimètre
- b. L'information de décollage est issue de l'accéléromètre longitudinal
- c. L'information « porte ouverte » provient d'un capteur mécanique dans la case parachute
- d. Les autres informations concernant le séquenceur viennent directement du séquenceur lui-même via la liaison série synchrone opto-isolée.

3) Répartition des capteurs dans la fusée

Les expériences sont réparties sur 5 cartes :



a. Carte accéléromètre longitudinal

Cette carte comporte un accéléromètre axe Z, on peut lire l'accélération courante via le bus I²C.

b. Carte capteurs de pressions

Cette carte comporte un capteur de pression absolue pour la mesure d'altitude et un capteur de pression différentielle pour la mesure de vitesse par tube de Pitot. On récupère les pressions par le bus I²C.

c. Carte rotation et vibration

Cette carte comporte de nombreux capteurs, on peut récupérer via le bus I²C :

- La valeur de luminosité donnée par la photodiode,
- La valeur de l'accélération centrifuge, permettant de déduire la vitesse de rotation,
- La donnée de rotation du gyromètre,
- Les accélérations sur les axes X et Y, donnant les vibrations,

- La position GPS, le nombre de satellites actuellement utilisés et une indication de la validité de ces données

d. Carte mère

Cette carte gère le transit et le fonctionnement de toutes les autres (hormis le système de récupération et le buzzer).

Point de vue connectique, on y trouve les connecteurs HE-10 pour connecter toutes les cartes d'expériences, le séquenceur, la carte modulateur FSK, un bornier à vis pour le capteur de porte ouverte, un connecteur de programmation pour le PIC et un connecteur USB permettant de faire du monitoring.

Point de vue affichage / commande, on trouve un interrupteurs marche / arrêt, un poussoir pour autoriser la mémoire en écriture, des leds d'indications marche / mémoire en écriture / problème carte filles / pile faible.

e. Carte modulation FSK bicanal

Cette carte est adossée à l'émetteur, elle est alimentée en 7.4V est comporte une alim DC-DC boostant la tension d'alimentation de l'émetteur et des modulateurs à 12V.

On trouve deux modulateurs FSK réglable en amplitude et fréquence, et un connecteur permettant de sélectionner les options suivantes :

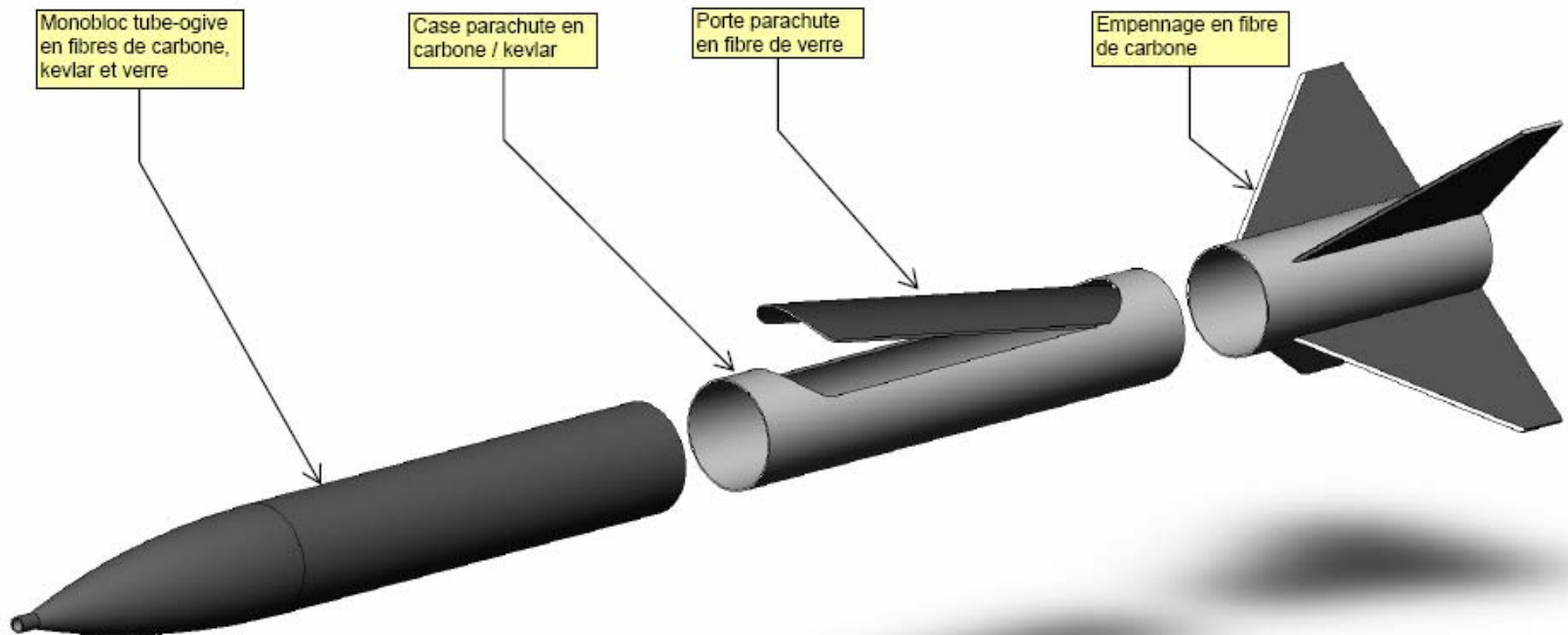
- Bande basse 600 bauds
- Bande haute 9600 ou 14400 bauds en fonction de la version de la carte
- Multicanal (bande basse + bande haute)

f. Caméra

L'objectif pointe à 90° a gauche par rapport à la porte de la fusée. On ne verra donc pas l'ouverture du parachute, mais par contre durant les 3 minutes de descente on observera l'horizon.

La caméra est une caméra numérique du commerce, elle intègre un accu Li-Po et une carte SD de 2Go. Elle est allumée dès la mise en rampe.





Monobloc tube-ogive
en fibres de carbone,
kevlar et verre

Case parachute en
carbone / kevlar

Porte parachute
en fibre de verre

Empennage en fibre
de carbone

V. Matériaux

L'IUT de Blois (département Sciences et Génie des Matériaux) a travaillé sur l'empennage et les différentes coques.

1) *Empennage*

Réalisé à partir d'un tube et de quatre ailerons, on arrive finalement à un bloc en composite parfaitement aérodynamique.



Etape initiale :

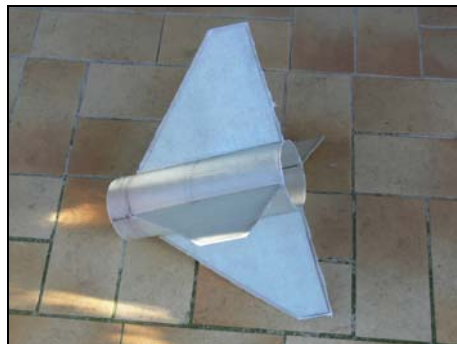
- Tube de fibre de verre (2 couches)
- Plaque de fibre de verre (3 couches)



Etape 2 : pré collage des ailerons à l'araldite



Etape 3 : Mise en place d'une bande de fibre de verre pour consolider les ailerons et le tube, et relier les deux



Finalement, un empennage parfaitement aérodynamique

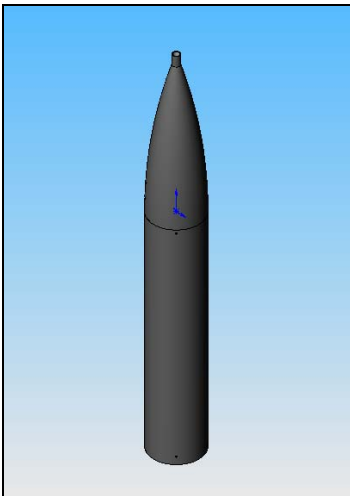
2) Case parachute



Etudiée pour résister en compression notamment, mais aussi en flexion la case parachute est composée de 4 couches de fibres.

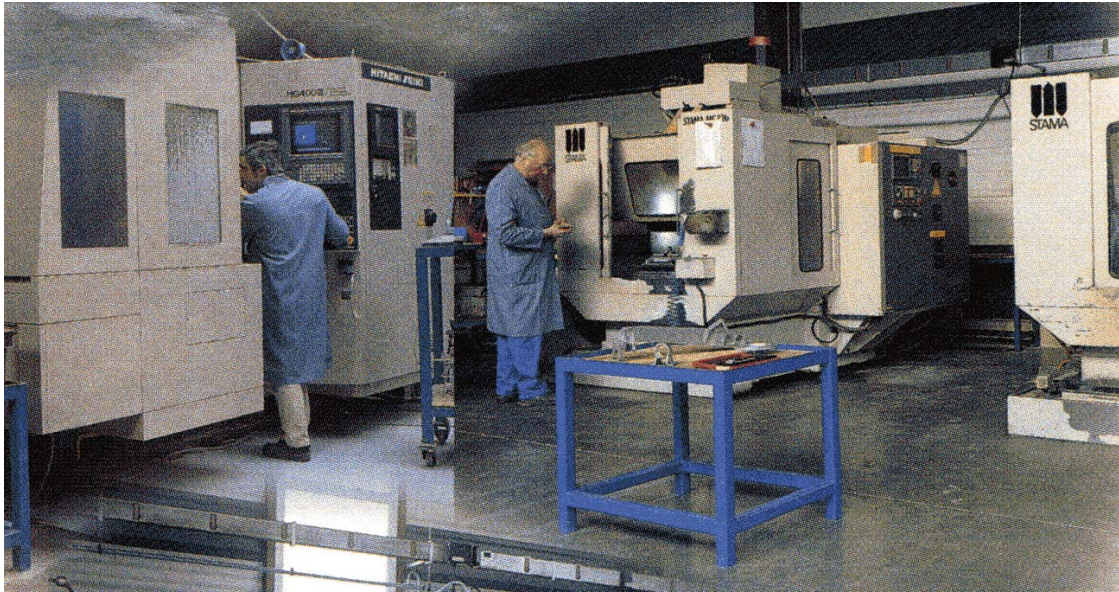
La porte a été découpée au cutter.

3) Ogive



Coque faisant à la fois office d'ogive et de tube pour éliminer le traditionnel point faible entre le tube et l'ogive. L'ogive se termine par une partie cylindrique pour le tube de Pitot. Cette partie ne peut être réalisée en carbone car le carbone est conducteur ce qui empêcherait l'antenne d'émettre correctement et blinderait le GPS.

VI. Mécanique



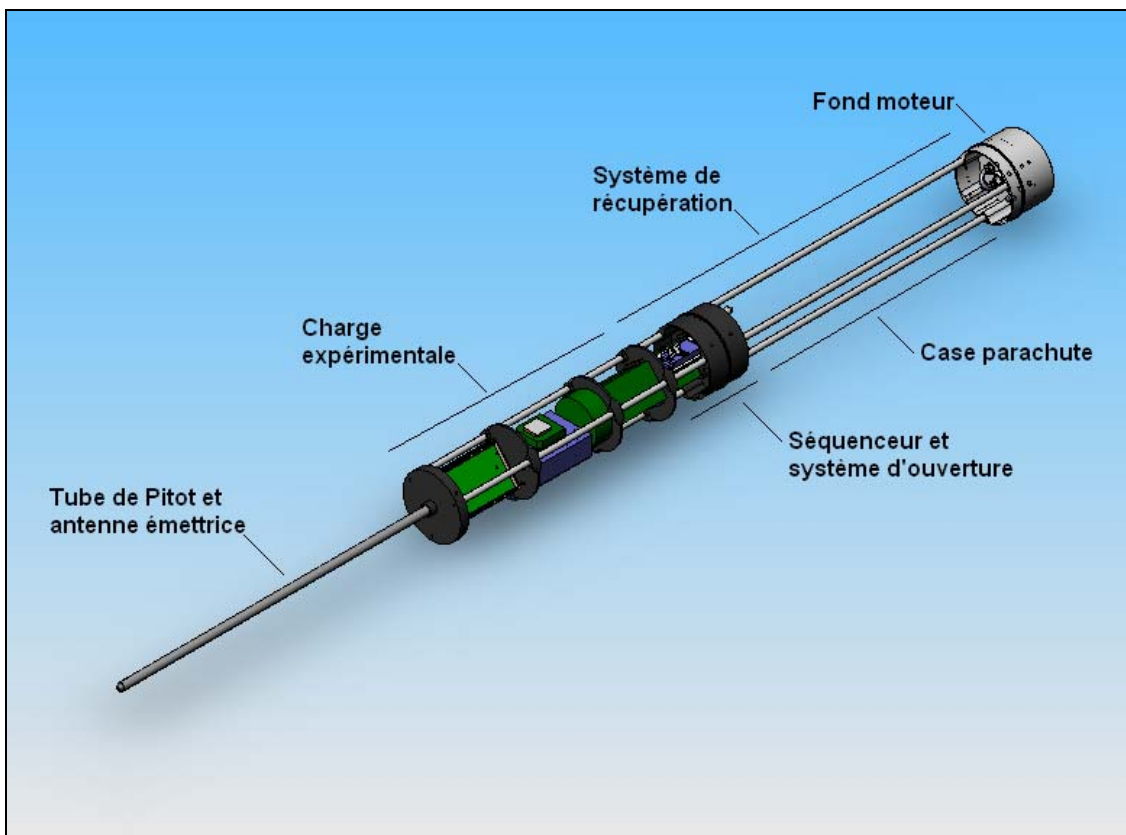
Durant notre projet tutoré, nous avons du concevoir et réaliser, par l'intermédiaire de deux sous-traitant six cales, essentielles à la structure interne de la fusée.

Par la suite, nous allons vous présenter les différentes cales, en vous précisant leur fonction et leur position dans la fusée.

1) Structure

La structure est de type porteuse, c'est-à-dire que c'est l'intégration qui encaisse les efforts, contrairement à une configuration de type peau porteuse.

La structure est composée de 6 profilés ronds de 8mm de diamètre en aluminium. Un premier jeu de 3 profilés assure la rigidité entre le fond moteur et la bague centrale, et un second jeu de 3 profilés entre la bague centrale et le haut. Ces profilés sont maintenus en place d'un côté par une vis vissée à l'intérieur du profilé et de l'autre côté par un taraudage à l'extérieur du profilé.



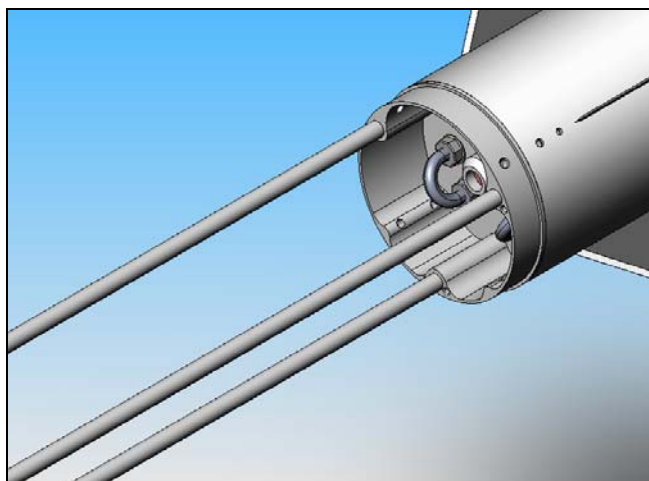
Avantage :

- Très bonne tenue en compression (les vis travaillent en traction, les transferts d'efforts se font en appui plan entre les profilés et les bagues).
- Bonne tenue en flèche
- Aspect général très propre

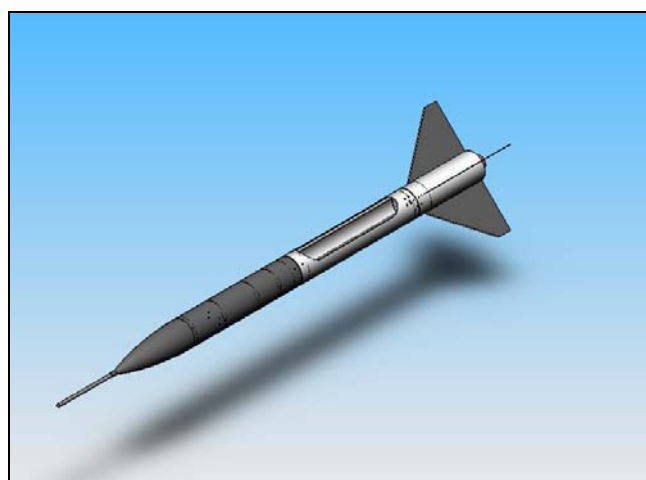
Inconvénient :

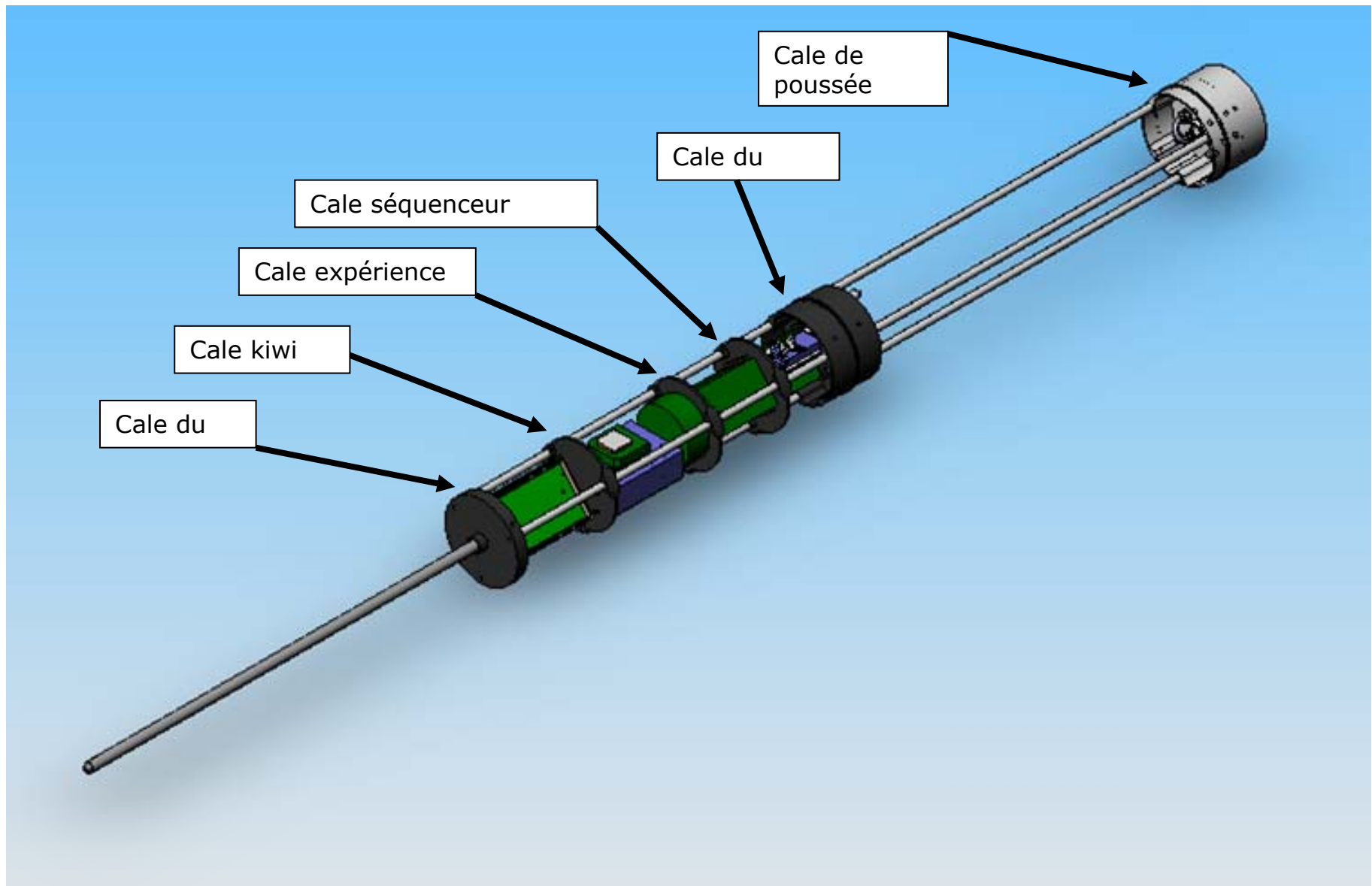
- Nécessite une fixation des cartes un peu plus complexe

Zoom sur le fond moteur : on aperçoit les crochets de fixation du parachute.



Vue globale





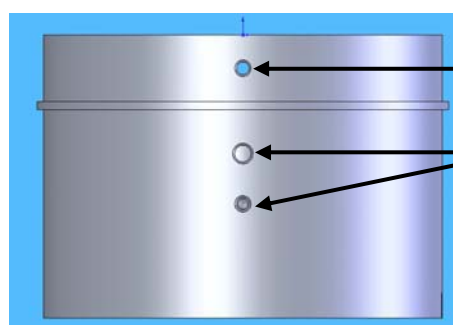
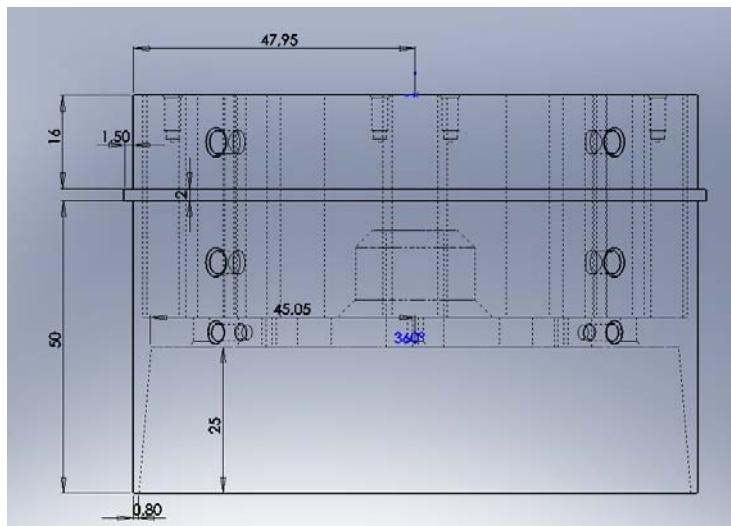
2) Conception

a. Cale de poussée

Cette cale est notre première conception du projet ; elle est à la base de notre fusée. Elle subira le plus de contraintes mécaniques, notamment lors du décollage (voir partie Etude des contraintes).

Ses caractéristiques principales :

matière	: AU4G
Ø ext	: 95,9 mm
Ø int	: 90,1 mm
Hauteur	: 68 mm
Masse théorique	: 216 g

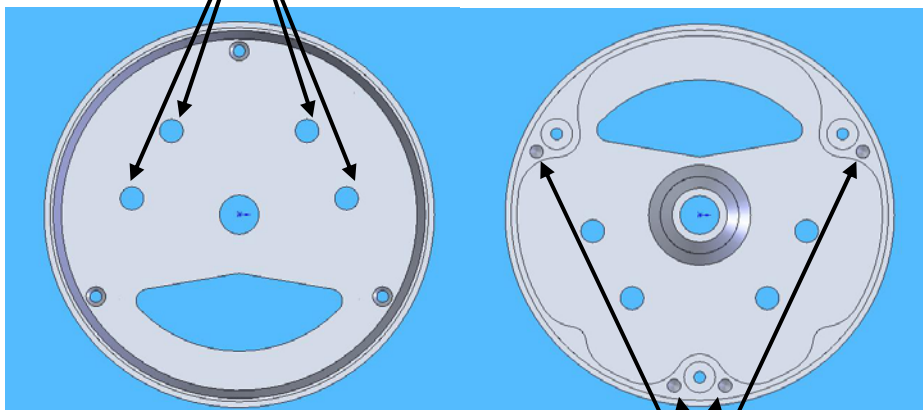


Fixation avec la case parachute par 4 vis

Fixation avec l'empennage par deux rangées de 4 vis

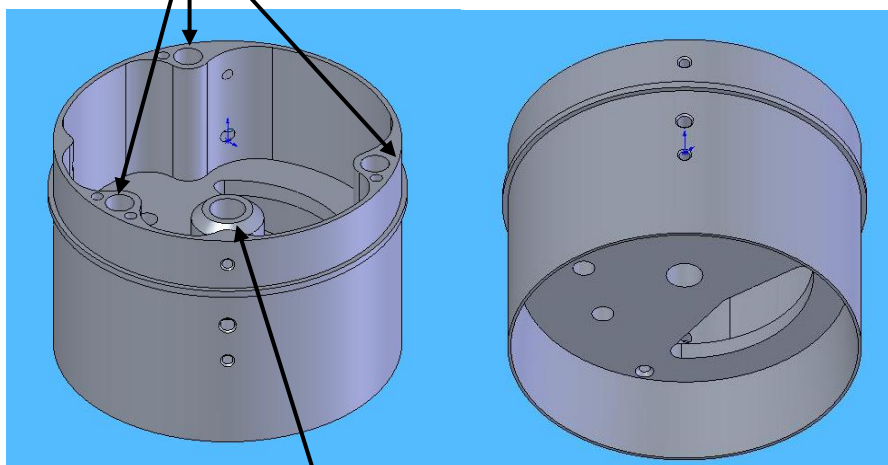
La présence d'une bague de séparation entre les deux tubes nous a été conseillée par les SGM pour ne pas avoir un contact direct entre ces deux éléments. Ceci permet d'avoir un appui fixe et une rugosité moindre.

Trous pour crochets de fixation du parachute



Trous pour guidage des profilés

Trous taraudés pour fixation carte électronique buzzer



Trous taraudés pour le maintien du propulseur

Nous avons connus plusieurs problèmes pour la réalisation de cette cale :

- Diamètre du brut ne pouvant pas rentrer dans le tour de l'IUT
- Recherche de sous-traitant
- Délai non respecté par le sous-traitant

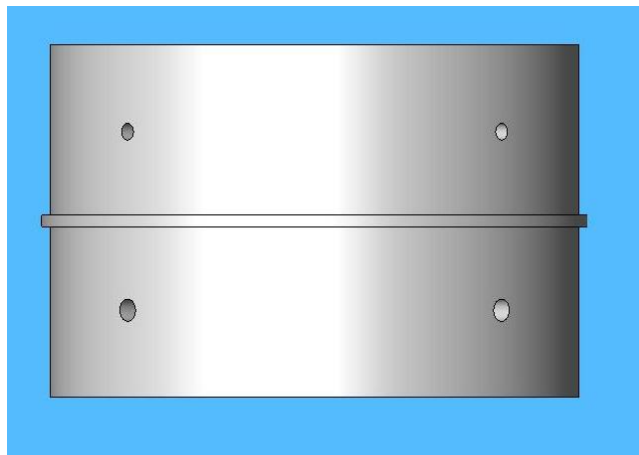
Au tout début, nous ne connaissions pas de sous-traitants industriels. Monsieur Chartrain nous a donc proposé comme sous-traitant MGT Mécanique pour réaliser cette cale. Nous y sommes allés le 23 novembre 2006 ; aujourd'hui, le mercredi 11 avril 2007, elle est encore en cours de réalisation et la réception est planifiée pour le 12 avril 2007.

b. Cale du milieu

Cette cale fait la liaison entre la case parachute et l'ogive. C'est la deuxième cale conçue. Elle comprend un support pour le servomoteur, qui ouvrira la porte à la culmination, et un autre support pour le séquenceur.

Ses caractéristiques principales :

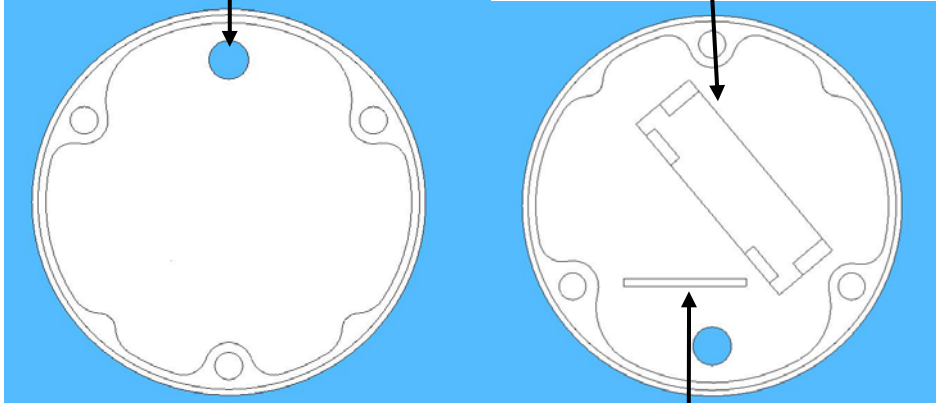
matière	: Nylon
Ø ext	: 95,9 mm
Ø int	: 90,1 mm
Hauteur	: 63 mm
Masse théorique	: 142 g



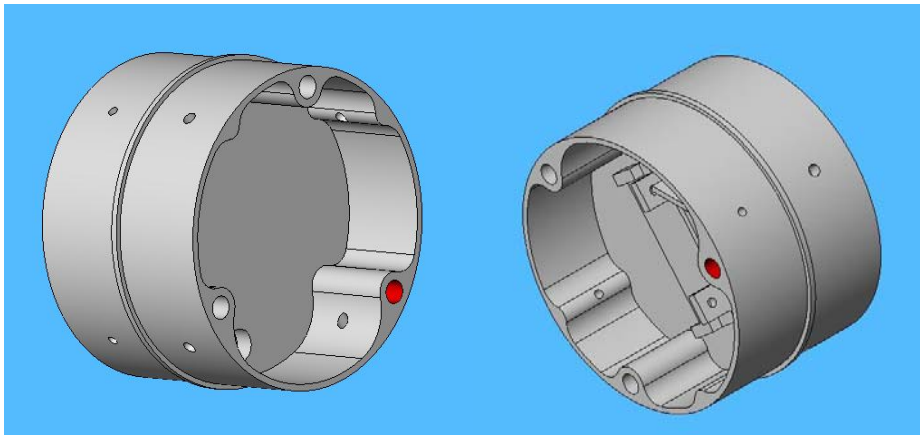
Nous avons repris le système de fixation de la cale de poussée ainsi que la bague de séparation.

Trou pour passage de la
goupille d'ouverture de la porte

Support pour
séquenceur



Support pour servo-moteur

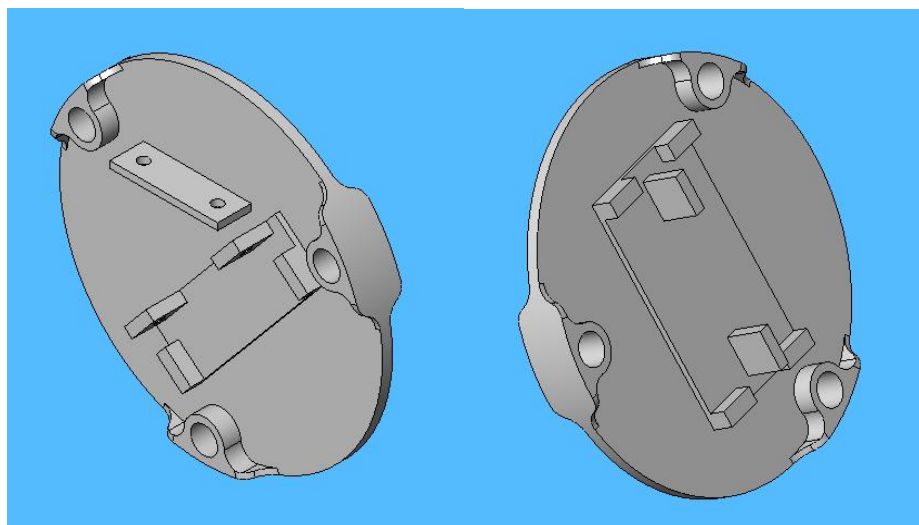
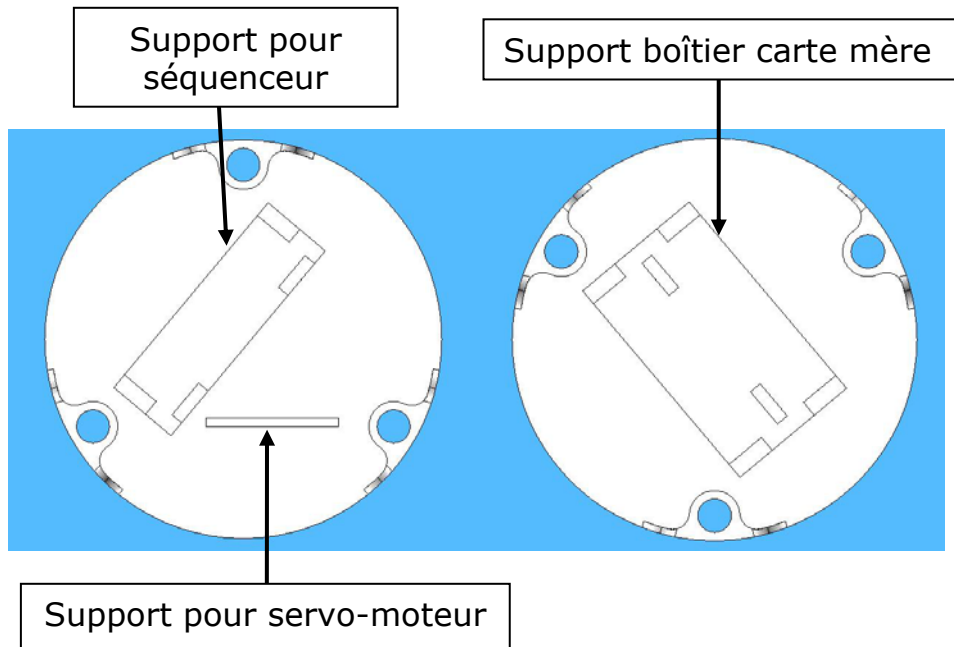
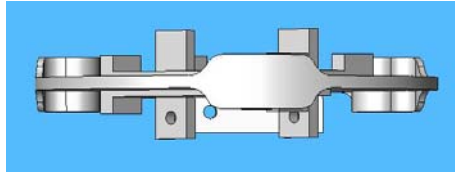


c. Cale séquenceur expérience

Cette cale servira de support pour le séquenceur et pour la carte mère.

Ses caractéristiques principales :

matière	: Nylon
Ø ext	: 95,9 mm
Hauteur	: 26 mm
Masse théorique	: 44 g

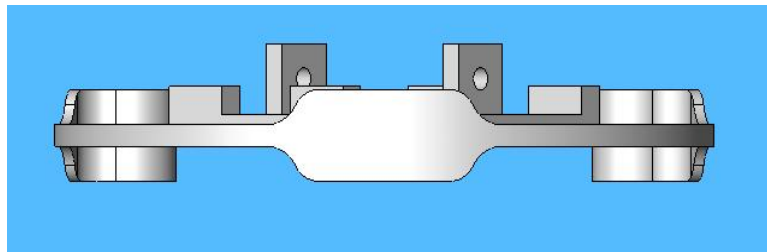


d. Cale expérience gyro

Cette cale, qui comporte un support pour la carte mère, aura aussi un boîtier rond sur le dessus pour le gyroscope (mesure de la rotation).

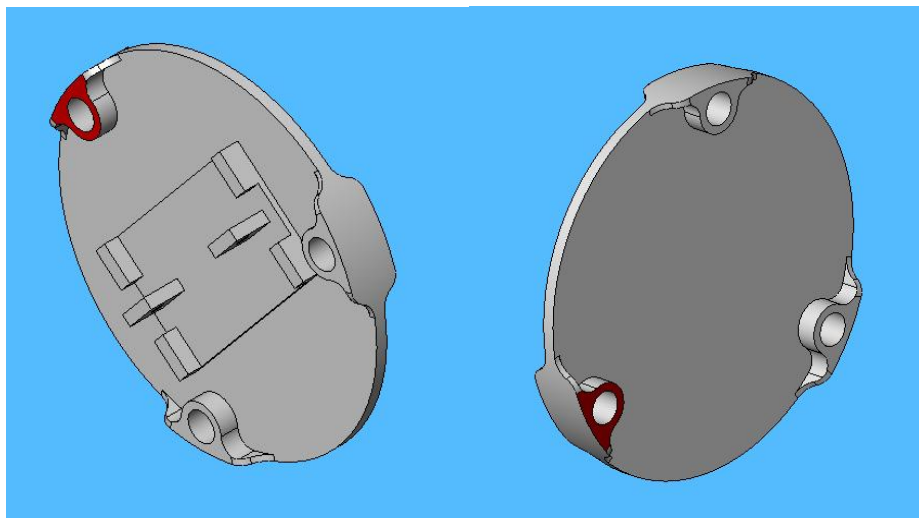
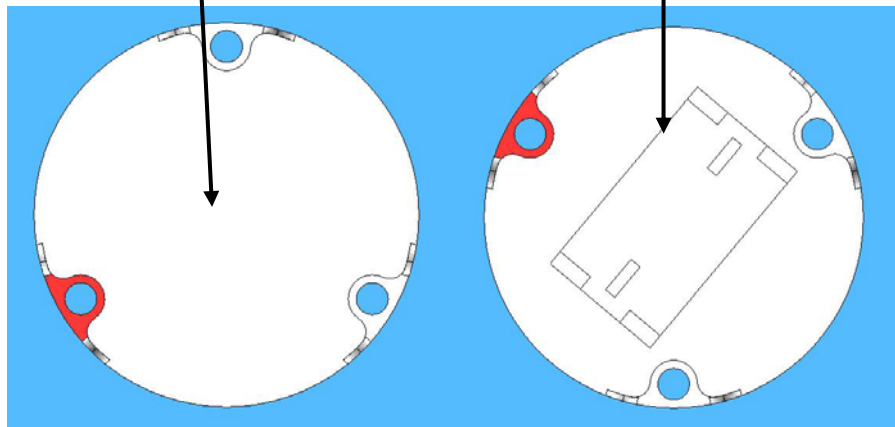
Ses caractéristiques principales :

matière	: Nylon
Ø ext	: 95,9 mm
Hauteur	: 19,5 mm
Masse théorique	: 40 g



Boîtier rond gyro

Support boîtier carte mère

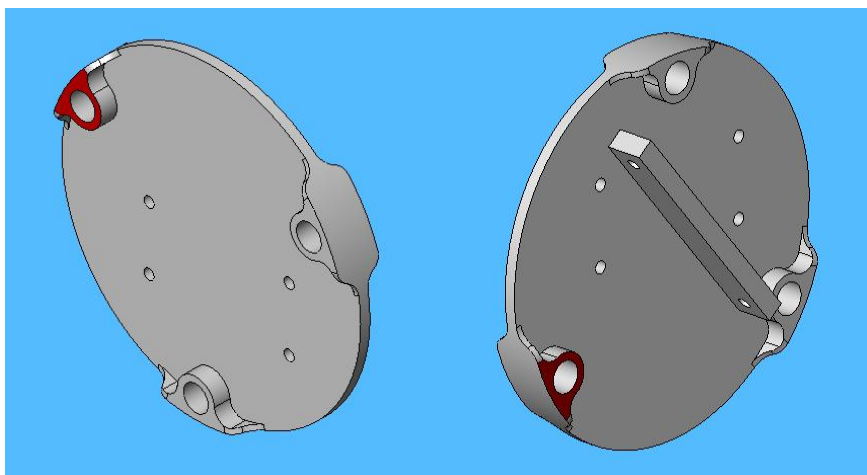
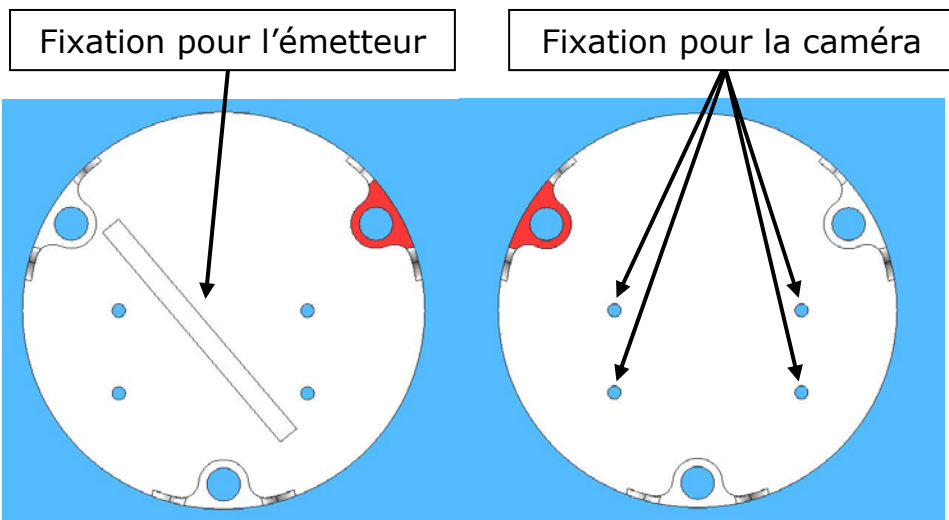
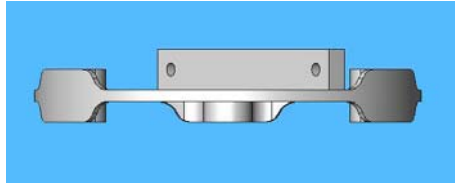


e. Cale kiwi cam

Sur cette cale sera fixé la caméra et l'émetteur.

Ses caractéristiques principales :

matière	: Nylon
Ø ext	: 95,9 mm
Hauteur	: 18 mm
Masse théorique	: 38 g

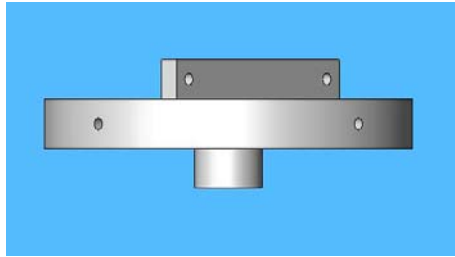


f. Cale haut

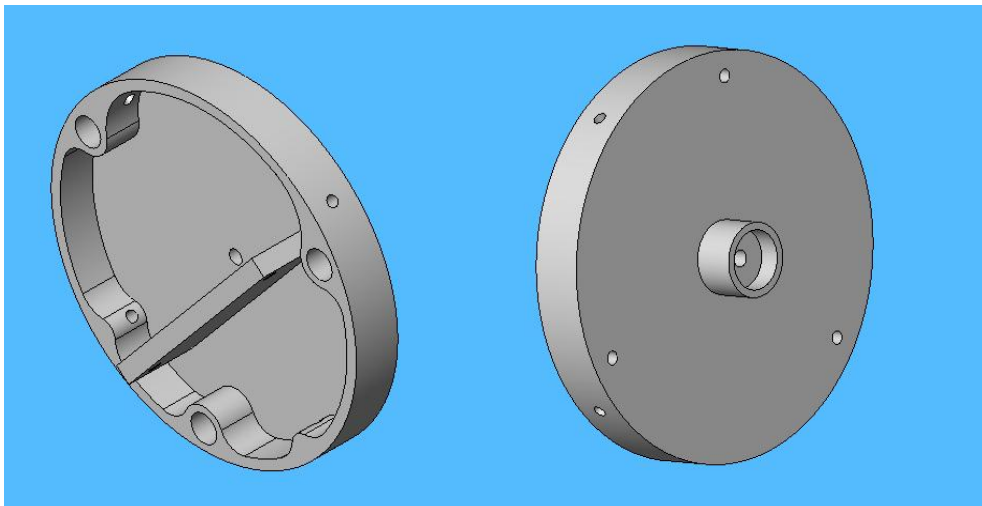
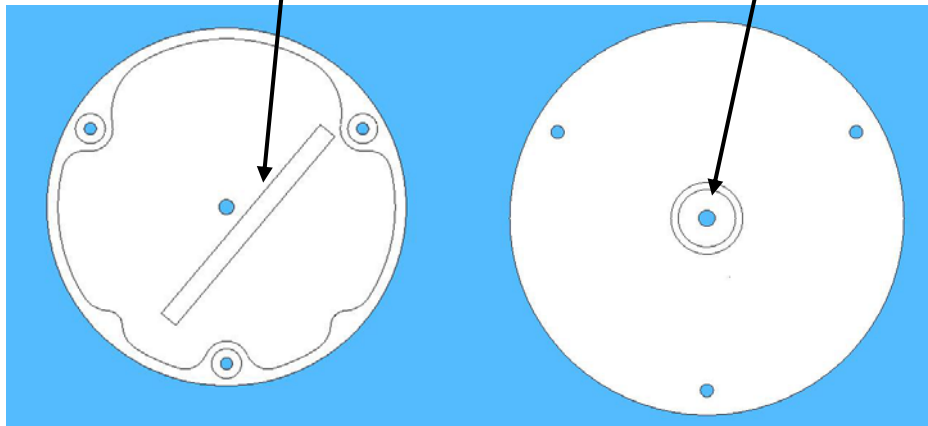
Cette cale dispose d'une entrée pour le tube de Pitot. On pourra ainsi avoir la vitesse de la fusée. L'émetteur est aussi fixé sur cette cale.

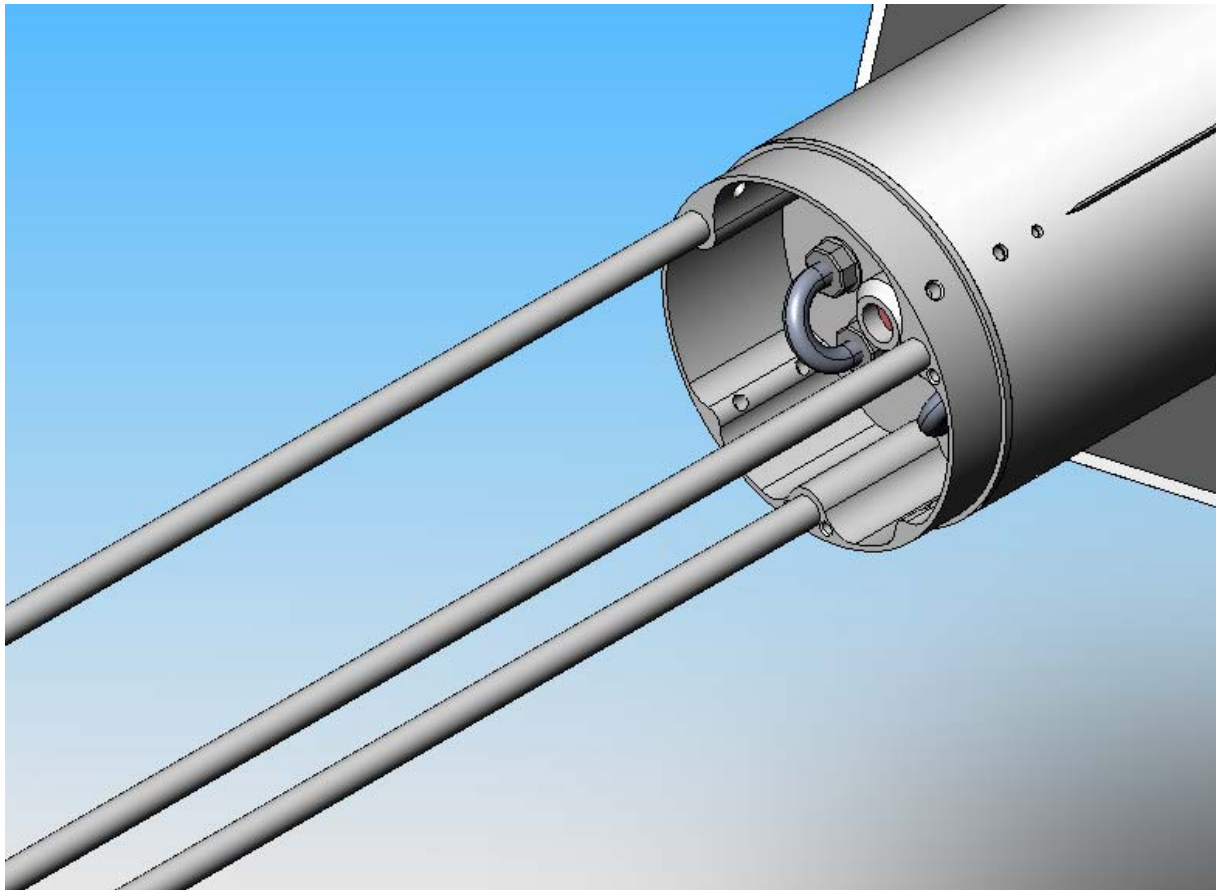
Ses caractéristiques principales :

matière	: Nylon
Ø ext	: 95,9 mm
Hauteur	: 33 mm
Masse théorique	: 57 g



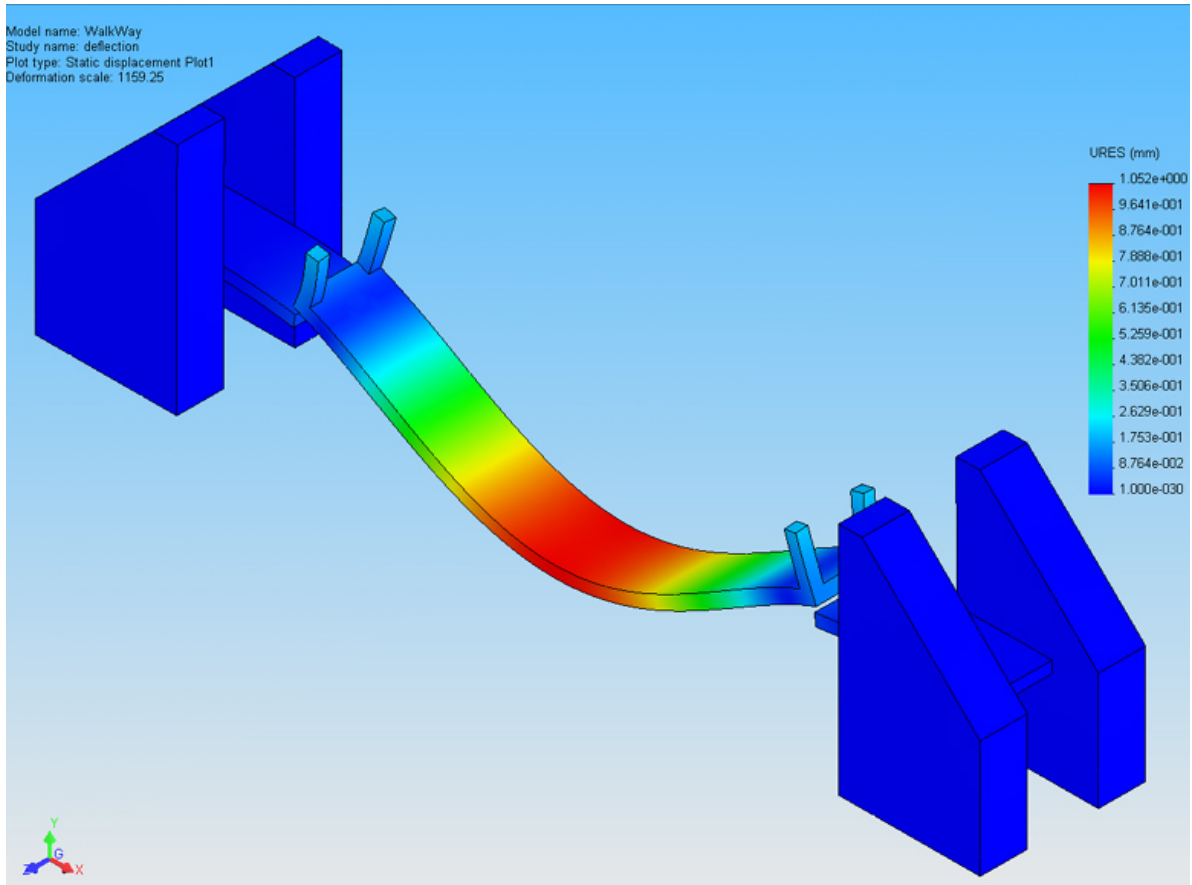
Fixation pour l'émetteur Entrée tube de Pitot





La structure utilisée pour ce projet, contrairement aux précédents projets, est le système des trois profilés en O répartis sur 120° . Les efforts sont directement transmis de bout à bout. Sur les anciens projets, on utilisait des profilés en U, mais l'inconvénient majeur été l'effet de cisaillement subi par les vis. De plus les profilés été percés pour la fixation des cales donc cela en faisait un système plus fragile. La répartition des efforts, provoqués par la propulsion du moteur ainsi que par diverses vibrations de la fusée, doit être étudiée rigoureusement pour ne pas retrouver sa fusée en morceau.

3) Etude des efforts extérieurs



Exemple d'étude sous Cosmoswork

Afin de déterminer si le choix des matériaux et des formes sont bons pour permettre à la fusée de décoller sans l'endommager et dans de bonnes conditions de sécurité nous avons étudié, à l'aide du module de SolidWorks : CosmosWorks, les tests d'efforts théoriques des différentes pièces isolées.

a. Cale de poussée

a) Introduction

Pour la réalisation de notre cale de poussée nous avons choisi, comme matériau, l'aluminium (AU4G).

Pourquoi avoir choisi l'aluminium ?

Par rapport à l'acier, les principaux atouts de l'aluminium sont :

- La **légèreté** : C'est évidemment le premier atout. Les alliages d'aluminium sont devenus dans le langage courant des "alliages légers". La densité de l'aluminium est trois fois moindre que celle de l'acier. Malheureusement son module d'élasticité (c'est à dire sa résistance à la déformation sous une charge donnée) est aussi trois fois moindre.

- La **tenue à la corrosion** : Les alliages d'aluminium se recouvrent d'une mince pellicule d'oxyde d'alumine qui les rend insensibles à la corrosion. Ainsi, dans les conditions atmosphériques normales, les pièces en alliage d'aluminium requièrent un entretien minimum et offrent une meilleure durée de vie.

- L'**anodisation** : L'anodisation qui est une oxydation forcée avec un électrolyte permet d'obtenir une coloration des pièces intéressante vis-à-vis de la décoration. Cette anodisation peut aussi être incolore pour garder le brillant des pièces, comme par exemple sur les pédaliers.

Comparaison des propriétés typiques			
Propriétés	Alliage 6061	Alliage 7075	Acier
Densité (kg/m ³)	2,7	2,8	7,8
Limite d'élasticité (MPa)	240	460	50
Charge de rupture (MPa)	290	525	800
Module d'élasticité (GPa)	69,5	72	210

Etant donné que cette cale va supporter la poussée du propulseur lors du décollage de la fusée, pendant 2,5 secondes nous avons voulu connaître les efforts que cette cale va subir lors du lancement.

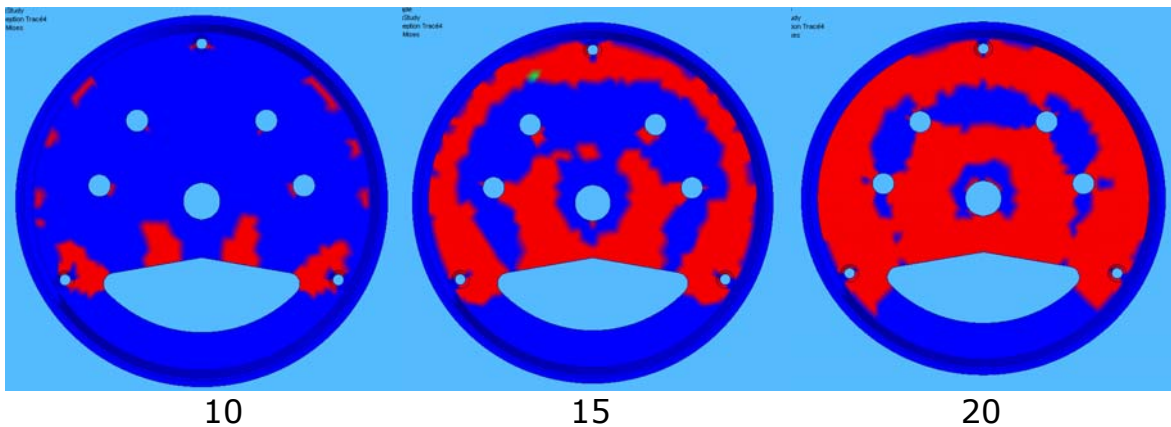
Nous utilisons un moteur Chamois qui a une poussée moyenne de 842 N.

Longueur totale	276 mm
Diamètre maximal	90 mm
Masse totale	3.4 Kg
Masse mécanique	2.3 Kg
Masse de poudre	1.1 kg
Impulsion totale	2043 Ns
Poussée moyenne	842 N
Temps de combustion	2.52 s

Pour les calculs nous utilisons un coefficient de sécurité de 20. C'est-à-dire que nous allons appliquer 20 fois la force qui est normalement appliquée car les caractéristiques du moteur et les calculs du logiciel sont théoriques donc pour la pratique nous introduisons une marge de sécurité.

La force normalement appliquée est 842 Newton. Le logiciel va donc faire une application avec une force de 16840 Newton.

b) Répartition des différents efforts lors du décollage



Ci-dessus, la répartition des efforts avec différents coefficients de sécurité : 10 (Force de 8420 Newton) ; 15 (Force de 12630 Newton) et avec un coefficient de 20 (Force de 16840 Newton).

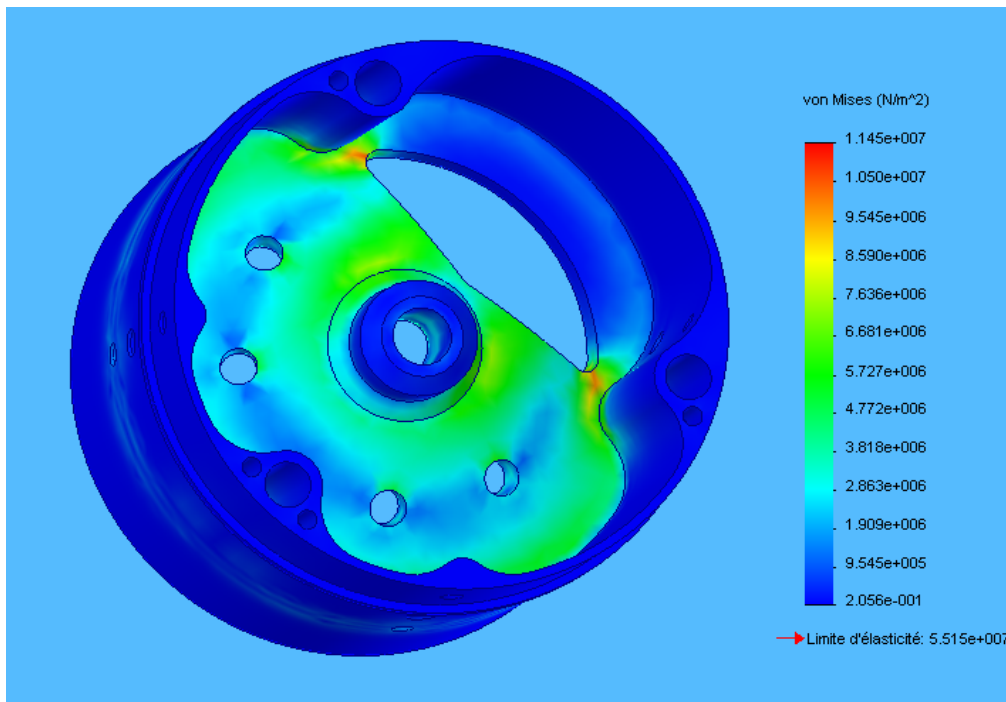
En appliquant un coefficient de sécurité de 10, on observe peu de sollicitation de la pièce. Nous pensons qu'il s'agit des efforts que subira la pièce lors du lancement de la fusée. Avec un coefficient de 15 (12630 Newton), la pièce est sollicitée sur la majeure partie de sa surface.

Afin d'introduire une marge de sécurité supplémentaire nous avons retenu pour notre étude un coefficient de sécurité de 20, c'est-à-dire une force de 16840 Newton au lieu des 842 Newton de la documentation technique du propulseur. A 20 fois l'effort normalement appliqué, la pièce est sollicitée sur toute la surface d'application de la force du propulseur.

c) Répartition des contraintes lors du décollage

La cale de poussée est certainement la cale qui va subir le maximum de contraintes lors du décollage de la fusée. Nous devons nous assurer qu'elle résistera à la poussée du moteur Chamois qui est de 842 Newton en moyenne. Nous allons donc faire des tests pour observer la répartition des contraintes lors du décollage. Nous utilisons un coefficient de sécurité de 20. On va appliquer à la pièce un effort 20 fois supérieur à ce qu'il devrait subir.

On réalise alors le test sous Cosmos Works :

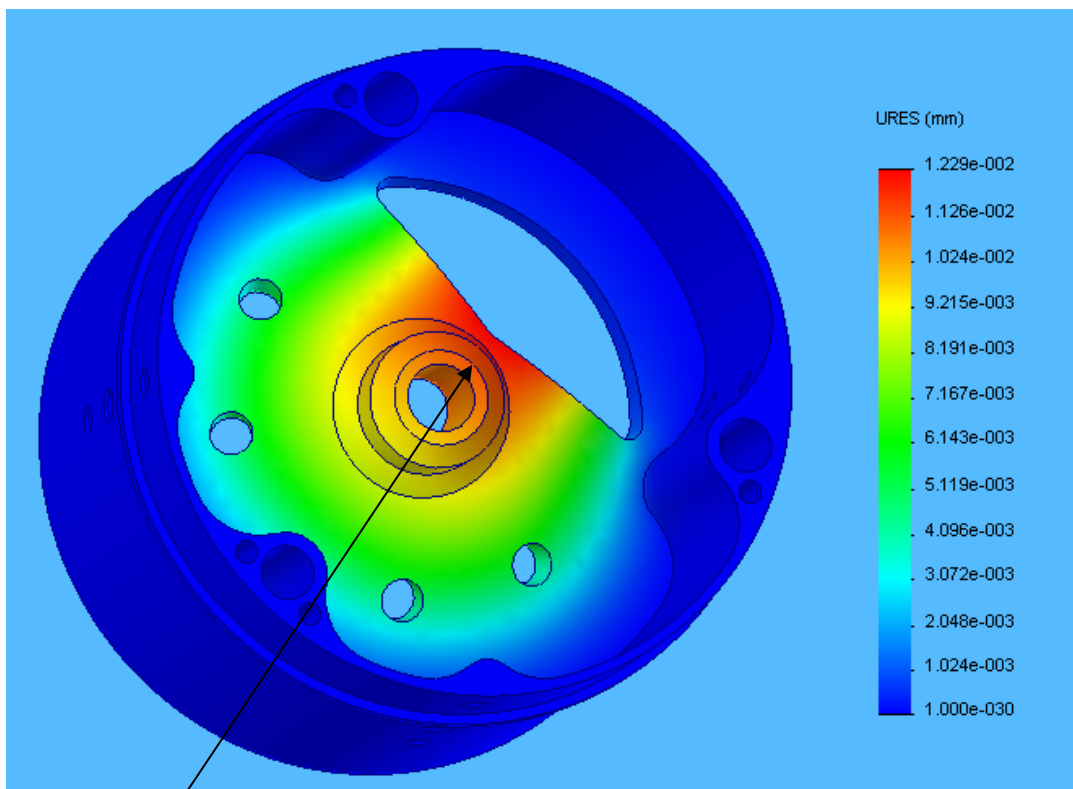


Après le test on obtient le résultat ci-dessus. On observe la répartition des contraintes sur la cale de poussée. Plus la couleur est proche du bleu moins la contrainte est forte et inversement si la couleur se rapproche du rouge. La limite d'élasticité de notre aluminium est de $5.515e+007$ N/m² soit 55,15MPA.

Ici on observe la contrainte maximale à $1,145e+007$ N/m² soit 11,45 MPA. La limite d'élasticité n'est pas dépassée malgré la force appliquée qui était 20 fois supérieure à la prévision du fournisseur (16840 Newton au lieu de 842 Newton).

d) Déformation de la cale lors du décollage

Nous avons vu au paragraphe précédent que la limite d'élasticité lors du décollage ne sera pas dépassée. Il ne devrait pas y avoir de déformation irréversible de la pièce. Nous avons tout de même voulu observer les prévisions que peut nous fournir le logiciel quant à la déformation que va subir la cale de poussée au décollage.



Point où la déformation sera la plus importante (au niveau du trou pour l'allègement de la cale)

Comme nous pouvons nous y attendre les déformations sont très faibles. Au maximum, elle sera de $1.229 \text{ e-}002 \text{ mm}$ à l'endroit le plus fragile de la cale.

b. Cale du milieu

a) Introduction

Pour la réalisation de cette cale nous utilisons du Nylon 6 coulé chargé d'huile. Ce matériau dispose de bonnes propriétés telles que :

- Excellente résistance à l'abrasion et à l'usure
- Très faible coefficient de frottement
- Bonne résistance à la traction et aux impacts
- Bonne résistance chimique
- Meilleure résistance à l'absorption d'eau
- Poids réduit

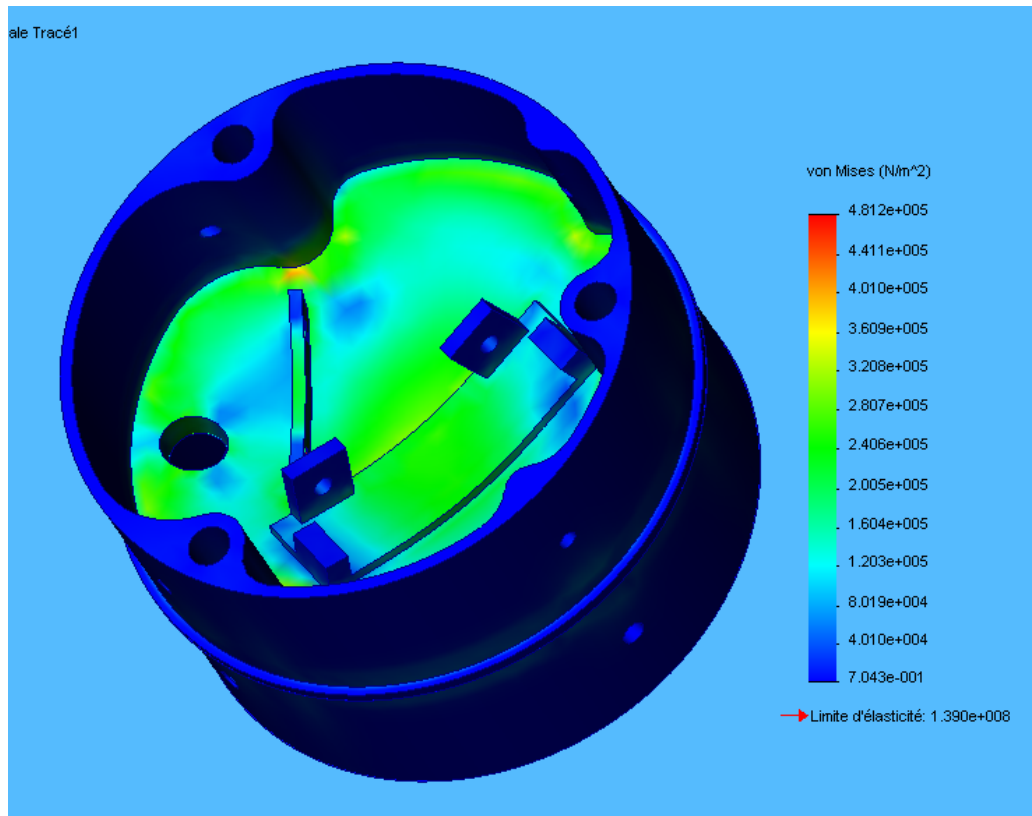
Cette cale est située au centre de la fusée. Elle fait la liaison entre le tube case parachute et le tube principal haut de la fusée. Elle devra aussi retenir le parachute lors de son ouverture.

On estime la force lors de la chute de la fusée à 70N. L'impact à l'ouverture du parachute est très faible car cette ouverture se fera au moment de la culmination de la fusée, à vitesse nulle. La cale devra donc supporter par l'intermédiaire du parachute le poids de la fusée.

Pour éviter une mauvaise surprise, au cas où le parachute se déclenche au début de la descente, nous avons pris un coefficient de sécurité de 500.

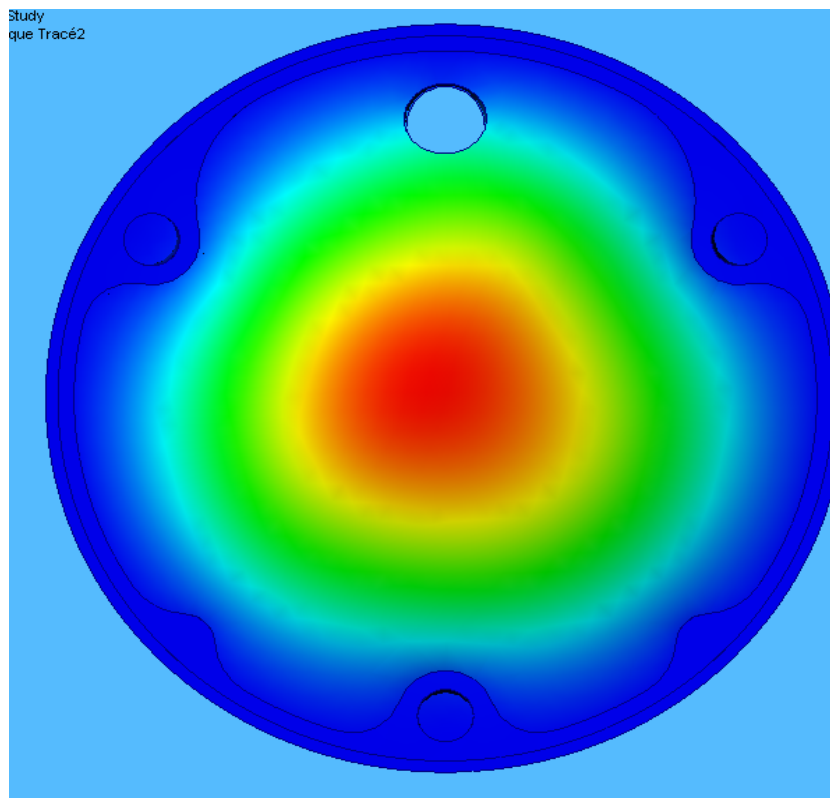
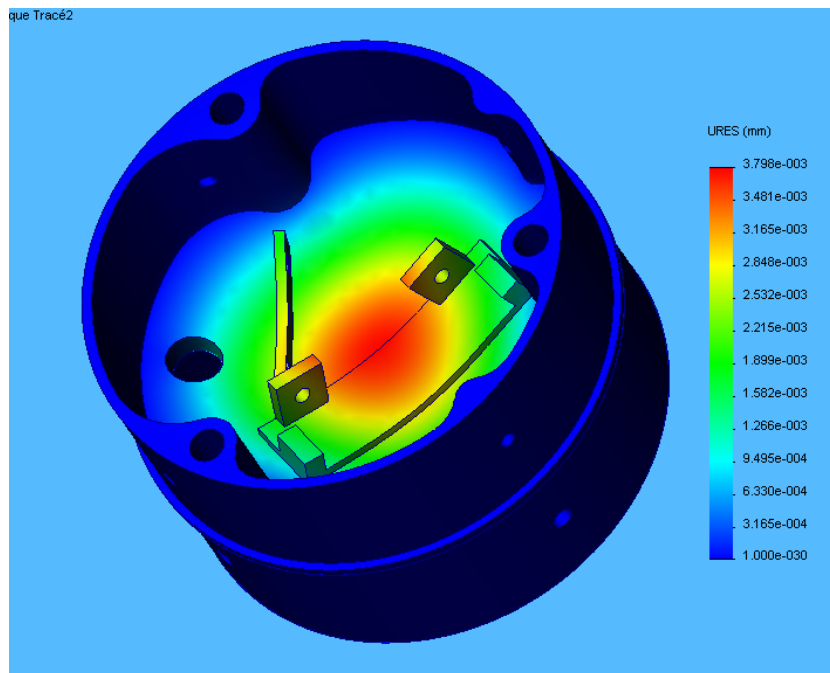


b) Répartition des contraintes lors de la descente



La limite d'élasticité du matériau est de 139 MPa. Malgré l'application d'un coefficient de sécurité de 500, les contraintes subies par la pièce ne font pas dépasser la limite d'élasticité.

c) Déformation de la cale



Comme on peut l'observer sur les deux vues, la déformation sera la plus importante à l'endroit de l'attache du parachute. Malgré tout cette déformation est très infime.

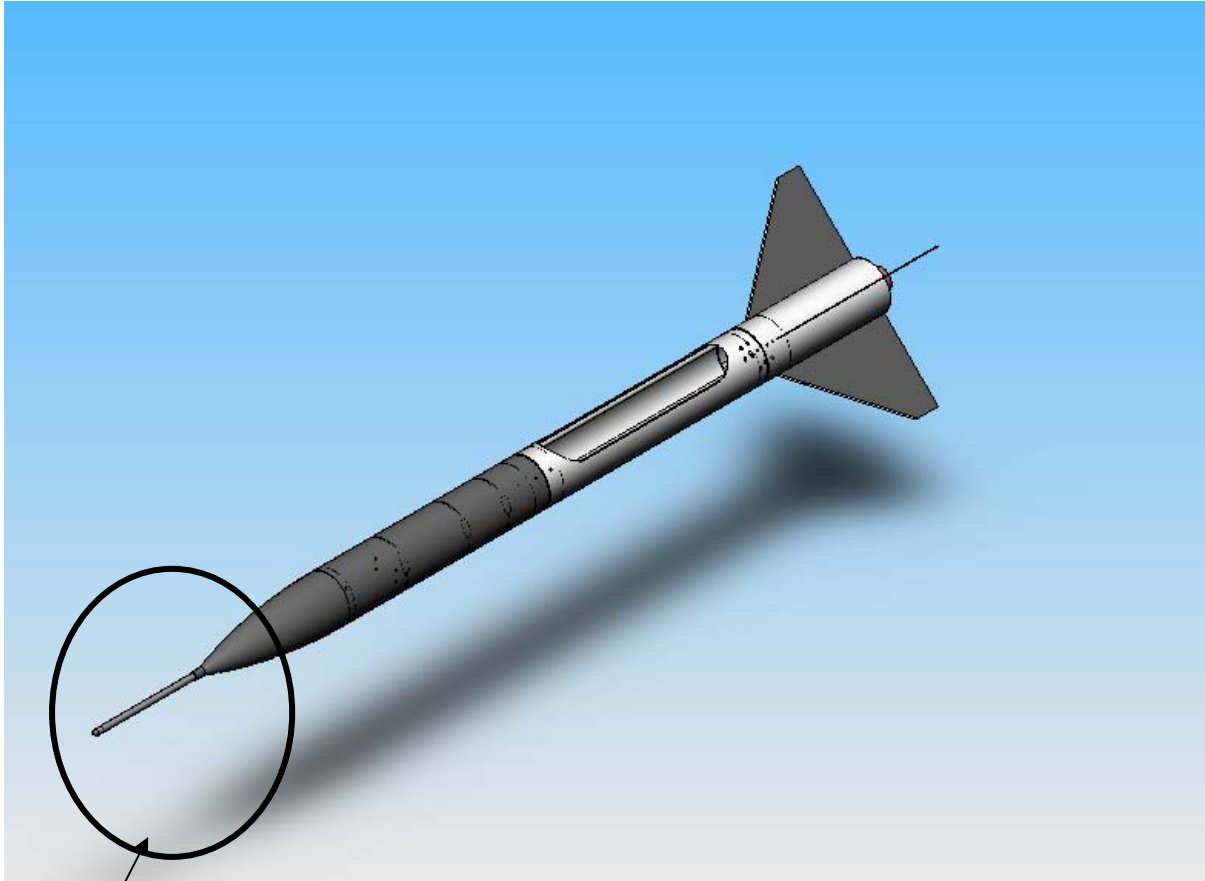
c. Conclusion

Les tests que nous avons réalisés sur la cale de poussée et la cale du milieu sont très concluants. Lors du décollage et de l'ouverture du parachute la fusée ne devrait subir aucun dommage important.

Nous n'avons pas effectué ces tests sur les autres cales que nous avons réalisées. En effet celles-ci n'auront pas à subir des efforts importants lors de la poussée au décollage ou lors de la descente, les tests ne sont donc pas nécessaires.

Toutes nos cales respectent le cahier des charges, fourni par Planète Sciences et nous n'aurons pas de problème à répondre aux exigences des tests de pré lancement.

4) Le Tube de Pitot



Le tube de Pitot est une toute petite partie de la fusée mais si importante pour l'expérience de calcul de la vitesse.

a. Introduction

L'utilisation de sondes de pression pour la mesure de la vitesse d'un fluide est couramment utilisée. On distingue deux types de sondes, suivant qu'elles permettent la mesure du module de la vitesse uniquement, ou du module de la direction. En ce qui nous concerne, seul le module permettant la mesure de la vitesse nous intéresse.

Nous utilisons ici un tube de PITOT, qui est « une machine pour mesurer la vitesse des eaux courantes et sillage des vaisseaux » selon sa première définition. Cette méthode de mesure a été inventée par Henri PITOT qui, en 1732, imagina ce tube pour mesurer les pressions totales.

Le physicien DARCY le compléta, permettant ainsi la mesure simultanée des deux pressions totale et statique. C'est enfin, PRANDTL qui pense à utiliser ce tube dans une canalisation pour y relever, en chaque point, ces mêmes pressions et obtenir ainsi les vitesses locales (le tube de PRANDTL utilisant un orifice à la paroi de la veine pour prendre la pression statique).

b. Principe du tube de Pitot

Le tube de PITOT double permet la détermination de la vitesse locale grâce à la mesure d'une différence entre la pression statique p_s et la pression totale p_t .

En fluide incompressible, l'équation de BERNOULLI nous donne l'expression de la pression totale au point d'arrêt du tube (vitesse nulle en ce point) :

$$p_t = p_s + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

(Le terme $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ correspond à la pression dynamique et ρ étant la masse volumique du fluide et V la vitesse moyenne incidente)

Connaissant la pression statique p_s , la pression totale p_t et la masse volumique ρ , on en déduit la vitesse V :

$$V = \sqrt{\frac{p_t - p_s}{\frac{1}{2} \rho}}$$

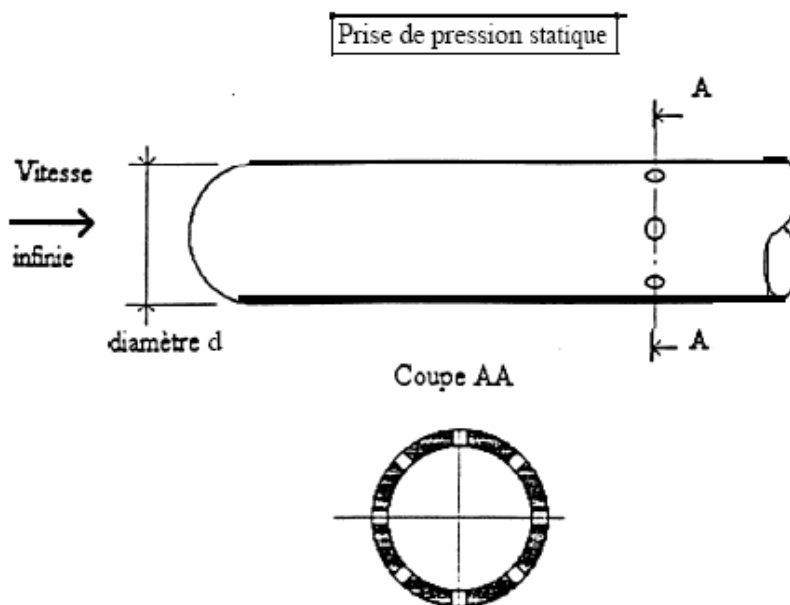
Cette équation permet alors de déterminer la vitesse du fluide dans lequel évolue la sonde de Pitot.

a) Mesure de la pression statique

Une sonde, qui serait un corps de petites dimensions entraîné avec la même vitesse que le fluide qui l'entoure, seraient soumises à la pression statique.

Sur une sonde fixe, on aura la pression statique à un orifice percé dans une paroi telle que les lignes de courant à son voisinage et jusqu'en amont soient parallèles à la vitesse en amont.

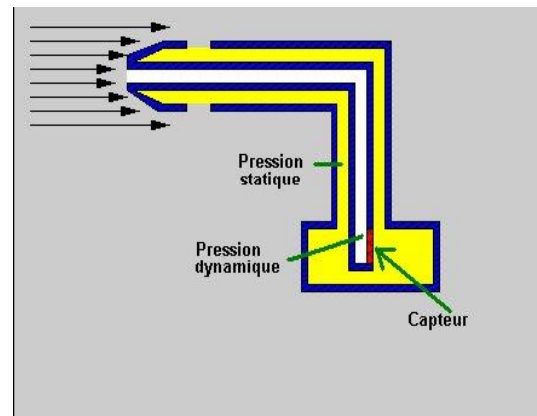
En fait, on utilise plusieurs orifices répartis sur la circonférence afin de respecter les conditions de symétrie de l'écoulement autour du tube et d'optimiser la mesure de la pression grâce aux nombres d'orifices utilisés.



Application à notre fusée

Le tube de PITOT double permet la détermination de la vitesse locale grâce à la mesure d'une différence entre la pression statique P_s (celle de l'air qui arrive sur la fusée) et la pression totale ou dynamique P_t (celle où évolue la fusée). Un capteur de pression dit différentiel permet de mesurer cette pression.

Dans notre fusée la seule différence avec le schéma ci-contre est que le capteur est déporté sur une carte.



Mesure des vitesses faibles (<80m/s)

Avant 80m/s, l'air peut être considéré comme un fluide incompressible et l'équation de BERNOULLI nous donne une expression de la pression totale au point d'arrêt du tube :

$$P_t = P_s + \rho * V^2 / 2, \quad \text{avec :}$$

- P_t la pression totale ou dynamique (la plus grande), qui arrive sur la fusée, en Pascals Pa
- P_s la pression statique ou atmosphérique, celle de l'air où évolue la fusée, en Pascals Pa
- ρ la masse volumique de l'air en kg/m^3
- V la vitesse de la fusée en m/s

Connaissant la pression statique P_s , la pression totale P_t et la masse volumique ρ , on en déduit la vitesse V :

$$V = (2 * (P_t - P_s) / \rho)^{1/2} \quad (\text{A})$$

Mesure des vitesses élevées (> 80m/s)

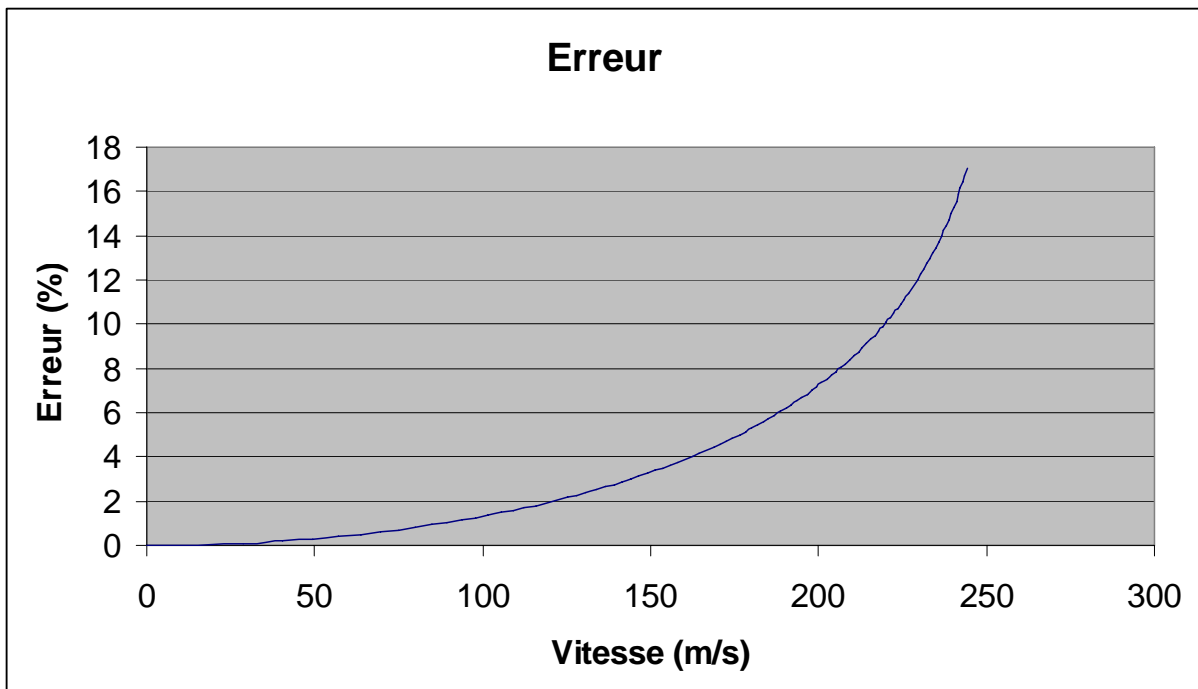
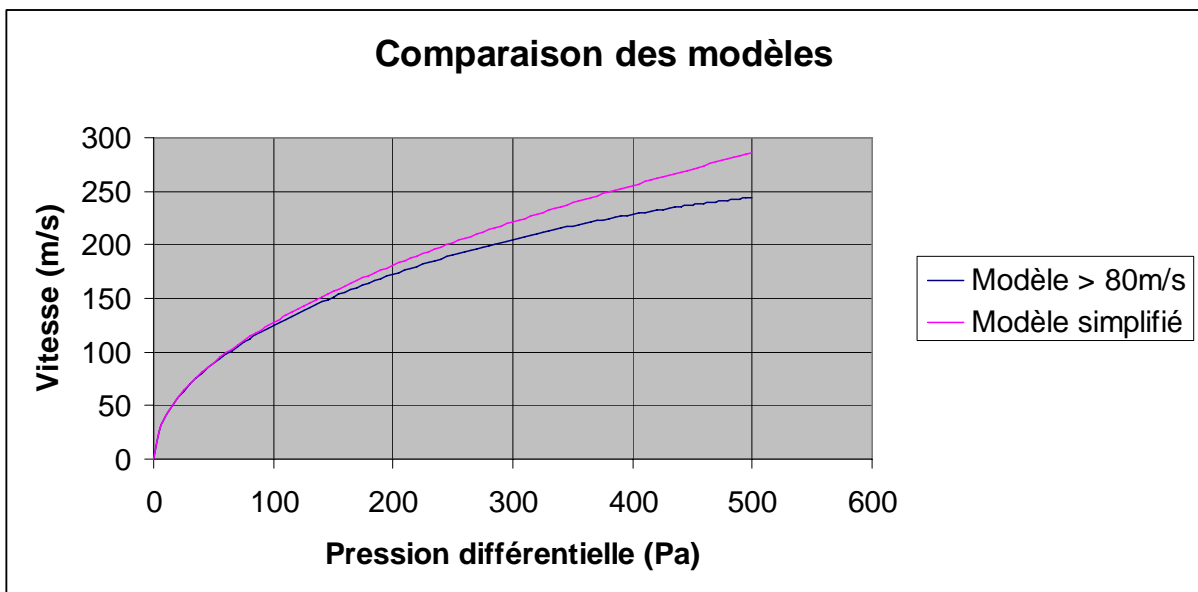
Après 80m/s, l'air ne peut plus être considéré comme incompressible et il faut appliquer à la formule un facteur correctif. On obtient alors :

$$V = [2 * c / (c - 1) * P_t / \rho * ((P_s / P_t)^{(c-1)/c} - 1)]^{1/2} \quad (\mathbf{B}), \text{ avec :}$$

- c le coefficient de compressibilité de l'air (c=1.4)

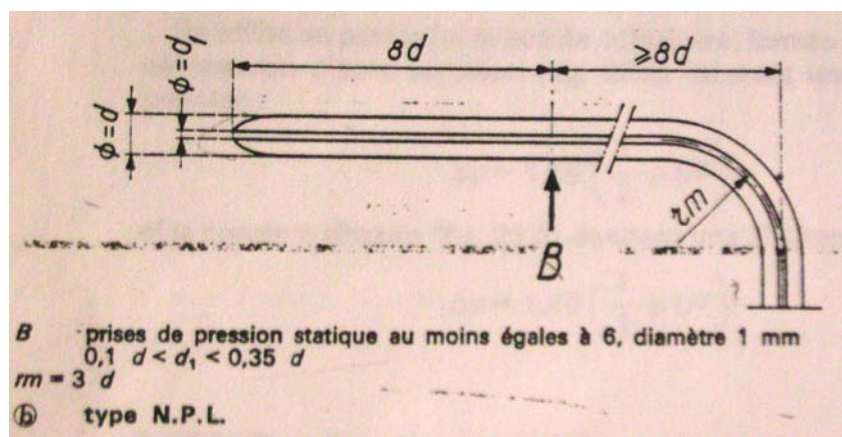
On remarque que la formule devient nettement plus compliquée.

Nous avons donc comparés les deux modèles :



En dessous de 80m/s l'erreur est inférieure à 1%. Etant donné que les calculs sont faits par un tableur sur PC une fois les données recueillies, nous n'avons pas de difficultés à traiter les calculs et nous avons tout intérêt à choisir le modèle corrigé.

Pour la conception de notre tube de Pitot nous avons choisi un tube de Pitot double classique de type NPL



b) Calcul des dimensions

Nous disposons d'un tube en PVC qui fera office de tube extérieur et d'un tube en cuivre qui servira d'antenne ainsi que d'un bloc en matière plastique pour réaliser l'embout.

Voici les différents diamètres de nos tubes :

Le tube extérieur : $D=11,5\text{mm}$
 $d=9\text{mm}$

Dimension de l'antenne : $D=4\text{mm}$

Le diamètre intérieur n'a pas d'importance

On calcul la dimension du tube qui doit dépasser de l'ogive. Cette longueur est fonction du diamètre extérieur du tube en plastique. Cette longueur doit faire au minimum 16 fois le diamètre extérieur.

$$L=16 \times D$$

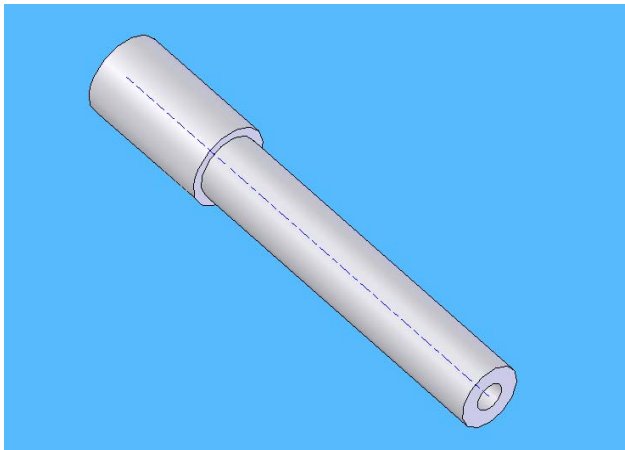
$$L=16 \times 11,5$$

$$L=184\text{mm}$$

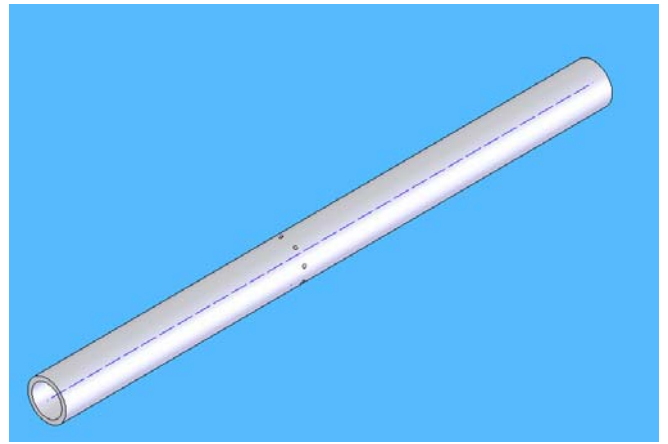
La longueur du tube dépassant de l'ogive sera donc de 184 mm embout compris.

Pour prises de pression statiques nous réalisons 8 trous de diamètre 1mm à 8D soit à 92mm embout compris.

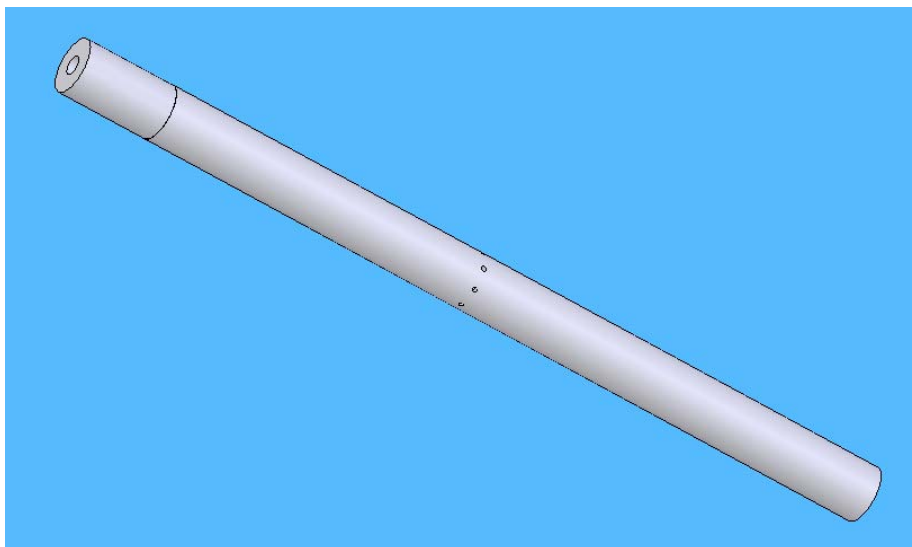
Réalisation sous Solidworks :



Réalisation de l'embout



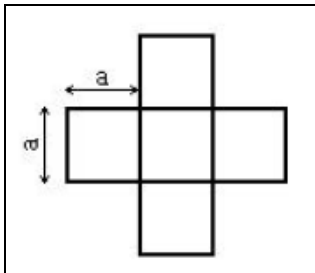
Tube en plastique extérieur



Assemblage tube+embout

5) Le ralentisseur

Le ralentisseur choisi est un parachute cruciforme, pour des raisons de simplicité mais aussi de fiabilité : ce type de ralentisseur est utilisé depuis très longtemps et a fait ses preuves.



$$V_d = \sqrt{\frac{2Mg}{\rho_0 C_x S}}$$

- M masse de la fusée lors de la descente (6.2kg)
- S la surface du parachute, $5a^2$
- g l'attraction terrestre (9.81m/s^2)
- ρ_0 la masse volumique de l'air (1.23kg/m^3)
- C_x le coefficient de résistance du parachute dans l'air (1)
- V_d vitesse de descente



Application : on se fixe une vitesse descente et on calcule les dimensions du parachute.

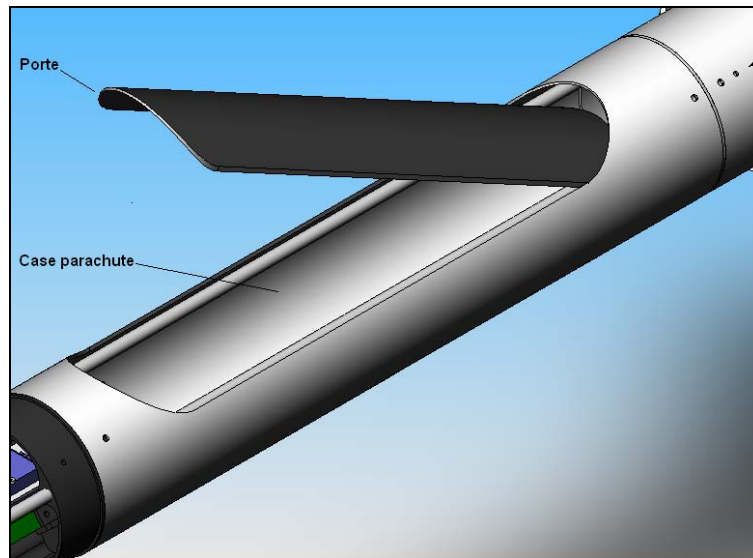
Le cahier des charges impose une vitesse inférieure à 15 m/s, Planète sciences recommande une vitesse entre 10 et 15m/s pour ne pas avoir à chercher sa fusée trop loin. Seulement, pour rester compatible avec nos expériences, nous avons choisi une vitesse de descente de 8m/s pour favoriser une descente plus douce : le GPS ne doit pas trop être balancé dans le plan horizontal pour resté locké sur ses satellites.

Pour arriver à $a=56\text{cm}$, ce qui fait déjà un parachute de taille appréciable.

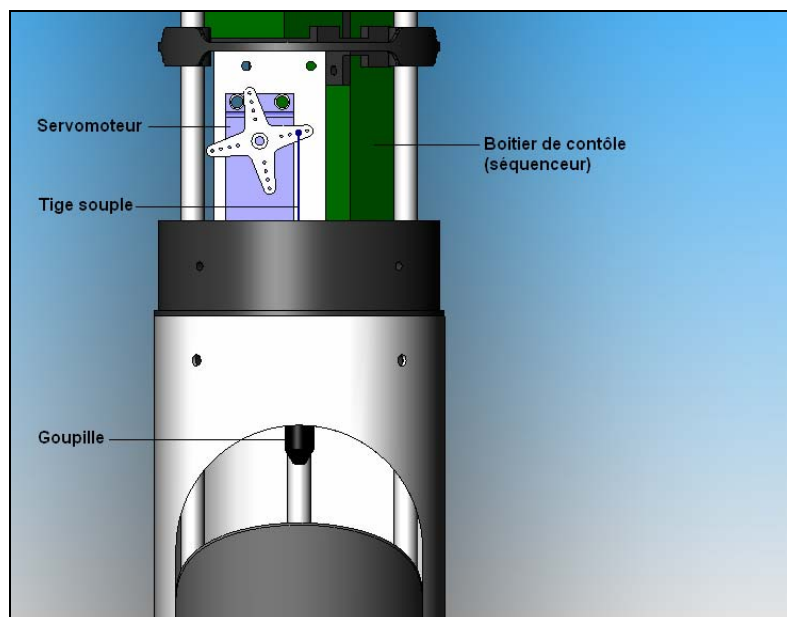


Fonctionnement

Le système d'ouverture est de type porte latérale : le parachute est stocké sur le coté de la fusée et une porte s'ouvre pour le laisser sortir.

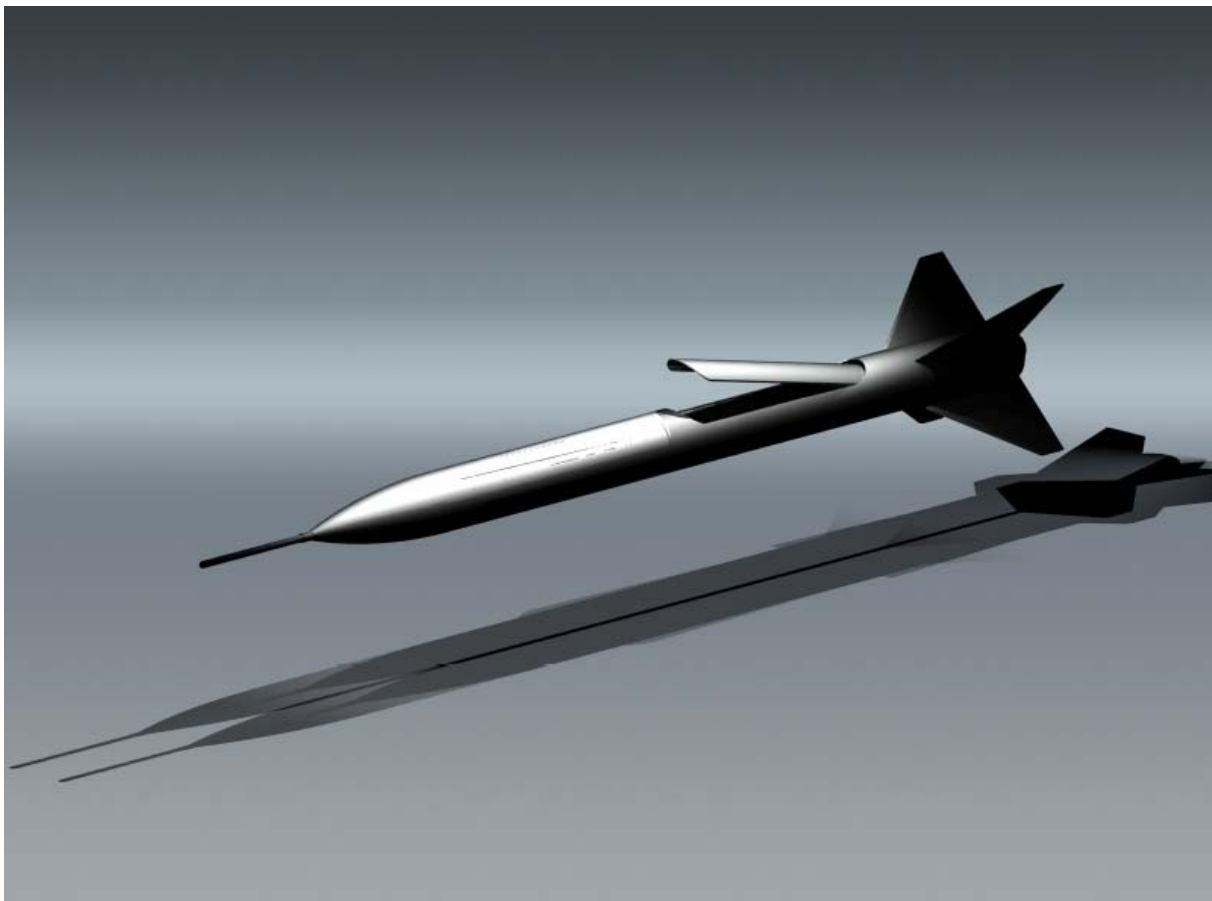


Le principe d'ouverture de la porte est basé sur un système servomoteur – goupille. Parmi tous les systèmes précédemment expérimentés par l'ASPAC celui-ci présente la meilleure fiabilité.



A l'heure actuelle nous n'avons pas finalisée le tube de pitot. Nous ne disposons que d'un prototype très proche du produit final en ce qui concerne le tube en plastique. Mais, en ce qui concerne l'embout celui si n'est pas finalisée. Le matériau utilisé pour le prototype est beaucoup trop souple il nous est donc indispensable de choisir un plastique plus dure et facilement usinable.

Le système du parachute est finalisé, il ne nous manque plus que les cales pour monter le système de fixation



VII. Conclusion

C'est grâce aux projets tutorés que nous avons pu envisager la réalisation d'une fusée expérimentale dans le cadre des études à l'IUT.

Cette expérience pluridisciplinaire nous a permis d'utiliser et d'approfondir nos connaissances dans de nombreuses disciplines telles que le DAO ainsi que l'usinage de certaines pièces ainsi que la gestion de projet.

Nous avons par ailleurs eu l'occasion, au cours de la recherche de sponsors, d'entrer en contact avec des entreprises et organismes divers ce qui a été très enrichissant, nous permettant de mener notre projet d'une manière professionnelle.

La recherche de sous-traitants permettant la réalisation de nos pièces fut difficile car nous avons peu de contacts dans le tissu industriel de la région. Mr Chartrain nous a alors mis en contact avec la société MGT mécanique. Cette entreprise réalise gracieusement la cale de poussée.

Ensuite, par connaissance personnelle nous sommes entrés en contact avec la société MP3G qui va réaliser gracieusement les cinq autres cales.

Ce qui a fait la force de ce projet, c'est une équipe soudée et performante malgré une communication parfois difficile en raison de l'éloignement (équipe de Blois) et du nombre d'acteurs. Un projet de cette envergure ne peut réussir sans la réelle mise en place d'une gestion de projet, en terme de qualité, délai et coût et le soutien précieux de notre encadrement et des sponsors.

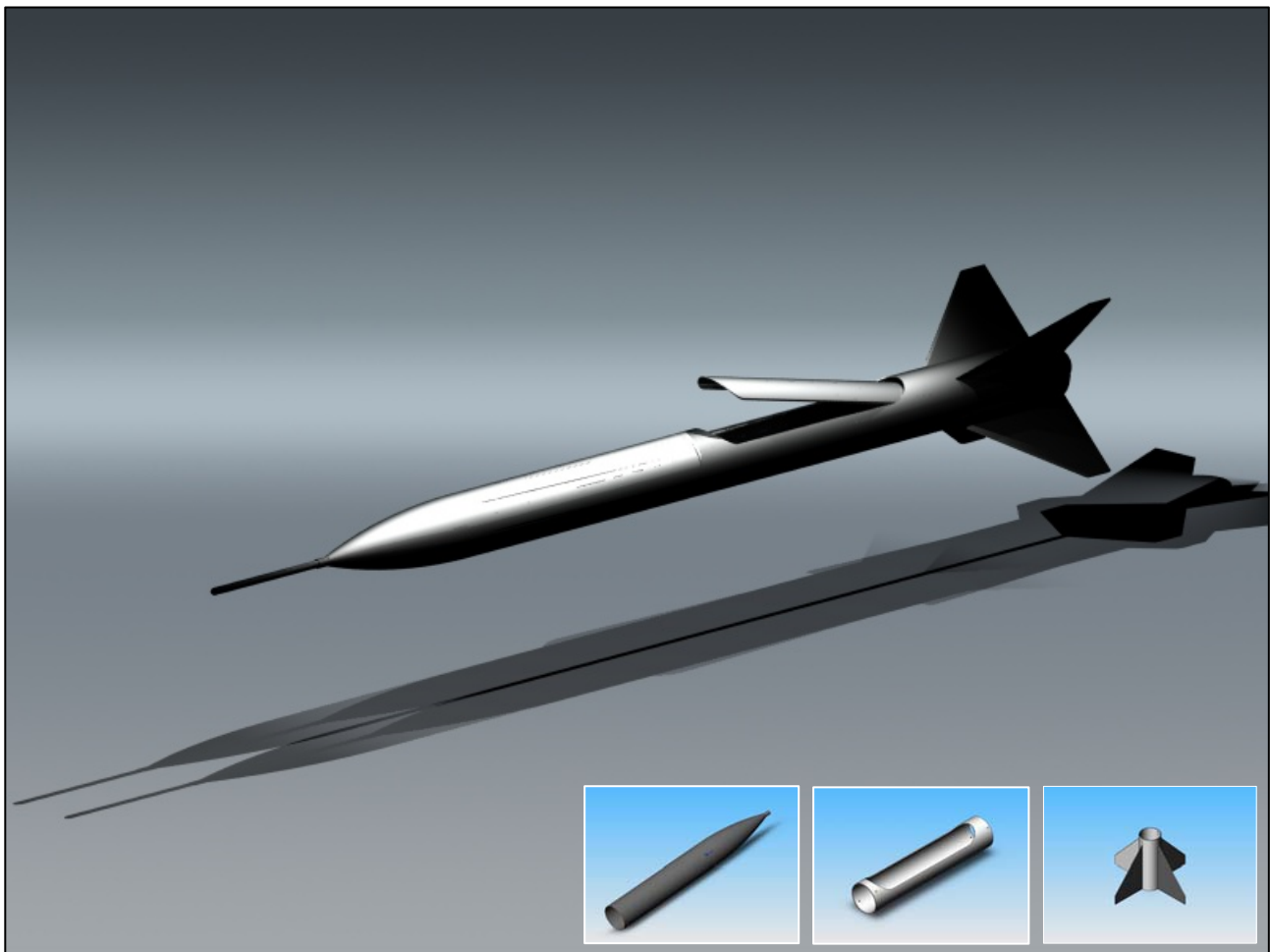
Actuellement, à un peu plus de 100 jours du lancement, notre fusée n'est pas terminée. Le compte à rebours est lancé. La fusée sera assurément terminée dans les temps pour la campagne de lancement qui se déroulera du 29 juillet au 5 août 2007 sur le site de La Courtine dans la Creuse.

Nous allons conserver la même motivation pour mener à son terme notre projet (assemblage des composants, tests, organisation de la campagne de lancement) et ne manquerons pas de communiquer à tous ceux qui nous ont fait confiance.

DUT SCIENCES & GENIE DES MATERIAUX

*Compte Rendu du Projet de 2^{ème} année
2006 / 2007*

FUSELAGE DE FUSEE EXPERIMENTALE

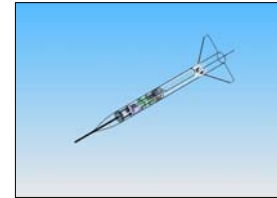
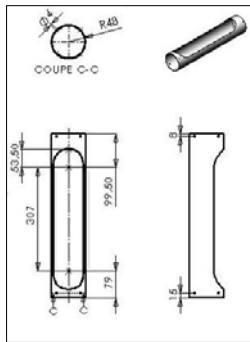


*Damien MOULIN
François-Eudes LEFEVRE
SGM2-B*

Sommaire

Le projet global : une Fusée Expérimentale

Présentation du projet Fuselage



Cahier des charges spécifique

- Tube 1 (Ogive)
- Tube 2 (Case parachute)
- Tube 3 (Virole)
- Contraintes communes

Réalisation du projet

- Choix du procédé
- Moules
- Choix des fibres et tissus
- Réalisation du Tube 1 (Ogive)
- Réalisation du Tube 2 (Case parachute)
- Réalisation du Tube 3 (Virole)



Compléments

- Logement parachute
- Finitions



Taux de fibres

- Taux de renfort du tube 2
- Taux de renfort du tube 3 (de base)



Trajectographie

FUSEE: 37710	CLUB: RSPMC	NOTEUR: ichannel_995	PRE: 18 x
vivale: NON	Rcg: SB	biéage: NON	1-150
masse: 1.800			
1200 + 6	1248	avec moteur et vivale	masse: 8.400 kg
99			1-248
coefficient: 1.15			1-248
épaisseur alu: 1.5			
nombre d'ailes: 4			
type de la fusée			
date de la fusée			

Résultats et Bilan du Projet

- Bilan de réalisation
- Suite du projet

Le projet global : une Fusée Expérimentale

Du nom d'Elyjia, le projet global est un prototype de **fusée expérimentale**.

Son développement est réalisé sur trois grands axes :

- **l'électronique**
- **la mécanique/structure interne**
- **le fuselage**

Le but fondamental de ce type de projet est d'effectuer différents types de mesures physiques attestant d'un phénomène que l'on souhaite démontrer.

La démarche doit être la plus scientifique possible et doit se baser sur la démonstration d'une hypothèse, débouchant d'une corrélation envisagée entre différents phénomènes.

ex: corrélation possible entre la vitesse globale de la fusée et sa vitesse de rotation sur son propre axe.

Viennent s'ajouter à l'électronique des expériences embarquées, le **séquenceur**, déclenchant l'ouverture de la porte du parachute à culmination, l'**émetteur**, permettant de transmettre des données par télémesure, et divers instruments complémentaires comme une caméra, un GPS...

Sur notre fusée expérimentale, la **structure interne** est porteuse des efforts. Une structure à trois profilés ronds (à 120° les uns des autres selon l'axe de la fusée) traverse l'ensemble de la fusée pour venir se fixer à des cales entre chaque parties de la fusée.

Le **fuselage** sera conçu de manière à être facilement démontable. Ce n'est qu'une peau pour la structure interne. Son rôle est essentiellement de parfaire l'**aérodynamisme** de la fusée et de contrôler sa **trajectoire en vol**.

Le projet global de la fusée est mené par l'**ASPAC** (*Association Scientifique du Pays Chartrain*), qui a déjà de nombreux projets à son actif et qui a reçu quelques distinctions comme le prix **EADS Sodern** (*prix GIFAS*) et le prix **Planète Sciences** en 2005.

La réalisation de chaque partie (électronique, mécanique/structure interne et fuselage) a été confiée à des groupes d'élèves de DUT, pour certains, membres de l'association.

L'électronique est réalisée par un groupe de **GEII** (IUT de Chartres), la mécanique/structure interne par un groupe de **GIM** (IUT de Chartres) et le fuselage par un groupe de **SGM** (IUT de Blois). L'association permet de garder une certaine cohésion entre les différentes parties développées.

Pour ce qui est des questions de sécurité lors des lancements de fusées, l'organisation est gérée par **Planète Sciences**. La fabrication et la mise en œuvre des propulseurs est assumée par le **CNES**. En aucun cas les membres de clubs ayant travaillé sur des projets ne rentrent en contact ou ne s'approchent des propulseurs mis en œuvre.

Pour plus d'informations : www.planete-sciences.org/espace
www.cnes-edu.org



Présentation du projet Fuselage

La conception du fuselage est déléguée à deux étudiants de Blois en DUT Sciences & Génie des Matériaux dans le cadre de leur projet de deuxième année. Le projet consiste à réaliser un fuselage en trois parties :

- **Tube 1 (Ogive)**
- **Tube 2 (Case parachute)**
- **Tube 3 (Virole)**

Les plans de chacun des tubes ont été développés à partir de ceux de l'intégration interne (elle même dépendante de l'espace requis par électronique de la fusée), du cahier des charges de Planète Sciences, de notre propre cahier des charges, et des calculs effectués (ailerons et porte).



Les principales **fonctions** du fuselages sont de :

- recouvrir l'intégration tout en garantissant l'aérodynamisme de la fusée
- gérer la trajectoire de la fusée (Tube 1 & 3)
- permettre la sortie du parachute (Tube 2)
- guider l'antenne et le tube de Pitot en bout d'ogive (Tube 1)
- renforcer la résistance en flexion de la fusée (Tube 1 & 2)
- résister en compression (Tube 3 essentiellement)

Les principaux objectifs dans l'**optimisation** du fuselage sont de :

- diminuer le poids de la fusée
- faciliter le démontage des différents organes
- acquérir une bonne précision dimensionnelle
- conserver de bonnes caractéristiques mécaniques
- obtenir de bons états de surfaces

La fixation de ces tubes entre eux sera effectuée par des cales d'aluminium présente au sein de la structure interne. Ces cales s'incorporeront également entre les tubes et viendront se plaquer sur leur épaisseur. Elles dépasseront sous forme de couronnes rigides à l'intérieur pour venir épouser les bords des tubes.

Ainsi, le projet consiste, à partir des plans et du cahier des charges, de développer une technique de mise en œuvre adéquate pour l'obtention de nos trois tubes constituant le fuselage, de choisir les matériaux à utiliser et d'effectuer les découpes nécessaires.

Cahier des charges spécifique

Tube 1 (Ogive)

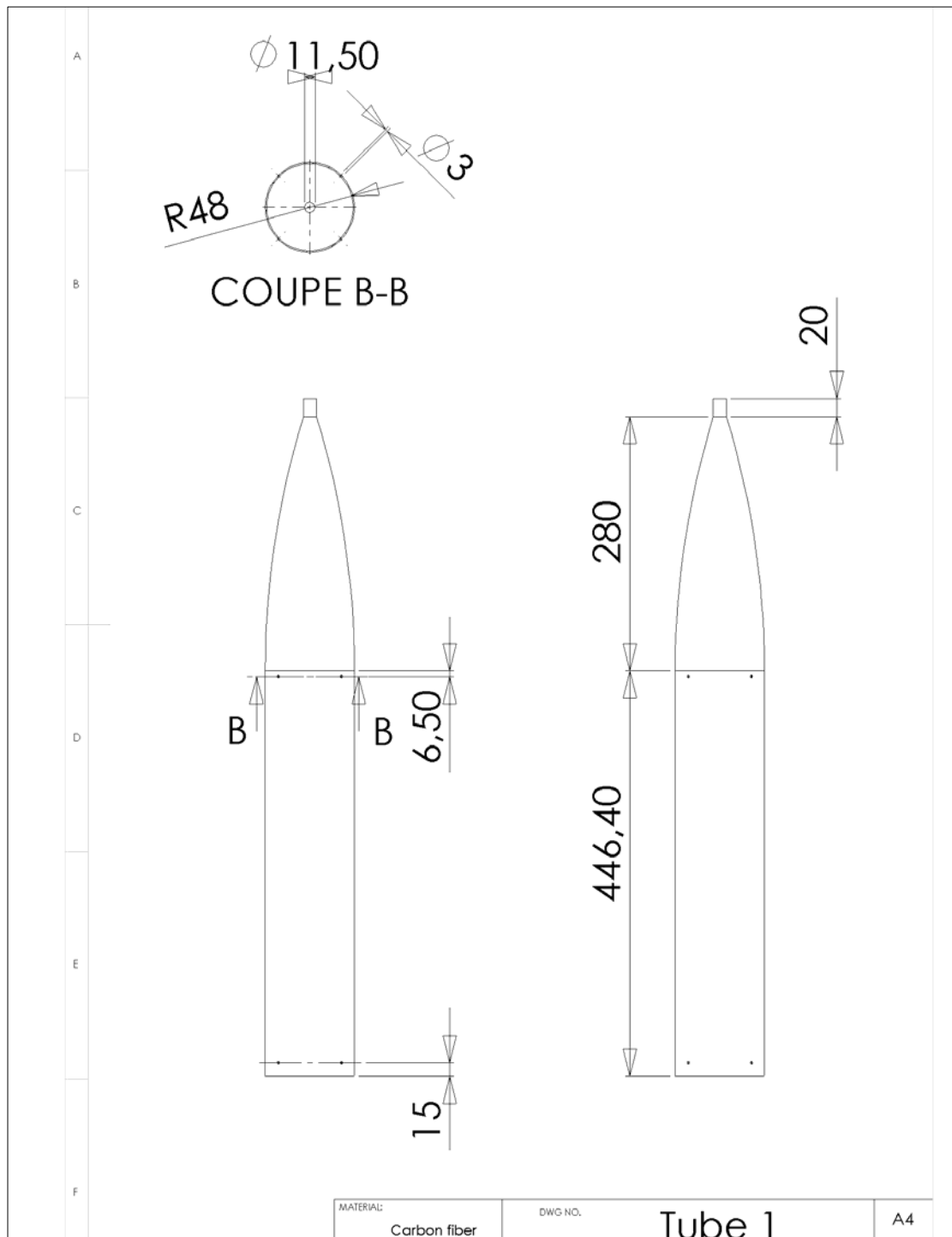
Fonction :

Peau supérieure de la fusée. Elle permet d'enrober la majeure partie de l'intégration électronique. Elle doit favoriser l'aérodynamisme de la fusée.

Contraintes :

- pas de fibre de carbone (problème d'isolement des ondes)
- assez bonne résistance en flexion et en compression

Plan :



Tube 2 (Case parachute)

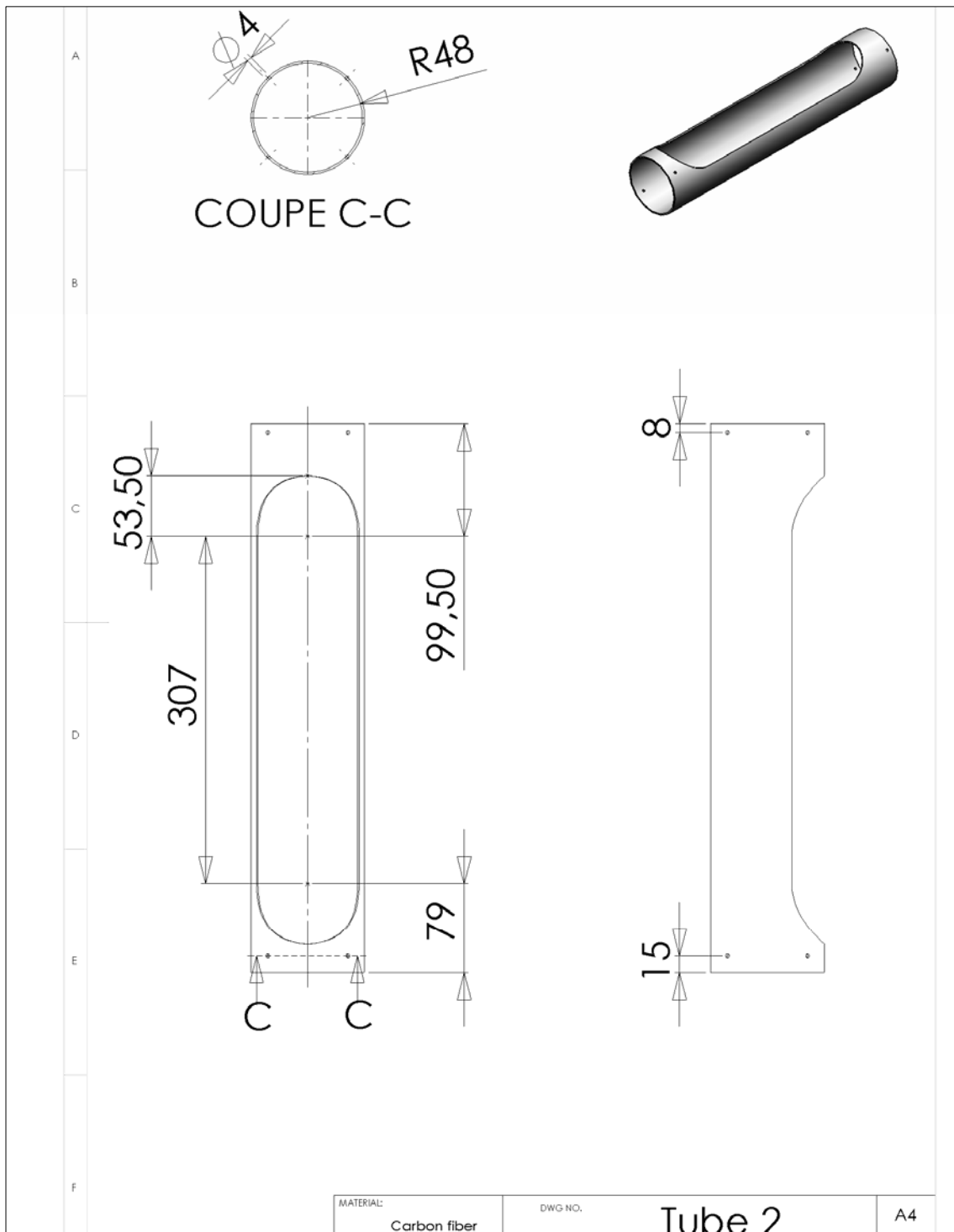
Fonction :

Peau centrale de la fusée. Elle contient le parachute et est équipée d'une porte latérale pour le faire évacuer à culmination.

Contraintes :

- bonne résistance en flexion et en compression
- périmètre de la porte équivalant à 1/3 de celui du tube
- haut et bas de la porte en arrondis
- saignée minimum entre les bords de la porte et le tube

Plan :



Tube 3 (Virole)

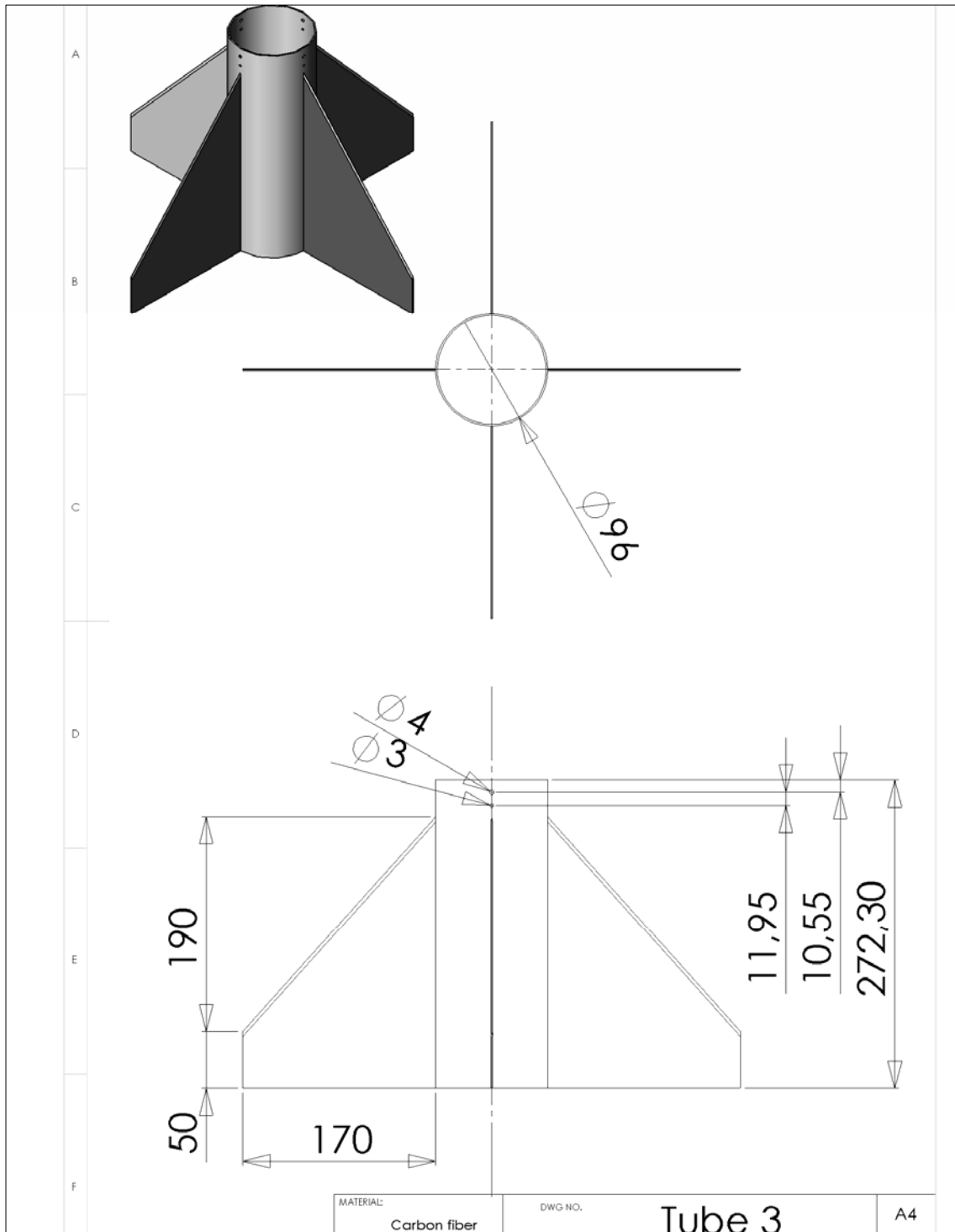
Fonction :

Peau inférieure de la fusée. Elle soutient les quatre ailerons permettant de stabiliser la fusée en vol et entoure le propulseur.

Contraintes :

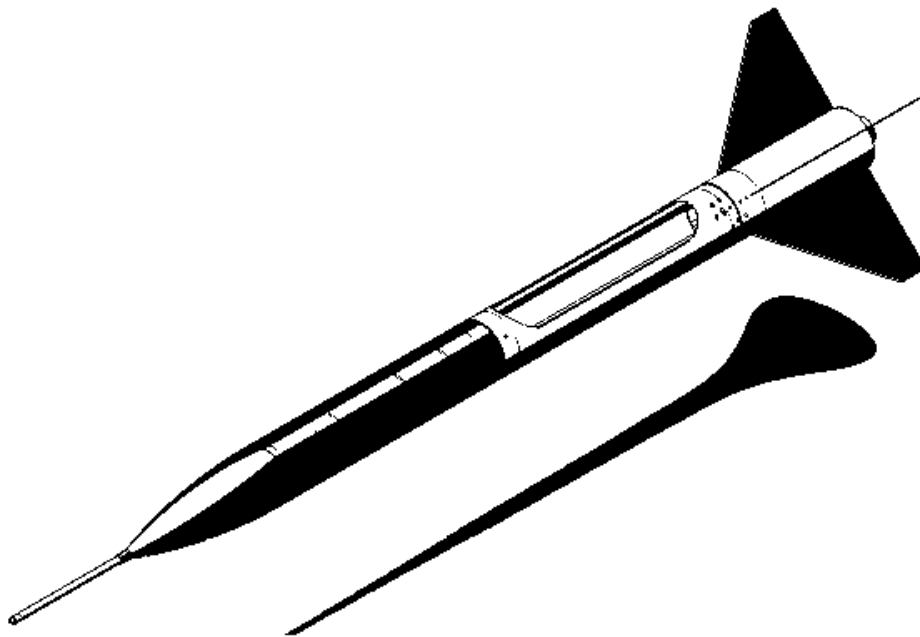
- très bonne résistance en compression
- inclinaison et alignement des ailerons respectés à 10° près
- bonne résistance en flexion des ailerons
- bonnes caractéristiques mécaniques à la base des ailerons

Plan :



Contraintes communes

- épaisseur des tubes constante
- diamètres intérieurs de 96mm
- décalage entre les diamètres extérieurs <1mm
- alignement des vis selon le même axe (prévu pour le montage)
- axe de la porte situé entre l'axe de deux ailerons



Note importante

Ce cahier des charges spécifique n'a pas pour but de définir toutes les contraintes auxquelles les tubes doivent se tenir, mais de retenir les principales contraintes propres à notre projet, s'ajoutant ainsi aux contraintes prévues par le cahier des charges officiel de Planète Sciences.

Réalisation du projet

Choix du procédé

RTM :

Procédé performant, mais long à mettre en place de par le temps nécessaire pour réaliser chacun des moules (1mois par moule). Quelques croquis de moules ont été étudié, mais ce procédé a rapidement été abandonné.

Enroulement filamentaire :

Procédé particulièrement adapté à la réalisation de tubes, et présentant de très hautes performances. Au début du projet, voyant tous les avantages que comportait cette technique, nous sommes lancé dans la fabrication d'un système d'enroulement filamentaire. Malgré notre détermination et le travail déjà accompli dans ce sens, nous avons été contraint à changer de technique. L'obstacle majeur était le temps que la fabrication d'une telle machine demandait, mais aussi de sa mise au point.

Moulage au contact (enroulement manuelle de tissus) :

Par soucis de temps et de complexité de réalisation des moules, ce procédé nous a semblé plus adapté. Il consistait à enrouler des nappes de tissus sur des moules en extérieur. A notre plus grande surprise, ce procédé nous a permis d'obtenir des tubes ayant de meilleurs caractéristiques mécaniques que ce que nous avons alors prévu. La réalisation est parti de la fabrication des moules, puis la stratification et le démoulage, la fixation des ailerons, pour finir avec l'usinage et les différents découpages.

Moules

Moule de l'ogive (tube 1) :



Fabrication de la section ogivale :

- Découpe de rondelles à sections de plus en plus réduites selon la courbe de l'ogive
- Placement et collage des rondelles selon un axe (tige filetée) et serrage vis/écrou de chaque côté de l'ogive
- Masticage de la surface, puis ponçage jusqu'à obtenir les bonnes côtes

Fabrication de la section tubulaire :

- Réduction au Ø 96 mm (voir moule tubes 2 & 3 ci-dessous), ici réalisé avec deux saignées collées à l'araldite
- Vissage de rondelles de bois à l'intérieur du tube pour le forcer à respecter la côte

Assemblage de la section tubulaire et ogivale :

- Collage d'une rondelle de bois en bout de tube, affleurant le contour extérieur
- Centrage et collage de l'ogive sur cette même rondelle.
- Colmatage de la fosse entre le contour de l'ogive et le tube, ponçage

Technique de démoulage :

- Dévissage de l'écrou en bout d'ogive (sur la tige filetée)
- Application d'un effort sur le bout de la tige filetée, pour obliger le moule à se décoller du stratifié
- Fixation d'une vis dans une rondelle de bois en bas du moule tubulaire
- Tirage sur la rondelle
- Extraction du moule complet

Moule tubulaire (tube 2 & 3) :



Pièce d'origine : tube PVC Ø 100 mm standard

Réduction au Ø 96 mm :

- Découpe d'une saignée sur toute la longueur du tube
- Placement d'une rondelle côtelée à l'intérieur du tube
- Serrage sur deux axes, de chaque côté du tube, pour parfaire la cote de 96 mm
- Collage des deux parois de la saignée à l'araldite (colle Epoxy)
- Après séchage de l'Epoxy, ponçage

Technique de démoulage :

- Pressage du tube en PVC (décollement du stratifié)
- Fissuration de l'araldite
- Rétraction du tube en PVC sur lui-même
- Extraction du tube en stratifié

Choix des fibres et tissus

Les matières les plus couramment utilisées pour fabriquer le fuselage des fusées expérimentales sont :

- le **PVC** (peu onéreux et facile à mettre en œuvre / caractéristiques mécaniques peu intéressantes)
-
- l'**Aluminium** (bonnes caractéristiques mécaniques / poids important et difficile à mettre en œuvre)
-
- les **matériaux composites** (bonnes caractéristiques mécaniques et légèreté / difficile à mettre en œuvre)

En tenant compte des optimisations que nous voulions apporter au fuselage, nous avons décidé très tôt d'employer des matériaux composites dans la fabrication des tubes. Nous portions beaucoup d'intérêt à la fibre de carbone, qui pouvait nous permettre de gagner un poids certain sans pour autant perdre en caractéristiques mécaniques par rapport à la fibre de verre. Mais, ne pouvant employer de fibres de carbone pour l'ogive à cause de l'isolement des ondes que cela provoquerait, nous nous sommes résolue à employer des fibres de verre pour le tube 1. Les tubes 2 et 3 ont suivi le même régime, car le gain de poids aurait été négligeable. De plus, il fallait arriver à un bon compromis qualité/prix. La fibre de carbone, n'aurait pas apporté beaucoup plus d'avantages par rapport à la fibre de verre, mais son coût est exorbitant. Les trois tubes sont ainsi conçus en fibre de verre. Nous avons tâché de choisir les tissus et l'orientation des fibres le plus judicieusement possible, de manière à ce qu'ils répondent aux critères du cahier des charges en termes de caractéristiques mécaniques et dimensionnelles. Les principaux tissus employés ont été du taffetas et du mat de verre.

Réalisation du Tube 1 (Ogive)

Stratification :



Mise en place du moule
Démoulant
Bâche plastique (film étirable PE)
Préparation de la résine Epoxy

Taffetas de verre à 0°/90° en bande
1 couche
enroulé à 45° autour du moule



Mat de verre
2 couches





Taffetas de verre à 0°/90° en bande
1 couche
enroulé à 45° autour du moule



Séchage en position verticale
Démoulage



Découpe et usinage :



Découpe des bords extérieurs
Obtention des côtes de longueurs finales
Tracé de l'axe des vis



Perçages Ø 3mm
2×4 perçages

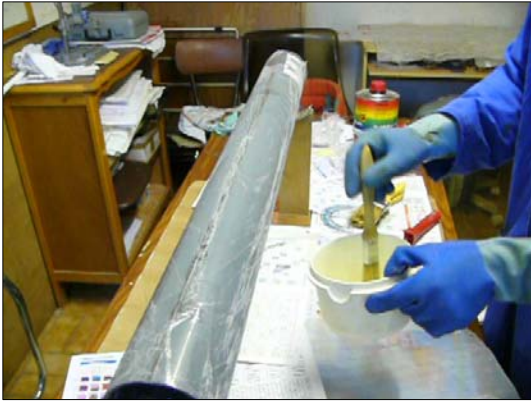


Ponçage
Réduction d'épaisseur de l'ogive



Réalisation du Tube 2 (Case parachute)

Stratification :



Mise en place du moule
Démoulant
Bâche plastique (film étirable PE)
Préparation de la résine Epoxy



Taffetas de verre à 0°/90°
1 couche



Mat de verre
2 couches





Taffetas de verre à 0°/90°
1 couche



Séchage en position verticale

Démoulage :



Dégagement des contours extérieurs



Craquement de l'araldite du moule



Extraction du tube



Découpe et usinage :



Découpe des bords extérieurs
Obtention de la côte de longueur finale
Tracé de l'axe des vis et de la porte



Perçages Ø 4mm
2×4 perçages



Découpage de la porte au cutter :
On fait le marquage du tube au cutter à travers un tracé des contours de la porte (positionné autour du tube selon l'axe prévu de la porte). Ce tracé est scotché autour du tube. A la fin du marquage, on retire le reste du tracé encore scotché et on poursuit le découpage de la porte au cutter.

Ponçage des contours de porte



Réalisation du Tube 3 (Virole)

Stratification du tube de base :



Renfort de base
Taffetas de verre à 0°/90°
2 couches



Stratification et débullage
Séchage (mise en verticale)
Démoulage
Découpe du tube aux côtes



Découpe des ailerons :



Stratification de plaques par compression

Taffetas de verre à 0°/90°
1 couche
Mat de verre
1 couche
Taffetas de verre à 0°/90°
1 couche



Traçage et découpe des ailerons



Fixation des ailerons :



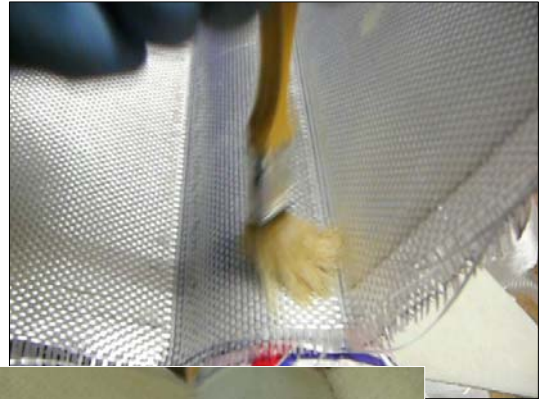
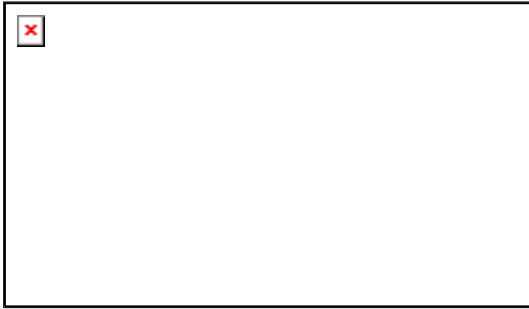
Positionnement des ailerons (collage à l'araldite) sur
le tube de base
Deux axes d'orientation



Stratification des tissus de renfort entre chaque paire
d'ailerons

Taffetas de verre à $45^{\circ}/-45^{\circ}$
1couche

Taffetas de verre à $0^{\circ}/90^{\circ}$
1 couche



Découpe et usinage :



Découpe des rebuts

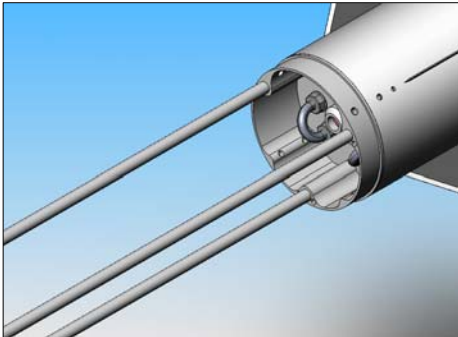
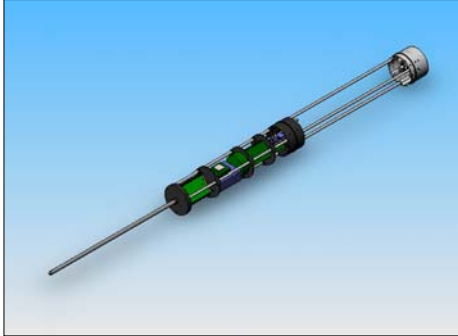
- Remise aux côtes
- 4 Perçages Ø 4mm
- 4 Perçages Ø 3mm
- Ponçage



Compléments

Logement parachute

Définition et cahier des charges :



Sur une **fusée classique**, le compartiment « porte » (correspondant ici au tube 2) fait office de logement pour le parachute.

Néanmoins, disposant d'une structure porteuse remontant sur toute la longueur de la fusée, et traversant ce compartiment « porte », nous devons réaliser un logement parachute que nous pourrions inclure dans le tube 2.

La **fonction** de cette partie est d'**empêcher le parachute et ses cordages d'être gênés ou bloqués** (à cause de la structure) pour sortir lors de l'ouverture de la porte.

Cette partie ne demande pas de **caractéristiques dimensionnelles** élevées. Il faut juste que le parachute dispose du plus grand espace possible dans la limite de la fonction à remplir.

Les **caractéristiques mécaniques** peuvent être délaissées au profit de la **légèreté** à accomplir. La pièce doit même pouvoir se déformer facilement pour pouvoir être ajustée lors de sa fixation. Elle épousera la forme des trois profilés de la structure.

Développement des idées :

Nous avons déjà effectué quelques essais pour vérifier l'espace disponible pour le parachute. Un premier essai, en mousse, a révélé que l'espace serait insuffisant si les lopins de mousses étaient percés pour faire passer les profilés. Il fallait grignoter dans l'espace disponible et venir jusqu'à effleurer les profilés. Cette solution sera certainement adoptée, par le biais de l'utilisation de pains de mousse et d'une fine couche de fibre de verre.

Finitions

Choix :

Les tubes seront peints de l'extérieur, après leur ponçage de surface, déjà entamé. Un vernis sera ensuite appliqué de manière à protéger la surface des tubes des rayures et de rendre un état de surface plus lisse.

Planification :

Ces finitions seront réalisées au mois de juillet, après l'assemblage et la vérification de la compatibilité avec la structure interne.

Taux de fibres

Taux de renfort du tube 2

L'essai consiste à récupérer un échantillon des chutes du stratifié. On pèse sa masse, comptant celle de la résine et du renfort. On le place dans un four jusqu'à calcination de la résine (500-550 °C) et on récupère le renfort restant. On le pèse et on exprime le taux de fibre en masse par rapport à la masse du stratifié avant calcination de la résine :

$$M_{\text{échantillon}} = M_{\text{résine}} + M_{\text{renfort}} = 15,5 \text{ grs}$$

$$M_{\text{échantillon}'} = M_{\text{renfort}} = 8,1 \text{ grs}$$

$$\%_{\text{renfort}} = 100 - ((15,5 - 8,1) / 15,5) * 100 = \mathbf{52,25 \%}$$

Commentaires

Le taux de fibres est assez important (52,25 %). Nous nous en sommes étonnés parce que le tube avait été réalisé par moulage au contact et cette technique permet difficilement de dépasser les 30 % en masse de renfort dans le composite.

Plusieurs facteurs sont à prendre en compte tels que l'utilisation rigoureuse d'un minimum de résine ou l'étalement (et débullage) insisté pendant la stratification.

En effet, au cours de la stratification, nous n'avons ajouté de la résine que lors de la pause des deux premières couches. Pour les deux dernières couches, nous n'avons fait que forcer la résine à remonter en surface avec un pinceau.

Le facteur vraiment déterminant parmi les autres, selon nous, est la position de séchage du tube. Nous ne pouvions le laisser sur son support à l'horizontale. Lors du séchage, des gouttelettes de résines polymérisées seraient apparues. Ainsi, le moule était placé à la verticale et juste avant le démoulage, nous avons pu remarquer qu'une quantité considérable de résine avait coulé le long du moule, en dessous du tube stratifié. La résine était visqueuse, ce qui permettait qu'il en reste suffisamment sur les fibres. De plus, le séchage s'effectuait dans une cave, donc une enceinte froide, ralentissant donc la polymérisation. La résine excédentaire a donc pu être évacuée en gardant tout de même une quantité suffisante à la cohésion des fibres.

Remarques

Un premier essai de caractérisation du taux de fibres du tube 2 avait donné 49,2 % de fibres. Cet essai a été reconduit, car sa mise en œuvre n'était pas concluante : la température était montée jusqu'à 900°C pour se stabiliser à 700°C, au lieu d'être à 500°C tout au long de la calcination.

Ainsi, nous avons pu remarquer la fusion des fibres, donc une perte de masse, légère, mais présente. Cette perte de masse se vérifie quand on compare les deux taux de fibres obtenus (49,2 % et 52,25 %). La perte de fibres en masse fut donc d'environ 3 %.



Taux de renfort du tube 3 (de base)

$$M_{\text{échantillon}} = 5,3 \text{ grs}$$

$$M_{\text{échantillon}'} = 3,3 \text{ grs}$$

$$\%_{\text{renfort}} = 100 - ((5,3 - 3,3) / 5,3) * 100 = \mathbf{62,3 \%}$$

Commentaires

Réalisé de la même manière que l'essai précédent, le taux de fibres calculé est encore plus important (62,3 %). Nous attribuons cette valeur aux mêmes facteurs que ceux du tube 2. De plus, ce tube ne comportait aucune couche de mat. Ainsi, moins de résine était nécessaire pour faire la cohésion des fibres.

Remarques

Il ne faut pas attacher trop d'importance à ce taux par rapport au taux de fibres final du tube 3. Celui-ci sera en effet perturbé par celui des ailerons et des renforts des ailerons. Ne pouvant déterminer un taux de fibre pour le tube 3 final, nous nous contentons de cette valeur. Il s'agissait de vérifier la qualité du tube de base qui supporterait les principaux efforts en compression, ce qui est moins le cas des renforts rajoutés pour fixer les ailerons.

Trajectographie

La fabrication du fuselage, et en particulier des ailerons, ne se fait pas au hasard. La dimension, le poids et l'emplacement de chaque organe dans la fusée aura une influence sur son comportement en vol. Toutes ces données sont difficiles à mettre en correspondance pour déterminer la forme et la taille des ailerons adéquates. Du moins, ce travail passe par des calculs assez importants et sources d'erreurs.

Pour ces raisons, Planète Sciences met un logiciel (*Trajec*) à disposition des clubs pour l'étude de la trajectoire de leur fusée et la détermination de la forme des ailerons. Ce logiciel, plutôt fiable, est également utilisé lors des contrôles de qualification des projets avant les lancements.

Après avoir inséré divers paramètres de la fusée (dimension, centre de gravité, forme de la coiffe, position de la cale de poussée, mono ou bi-étage, type de propulseur...), on définit plusieurs types d'ailerons, et selon leur forme et leur taille, le logiciel indiquera si la fusée est stable, sur-stable ou instable.

On dispose d'une plage de valeurs selon laquelle la fusée sera stable. Il s'agit de trouver le gabarit d'ailerons permettant d'être le plus au centre de cette plage de valeurs.

En plus de pouvoir définir nos ailerons, ce logiciel permet de prévoir plusieurs données de vol comme l'altitude de culmination, le temps écoulé jusqu'à culmination (séquenceur), les variations d'accélération et de vitesse...

Voici les données retenues par *Trajec* :

1:MOTEUR chamois_U95	A:PAS DE CALCUL 0.01 s	G:VITESSE INITIALE 0 m/s
2:MASSE 8.400 kg	B:Cx ESTIME 0.65	X:AXE X INITIAL 0 m
3:MAITRE COUPLE 8718 mm ²	C:ALTITUDE RAMPE 900 m	Y:AXE Y INITIAL 0 m
4:FICHER RESULTAT NON	D:SITE DE LA RAMPE 75 °	Z:AXE Z INITIAL 900 m
5:TEMPS D'OUVERTURE DU PARACHUTE : 17.1 s	H:GISEMENT RAMPE 0 °	I:TEMPS INITIAL 0.0 s
6:DESCENTE SOUS PARACHUTE OUI	E:LONGUEUR RAMPE 4.0	L:IMPRIME UN FICHER RESULTAT
7:VITESSE PARA : 8 m/s	F:IMPRESSION DES PRINCIPAUX RESULTATS : NON	M:EDITE UN FICHER RESULTAT
UENT : ventnul.ven		--- Version 2.2 ---
0:FUSEE elyjia	K:CLUB ASPAC	
8:début du calcul de trajectoire	9:sortir du programme	

FUSEE:elyjia	CLUB:ASPAC	MOTEUR:chamois_U95	PAS: 10 %
biétage : NON			
virole: NON	Xcg: 50		
	masse: 1.000		
prop:1241		te=170	
<-280 →	Xcg vide: 720	Xcg:1018	masse: 8.400 kg
99	avec moteur et virole		
L=1248		←m=240 →	
coiffe:conique		p=190 → ←n= 50 →	
jupe/rétréint : NON		épaisseur ailerons : 1.5	
sortir du programme			
déplacements: ←↑↓→ valid.: RETURN variations: +- nombre d'ailerons : 4			
Produit Ms x Cn : inutilisé			
nom de la fusée			
Cn=23.6 Xcp:1264 marge statique:de 2.5 à 3.1 STABLE cotes en mm			

trajectoire en cours												
z-z ₀ =	0m	v=	0m/s	x=	0m	y=	0m	g=	0m/s ²	A=	75°	
rampe												
z-z ₀ =	4m	v=	27m/s	x=	1m	y=	0m	g=	92m/s ²	A=	75°	
pulsion												
z-z ₀ =	340m	v=	217m/s	x=	111m	y=	0m	g=	30m/s ²	A=	71°	
culmination												
t=17.01s	z-z ₀ =	1534m	v=	40m/s	x=	808m	y=	0m	g=	10m/s ²	A=	0°
ouverture parachute												
t=17.11s	z-z ₀ =	1534m	v=	40m/s	x=	812m	y=	0m	g=	10m/s ²	A=	-1°
t=17.11s	z-z ₀ =	1534m	v=	8m/s	x=	812m	y=	0m				
atterrissage												
t=201.3s	z-z ₀ =	0m	v=	8m/s	x=	808m	y=	0m				

Pour faire un résumé des données fournies par *Trajec* sur le vol :

Masse : 8,400 kg

Vitesse sortie de rampe : 27 m/s

Vitesse descente sous parachute : 8 m/s

Vitesse en fin de propulsion : 217 m/s

Vitesse à culmination : 40 m/s

Temps à culmination : 17,07 s

Accélération sortie de rampe : 92 m/s² soit environ 10G

Altitude à culmination : 1534 m

* rampe à 75° d'inclinaison et vent nul

Résultats et Bilan du Projet

Bilan de réalisation

Les tâches principales :

Les trois tubes ont pu être réalisés sans trop de problèmes, une fois la technique de mise en œuvre trouvée. Le tube 2 a été le premier achevé, le tube 3 le suivait quelques semaines après. Chaque fabrication de tube comportait **une tâche plus particulière et plus complexe**, se démarquant de la mise en œuvre des autres tubes :

- Le **moule du tube 1** était particulièrement long et minutieux à mettre au point de par sa forme ogivale et la fixation du bloc ogive au tube en PVC.
- Le **découpage de la porte du tube 2** était une tâche longue, de part l'utilisation d'une simple lame de cutter pour limiter l'épaisseur de la saignée.
- La **fixation des ailerons du tube 3** était assez contraignante. Il a fallu réaliser un tube de base de qualité sur lequel on a collé les ailerons, puis renforcer par stratification. Cette partie n'a pas présenté de grandes difficultés, mais il fallait opérer en de nombreuses étapes, attendant toujours le séchage des différentes parties.

L'un des travaux les plus minutieux a été le **traçage des axes des vis, de la porte et des ailerons**. Les caractéristiques dimensionnelles ont pu être respectées.

Erreurs de réalisation :

Le choix des tissus pour le tube 2 s'est fait rapidement et a été satisfaisant. Le tube 3, quant à lui, a fait l'objet de **plusieurs essais** pour la réalisation de son tube de base. Il a fallu trouver un bon compromis **rigidité/épaisseur**, pour assurer une bonne résistance en compression, mais garder une épaisseur voisine de celle des tubes 1 & 2.

Ce qui a tenu lieu à divers erreurs de fabrication :



Stratification sur lopin en PS expansé

Problèmes :

déformation du tube / apparition de bulles

Explications :

Mauvais état de surface des lopins / Réaction entre la résine polyester et le polystyrène



Stratification avec inclusion de bandes de carbone

Problèmes :

Bulles aux abords des bandes de carbone / épaisseur non constante

Explications :

Changement d'épaisseur dans le composite / Difficulté à débuller sur des épaisseurs non constante

Le choix des tissus du tube 3 (de base) a penché vers celui de deux couches de taffetas de verre à 0°/90°. Ce choix s'est fait de part l'épaisseur voulue et la résistance en compression attendue.

Un dernier problème est survenu avec le tube 3 : malgré son tube de base épaissit avec les renforts des ailerons, il reste assez facilement déformable si l'on applique un effort transverse à son axe. C'est une contrainte gênante de par le fait que ce tube ne sera soutenu à la structure que par la cale de poussée, fixée sur le haut du tube. La fixation des ailerons est suffisamment rigide, mais lorsque l'on applique des efforts qui visent à fléchir cette fixation, le tube a tendance à se déformer.

Les premières solutions visaient à rajouter un tissu pour renforcer le tube. En intérieur, c'était impossible, à cause de la contrainte dimensionnelle (\varnothing 96mm au niveau de la cale de poussée), et en extérieur l'épaisseur rajoutée n'aurait pas été parfaitement cylindrique à cause des ailerons, donc n'aurait pas apportée beaucoup de résistance en plus. La solution choisie sera d'incorporer **une ou deux rondelles** en aluminium allégées dans l'intérieur du tube, le forçant à conserver sa cote de \varnothing 96mm. Le propulseur tenant un diamètre de 90 mm et le tube de 96 mm en intérieur, nous disposons de 3 mm d'épaisseur pour placer cette rondelle.

Bilan de la technique :

Grâce à la technique de mise en œuvre utilisée (enroulement de tissu) et à la position de séchage des tubes, nous avons été capable de réaliser des pièces en composite de bonne qualité, si l'on en juge des taux de fibres calculés. Nos **taux de fibres** en masse ont avoisiné les **50%** malgré qu'il s'agisse de **moulage au contact**.

Le tube 2 n'a pas présenté de bulle. Le tube 3 n'en a présenté que lors de l'ajout des renforts de fixation des ailerons. Pour le collage des ailerons, on a pu observer l'apparition de bulles dans les angles, à la base des ailerons. Nous avons limité leur ampleur, et avons renforcé ces parties en faisant des congés en résine.



Suite du projet

Dernières tâches :

Le projet Fuselage s'étend jusqu'aux limites de la fonctionnalité des tubes. A savoir donc que leur finition esthétique n'a plus rien à voir (la fusée pourrait très bien être qualifiée sans être peinte).

La partie finition (peinture, vernissage) sera réalisée après assemblage des différentes parties et vérification de leur compatibilité.

Les différentes parties (électronique, structure, mécanique interne et fuselage) seront assemblées entre elles et finalisées durant le mois de **Juillet**. Nous vérifierons qu'il n'y ait pas d'in vraisemblance et que le projet global soit resté conforme à tous les cahiers des charges mis en vigueur. Nous assemblerons les tubes à l'intégration et ferons les ajustements.

Campagne de lancement

Le lancement de la fusée expérimentale est prévu pour la **campagne nationale de lancement de La Courtine**, dans un terrain militaire en Corrèze, en **Juillet-Août 2007**.

Il devrait y avoir une vingtaine de projets du même type lancés cette année, dont certains venant de loin pour cette occasion, comme des projets *japonais, belges* et parfois *anglais* et *allemands*.

La campagne de lancements dure une semaine. Des contrôles de qualification seront effectués pour valider le lancement des projets.



C'est l'occasion de découvrir des projets diversifiés et originaux venant aussi bien de clubs amateurs que d'écoles d'ingénieurs. C'est aussi le moyen de faire connaître son club, ses sponsors et les écoles qui ont soutenu le projet. Les écoles d'ingénieurs comme l'**INSA de Lyon** ou l'**ESTACA de Bordeaux** se sont rapidement fait une place importante, mais aujourd'hui, d'autres écoles viennent à se développer dans cette discipline, comme l'**IUT de Troyes**, l'**IUT de Nantes...**



Mais ces IUT, trop spécialisés en électronique, en mécanique ou en matériaux viennent à développer des ballons stratosphériques ou des mini-fusées. Ces types de projets ne font pas autant l'alliance entre l'électronique, la mécanique et les matériaux que le font les fusées expérimentales.

Du fait de notre organisation entre trois sections d'IUT en phase avec ces axes de développement, du club assurant la cohésion, et de l'expérience des différents membres, nous sommes en mesure de créer ce type de projet.

D'après l'expérience que nous avons retiré de la participation à plusieurs campagnes, nous pensons que le projet a bien des chances de se faire reconnaître, et du même fait de faire parler de son équipe, de ses sponsors et des écoles mises à contribution.

Comme à l'habitude, **Planète sciences** demande au clubs de fournir un compte-rendu de projet analysant les résultats dans les mois qui suivent le lancement. L'**IUT de Blois**, ayant contribué à la réalisation d'une partie de ce projet, recevra un exemplaire de ce compte-rendu ainsi que, s'il le demande, une copie des autres formes de documents issus du lancements (vidéos, photos, résultats de mesures...).

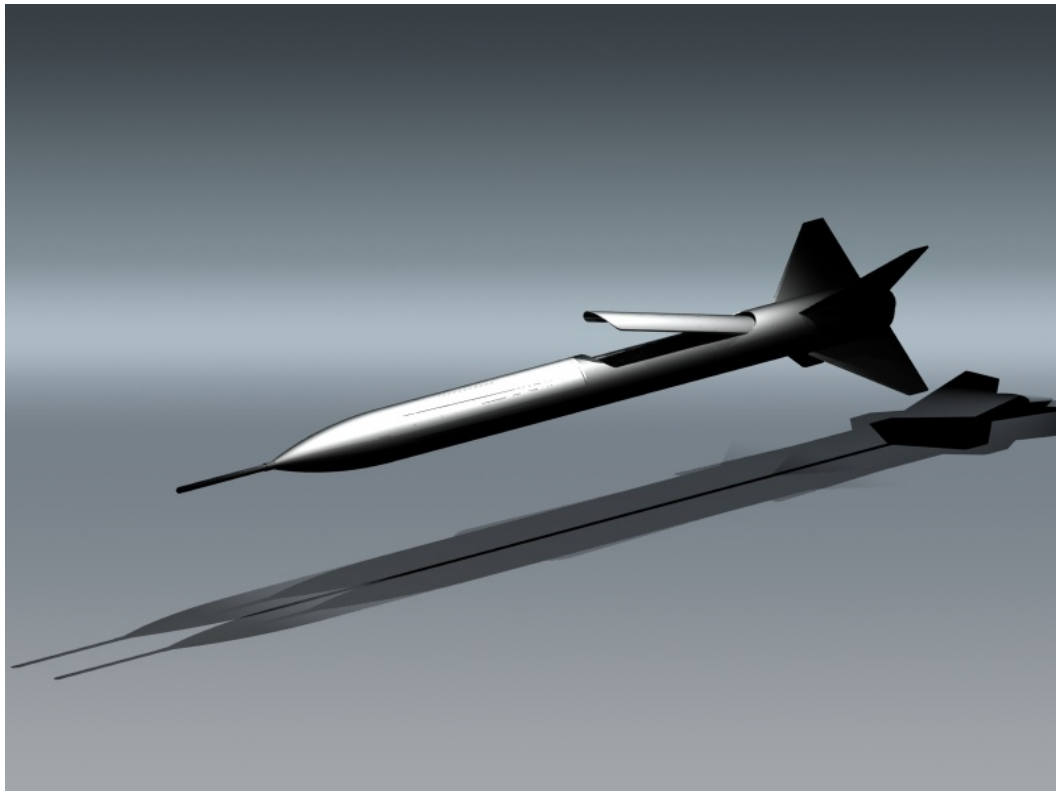




BOUQUET Nicolas
CHABANNES Thomas

Tuteur : SOHIER Bruno

FUSEE EXPERIMENTALE



« ELYJIA »

Mars 2007



SOMMAIRE

Partie 1 : Présentation du projet	p6
I) Présentation	p7
I.1) Introduction	p7
I.2) Historique	p7
II) Le projet de fusée expérimentale	p9
II.1) La mécanique	p9
II.2) L'électronique	p9
II.3) Organisation du travail	p10
II.4) Le lancement	p11
Partie 2 : Mécanique	p12
I) Structure	p13
II) Empennage	p15
III) Case parachute	p16
IV) Ogive	p16
Partie 3 : Récupération et localisation	p17
Système de récupération	p18
I) Mécanique	p18
I.1) Le ralentisseur	p18
I.2) Fonctionnement	p19
II) Electronique	p20
II.1) Réflexions préliminaires et bonnes résolutions	p20
II.2) Etude du schéma	p21
II.3) Le servomoteur	p21
II.4) L'accéléromètre électronique	p22
II.5) Fonctions « intelligentes » et signalisation	p23
II.5.1) Tests capteurs	p23
II.5.2) Tests alimentation	p24
II.5.3) Récapitulatif	p24
II.6) Liaison série synchrone	p25
II.7) Programmation	p26
Système de localisation	p27
I) Localisation sonore par buzzer	p27
I.1) Principe	p27
I.2) Alimentation	p28
II) Localisation par GPS	p28
Partie 4 : Expériences	p30
Définition des expériences	p31
I) Expériences retenues	p31
II) Solutions technologiques	p31
III) Répartition des capteurs dans la fusée	p32
III.1) Carte accéléromètre longitudinal	p32
III.2) Carte capteurs de pressions	p33
III.3) Carte rotation et vibrations	p33
III.4) Carte mère	p33

SOMMAIRE

III.5) Carte modulation FSK bi canal	p33
III.6) Caméra	p34
IV) Transmission et stockage des données	p34
IV.1) Problème de la fréquence d'échantillonnage	p34
IV.2) Stockage des données	p35
Carte accéléromètre	p36
I) Principe de la mesure	p36
II) Gamme de mesure	p36
III) Le capteur	p36
IV) Traitement du signal	p37
V) Fonctionnalités avancées	p38
VI) Réalisation	p38
Carte tube de Pitot et altimètre	p39
I) Rôle	p39
II) Mesure d'altitude	p39
II.1) Principe de la mesure	p39
II.2) Formules	p39
II.3) Application à notre fusée	p40
III) Mesure de vitesse par tube de Pitot	p40
III.1) Principe de la mesure	p40
III.2) Mesure des vitesses faibles (<80m/s)	p41
III.3) Mesure des vitesses élevées (> 80m/s)	p41
III.4) Problème de la masse volumique M_a de l'air	p42
III.5) Calcul de l'altitude	p42
III.6) Algorithme de calcul de la vitesse	p43
III.7) Application à notre fusée	p43
IV) Définition de la carte	p43
IV.1) Le capteur de pression différentiel	p44
IV.2) Etalonnage du capteur différentiel	p44
IV.2.1) Théorie	p44
IV.2.2) Pratique	p45
IV.3) Le capteur de pression absolue	p45
IV.4) Etalonnage du capteur absolu	p46
IV.4.1) Théorie	p46
IV.4.2) Pratique	p46
IV.5) Fenêtrage de la tension de sortie du capteur absolu	p46
IV.6) Filtrage	p46
IV.7) Réalisation de la carte	p47
Carte rotation et vibrations	p48
I) Rôle	p48
II) Mesure rotation par force centrifuge	p49
II.1) Principe	p49
II.2) Problème de l'attraction terrestre	p49
II.3) Gamme de mesure	p49
II.4) Etalonnage	p50
III) Mesure de rotation par gyromètre	p50

SOMMAIRE

III.1) Gamme de mesure	p50
III.2) Utilisation	p50
III.3) Etalonnage	p50
III.4) Soudage	p51
IV) Mesure de rotation par photodiode	p51
IV.1) Principe	p51
IV.2) Etalonnage	p52
IV.3) Mise en place de la photodiode	p52
V) Mesure de vibrations (accélérations tangentielles)	p52
V.1) plage de mesure	p52
V.2) Etalonnage	p52
VI) Les capteurs d'accélération	p52
VI.1) Capteurs à haut niveau d'intégration	p52
VI.2) Gamme de mesure des capteurs	p53
VI.3) Etalonnage	p53
VI.4) Sens des mesures	p53
VI.5) Soudage	p54
VII) Le GPS	p54
VIII) Design de la carte	p55
VIII.1) Configuration et forme	p55
VIII.2) Le microcontrôleur	p56
VIII.3) Alimentations	p56
Carte mère	p57
I) Rôle	p57
II) Schéma	p57
II.1) Alimentation	p57
II.2) Les mémoires EEPROM	p58
II.3) L'UART parallèle	p59
II.4) L'USB	p59
II.5) Le microcontrôleur : PIC18F8722	p60
III) Réalisation	p61
IV) Utilisation	p62
Carte modulation FSK	p63
I) Principe de la modulation FSK	p63
II) Calculs des fréquences clés	p63
III) Transmission multicanal	p64
III.1) Principe	p64
III.2) Solution utilisée	p65
IV) Alimentation	p66
V) Réalisation	p66
VI) Utilisation	p67
Caméra	p68
I) But	p68
II) Caractéristiques	p68
III) Utilisation	p68
Démodulation FSK multicanal	p71
I) Principe de fonctionnement	p71
II) Schéma	p71

SOMMAIRE

II.1) Alimentation	p71
II.2) Filtres passes bandes	p71
II.3) Démodulateur	p73
II.4) Interface RS232	p74
III) Réalisation et utilisation	p75
IV) Tests	p76
IV.1) Liaison filaire	p76
IV.2) Liaison radio	p76
Conclusion et remerciements	p79
Annexes	p81
Annexe 1 : Schéma du séquenceur	p81
Annexe 2 : Schéma de la carte accéléromètre	p82
Annexe 3 : Schéma de la carte tube de Pitot / altimètre	p83
Annexe 4 : Schéma de la carte rotation / vibrations	p84
Annexe 5 : Schéma de la carte mère	p85
Annexe 6 : Schéma de la carte modulateur FSK	p86
Annexe 7 : Schéma de la carte démodulateur FSK	p87
Annexe 8 : Article de la République du Centre	p89
Annexe 9 : Bibliographie et liens utiles	p90





PARTIE 1 :
PRESENTATION DU PROJET



I) Présentation

I.1) Introduction

Depuis quelques années l'ASPAC (Association Scientifique du PAys Chartrain) construit et lance des fusées avec l'aide du CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) et de Planète Sciences.

La construction se fait les samedis après-midi, tout au long de l'année, dans le sous-sol de l'un des membres.

Le CNES fournit le propulseur et gère sa mise en œuvre dans les conditions de sécurité adéquates.

Planète Sciences gère l'organisation du lancement et s'occupe du suivi technique du club tout au long de l'année.

En contrepartie, le club s'engage à respecter un cahier des charges (contenant essentiellement des règles de sécurité)

La campagne de lancement se déroule sur un terrain militaire. Pendant une semaine, il s'agit pour tous les clubs « spatiaux » de France (et parfois de l'étranger) de qualifier sa fusée et de la lancer. Planète Sciences gère ces qualifications.

Planète Sciences est une association nationale loi 1901 qui encadre aussi d'autres secteurs comme l'astronomie, l'environnement ou la robotique. C'est d'ailleurs Planète Sciences qui organise la coupe E=M6.

I.2) Historique

L'ASPAC a été créée il y a 1993 par Emmanuel Bouquet. Le club (composé de jeunes de 13 ans à 21 ans) a ensuite construit plusieurs mini-fusées et deux fusées expérimentales. Le club a été transformé en association loi 1901 en 1996. Un prix GIFAS, un voyage en Allemagne et un séjour en Guyane (pour visiter les salles de construction d'Ariane et pour voir décoller Ariane 4 de nuit) ont été remportés.

Entre 2001 et 2003, 8 mini-fusées ont été lancées.

Sur la période 2003-2005, deux membres ont travaillé sur un projet de fusée expérimentale, qui a été lancée en juillet 2005 à La Courtine (Massif Central). Malheureusement, le système de récupération n'a pas fonctionné et le parachute ne s'est pas ouvert. En contre partie une excellente télémessure a été récupérée, confirmant les hypothèses faites au début du projet (à savoir, la vitesse de rotation et la vitesse propre de la fusée sont bien proportionnelles, ce qui prouve que la rotation est due à un phénomène aérodynamique).

Le club a remporté le prix Planète Sciences pour la démarche expérimentale et l'esprit club. Le projet (ou du moins les plans et photos qu'il en reste, car la fusée est en morceaux quelque part dans le Massif Central) a été présenté le 9 décembre 2005 au Bourget devant les industriels du GIFAS (Groupement des Industriels Français de l'Aéronautique et du Spatial), un prix EADS SODERN a été décerné à l'équipe.



*Projet Diablo (précédente fusée expérimentale)
sur le site de La Courtine*

Ayant appris l'existence des projets tutorés au cours de la première année de DUT GEII, nous avons pensé qu'un projet portant sur la réalisation d'une fusée expérimentale serait intéressant.

C'est pourquoi la réalisation d'une fusée expérimentale est en cours. Grâce à l'expérience acquise avec la fusée précédente, nous comptons utiliser de nouvelles techniques de mesures et de fabrication pour mener à bien cette réalisation.

II) Le Projet de Fusée Expérimentale

Un projet de ce type nécessite une démarche professionnelle. C'est pourquoi à partir d'un cahier des charges, nous organisons le travail en plusieurs phases : recherche de solutions, conception, prototypage, éventuellement retour à la conception, puis réalisation finale, tests et étalonnage.

Ce projet étant pluridisciplinaire, il peut se diviser en deux parties : la mécanique et l'électronique.

II.1) La mécanique

La fixation des différentes cartes électronique nécessite une structure robuste, fiable et légère. La partie mécanique est donc très importante.

Quelques idées ont été retenues du projet précédent :

- Tubes, ogives et ailerons en matériaux composites hautes performances : fibres de carbone, de verre, d'aramide. Ceci permet de faire une économie de poids énorme par rapport à un tube standard en PVC, d'améliorer de façon considérable la rigidité et même de gagner en solidité.
- Parachute toile de spi, fixations en cordes d'escalade. Le choc à l'ouverture du parachute peut dépasser 5kN. La partie système de récupération doit être irréprochable.
- Réduire au minimum le nombre total de pièces, cela permet d'augmenter solidité, rigidité et poids tout en réduisant les vibrations.
- Avoir une fusée démontable, c'est-à-dire une partie basse constituant l'empennage, la case parachute et l'intégration contenant l'électronique. Ceci est bien plus pratique quand il s'agit de transporter la fusée sur la campagne de lancement, de tester le capteur de vitesse en soufflerie. Ceci permet également de travailler à plusieurs simultanément sur chaque partie de la fusée.
- Le tube supérieur et l'ogive doivent former un seul ensemble, pour améliorer l'aérodynamisme et éliminer le traditionnel point faible fusée/ogive.

II.2) L'électronique

L'émetteur fourni par le CNES émet un rayonnement électromagnétique non négligeable. Lorsqu'on veut mesurer une altitude, un écart de 1m correspond à une variation de tension infime en sortie d'un capteur de pression. Sans précaution, les capteurs seront complètement perturbés par le rayonnement de l'émetteur. C'est ce qui s'est passé sur le projet précédent, où aucune précaution particulière n'avait été prise. Les sorties de tous les circuits sensibles ont été saturées.

Cette année nous sommes donc très vigilants sur les aspects Compatibilité Electro – Magnétique.

Voici donc la liste des « bonnes résolutions » que nous nous efforçons de respecter à la lettre :

- Placer chaque carte dans un boîtier métallique.
- Utiliser des vrais plans de masse, c'est à dire des plans de masse non fendus par des pistes que l'on n'a pas réussi à faire passer du bon côté de la carte pendant la phase de conception. Au besoin exploiter la technologie multicouches.
- Placer un régulateur de tension sur chaque carte, et non un régulateur sur une carte principale alimentant toutes les cartes annexes.

- Bien découpler les alimentations avec des condensateurs adaptés.
- Placer les convertisseurs analogique / numérique au plus près des capteurs.
- Eviter les composants hauts, qui se comportent comme des antennes et reçoivent tous les parasites.
- Réduire la taille des cartes au minimum : l'utilisation de composants CMS est loin d'être un luxe de plus, ceci nous permet de faire un gain de poids non négligeable apprécié par la mécanique. De plus, d'un point de vue fiabilité, un composant CMS a moins de chance de s'arracher qu'un composant standard lors de l'accélération. Il ne faut pas perdre de vue que notre fusée doit voler. Certains circuits n'existent qu'en version CMS ou même BGA (mémoire haute capacité, accéléromètres, gyromètre...).
- N'utiliser aucune liaison inter-carte analogique.
- Favoriser l'utilisation de circuits intégrés spécifiques, plus performants, plus adaptés et plus fiables.

Pour faciliter la mise au point et le repérage de défaillance en cas de problème, la fusée sera équipée d'un bus USB permettant un monitoring de l'ensemble de la fusée depuis un ordinateur fixe ou portable. Un logiciel PC développé spécialement gère l'affichage en temps réel des données.

Un récepteur radio a été réalisé pour tester nous-mêmes la chaîne de télémétrie.

Les fusées sont lancées sur un terrain très encombré par la végétation. Pour augmenter les chances de localiser la fusée lors de la récupération, nous embarquerons une partie « localisation » intégrant buzzers et GPS afin de faciliter les recherches.

II.3) Organisation du travail

L'équipe compte actuellement six membres :

- Nicolas Bouquet et Thomas Chabannes, en 2^{ème} année GEII à l'IUT de Chartres.
- Romain Groussin et Benjamin Gresteau, en 2^{ème} année GIM à l'IUT de Chartres.
- Damien Moulin et François Lefèvre, en 2^{ème} année matériaux à l'IUT de Blois.

Cela fait une bonne équipe : deux GEII pour faire l'électronique, deux GIM pour faire la mécanique (structure interne). Vu la difficulté que représente la fabrication des pièces en composites (ogive, tubes et ailerons), c'est une équipe à part entière qui s'occupe de cette tâche (équipe de Blois).

Il faut ajouter à ces six membres « permanents » une dizaine de personnes situées sur Blois, sur Chartres et sur Rennes qui aident au développement du projet.

Cependant, vu la quantité de travail, le projet tient sur deux ans : il a été commencé en septembre 2005 et le lancement se fera en été 2007.

Vu la complexité de gérer un projet à travers un club et plusieurs IUT, des techniques de communications ont été mises en œuvre afin que chacun sache où en est globalement le projet : communication par messagerie instantanée, E-mail, téléphone, contact direct...

II.4) Le lancement

La campagne de lancement de 2007 se déroulera du 29 juillet au 5 août 2007 à La Courtine (Massif Central, entre Clermont Ferrand et Limoges).

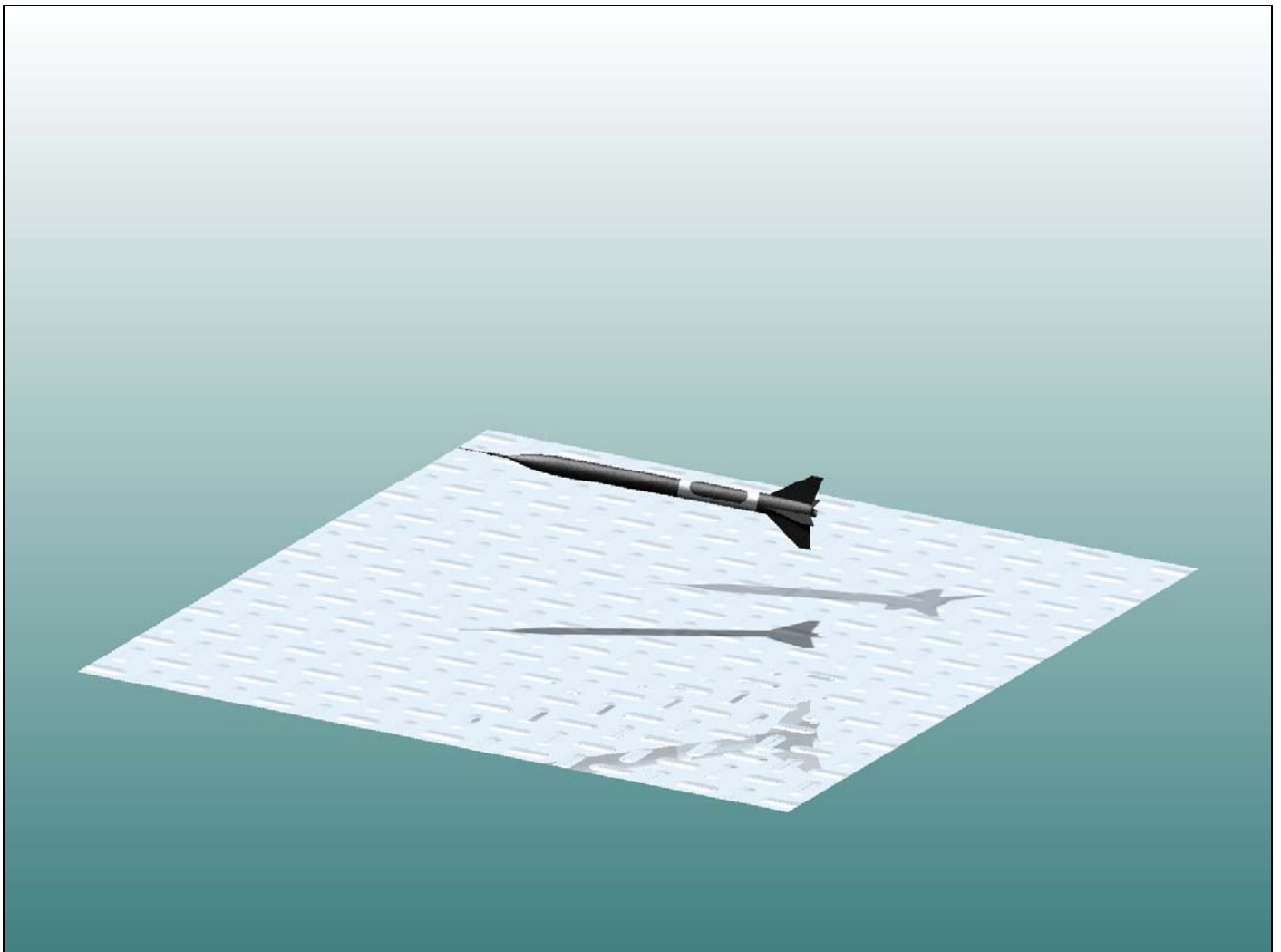
Tous les clubs Français et quelques clubs étrangers (Japonais notamment) seront réunis dans des locaux de l'armée (logement, cantine, salle de mise au point et de qualification). Les lancements ont lieu à 10km de là, sur un terrain prêté par l'armée.

Nous comptons arriver sur la campagne avec un projet entièrement terminé et des documents de projet complets et mis à jour. Cela permet d'éviter quelques nuits blanches voire d'éviter de reporter le lancement à l'année suivante.

Restera ensuite à passer aux contrôles techniques pour qualifier la fusée le plus rapidement possible.

Ensuite, vers le milieu de la semaine, les premiers lancements auront lieu.

En fin d'après midi après le lancement, une « récupération » collective sera organisée : tous les clubs ayant lancé leurs fusées tenteront de la retrouver dans la brousse montagneuse et humide... (le terrain n'est plus entretenu depuis la tempête de 1999). Les buzzers et le GPS embarqués sur la fusée devraient faciliter la localisation.







PARTIE 2 :
MECANIQUE



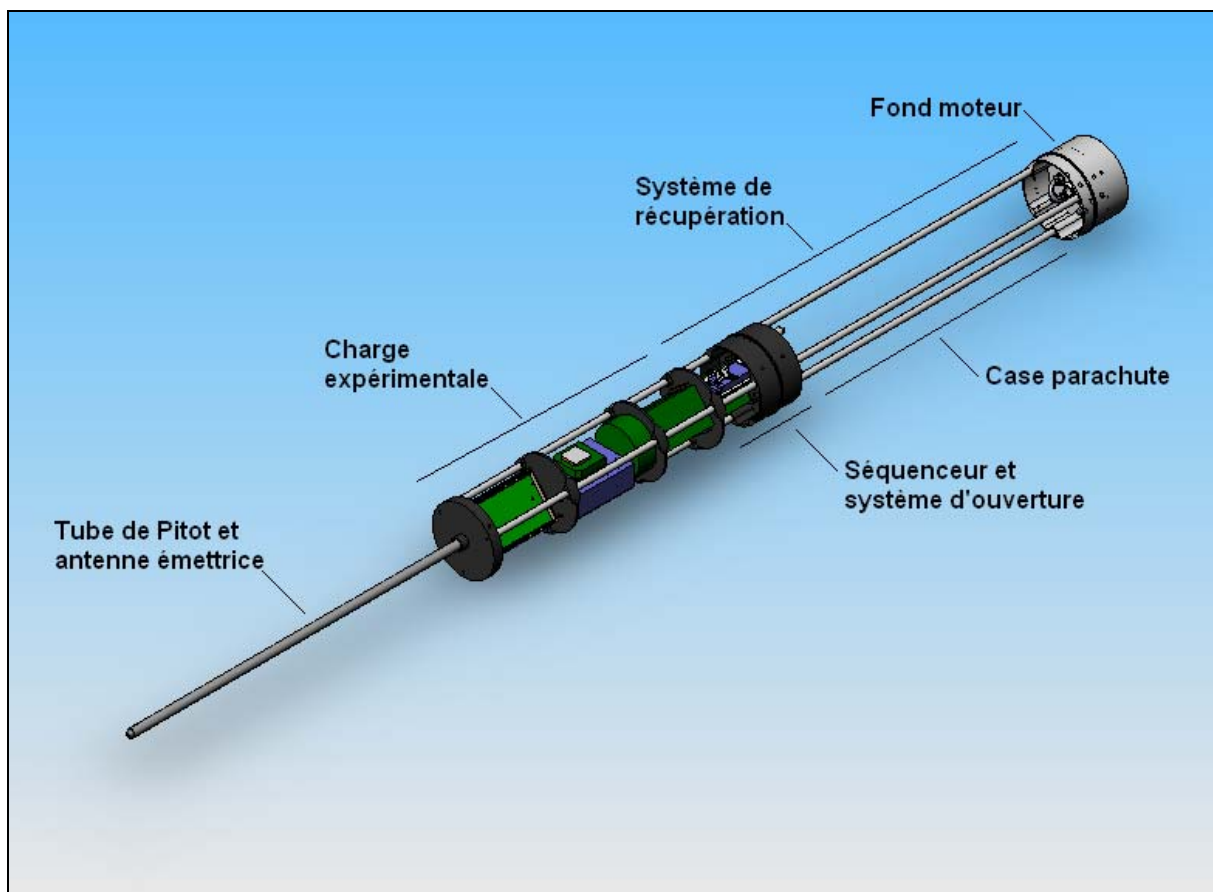
MECANIQUE

La mécanique est le fruit du travail de deux équipes, la première de l'IUT de Blois (département Sciences et Génie des Matériaux), qui a travaillé sur l'empennage et les différentes coques, la seconde de l'IUT de Chartres (département Génie Industriel et Maintenance), qui a travaillé sur la structure. Néanmoins dans ce dossier les deux parties sont abordées ensemble.

I) Structure

La structure est de type porteuse, c'est-à-dire que c'est l'intégration qui encaisse les efforts, contrairement à une configuration de type peau porteuse.

La structure est composée de 6 profilés ronds de 8mm de diamètre en aluminium. Un premier jeu de 3 profilés assure la rigidité entre le fond moteur et la bague centrale, et un second jeu de 3 profilés entre la bague centrale et le haut. Ces profilés sont maintenus en place d'un côté par une vis vissée à l'intérieur du profilé et de l'autre côté par un taraudage à l'extérieur du profilé.

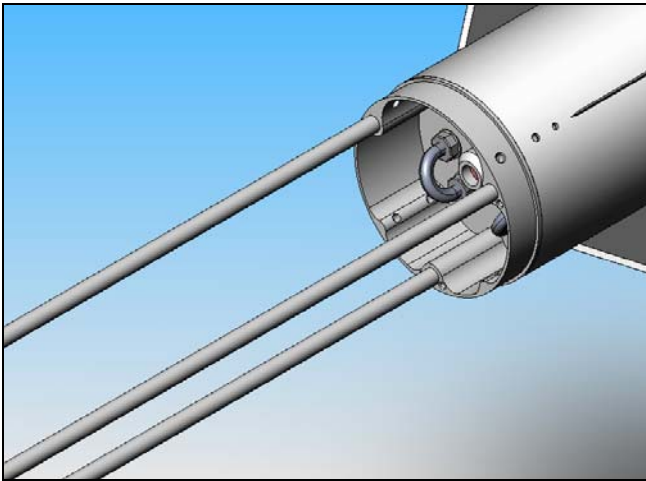


Avantages :

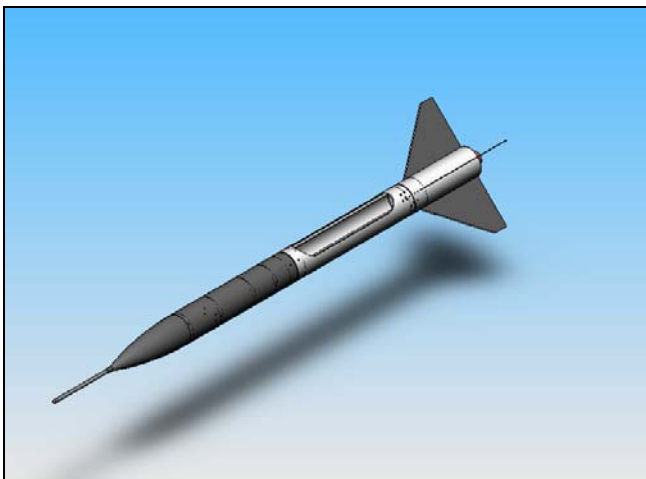
- Très bonne tenue en compression (les vis travaillent en traction, les transferts d'efforts se font en appui plan entre les profilés et les bagues).
- Bonne tenue en flèche
- Aspect général très propre

Inconvénient :

- Nécessite une fixation des cartes un peu plus complexe



Zoom sur le fond moteur : on aperçoit les crochets de fixation du parachute.



Vue globale

II) Empennage

Réalisé à partir d'un tube et de quatre ailerons, on arrive finalement à un bloc en composite parfaitement aérodynamique.



Etape initiale :

- Tube de fibre de verre (2 couches)
- Plaque de fibre de verre (3 couches)



Etape 2 : précollage des ailerons à l'araldite (colle)



Etape 3 : Mise en place d'une bande de fibre de verre pour consolider les ailerons et le tube, et relier les deux



Finalement, un empennage parfaitement aérodynamique

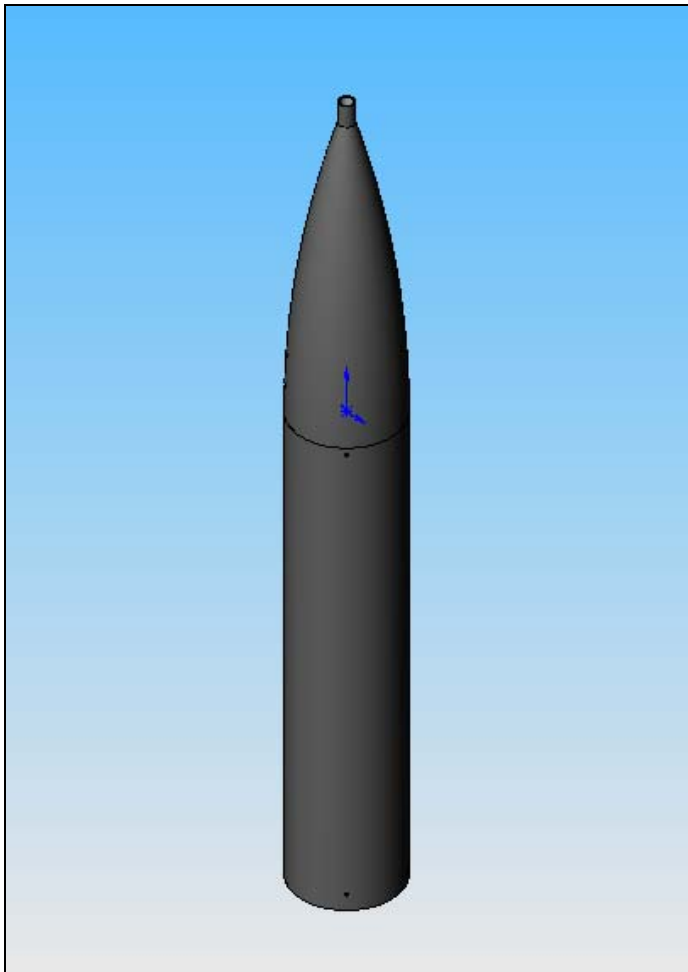
III) Case parachute



Etudiée pour résister en compression notamment, mais aussi en flexion la case parachute est composée de 4 couches de fibres.

La porte a été découpée au cutter.

IV) Ogive



Coque faisant à la fois office d'ogive et de tube pour éliminer le traditionnel point faible entre le tube et l'ogive. L'ogive se termine par une partie cylindrique pour le tube de Pitot. Cette partie ne peut être réalisée en carbone car le carbone est conducteur ce qui empêcherait l'antenne d'émettre correctement et blinderait le GPS.



PARTIE 3 :

RECUPERATION ET LOCALISATION



SYSTEME DE RECUPERATION

Pour des raisons de sécurité le cahier des charges impose la présence d'un ralentisseur dans la fusée :

REC1 : La fusée doit être équipée d'un système ralentisseur fiable permettant de réduire sa vitesse de descente. L'éjection du ralentisseur doit être franche.

REC2 : Le système ralentisseur doit permettre une arrivée au sol à moins de 15 m/s.

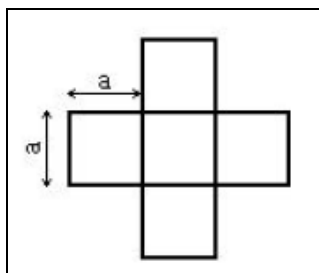
REC3 : La fusée doit descendre suffisamment rapidement pour rester dans le gabarit autorisé (Contacter Planète Science pour avoir les informations relative au terrain).

De plus, notre fusée embarque une caméra enregistrant la vidéo du vol à bord ainsi qu'une mémoire enregistrant toutes les mesures des capteurs (données qui sont aussi, en partie, transmises par radio au sol). La récupération de la fusée conditionne donc une partie de l'expérience. C'est pourquoi nous avons beaucoup travaillé à la conception d'un système de récupération fiable.

I) Mécanique

I.1) Le ralentisseur

Le ralentisseur choisi est un parachute cruciforme, pour des raisons de simplicité mais aussi de fiabilité : ce type de ralentisseur est utilisé depuis très longtemps et a fait ses preuves.



$$V_d = \sqrt{\frac{2Mg}{\rho_0 C_x S}}$$

- M : masse de la fusée lors de la descente (6.2kg)
- S : la surface du parachute, $5a^2$
- g : l'attraction terrestre (9.81m/s^2)
- ρ_0 : la masse volumique de l'air (1.23kg/m^3)
- C_x : le coefficient de résistance du parachute dans l'air (1)
- V_d : la vitesse de descente

Application : on se fixe une vitesse descente et on calcule les dimensions du parachute.

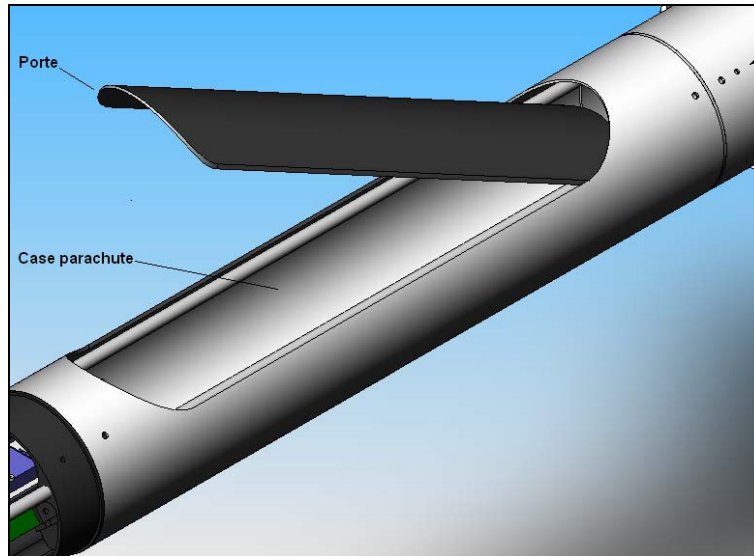
Le cahier des charges impose une vitesse inférieure à 15m/s, Planète sciences recommande une vitesse entre 10 et 15m/s pour ne pas avoir à chercher sa fusée trop loin. Seulement, pour rester compatible avec nos expériences, nous avons choisi une vitesse de

descente de 8m/s pour favoriser une descente plus douce : le GPS ne doit pas trop être balancé dans le plan horizontal pour rester verrouillé sur ses satellites.

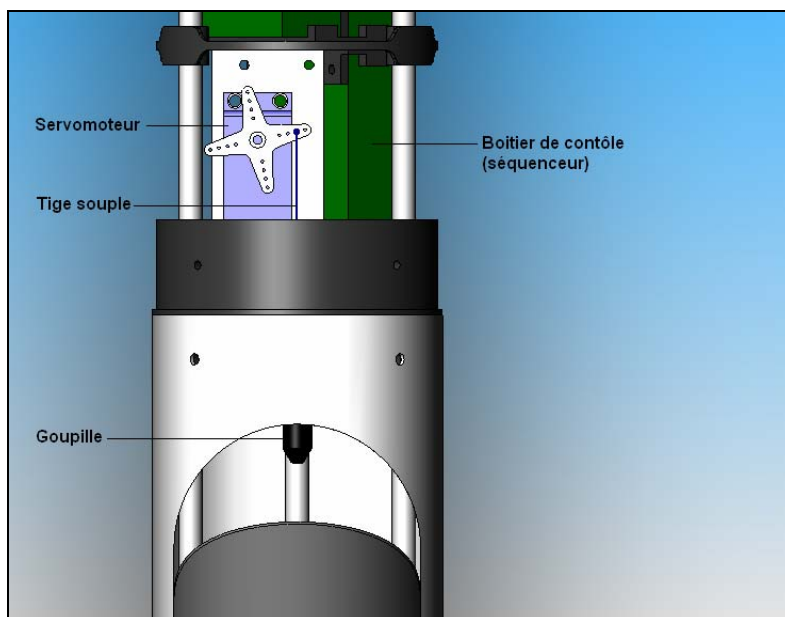
Pour finir, on arrive à $a=56\text{cm}$, ce qui fait déjà un parachute de taille appréciable.

I.2) Fonctionnement

Le système d'ouverture est de type porte latérale : le parachute est stocké sur le côté de la fusée et une porte s'ouvre pour le laisser sortir.



Le principe d'ouverture de la porte est basé sur un système servomoteur – goupille. Parmi tous les systèmes précédemment expérimentés par l'ASPAC celui-ci présente la meilleure fiabilité.

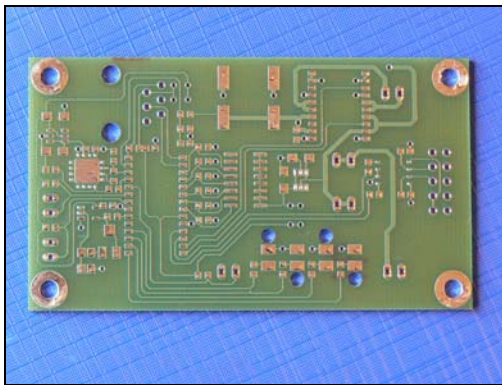


II) Electronique

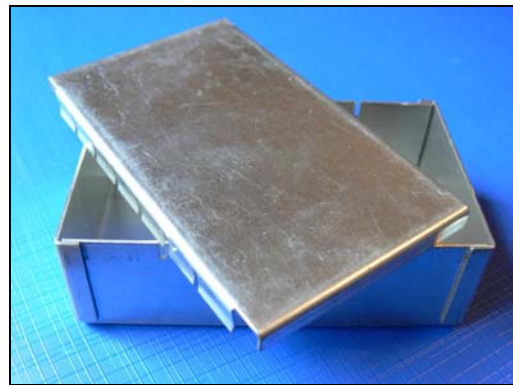
II.1) Réflexions préliminaires et bonnes résolutions

Suite à de nombreuses années d'expériences à l'ASPAC, avec tantôt des réussites (Millau 2003, 5 fusées lancées, 5 nominaux) et tantôt des échecs (La Courtine 2005, balistique), et étant donné que le fonctionnement du système de récupération conditionne une part importante des expériences, nous avons décidé d'utiliser des techniques radicales afin de fiabiliser et protéger le séquenceur :

- Utilisation d'une carte électronique de qualité professionnelle (voir photo), soudée avec du matériel professionnel,
- Protection CEM et mécanique de la carte grâce à un boîtier métallique contenant l'accumulateur et la carte électronique,
- Réduction du nombre de cartes (une seule carte pour la commande, la puissance et l'affichage),
- Mise en place d'un système « intelligent », géré par processeur (vérification du niveau de la pile, de l'état des capteurs, visualisation directe par led du fonctionnement du processeur),
- Horloge processeur à réseau RC et non à quartz (les lamelles de quartz, comme tout élément mécanique, sont sensibles aux accélérations et aux vibrations subies)
- Doublage de l'interrupteur marche / arrêt,
- Doublage des straps sur la carte,
- Doublage de l'initialiseur : on utilise deux accéléromètres (un électronique, un mécanique) pour détecter le décollage.



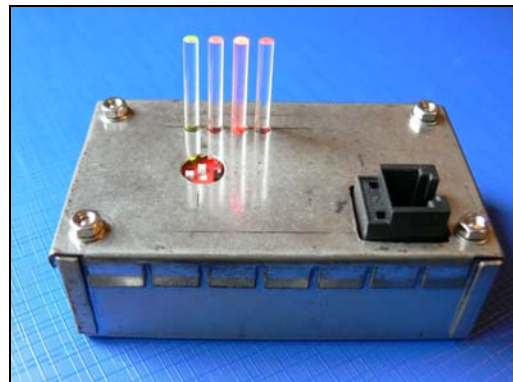
Carte du séquenceur



Boîtier de blindage mécanique et CEM



La carte en boîtier et la batterie lithium



Le séquenceur, opérationnel

II.2) Etude du schéma (voir annexe 1 page 81)

En haut à gauche on remarque l'interrupteur d'alimentation doublé. Ensuite viennent deux régulateurs :

- le MAX888-EUT33 régulant une tension de 3.3V (pour l'accéléromètre électronique)
- le MAX888-EUT50 régulant à 5V pour le reste de la carte

On remarque :

- Un PIC16LF873A, cadencé à 125kHz (fréquence réglable par l'ajustable R19) par le circuit RC câblé autour de IC6. La fréquence de 125Khz garantit suffisamment de puissance au PIC pour lui permettre d'effectuer ses tâches sans toutefois trop consommer d'énergie
- l'accéléromètre électronique MMA6231, fournissant une tension analogique proportionnelle à l'accélération, suivi d'un filtre RC du premier ordre
- Un pont diviseur R8/R9, permettant au PIC de mesurer la tension de l'accumulateur, filtré par C13
- Un réseau d'interrupteurs SW2, permettant de programmer le temps d'ouverture (temps min 13s, temps max 19.4s, réglable au pas de 0.1s).
- Un pont en H (IC7) pour la commande du moteur
- Un connecteur HE-10 (MB) pour connecter le PIC du séquenceur à la carte mère et envoyer des informations concernant le niveau de la pile, l'état du séquenceur et des capteurs... Il s'agit d'une liaison série synchrone opto-isolée, comme imposé dans le cahier des charges :

SEQ1 : AUCUNE LIAISON ELECTRIQUE, autre que la masse, n'est autorisée entre le séquenceur et tout autre système électrique embarqué.

- 4 leds de signalisation : PIC en service, état du séquenceur, problème de capteurs et alerte pile faible
- 3 connecteurs, pour le capteur d'accélération mécanique et les capteurs de position de la goupille

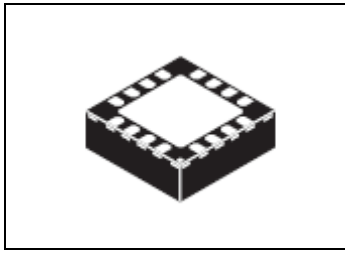
II.3) Le servomoteur : utilisation en mode moteur simple

Nous avons acheté et démonté un servomoteur GWS : il ne reste que le moteur et la mécanique. Nous commandons donc directement le moteur en direction (par rapport à la goupille : monter / descendre), et deux capteurs fin de course indiquent au PIC que la goupille est en butée.

Ceci permet d'éteindre le servomoteur pendant les phases de non utilisation (réduction de la consommation par 10) et d'asservir directement la goupille et non l'angle de l'axe du servomoteur, qui n'est pas notre préoccupation première.

Le pont en H utilisé est un circuit CMS permettant de piloter le moteur en direction et fournit une fonction frein utilisée pour stopper immédiatement le moteur lors de l'arrivée de la goupille en butée et ne pas détériorer les capteurs fin de course.

II.4) L'accéléromètre électronique



Le boîtier QFN16...



... soudé

Le MMA6231 est un capteur en boîtier QFN non soudable par un amateur. La carte ayant été soudée chez Systech, cela ne pose pas de problème particulier. Voici les caractéristiques principales de ce capteur, issues de la datasheet Freescale :

Characteristic	Symbol	Min	Typ	Max	Unit
Operating Range ⁽²⁾					
Supply Voltage ⁽²⁾	V_{DD}	2.7	3.3	3.6	V
Supply Current					
MMA6231Q	I_{DD}	—	1.2	1.5	mA
MMA6233Q	I_{DD}	—	2.2	3.0	mA
Operating Temperature Range	T_A	-20	—	+85	°C
Acceleration Range	g_{FS}	—	10	—	g
Output Signal					
Zero g ($T_A = 25^\circ\text{C}$, $V_{DD} = 3.3\text{ V}$) ⁽⁴⁾	V_{OFF}	1.485	1.65	1.815	V
Zero g	V_{OFF}, T_A	—	2.0	—	mg/°C
Sensitivity ($T_A = 25^\circ\text{C}$, $V_{DD} = 3.3\text{ V}$)	S	111	120	129	mV/g
Sensitivity	S, T_A	—	0.015	—	%/°C
Bandwidth Response					
MMA6231Q	f_{-3dB}	—	300	—	Hz
MMA6233Q	f_{-3dB}	—	900	—	Hz
Nonlinearity	NL_{OUT}	-1.0	—	+1.0	% FSO
Noise					
MMA6231Q RMS (0.1 Hz – 1 kHz)	n_{RMS}	—	0.7	—	mVrms
MMA6233Q RMS (0.1 Hz – 1 kHz)	n_{RMS}	—	0.6	—	
Power Spectral Density RMS (0.1 Hz – 1 kHz)					
MMA6231Q	n_{PSD}	—	50	—	ug ² /Hz
MMA6233Q	n_{PSD}	—	30	—	
Self-Test					
Output Response	g_{ST}	2.0	—	—	g
Input Low	V_{IL}	—	—	$0.3 V_{DD}$	V
Input High	V_{IH}	$0.7 V_{DD}$	—	V_{DD}	V
Pull-Down Resistance ⁽⁵⁾	R_{PO}	43	57	71	k Ω
Response Time ⁽⁶⁾	t_{ST}	—	2.0	—	ms

Une remarque à propos du self-test : lors de l'application d'un niveau logique sur une entrée du capteur, il applique un champ magnétique, sur les tiges piezo interne, équivalent à une accélération de 2g minimum. En vérifiant la tension de sortie du capteur, on peut déterminer s'il est défectueux ou non. Ce genre de test est utilisé au démarrage des voitures (le voyant airbag orange qui s'allume quelques secondes) pour tester entre autre le capteur d'accélération, nous utilisons aussi cette fonctionnalité lors du démarrage du séquenceur.

Le capteur était étalonné sur trois ponts de mesure (vertical vers le bas, horizontal, vertical vers le haut). Nous avons fait les mesures suivantes :

Accélération	Valeur numérique convertie par le PIC
-1g	89
0g	83
1g	78
2g	72.5
3g	67
4g	61.5
5g	56

Les valeurs au-delà de 1g constituent une extension. La fusée absorbant un peu plus de 12g, nous décidons d'enclencher le séquenceur à $A_{\max}/3$ soit un peu plus de 4g, le séquenceur attend de passer en dessous de la valeur 61 pour commencer à compter (valeur paramétrable par logiciel).

II.5) Fonctions « intelligentes » et signalisation

Le cahier des charges impose des indications :

SEQ4 : Signalisation : Trois informations doivent être données explicitement (position claire des interrupteurs, voyant, buzzer, ...) :

- séquenceur sous tension ou hors tension
- séquenceur actif (la fusée a décollé) ou inactif (la fusée attend le décollage)
- actionneur actif (séparation commandée) ou inactif (séparation non commandée)

- L'indication sous tension/hors tension se fait par une led verte
- L'indication de l'état du séquenceur se fait par une seule led rouge :
 - o Led éteinte => fusée en attente de décollage
 - o Clignotement rapide => fusée décollée, mais culmination pas encore atteinte
 - o Clignotement lent => fusée décollée et culmination passée, séparation commandée

Par mesure de sécurité le processeur effectue un certain nombre de tests au démarrage :

II.5.1) Tests capteurs

- Vérification du fonctionnement de l'accéléromètre électronique : utilisation du self-test
- Seconde vérification du fonctionnement de l'accéléromètre électronique : vérification de l'angle du capteur (normalement la fusée est en rampe, l'angle est compris entre 60° et 90°) => la valeur numérique convertie doit être comprise entre 77 et 80 (bornes comprises)
- Vérification de l'accéléromètre mécanique : il doit être inactif (pas d'accélération)

- Vérification des capteurs fin de course : le PIC ordonne la descente de la goupille durant quelques secondes, après quoi le capteur du bas doit être actif et celui du haut inactif.

Si un seul ou plusieurs de ces tests sont négatifs, une led rouge se met à clignoter rapidement

II.5.2) Tests alimentation

L'accumulateur utilisé est un lithium polymère 2 éléments, 3.7V par élément soit une tension nominale de 7.4V.

La tension de doit jamais descendre en dessous de 5V pour assurer un fonctionnement correct de l'accumulateur, mais le régulateur 5V low-drop fonctionne à partir d'une tension d'entrée de 5.2V. Nous avons fixé trois zones de fonctionnement :

- $U > 7V$, aucun problème, pas de signalisation
- $6V < U < 7V$, batterie faible mais niveau suffisant pour des essais, clignotement led rouge lent
- $U < 6V$, batterie très faible, recharge nécessaire, clignotement led rouge rapide

Pour le PIC, ces niveaux de tensions convertis valent (octet récupéré sur 8 bits) :

- 7V : 125
- 6V : 107

II.5.3) Récapitulatif

Il y a donc quatre leds sur la carte. De haut en bas :

- Led marche/arrêt, verte :
 - o Eteinte => séquenceur hors tension
 - o Allumée => séquenceur sous tension
- Led état séquenceur, rouge :
 - o Eteinte => fusée en attente de décollage
 - o Clignotement rapide => fusée décollée, mais culmination pas encore atteinte
 - o Clignotement lent => fusée décollée et culmination passée, séparation commandée
- Led défaut capteur, rouge :
 - o Eteinte => capteurs OK
 - o Clignotement rapide => problème sur au moins un des capteurs
- Led batterie
 - o Eteinte => batterie OK
 - o Clignotement lent => batterie faible, mais utilisable. Recharger pour le vol, utilisable pour les tests
 - o Clignotement rapide => batterie très faible, recharge nécessaire



Les clignotements rapides sont nettement plus rapides que les clignotements lents, il n'y a donc pas de confusions possibles.

II.6) Liaison série synchrone

Le séquenceur envoie via une liaison série synchrone opto-isolée des informations d'état à la carte mère, pour permettre de retrouver les phases de vol (décollage, état décompte ouverture commandée, ouverture effectuée...) et éventuellement de cibler la panne en cas de balistique.

Les trames ne circulent que dans le sens séquenceur vers cartes expériences.

Voici le format des trames transmises :

- Octet 1 : Synchronisation (255)
- Octet 2 : Décompte (entre 0 et 194 pour 19.4s)
- Octet 3 : Niveau de la pile (entre 0 et 254, $U=17.85 \cdot \text{octet}$)
- Octet 4 : Etat du séquenceur, détaillé par chacun de ses bits :
 - o Bit 7 = 0 systématiquement
 - o Bit 6 = Pile très faible
 - o Bit 5 = Pile faible
 - o Bit 4 = Problème capteur
 - o Bit 3 = capteur goupille haute actif
 - o Bit 2 = capteur goupille basse actif
 - o Bit 1 = Fusée décollée
 - o Bit 0 = Culmination passée

Seul l'octet de synchronisation vaut 255, les autres sont limités à la plage [0 ;254] pour éviter toute confusion au niveau de la réception.

II.7) Programmation

Pour un maximum de fiabilité le PIC à été programmé en assembleur. Un compilateur C ne permet pas de maîtriser à 100% le fonctionnement des registres, de l'éventuelle pile...

Nous avons utilisé l'environnement MPLAB, disponible gratuitement et en version non limité sur le site de Microchip :

http://www.microchip.com/stellent/idcplg?IdcService=SS_GET_PAGE&nodeId=1406&DocName=en019469&part=SW007002

Le PIC est programmé grâce à un ICD2, programmeur/debugger in situ indispensable dans notre cas : le PIC étant CMS, impossible de le dessouder à chaque programmation.

Le connecteur RJ45 est accessible de l'extérieur du boîtier, de telle sorte qu'on puisse programmer le PIC en un minimum de temps.



SYSTEME DE LOCALISATION

Sur les deux dernières campagnes de La Courtine nous avons pu remarquer que le terrain est particulièrement encombré. Embarquer un système d'ouverture de parachute fiable ne suffit plus pour récupérer sa fusée, il faut aussi un système permettant de la localiser efficacement une fois au sol.

C'est pourquoi nous avons décidé d'embarquer deux systèmes de localisation : un buzzer et un GPS.

I) Localisation sonore par buzzer

I.1) Principe

Une carte totalement isolée de la fusée embarque une alimentation, une minuterie un accéléromètre pour détecter le décollage et un buzzer.



buzzer utilisé sur la fusée

Le fonctionnement de la carte est simple :

- Tant qu'aucune accélération n'est détectée, la minuterie reste à 0
- Dès que l'accélération passe un seuil suffisant, la minuterie compte un temps de quelques heures (temps pré réglé par interrupteurs en package CMS, de 1 à 4h par pas de 1h)
- Ce temps écoulé, la minuterie fait sonner le buzzer par intermittences

L'avantage de faire sonner le buzzer de façon discontinue est double :

- On utilise beaucoup moins d'énergie
- Dans la nature un son continu se noie facilement dans les bruits aux alentours, alors qu'un son périodique se remarque facilement

I.2) Alimentation

Pour les tests, on utilise un accumulateur 8.4V Ni-MH. En revanche pour le vol final on utilisera une pile 9V (même taille), qui permet d'avoir une tension plus élevée (donc un buzzer qui sonne plus fort) et une meilleure capacité.



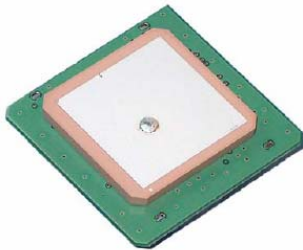
Accumulateur de test, 8.4V 170mA/h



Pile de vol, 9V 500mA/h

II) Localisation par GPS

La fusée embarque également un récepteur GPS. Ce récepteur ne permet pas de faire une trajectographie du vol, car les rotations de la fusée empêcheraient au GPS de localiser tout satellite et surtout de rester accroché dessus. De plus, pour éviter toute utilisation militaire et/ou terroriste des GPS, la firme qui à initialement inventé le système GPS à limité la gamme d'accélération à 4g sur tous les GPS commerciaux. Selon Trajec, la fusée encaisse 12g.



Le GPS embarqué

Nous utilisons un module GPS miniature, avec antenne intégrée, pour récupérer la position GPS de la fusée lors de la descente sous parachute. Ceci implique certaines obligations :

- La fusée doit être horizontalement stable durant la descente => nous pouvons régler le point de fixation du parachute sur le centre de gravité pour avoir une fusée horizontale
- Pouvoir descendre suffisamment lentement => la vitesse de descente a été fixée à 8m/s soit 29km/h
- Pouvoir exploiter très rapidement les données GPS reçues par le camion de réception télémétrie => un logiciel développé pour la fusée fera ce travail pour nous (le logiciel exploite le fichier texte de données brutes produit par K-kom par exemple)
- Les coordonnées GPS de la fusée sont disponibles dans la fusée : il faut les transmettre au sol, or la télémétrie est coupée à 10 ou 20m au dessus du sol. Ceci entraîne une perte de précision dont nous sommes conscients.

Pour retrouver la fusée :

Nous disposons des coordonnées GPS approximatives du point d'impact et d'un GPS de recherche.

Nous créons sur le GPS de recherche un nouveau waypoint « impact fusée » avec la position reçue par télémétrie. Le GPS, en mode poursuite, nous indique ensuite la direction à suivre, la distance et le dénivelé. Il ne nous reste plus qu'à faire attention où nous marchons...



Arrivés au waypoint, nous pouvons encore être éloigné de la fusée, car il y a trois erreurs qui perturbent nos résultats :

- L'erreur de position du GPS embarqué (inférieure à 10m)
- L'erreur de position du GPS de recherche (inférieure à 10m)
- La différence de position entre la dernière position GPS reçue par télémétrie et le point d'impact réel.

L'erreur des GPS dépend du nombre de satellites trouvés (il en faut minimum 3, les GPS peuvent en suivre jusqu'à 12).

- Avec 3 satellites, l'erreur est de l'ordre de 35m
- Avec 5 satellites, l'erreur tombe à 10m
- Avec 6 ou 7 satellites (maximum atteint en région chartraine), l'erreur est de 4m

En ville on capte en général 4 ou 5 satellites, en campagne 6 ou 7, on peut donc espérer, à La Courtine, avoir au moins 6 satellites et obtenir une très bonne précision.

Arrivés dans un cercle de quelques dizaines de mètres autour du point d'impact, le buzzer de la fusée deviendra plus efficace que le GPS.

Du point de vue visuel, nous avons choisi un parachute jaune fluorescent qui ne passera pas inaperçu dans la flore chlorophyllienne.



PARTIE 4 :
EXPERIENCES



DEFINITION DES EXPERIENCES

Le but de notre projet est expérimental. Il convient donc de séparer les expériences elles-mêmes (par exemple : étude de la nature du phénomène de rotation) des moyens utilisés pour mesurer les paramètres (mesure de rotation par gyromètre) et du rôle de chaque carte (une carte pouvant effectuer plusieurs mesures).

I) Expériences retenues

Les expériences principales retenues sur notre projet sont :

- 1- Vérifier les données du logiciel de simulation (Trajec) concernant les performances (notamment la vitesse maximum, l'altitude maximum et le temps de culmination) qui dépendent beaucoup du C_x (coefficient d'aérodynamisme de la fusée), qui est un paramètre systématiquement estimé pour les fusées.
- 2- Confirmer ou non l'hypothèse «la rotation de la fusée est proportionnelle à sa vitesse »

Les expériences secondaires sont :

- 3- L'analyse vibratoire de la fusée
- 4- La mesure d'inclinaison
- 5- Les phases de vol (décollage, état du séquenceur, culmination, impact...)
- 6- La vidéo embarquée

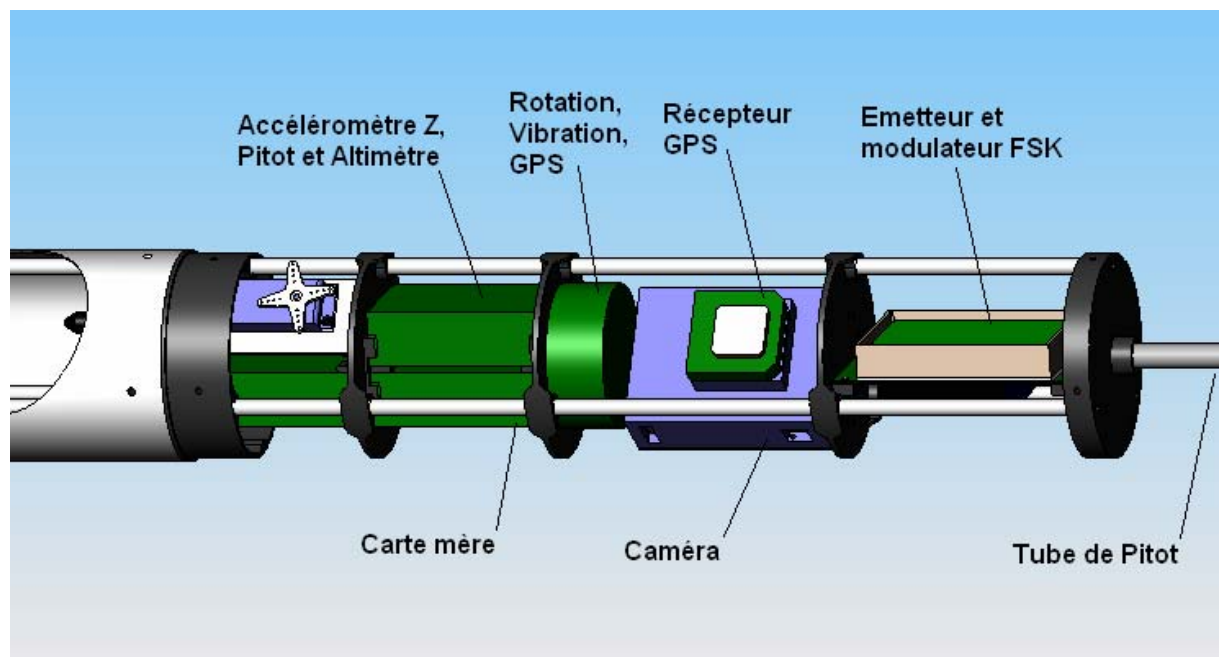
II) Solutions technologiques

- 1- Vérification des données Trajec :
 - a. Mesure de la vitesse grâce à un tube de Pitot
 - b. Mesure de l'altitude par mesure de pression atmosphérique
 - c. Mesure de l'accélération longitudinale au moyen d'un accéléromètre piézo-électrique
- 2- Confirmation ou non l'hypothèse « la rotation de la fusée est proportionnelle à sa vitesse »
 - a. Mesure de la vitesse par tube de Pitot, déjà effectué en 1.
 - b. Mesure de rotation de la fusée :
 - i. Par gyromètre
 - ii. Par mesure de force centrifuge, avec deux accéléromètres
 - iii. Par photodiode

- 3- Analyse vibratoire
 - a. Mesure des vibrations transversales grâce à un accéléromètre piézo-électrique X/Y
- 4- Mesure de l'inclinaison
 - a. Par traitement mathématique entre les données délivrées par l'accéléromètre longitudinal et par le tube de Pitot
- 5- Phases de vol
 - a. Les informations concernant l'altitude (culmination et impact), sont issues de l'altimètre
 - b. L'information de décollage est issue de l'accéléromètre longitudinal
 - c. L'information « porte ouverte » provient d'un capteur mécanique situé dans la case parachute
 - d. Les autres informations concernant le séquenceur viennent directement du séquenceur lui-même via la liaison série synchrone opto-isolée

III) Répartition des capteurs dans la fusée

Les expériences sont réparties autour de 5 cartes :



III.1) Carte accéléromètre longitudinal

Cette carte comporte un accéléromètre axe Z, on peut lire l'accélération courante via le bus I²C.

III.2) Carte capteurs de pressions

Cette carte comporte un capteur de pression absolue pour la mesure de l'altitude et un capteur de pression différentielle pour la mesure de la vitesse par tube de Pitot. On récupère les pressions par le bus I²C.

III.3) Carte rotation et vibrations

Cette carte comporte de nombreux capteurs. On peut récupérer via le bus I²C :

- La valeur de luminosité donnée par la photodiode,
- La valeur de l'accélération centrifuge, permettant de déduire la vitesse de rotation,
- La donnée de rotation du gyromètre,
- Les accélérations sur les axes X et Y, donnant les vibrations,
- La position GPS, le nombre de satellites actuellement utilisés et une indication de la validité de ces données

III.4) Carte mère

Cette carte gère le transit des informations et le fonctionnement de toutes les autres (hormis le système de récupération et le buzzer).

Du point de vue connectique, on utilise des connecteurs HE-10 pour interfacier toutes les cartes d'expériences, le séquenceur, la carte modulateur FSK ; un bornier à vis pour le capteur de porte ouverte ; un connecteur de programmation pour le PIC et un connecteur USB permettant de faire du monitoring.

Du point de vue affichage / commande, on trouve un interrupteur marche/arrêt, un bouton poussoir pour autoriser la mémoire en écriture, des leds d'indication (marche, mémoire en écriture, problème carte fille, pile faible).

III.5) Carte modulation FSK bicanal

Cette carte est adossée à l'émetteur, elle est alimentée en 7.4V et comporte une alimentation DC-DC boostant la tension d'alimentation de l'émetteur et des modulateurs à 12V.

On trouve deux modulateurs FSK réglables en amplitude et en fréquence, et un connecteur permettant de sélectionner les options suivantes :

- Bande basse 600 bauds
- Bande haute 9600 ou 14400 bauds en fonction de la version de la carte
- Multi canal (bande basse + bande haute)

III.6) Caméra



L'objectif pointe à 90° à gauche par rapport à la porte de la fusée. On ne verra donc pas l'ouverture du parachute, mais par contre durant les 3 minutes de descente on observera l'horizon.

La caméra est une caméra numérique du commerce, elle intègre un accu Li-Po et une carte SD de 2Go. Elle fonctionnera dès la mise en rampe.

IV) Transmission et stockage des données

Les données sont d'une part enregistrées à bord et d'autre part transmises par radio. Dans l'hypothèse où nous récupérerons la fusée, nous utiliserons les données enregistrées à bord car la fréquence d'échantillonnage est plus élevée par rapport aux données transmises par télémétrie, et de plus ces données sont plus précises (meilleure résolution).

En revanche si on ne récupère pas la fusée, la télémétrie fournira des données en qualité moindre mais néanmoins suffisante pour effectuer une bonne exploitation.

IV.1) Problème de la fréquence d'échantillonnage

Certaines expériences réclament une fréquence d'échantillonnage élevée, notamment la mesure de vibration (si on veut récupérer une fréquence fondamentale + quelques harmoniques), il faut dans tous les cas respecter le théorème de Shannon pour échantillonner correctement. De plus il y a beaucoup de capteurs donc un flot de données à transmettre important.

Si on veut une fréquence de coupure à 100Hz, il faut échantillonner au minimum à 200Hz, en supposant qu'on filtre correctement (filtre passe bas ordre 4 sur toutes les chaînes de mesure). Avec tous les capteurs, cela nous amène à un débit binaire de 19200 bauds, alors que le débit standard Planète-Sciences est de 4800 bauds. Nous avons donc trois solutions :

- Utiliser la télémétrie à 4800 bauds et filtrer en conséquence, au détriment de la bande passante,
- Utiliser la télémétrie à 4800 bauds, filtrer à 100Hz... Au détriment du repliement,
- Développer une chaîne de transmission adéquate.

La vraie démarche expérimentale consiste à choisir la troisième solution. C'est pourquoi nous avons énormément travaillé sur l'amélioration du débit de la télémétrie numérique.

IV.2) Stockage des données

Afin de stocker toutes les données des capteurs durant la totalité du vol à une fréquence d'échantillonnage de 200Hz, il nous faut une mémoire d'une capacité de 1Mo. Nous avons listés les différentes solutions qui permettent d'obtenir cette quantité de mémoire :

- Une carte mémoire du commerce type SD ou Compact Flash, solution écartée car la consommation est trop élevée (au milieu sur la photo)
- Une mémoire flash, problème : pour les versions 1Mo, alimentable en 5V pour assurer la compatibilité avec le PIC, on ne trouve que des mémoires à accès parallèle, le nombre de fils à router est alors élevé et prendrait trop de place sur la carte (même en 0.15mm), ou alors il faudrait un circuit 6 ou 8 couches à microvia mais le coût de production à l'unité est alors très important... (à gauche sur la photo)
- Une mémoire RAM sauvee par pile, mais ce genre de mémoire est encombrant (boîtier DIL) et coûte très cher (du moins pour 1Mo)
- Un ensemble de mémoires EEPROM à accès série, c'est l'option que nous avons retenue (une des huit EEPROM, à droite sur la photo)



La carte mère de la fusée comporte donc 8 EEPROM I²C en boîtier SO8 de 128Ko chacune pour un total de 1Mo. Les temps d'écriture, la simplicité d'utilisation et la consommation très faible en font l'un des meilleurs choix pour notre application.

CARTE ACCELEROMETRE

I. Principe de la mesure

Il existe principalement deux méthodes pour mesurer l'accélération. La première est de fabriquer un capteur maison : un objet de masse connue en appui sur une jauge de contrainte. La seconde méthode consiste simplement à utiliser un capteur du commerce intégré. Ces capteurs sont vendus par Analog Devices, Freescale, Honeywell ou d'autres fabricants, et dans tous les boîtiers imaginables.

Pour des raisons de simplicité, nous choisirons la seconde méthode.

II. Gamme de mesure

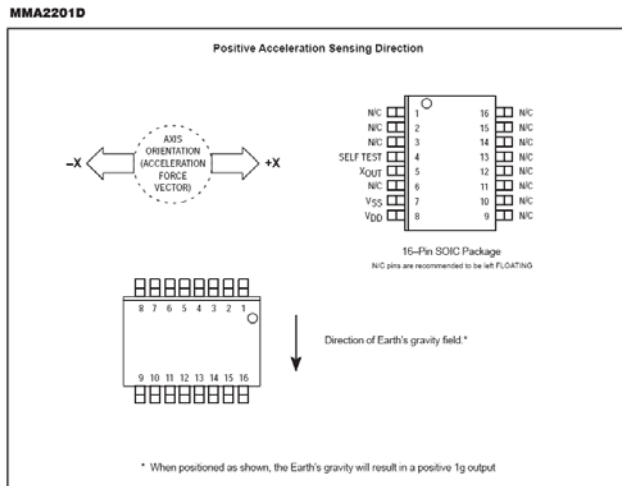
Notre logiciel de Mécanique donne une masse au décollage de 7.5kg. Avec un Chamois, Trajec donne une accélération maximale de 121m/s² et une accélération minimale de -34m/s². Cela correspond à la gamme -3.5/+12.3g. Notre électronique est dimensionnée pour la gamme -5/+20g.

III. Le capteur

Le capteur retenu est le MMA2201 de Motorola. C'est un capteur d'accélération mono-axe basé sur un principe piezo-électrique. Il est livré en boîtier CMS (SO16). Freescale en fournit en échantillons. Il permet de mesurer des accélérations de $\pm 50g$, ce qui est beaucoup plus grand que la gamme que l'on veut mesurer.

Voici les caractéristiques principales du capteur :

Characteristic	Symbol	Min	Typ	Max	Unit
Operating Range ⁽²⁾					
Supply Voltage ⁽³⁾	V _{DD}	4.75	5.00	5.25	V
Supply Current	I _{DD}	4.0	5.0	6.0	mA
Operating Temperature Range	T _A	-40	—	+85	°C
Acceleration Range	gFS	—	38	—	g
Output Signal					
Zero g (V _{DD} = 5.0 V) ⁽⁴⁾	V _{OFF}	2.3	2.5	2.7	V
Zero g	V _{OFF,V}	0.44 V _{DD}	0.50 V _{DD}	0.56 V _{DD}	V
Sensitivity (T _A = 25°C, V _{DD} = 5.0 V) ⁽⁵⁾	S	47.5	50	52.5	mV/g
Sensitivity	S _v	9.3	10	10.7	mV/g/V
Bandwidth Response	f _{-3dB}	360	400	440	Hz



Le capteur doit être soudé dans le bon sens, sans quoi il mesurerait l'accélération tangentielle, et non longitudinale. Il faut également, si on veut une mesure précise, qu'il soit soudé dans un plan parfaitement vertical (ou horizontal).

IV. Traitement du signal (voir annexe 2 page 82)

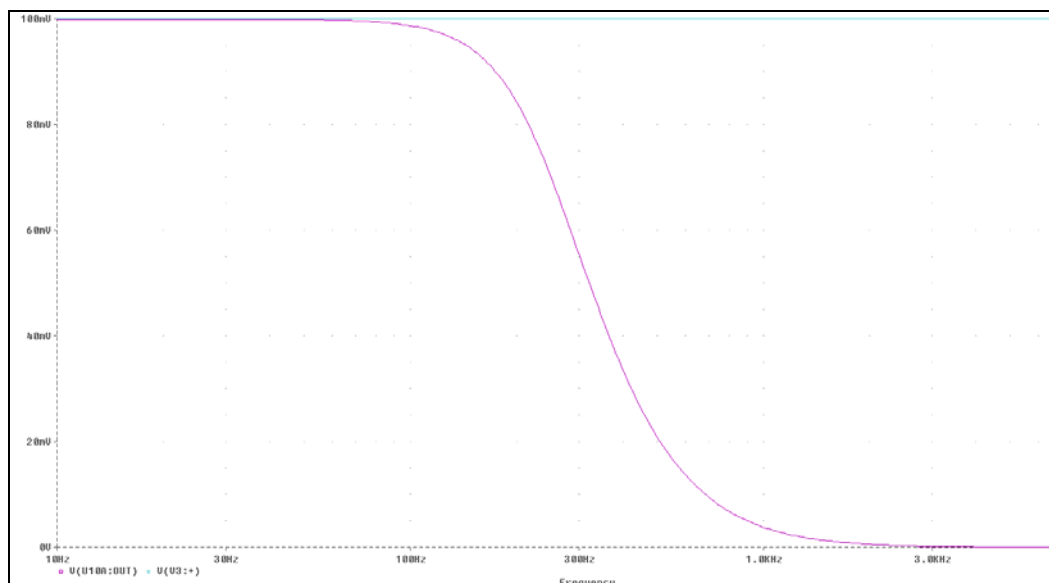
Si nous calculons les valeurs minimum et maximum des tensions de sortie possibles, nous avons : $V_{min}=2.0375V$ et $V_{max}=3.75V$. Ce qui fait une tension de sortie « pleine échelle » de $V_f=V_{max}-V_{min}=1.7125V$.

Notre électronique doit :

- Retrancher $2.0375V$ (pour avoir $V_s=0V$ à $a=-5g$), $V_s'=V_s-2.0375$
- Multiplier V_s' par $4.096/V_f=2.3918$, $V_s''=V_s' * 2.3918$
- Filtrer le signal V_s en vue d'une numérisation à $200Hz$.

Un AOP câblé en soustracteur/multiplicateur permet à la fois de retrancher les $2.0375V$ (réglés par un potentiomètre multi-tours) et de fixer le gain (préréglé par des résistances de précision).

Nous utilisons un filtre anti-repliement du 3^{ème} ordre coupant à $100Hz$. Constitué d'un montage actif basé sur une structure type Sallen & Key, la réponse obtenue est :



- : Entrée
- : Sortie filtrée

Au final le signal est converti sur 14 bits par un MAX1069 référencé en 0V/+4.096V par une référence de tension de précision délivrée par un MAX6133AASA41. La carte mère peut ensuite récupérer ces 14 bits via le bus I²C.

Le reste de l'électronique consiste à fournir les tensions de référence et d'alimentation au capteur et aux circuits.

V. Fonctionnalités avancées

Le régulateur 5V associé au CAN fournit un signal de sortie Dok si la tension régulée est correcte.

La carte mère a possibilité de tester l'intégrité de l'accéléromètre en activant le signal A_test. En cas de bon fonctionnement de l'accéléromètre, celui-ci active le signal A_ok.

L'activation de A_test a pour effet de provoquer un champ magnétique dans l'accéléromètre équivalent à une accélération comprise entre 10 et 14g. En vérifiant les valeurs obtenues la carte mère peut vérifier le fonctionnement de l'accéléromètre.

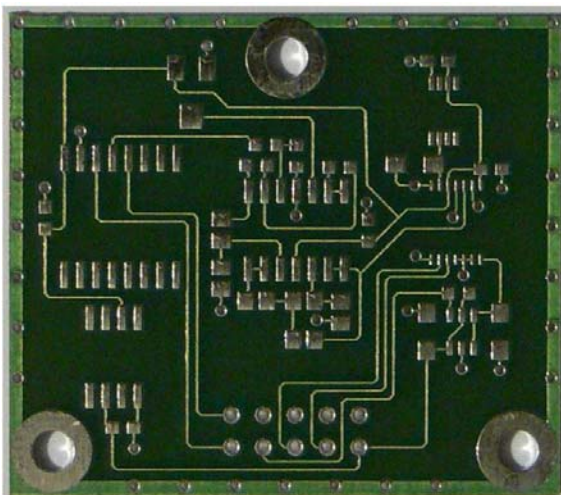
La carte mère vérifie également que les valeurs acquises au démarrage sont cohérentes avec les conditions suivantes : fusée immobile, au sol, faisant un angle de 65 à 90° avec l'horizontale (fusée en rampe, en attente de décollage).

En cas de problème à l'allumage de la carte mère (si l'accéléromètre ne répond pas comme prévu), celle-ci allume la led d'erreur correspondante. Si la fusée est connectée à un PC via l'USB, un message d'erreur apparaît.

VI. Réalisation

Les composants, tous CMS hormis le connecteur HE-10, sont soudés au four sur un circuit double faces, trous métallisés et avec masque de soudure. Ceci est permis par la société Systech.

La carte est placée dans un boîtier métallique faisant à la fois office de protection HF et mécanique.



CARTE TUBE DE PITOT ET ALTIMETRE

I) Rôle

Cette carte a pour rôle de mesurer les pressions atmosphérique et différentielle pour en déduire respectivement l'altitude et la vitesse. Elle contient deux capteurs et l'électronique nécessaire à l'alimentation de ces capteurs et à l'interfaçage avec la carte mère, c'est-à-dire un adaptateur analogique suivi d'un filtre anti-repliement puis un convertisseur analogique numérique I²C.

II) Mesure d'altitude

II.1) Principe de la mesure

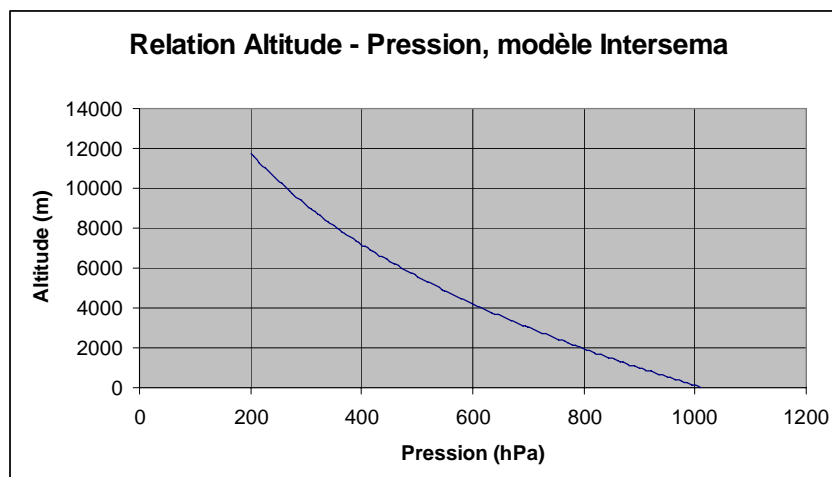
On sait que la pression atmosphérique varie avec l'altitude selon une loi connue. En mesurant cette pression avec un capteur, on peut donc calculer l'altitude.

II.2) Formules

Il existe de nombreux modèles liant l'altitude et la pression, nous utilisons le modèle Intersema valable dans la troposphère (jusqu'à 12km) :

$$z = (T_0/0.0065) * (1-(P/P_0)^{0.0065*R/g_0}) (D), \text{ avec :}$$

- z : l'altitude cherchée (m)
- P : la pression mesurée par le capteur à l'altitude z
- T₀ : la température à z=0m (°K)
- P₀ : la pression à z=0m (Pa)
- g₀ : l'accélération de la pesanteur à z=0m, soit précisément 9.8066m/s²
- R=287.052 J/(°K.Kg)
- 0.0065 correspond au gradient de température : la température diminue de 0.0065° tout les m



On voit qu'il faut connaître T_0 et P_0 . On peut les retrouver en mesurant T_{rampe} et P_{rampe} , la température et la pression le jour du lancement, avec les formules :

$$T_0 = T_{rampe} + 273.15 + 0.0065 * Z_{rampe} \quad (E)$$

$$P_0 = P_{rampe} / ((1 - 0.0065 * Z_{rampe} / T_0)^{g_0 / (0.0065 * R)}) \quad (F)$$

P_{rampe} et T_{rampe} seront mesurées avec le manomètre – thermomètre du club, Z_{rampe} sera déterminée avec le GPS du club.

T_{rampe} est mesurée en °C est n'est pas à mettre en °K dans la formule.

La formule de calcul de l'altitude est extraite d'une note technique de la société Suisse Intersema. Leur modèle a été comparé à celui de Planète Sciences (note technique "caractéristiques de l'atmosphère moyenne") ainsi qu'au compte-rendu d'expérience du club Minespace (projet "Fuz'mines"). Il est valable jusqu'à 12km et paraît plus précis que les deux autres (quoi qu'il reste très proche du modèle utilisé par Minespace).

III.3) Application à notre fusée

Pour choisir le capteur de pression absolue, il faut cette fois deux pressions : la pression maximum (en rampe, par beau temps), et la pression minimum (à culmination, par mauvais temps). En fonction du temps, la pression peut varier de ± 20 hPa. Le logiciel de trajectographie (Trajec) annonce une altitude de culmination de 1600m pour une masse au décollage de 7.5kg.

- Pression maximum : pression à 900m + écart de pression dû au temps : 929hPa.
- Pression minimum : pression à (900+1600)m - écart de pression du au temps : 726hPa.

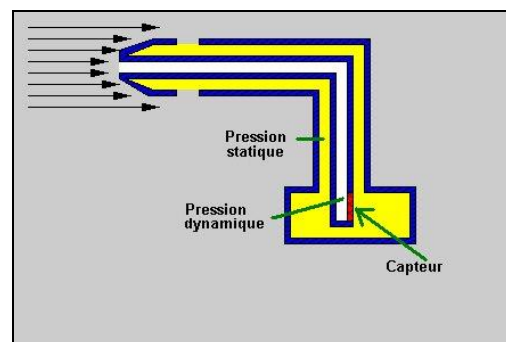
Le capteur de pression devra donc être capable de mesurer des pressions comprises entre 726 et 929hPa, si possible un peu plus pour prévoir le cas où la fusée monterait plus haut.

III) Mesure de vitesse par tube de Pitot

III.1) Principe de la mesure

Le tube de PITOT double permet la détermination de la vitesse locale grâce à la mesure d'une différence entre la pression statique P_s (celle de l'air qui arrive sur la fusée) et la pression totale ou dynamique P_t (celle où évolue la fusée). Un capteur de pression dit différentiel permet de mesurer cette pression.

Dans notre fusée la seule différence avec le schéma ci-contre est que le capteur est déporté sur une carte.



III.2) Mesure des vitesses faibles (<80m/s)

Avant 80m/s, l'air peut être considéré comme un fluide incompressible et l'équation de BERNOULLI nous donne une expression de la pression totale au point d'arrêt du tube :

$$P_t = P_s + \rho * V^2 / 2, \text{ avec :}$$

- P_t : la pression totale ou dynamique (la plus grande), qui arrive sur la fusée, en Pascals (Pa)
- P_s : la pression statique ou atmosphérique, celle de l'air où évolue la fusée, en Pascals (Pa)
- ρ : la masse volumique de l'air (en kg/m^3)
- V : la vitesse de la fusée (en m/s)

Connaissant la pression statique P_s , la pression totale P_t et la masse volumique ρ , on en déduit la vitesse V :

$$V = (2 * (P_t - P_s) / \rho)^{1/2} \quad (\text{A})$$

III.3) Mesure des vitesses élevées (> 80m/s)

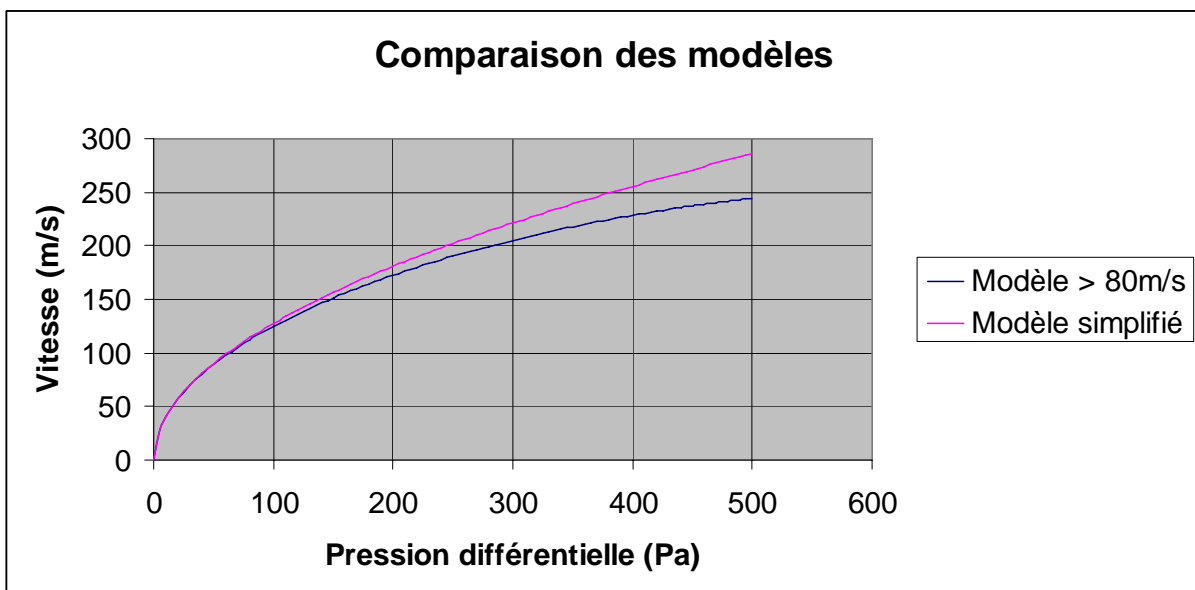
Après 80m/s, l'air ne peut plus être considéré comme incompressible et il faut appliquer à la formule un facteur correctif. On obtient alors :

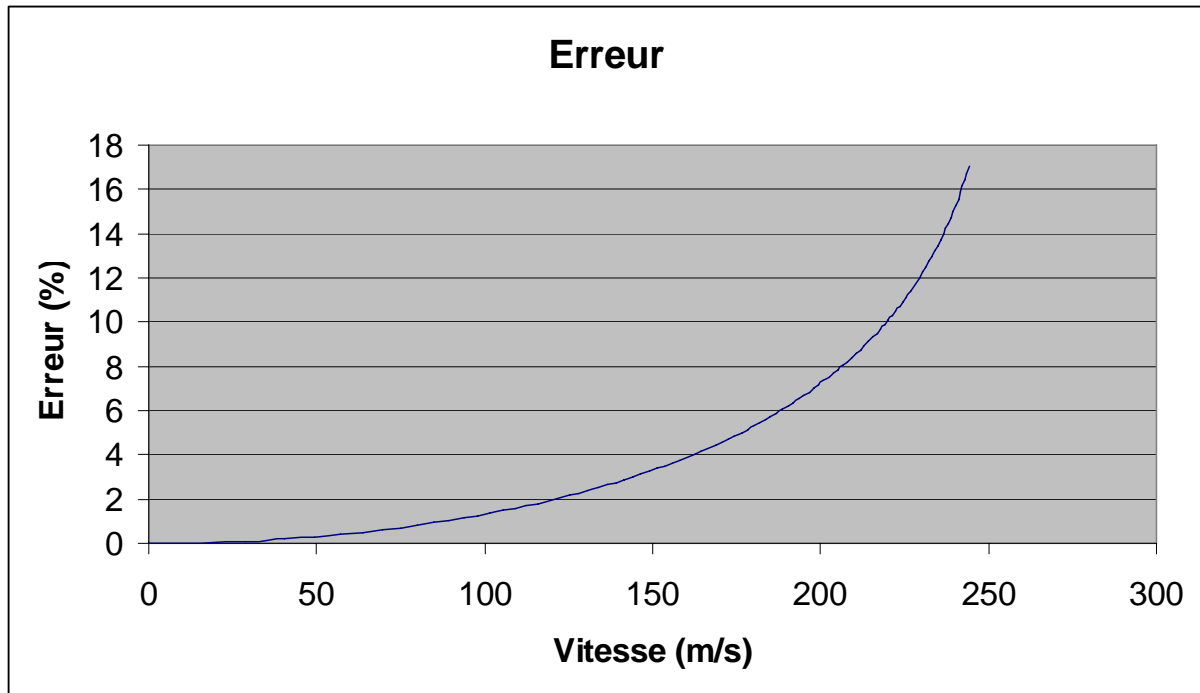
$$V = [2 * c / (c - 1) * P_t / \rho * ((P_s / P_t)^{(c-1)/c} - 1)]^{1/2} \quad (\text{B}), \text{ avec :}$$

- c : le coefficient de compressibilité de l'air ($c=1.4$)

On remarque que la formule devient nettement plus compliquée.

Nous avons donc comparé les deux modèles :





En dessous de 80m/s l'erreur est inférieure à 1%. Etant donné que les calculs sont faits par un tableur sur PC une fois les données recueillies, nous n'avons pas de difficultés à traiter les calculs et nous avons tout intérêt à choisir le modèle corrigé.

III.4) Problème de la masse volumique ρ de l'air

Le problème des formules (A) et (B), c'est que le paramètre ρ est une variable, il varie légèrement avec l'altitude. On peut l'approximer, mais il y aurait une perte de précision. On ne peut pas le mesurer (en tout cas pas sur une fusée), mais on peut le déduire de l'altitude par la formule suivante :

$$\rho = 1.2287 * \exp(z \cdot 10^{-4}) \quad (C), \text{ avec :}$$

- z : l'altitude (en m)
- ρ : la masse volumique (en kg/m³)

Cette formule provient d'une approximation exponentielle des tables de l'atmosphère standard (GOST 4401.64) entre 900 et 2500 m. Sous Excel c'est la courbe de tendance basée sur l'exponentielle qui donne le meilleur résultat (erreur inférieure à 0.07%).

III.5) Calcul de l'altitude

La formule (C) induit qu'il faut connaître l'altitude. L'altitude se déduit de la pression totale P_t par la formule (D), vue dans la partie « Mesure d'altitude ».

III.6) Algorithme de calcul de la vitesse

Le jour du lancement :

- Mesurer T_{rampe} à l'aide du manomètre-thermomètre du club
- En déduire T_0 à l'aide de la formule (E)
- Mesurer P_{rampe} à l'aide du manomètre-thermomètre du club
- En déduire P_0 à l'aide de la formule (F)

Exploitation des résultats :

- Calculer la pression atmosphérique P avec la formule (G') (IV.4)
- Calculer l'altitude z avec la formule (D)
- Calculer ρ avec la formule (C)
- Calculer dP avec la formule (G) (IV.2)
- Calculer v avec la formule (B)
- Eventuellement, vérifier le résultat précédent avec la formule (A)

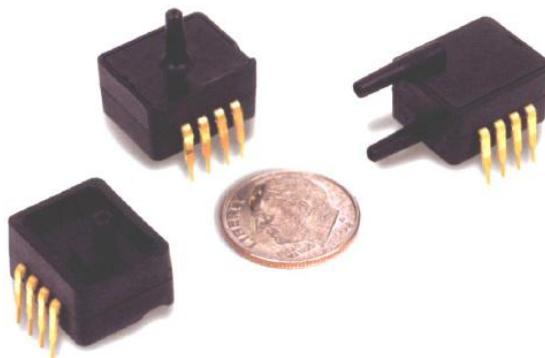
III.7) Application à notre fusée

Il nous faut connaître les pressions P_t et P_s . Pour des raisons de précision, nous embarquerons un capteur de pression différentielle mesurant $P_t - P_s$ (notée dP par la suite) et un capteur de pression absolue, qui lui donnera directement P_s . L'expression de P_t devient donc simplement : $P_t = P_s + dP$.

A l'époque du dimensionnement des capteurs le logiciel de mécanique nous donnait une masse totale au décollage de 7.5kg, trajec donne pour ce poids une vitesse maximale de 218m/s. Nous voulons avoir une marge de sécurité est pouvoir mesurer des vitesses de 218m/s + 10% soit 240m/s. A une vitesse de 240m/s, la pression dP vaut, selon la formule corrigée, 470hPa.

Nous choisirons un capteur différentiel dont la gamme de mesure s'étend au moins de 0 à 470hPa.

IV) Définition de la carte (voir annexe 3 page 83)



IV.1) Le capteur de pression différentiel

Pour économiser de la place, un capteur compensé en température et amplifié a été choisi. De plus, il nous faut un capteur qui peut mesurer des pressions allant jusqu'à 470hPa. L'un des seuls capteurs répondant à ces contraintes est le BSDX0500D4R de SensorTechnics. Ce capteur peut mesurer des pressions différentielles comprises entre 0 et 500hPa. L'erreur globale de ce capteur est de $\pm 0.5\%$ tout compris.

La fonction de transfert de ce composant est :

$$V_{\text{out}} = S * dP + dV$$

Avec :

- V_{out} : la tension de sortie en V
- S : la sensibilité ($S_{\text{typ}}=8\text{V}/\text{bar}$ soit $8\text{mV}/\text{hPa}$)
- dP : la pression différentielle en bar
- dV : le décalage de sortie ($dV_{\text{min}}=0.48\text{V}$ $dV_{\text{typ}}=0.50\text{V}$ $dV_{\text{max}}=0.52\text{V}$)

Sous une pression nulle (fusée en rampe, vitesse nulle), la tension de sortie vaut entre 0.48 à 0.52V (en fonction de l'erreur initiale).

Sous une pression de 470hPa, la sortie vaut entre 4.24 et 4.28V.

Nous devons donc être en mesure de convertir des tensions comprises entre 0.48 et 4.28V.

Il existe dans le commerce des références de tensions de 5V : elles sont parfaitement adaptées à notre cas. Nous utiliserons le MAX6133 ayant pour caractéristiques principales une précision de 0.04%, un coefficient de température de 3ppm/°C et une consommation typique de 40µA. La référence positive sera le 5V du MAX, la référence négative sera la masse.

Reste la question du choix du convertisseur. Vu les traitements que l'on souhaite effectuer sur la courbe de vitesse (dérivation), il nous faut un convertisseur rapide et ayant une bonne résolution.

Un convertisseur 12 bits est bien adapté. L'un des convertisseurs le plus adapté à notre cas est le MAX1238 : c'est un CAN 12 bits pouvant faire jusqu'à 94400 conversions/s, ce qui est plus que suffisant puisque nous échantillons à 200Hz. L'interface est de type I²C.

IV.2) Etalonnage du capteur différentiel

IV.2.1) Théorie

La tension en sortie du capteur vaut :

$$V_{\text{out}} = S * dP + dV$$

La valeur convertie par le convertisseur référencé en 0/5V vaut, sur 12 bits :

$$D = 2^{12}/5 * V_{\text{out}} = 819.2 * (S * dP + dV)$$

Avec D la valeur sur 12 bits en sortie du convertisseur.

$$\text{Soit : } dP = D/(819.2*S) - dV/S \quad (G)$$

La résolution est alors de $5/4096 = 1.221\text{mV}$ soit 15Pa . On ne peut pas vraiment donner de résolution pour la vitesse puisque la relation vitesse/pression n'est pas linéaire. Cependant, la vitesse la plus faible au cours du vol est de 15m/s (à culmination), la résolution « à cette vitesse » est d'environ 0.8m/s soit une erreur de quantification d'environ 5% . Un point positif à remarquer est que la résolution diminue avec le carré de la vitesse donc à vitesse élevée on obtient une excellente résolution.

IV.2.2) Pratique

L'étalonnage est réalisé avec une seringue et le manomètre du club.

IV.3) Le capteur de pression absolue

Le capteur doit être précis et peu encombrant.

Le capteur doit pouvoir mesurer des pressions comprises entre 726hPa et 929hPa .

Un capteur répondant à ces contraintes est le BSDX1000A2R de Sensortechncis. Ce capteur peut mesurer des pressions différentielles comprises entre 0 et 1 bar.

La fonction de transfert de ce composant est :

$$V_{\text{out}} = S * P + dV$$

Avec :

- V_{out} : la tension de sortie en V
- S : la sensibilité ($S_{\text{typ}}=4\text{V/bar}$)
- P : la pression absolue en bar
- dV : le décalage de sortie ($dV_{\text{min}}=0.48\text{V}$ $dV_{\text{typ}}=0.50\text{V}$ $dV_{\text{max}}=0.52\text{V}$)

Les tensions minimum et maximum en sortie du capteur sont :

$$V_{\text{outmin}}=3.384\text{V}$$

$$V_{\text{outmax}}=4.236\text{V}, \text{ en vol.}$$

Cependant pour les tests on pourra être dans la configuration où $P=1000\text{hPa}$, on obtient alors $V_{\text{outmax}}=4.52\text{V}$

Nous devons donc convertir des tensions comprises entre 3.384V et 4.52V . La carte comporte un montage à amplificateurs opérationnels pour recadrer le signal $3.384\text{V}/4.52\text{V}$ dans la fenêtre $0/5\text{V}$.

Le convertisseur est le même que celui utilisé pour la mesure différentielle : on utilise une seconde entrée du MAX1238. La référence $+5\text{V}$ est également partagée entre les deux capteurs.

IV.4) Etalonnage du capteur absolu

IV.4.1) Théorie

Comme pour le capteur différentiel on a la relation (G) :

$$P = D/(819.2*S)-dV/S \quad (G')$$

La résolution vaut cette fois-ci 30.5Pa, soit, la relation n'étant pas linéaire, environ 3 mètres entre le site de la rampe et le point de culmination.

IV.4.2) Pratique

L'étalonnage est réalisé avec une seringue et le manomètre du club.

IV.5) Fenêtrage de la tension de sortie du capteur absolu

Le capteur absolu délivre une tension U comprise entre 3.384 et 4.52V soit une plage de variation de 1.136V. Les opérations à effectuer sont :

- décalage de -3.384V
- multiplication par 5/1.136

Après quoi le signal obtenu se retrouve dans la fenêtre [0 ; 5V] du convertisseur et peut être numérisé avec une résolution maximale.

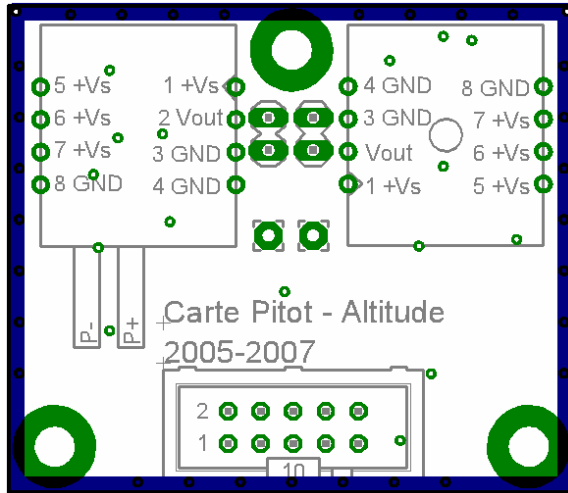
L'amplificateur opérationnel utilisé est un MAX4244 (quatre AOP dans un boîtier SO14), il a pour avantage d'avoir des entrées/sorties rail-to-rail à quelques mV près. Il s'alimente en 5V et consomme un courant de 14µA/AOP.

IV.6) Filtrage

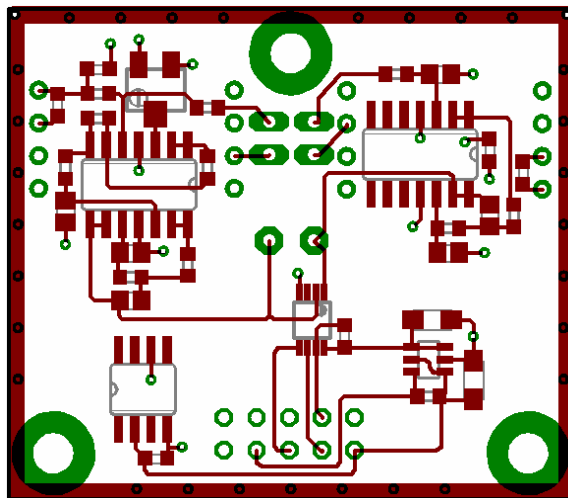
Deux filtres anti-repliement passe bas du 4^{ème} ordre sont placés avant le convertisseur. Il s'agit de filtre Butterworth à structure Sallen & Key à gain unitaire. La fréquence de coupure est fixée à 100Hz, à cette fréquence au minimum 99% du signal passe. A 1kHz il reste maximum 1% du signal. Les deux amplificateurs opérationnels utilisés sont des MAX4244 décrits précédemment.

IV.7) Réalisation de la carte

La carte est réalisée en multicouche, les deux couches internes forment un plan de masse et un plan d'alimentation +5V analogique (référence MAX6133).



CAO dessous



CAO dessus

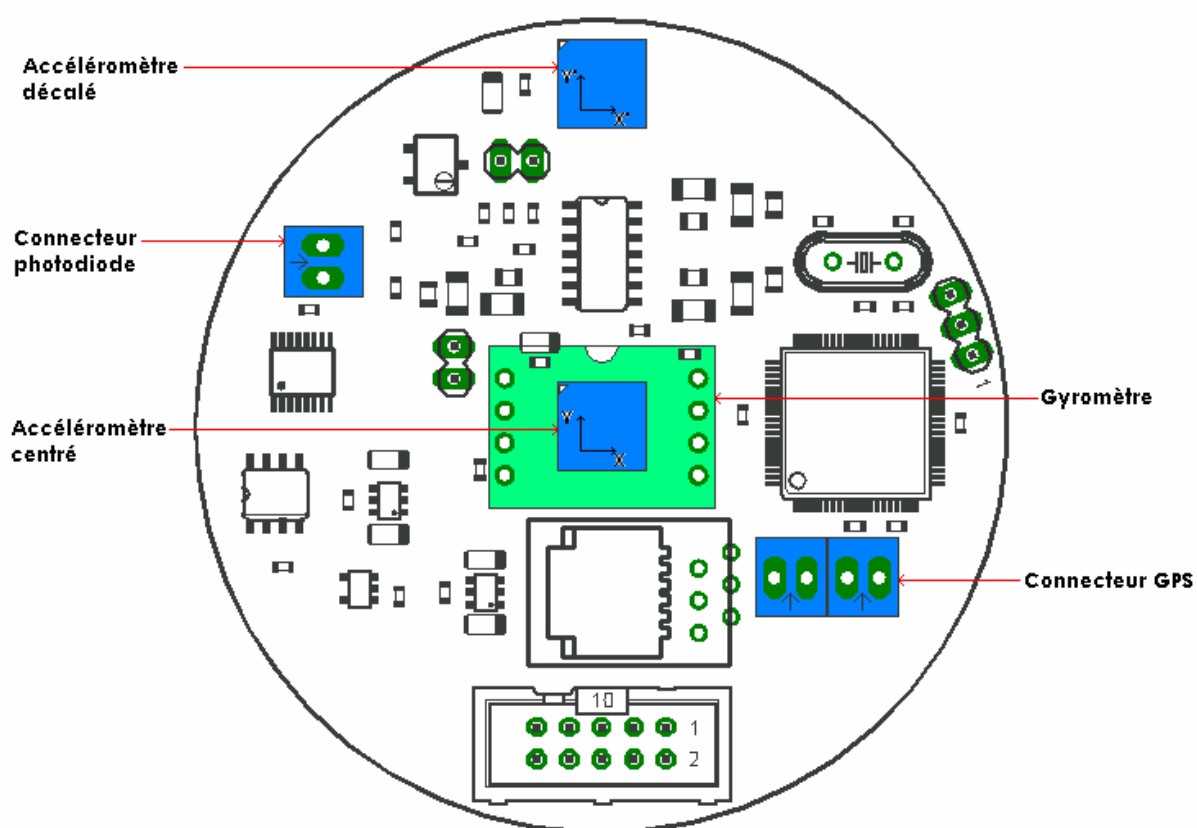
CARTE ROTATION ET VIBRATION

I) Rôle

Cette carte effectue de nombreuses mesures :

- Mesure de rotation via une photodiode
- Mesure de rotation via un gyromètre
- Mesure de rotation via mesure de l'accélération centrifuge
- Mesure des accélérations tangentielles en X et Y (pour déduction des vibrations)
- Gestion de la communication avec le GPS.

Plusieurs de ces mesures exploitent les mêmes capteurs. Voici donc comment sont disposés les capteurs sur la carte :

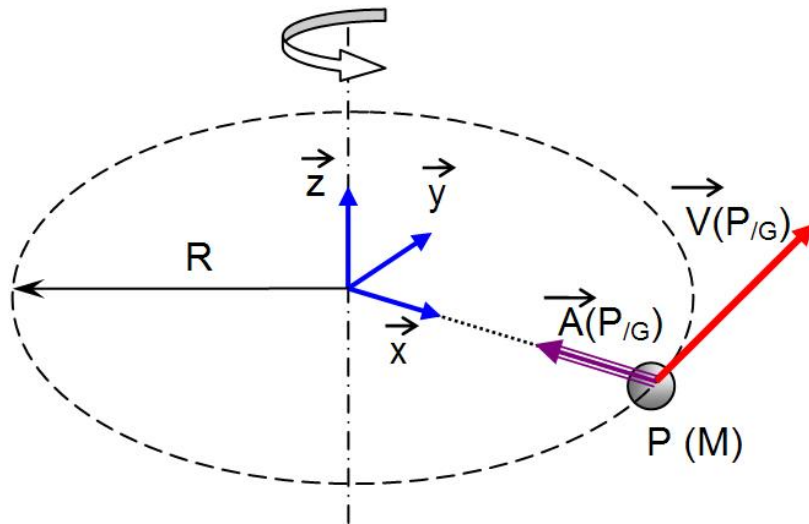


II) Mesure rotation par force centrifuge

II.1) Principe

Le principe de base est de placer un accéléromètre décalé par rapport au centre de la fusée pour mesurer l'accélération centripète. L'accélération alors mesurée vaut:

$$\vec{A}(P/G) = -R\omega^2 \vec{x}$$



II.2) Problème de l'attraction terrestre

Malheureusement ce concept fonctionne uniquement dans le cas où le système (la fusée) ne subit qu'un mouvement de rotation, or l'accéléromètre utilisé mesure aussi la force d'attraction terrestre, qui varie entre $-1g$ et $+1g$ en fonction de l'inclinaison de la fusée. A cela il faut rajouter les déplacements et les vibrations qui ajoutent des accélérations.

Un seul capteur ne suffit donc pas. La solution retenue consiste à utiliser un second capteur, identique au premier mais placé au centre de la fusée, qui lui mesure toutes les accélérations parasites sauf l'accélération due à la rotation (qu'il ne subit pas puisqu'il est au centre). En faisant la différence des accélérations mesurées par les deux capteurs, on obtient uniquement l'accélération due à la force centrifuge.

Sur le schéma de la partie 1, on mesure les accélérations Y et Y' et on calcule

$$Y_{\text{centrifuge}} = Y' - Y$$

Les deux capteurs étant numériques, le calcul de la différence se fait par un microcontrôleur implanté directement sur la carte.

II.3) Gamme de mesure

Les rotations sur une fusée expérimentale sont généralement assez faibles, inférieures à 1 tour/s. De plus nos ailerons sont bien profilés et l'aspect extérieur général est soigné donc nous ne devons pas observer de rotations plus rapides que 1 tr/s. A cette vitesse de rotation l'accélération mesurée par le capteur décalé (de 27mm par rapport au centre) est de $1g$.

II.4) Etalonnage

L'étalonnage se fait structure assemblée, posée sur un objet tournant (tourne disque ou autre), dont on mesure la vitesse de rotation avec un tachymètre. La transmission des données se fait avec l'émetteur, pour éliminer tout problème de connexion filaire et pour se placer dans les conditions de vol.

III) Mesure de rotation par gyromètre

Nous utilisons également un gyromètre pour mesurer la rotation. Il s'agit d'un module intégré basé sur une mesure de la force de Coriolis. Afin d'être intégré dans un minuscule boîtier le gyromètre exploite les propriétés piézo-électriques de deux structures au silicium polycristalin.

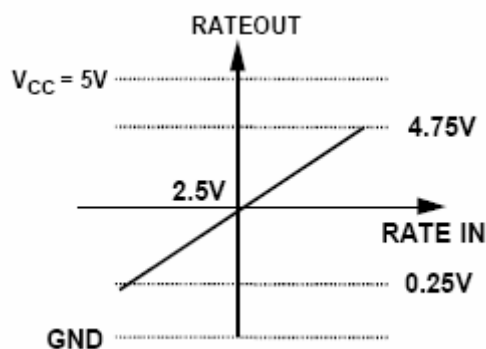
III.1) Gamme de mesure

Le gyromètre utilisé, un ADXRS300, permet de mesurer des rotations atteignant $300^\circ/\text{s}$, soit un peu moins d'un tour/seconde, cependant cela devrait être amplement suffisant.

III.2) Utilisation

La tension de sortie passe par un filtre passe bas anti-repliement du 4^{ème} ordre avant d'attaquer l'entrée d'un convertisseur analogique/numérique 12 bits MAX1238.

III.3) Etalonnage



Le fournisseur du module, Analog Devices, fournit une courbe de réponse, mais un étalonnage avec la carte posée sur un mobile tournant est à effectuer, de la même manière que pour la méthode de mesure de force centrifuge.

III.4) Soudage

Le boîtier BGA n'est pas soudé directement sur la carte. Il est placé sur une petite carte annexe de 13x20mm, qui elle vient s'enficher sur la carte principale.



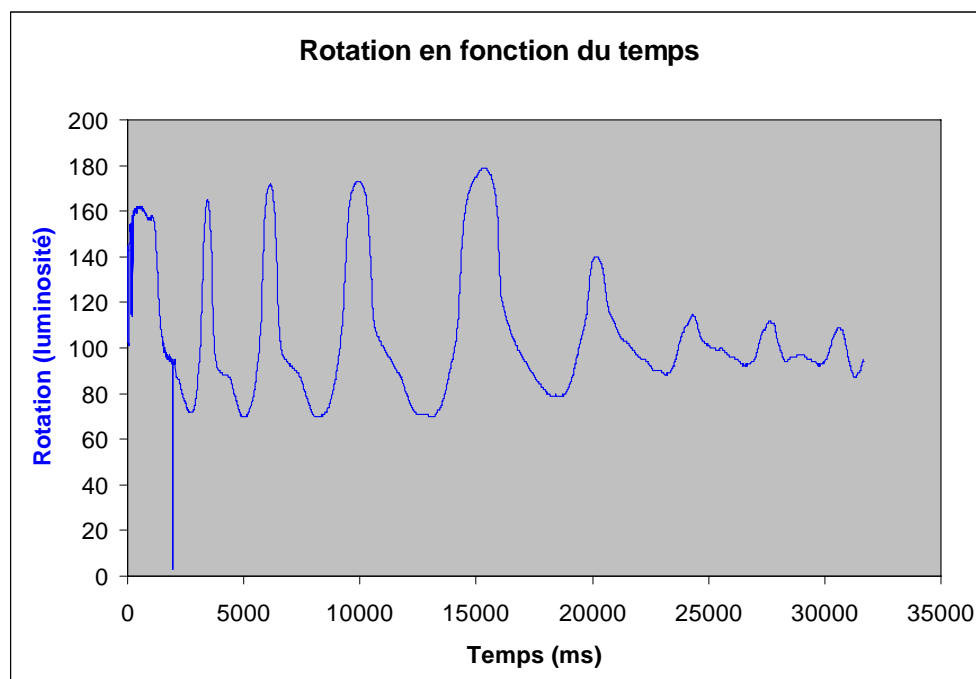
Point de vue soudage, le gyromètre est un module BGA, donc très peu pratique à souder. Encore une fois c'est grâce à la société Systech que l'on peut souder ce boîtier.

IV) Mesure de rotation par photodiode

IV.1) Principe

Ce système très simple permet de mesurer la rotation en mesurant la luminosité. En effet, la luminosité sur le côté de la fusée est plus forte quand on passe devant le soleil. L'électronique doit être suffisamment sensible pour différencier les différents niveaux de luminosité.

Le montage retenu est celui utilisé sur le précédent projet, Diablo, car il avait très bien fonctionné :



A noter que le temps était moyennement nuageux.

IV.2) Etalonnage

C'est la période des pics et non l'amplitude qui nous intéresse, il n'y a donc pas d'étalonnage à prévoir.

IV.3) Mise en place de la photodiode

La photodiode est reliée à la carte via 2 fils insérés dans un bornier à vis. Elle est à placer devant un trou sur le tube, à quelques centimètres de la carte.

V) Mesure de vibrations (accélérations tangentielles)

L'accéléromètre placé au centre de la carte, mesurant les accélérations X et Y, va permettre d'effectuer une mesure de vibrations. Il ne s'agira pas exactement des vibrations de la structure mécanique, mais plutôt celles de la carte électronique.

V.1) plage de mesure

N'ayant aucune idée précise de la gamme réelle qu'il faut mesurer (grandeur non simulable contrairement à la vitesse ou à l'accélération, et pas de retour d'expériences) nous sommes partis d'hypothèses pour fixer les gammes de mesures.

En supposant que la fréquence de résonance de la carte est inférieure à 10Hz, si on veut les 10 premières harmoniques, notre signal est dans la gamme de fréquence [0 ;100Hz].

La plage de mesure en fréquence effectivement mesurée s'étend de 0 à 100Hz. Niveau amplitude, la mesure se fait à une résolution de $1 \cdot 10^{-3}g$.

V.2) Etalonnage

Il n'y a pas d'étalonnage particulier puisque c'est la fréquence qui est prépondérante dans l'analyse et non l'amplitude. La précision temporelle étant liée non pas au capteur mais à l'électronique d'enregistrement, utilisant des quartz, nous n'avons aucun étalonnage à effectuer.

VI) Les capteurs d'accélérations

VI.1) Capteurs à haut niveau d'intégration

Les capteurs utilisés permettent une mesure sur 3 axes et intègrent les filtres anti-repliement, les convertisseurs analogique/numérique (16 bits) et une interface série type I²C ou SPI. L'interface permet non seulement de récupérer les valeurs d'accélération mais aussi de configurer le composant (fréquence de coupure du filtre, axes utilisés...)

VI.2) Gamme de mesure des capteurs

La gamme de mesure est paramétrable : 2 ou 6g. Nous fixerons la plage à 6g, pour prévoir le cumul des accélérations suivantes :

- terrestre (<1g)
- centrifuge (<1g pour une rotation maximale de 1 tour/s)
- dynamique (déplacements, estimée <0.5g)

Les capteurs sont paramétrables en résolution : 12 ou 16 bits, ce qui offre une résolution de $0.2 \cdot 10^{-3}g$ en 16 bits, valeur amplement suffisante pour notre application.

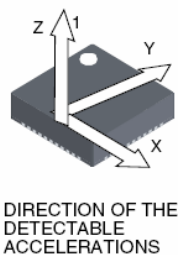
Les capteurs permettent un échantillonnage jusqu'à 2560ech/s. Cependant, nous limiterons l'échantillonnage à 200ech/s car nous avons fixé la gamme de mesure de vibrations à [0 ;100Hz], cela permet de limiter les données à stocker et également de limiter le bruit.

VI.3) Etalonnage

Les capteurs sont calibrés en sortie d'usine. Les valeurs d'offset et de sensibilité ont été gravées en mémoire morte. Au démarrage, le capteur charge ces valeurs et les place dans un registre accessible au bus. Le microcontrôleur de la carte, à chaque démarrage, vient lire ces valeurs.

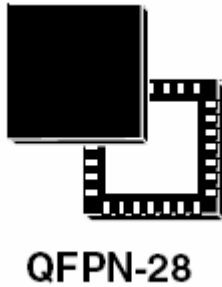
Cependant, un étalonnage préventif sera tout de même réalisé afin de vérifier la cohérence des mesures, sur trois points (-1g, 0g, +1g en plaçant la carte horizontale et verticale dans les deux sens).

VI.4) Sens des mesures



Le sens des mesures est donné par la représentation ci contre.

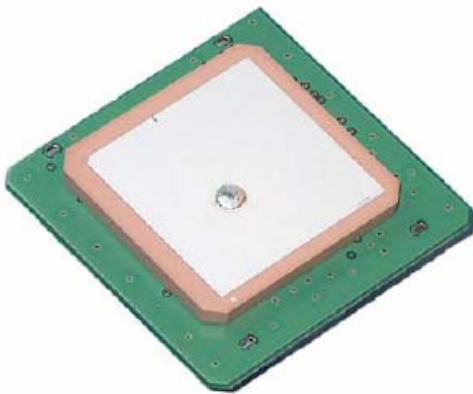
VI.5) Soudage



Comme toujours, les fabricants aimant de plus en plus les boîtiers peu pratiques, les capteurs sont en boîtier QFPN28. Heureusement, avec une carte de qualité (présence d'un vernis épargne) et un four à refusion, ce type de boîtier est tout à fait soudable.

VII) Le GPS

Le GPS ne constitue pas une expérience, il fait partie du système de localisation, mais comme les données sont à transmettre au sol, il est intégré dans la partie expériences. Voir la partie sur le système de localisation pour plus d'informations sur l'utilisation du GPS.



Le module utilisé est un récepteur 2.4GHz avec antenne patch intégré. Mesurant 34x34x9mm et pesant 14g, il permet néanmoins de travailler avec 12 satellites au maximum. Les tests montrent que malgré sa taille il fonctionne mieux que le GPS portable, qui lui intègre une antenne hélicoïdale.

Ce GPS donne les résultats suivants :

- Précision en position : 5m
- Temps de démarrage à chaud : < 10s
- Temps de démarrage à froid, pré initialisé : < 35s
- Temps de démarrage à froid : <50s
- Fréquence d'acquisition : 1s
- Accélération maximale : 4g (voire chapitre « Système de localisation »)
- Altitude maximale : 18km
- Vitesse maximale : 515m/s
- Niveau de sorties : TTL ou RS232

- Protocole : série asynchrone 4800 bauds, 8 bits de données, pas de parité, 1 bit de stop
- Alimentation : 3.8 à 8V
- Consommation 22mA @ 5V
- Connectique : connecteur 6 pin pas 1mm (références Farnell des connecteurs compatibles : 8729000, 8728895, 8729166, 8729174)

Nous utilisons 3 des 6 pins du connecteur : +5V, GND et TX(TTL)

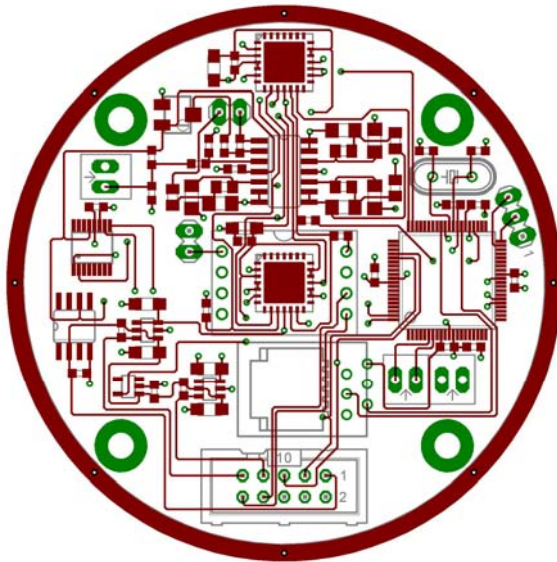
Le GPS envoie des trames toutes les secondes, on y retrouve les informations de position, le nombre de satellites, leur position, leur identification, l'heure exacte, la précision... Il convient de faire le tri. Les trames sont envoyées en ASCII. Voir documentation pour décryptage :

<http://docseurope.electrocomponents.com/webdocs/081a/0900766b8081a5ab.pdf>

VIII) Design de la carte (voir annexe 4 page 84)

VIII.1) Configuration et forme

La carte est un circuit 4 couches permettant de faire passer la masse et une alimentation à l'intérieur sous forme de plans. C'est une carte de classe 5 (largeurs pistes et isolement > 0.15mm, perçages via > 0.4mm).



La carte devant être placée à l'horizontale, la logique veut qu'elle soit ronde.

VIII.2) Le microcontrôleur

Le microcontrôleur gère :

- La configuration des accéléromètres (liaison SPI)
- La récupération des données des accéléromètres (liaison SPI)
- Le traitement des données des accéléromètres (mise en forme, fenêtrage, calcul de Y'-Y pour la rotation...)
- La récupération des données GPS (latitude, longitude, altitude, validité des données et nombres de satellites actifs) et leur formatage (ASCII -> décimal pour économiser de la place)
- La communication en mode I²C esclave à 400kHz avec la carte mère

Il s'agit d'un PIC18F8722, permettant l'utilisation du port SPI et I²C en même temps. Il possède en outre un UART pour le GPS.

L'utilisation des capteurs en mode I²C est impossible car il y a deux capteurs et l'adresse est fixée et non configurable. L'utilisation du mode SPI est donc imposée, avec l'emploi des lignes CS (Chip Select) pour sélectionner les capteurs. Les capteurs étant alimentés en 3.3V et le microcontrôleur en 5V, une adaptation par pont diviseur a été faite dans le sens microcontrôleur vers capteurs. Dans l'autre sens, les niveaux de sortie du capteur et d'entrée du PIC permettent une liaison directe.

La carte mère vient récupérer d'une part les données du gyromètre directement sur le MAX1238 via le bus I²C, et d'autre part toutes les autres informations toujours via ce même bus I²C mais sur le PIC.

VIII.3) Alimentations

Afin d'alimenter les composants, on trouve sur la carte 4 régulateurs :

- un MAX6029EUK33 pour le 3.3V analogique
- un MAX6133AASA50 pour le 5V analogique
- un MAX888EUT33-T pour le 3.3V numérique
- un MAX888EUT50-T pour le 5V numérique

CARTE MERE

I) Rôle

Cette carte constitue le centre de contrôle et de traitement de la fusée. Elle est chargée :

- De tester les cartes filles (self tests des accéléromètres, validité des régulateurs)
- De lire les données des capteurs depuis les cartes filles via le bus I²C
- De récupérer les données d'état du séquenceur via la liaison série asynchrone opto-isolée
- De formater les données et les transmettre à un double UART externe (liaison parallèle) en vue d'une transmission radio
- De formater les données et les enregistrer sur les 8 EEPROM I²C connectés 4 par 4 sur 2 bus I²C différents, à condition que l'écriture ait été autorisée au démarrage de la carte via le bouton poussoir associé
- De gérer les 4 leds de signalisation (ON / mémoires en écriture / problème carte(s) fille(s) / pile faible)
- En cas de connexion USB active, répondre aux requêtes du PC :
 - o Lecture des EEPROM
 - o Transmission des données des capteurs
 - o Transmission de l'état du séquenceur
 - o Transmission de message d'alerte en cas de problème sur une carte fille ou de pile faible

II) Schéma (voir annexe 5 page 85)

II.1) Alimentation

L'ensemble des expériences sont alimentées par une seule batterie branchée sur la carte mère. C'est donc à la carte mère de répartir les alimentations.

L'accumulateur utilisé est constitué de deux éléments Li-Po de 3.7V chacun. Ils sont connectés en série sur deux borniers à vis pour obtenir une tension nominale de 7.4V.

Les cartes filles utilisent directement ces 7.4V pour s'alimenter. La carte mère dispose d'un régulateur 5V type MAX8881EUT50-T. Ce régulateur a été choisi pour :

- Sa tension de sortie (5V)
- Son courant maximal de sortie (200mA alors qu'il ne nous faut pas plus de 40mA)
- Sa tension maximale d'entrée (12V alors qu'avec les deux accumulateurs Li-Po chargés on ne dépassera jamais 8.4V)
- Sa faible tension de déchet : < 200mV @ 50mA
- Sa faible consommation : < 10µA
- Son faible encombrement : boîtier CMS SOT23



Le régulateur MAX8881 : faible encombrement, hautes performances.

II.2) Les mémoires EEPROM

Nous avons besoin d'une mémoire affichant les caractéristiques suivantes :

- Capacité 1Mo
- Réécrivable
- Gardant les données lors des coupures d'alimentation
- Peu encombrante
- Financièrement abordable
- Consommant peu d'énergie
- Nécessitant peu d'interfaçage

Nous avons sélectionné une matrice de 8 EEPROM I²C de 128Ko chacune. Voir le chapitre « Expériences », partie « stockage des données », pour plus d'informations.

Ces mémoires ont cependant un défaut : elles n'ont que 2 entrées de configuration d'adresse, ce qui ne permet de connecter que 4 circuits sur un bus I²C. Nous avons essayé d'utiliser l'entrée A2, qui semblait fonctionner comme un « Chip Select », mais en vain : cette entrée doit être portée à 5V pour que le composant fonctionne, mais le fait de la mettre à 0V ne désactive pas forcément le composant (fonctionnement différent d'une EEPROM à une autre).

C'est pourquoi la carte mère comporte deux bus I²C :

- Un premier bus où sont connectées toutes les cartes filles et 4 EEPROM
- Un second bus avec seulement les 4 autres EEPROM

Du point de vue sécurité, pour autoriser les mémoires en écriture il faut que le bouton poussoir associé soit enfoncé lors de l'allumage de la carte. Ceci permet d'éviter de réécrire sur les EEPROM suite à un redémarrage involontaire, par exemple quand la fusée sera retombée au sol et que la batterie commencera à être faible.

Dès que les mémoires sont en écriture une led orange s'allume.

On peut écrire dans les EEPROM de deux manières : soit octet par octet, soit par page de 128 octets. Dans les deux cas l'écriture prenant 3ms, on utilise l'écriture par page qui permet un gain de temps énorme.

La consommation des mémoires reste très faible : 5mA en écriture, 400μA en lecture, 100nA en attente. Pour comparaison une carte mémoire du commerce type SD consomme 75mA en écriture et 65mA en lecture, n'est pas plus rapide, coûte bien plus cher et est sensiblement plus encombrante.



Boîtier SO-8 des EEPROM 24FC1025 de Microchip

II.3) L'UART parallèle

Afin de libérer le microcontrôleur de l'émission des données vers l'émetteur, nous utilisons un double UART (puisque la télémétrie peut être multicanal) à accès parallèle.

Chaque UART comporte une file FIFO d'entrée de 16 octets, ce qui permet au PIC d'écrire toute une trame vers l'UART qui se gère l'envoi des octets un par un.

L'horloge de l'UART provient d'un quartz. Un diviseur est ensuite programmable de telle sorte que l'on arrive à régler le baudrate à des valeurs standard ou non (4800, 9600, 14400 ou 19200 bps) avec une erreur nulle.



Ce double UART est disponible en boîtier PQFP48.

II.4) L'USB

La carte mère est équipée d'un port USB 2.0 esclave assurant la récupération des données inscrites en EEPROM mais aussi d'un monitoring en cas de panne ou pour des démonstrations. Un logiciel écrit en Visual Basic développé spécialement pour la fusée permet :

- L'affichage immédiat d'un message d'erreur à l'écran en cas de problème (problème carte fille, self test d'un accéléromètre négatif, pile faible...)
- L'affichage des données mesurées par les capteurs en temps réel
- Le calcul et l'affichage des paramètres qui en découlent (vitesse, accélération...)

La fonctionnalité USB est permise grâce au composant FT232 qui se comporte en externe comme un MAX232 mais embarquant en interne la pile de protocoles USB. Côté PC le fabricant du circuit, FTDI, propose deux drivers :

- VCP, qui permet d'utiliser le port USB pour créer un port série virtuel (avec la possibilité d'utiliser ensuite tous les drivers de ports série habituel, l'hyperterminal...)
- D2XX qui est une DLL permettant d'utiliser certaines fonctions avancées du composant (gestion des pattes CTS, RTS et quelques autres pattes supplémentaires)

Nous utilisons D2XX, qui permet aussi le débit le plus élevé (3Mbauds).

Le composant comporte des buffers d'entrée de 128 octets et des buffers de réception de 256 octets ce qui facilite grandement le traitement des données à transmettre. On remarque que la taille du buffer d'entrée est la même que la taille d'une page d'EEPROM (128 octets). La lecture et le transfert EEPROM vers PC se fera par bloc de 128 octets.



Le composant USB en boîtier SSOP28 ne nécessite que quelques composants externes pour fonctionner. Intégrant toutes les piles de protocole USB, il devient très simple d'implémenter ce bus sur une carte électronique.

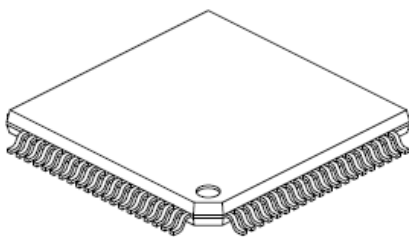
II.5) Le microcontrôleur : PIC18F8722

Le microcontrôleur cherché devait répondre aux spécifications suivantes :

- 2 bus I²C pouvant monter à 400kHz
- 1 UART (pour l'USB)
- 1 USART (pour le séquenceur)
- 1 entrée analogique
- 39 entrées / sorties TTL

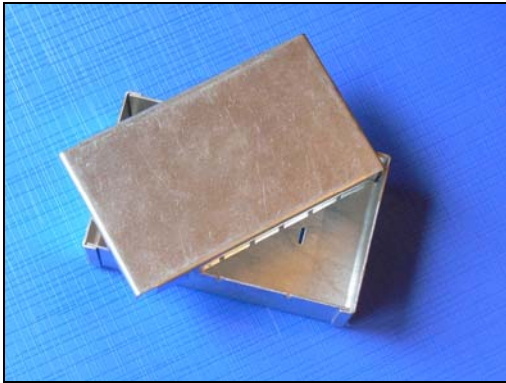
Il devait être programmable en C sous un environnement gratuit et non limité. La programmation devait se faire obligatoirement In-Situ sans branchement particulier. Un debugage In-Situ était aussi très recherché.

La solution adoptée consiste à utiliser un PIC18F8722, à le programmer sous MPLAB avec le compilateur MCC18 et à utiliser le programmeur / débbuger In-Situ ICD2.



Le boîtier TQFP possède 80 pattes au pas de 0.5mm. C'est le plus gros CMS de la fusée.

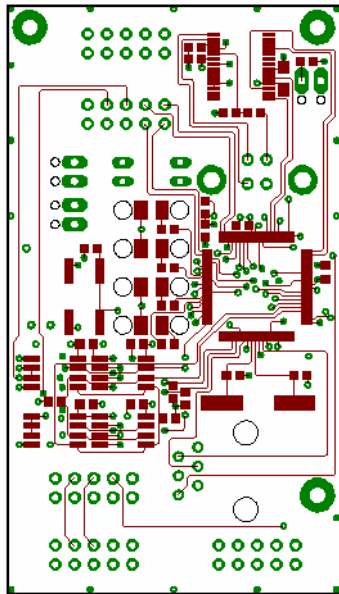
III) Réalisation



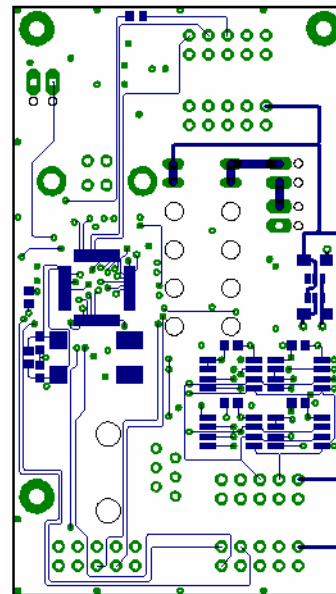
La carte finale sera mise dans un boîtier métallique afin de la protéger des agressions mécaniques et de réduire les problèmes de CEM

Les contours mécaniques de la carte doivent s'adapter au boîtier : 44x78mm. Afin d'intégrer autant d'électronique dans cet espace, nous nous sommes directement penchés vers une solution CMS, et nous avons vite compris qu'il faudrait implanter les composants des deux côtés de la carte. Mais ceci ne suffit pas, encore faut-il pouvoir router la carte. Au final, nous sommes arrivés à un circuit multicouche (2 couches internes, 2 couches externes) de classe 5 (pistes et isolements 0.15mm, perçages via 0.4mm).

La soudure des CMS se fait dans un four CMS en effectuant une double refusion. Ces travaux sont permis par la société Systech, sans qui notre carte mère n'embarquerait certainement pas autant de fonctions.



Face dessus

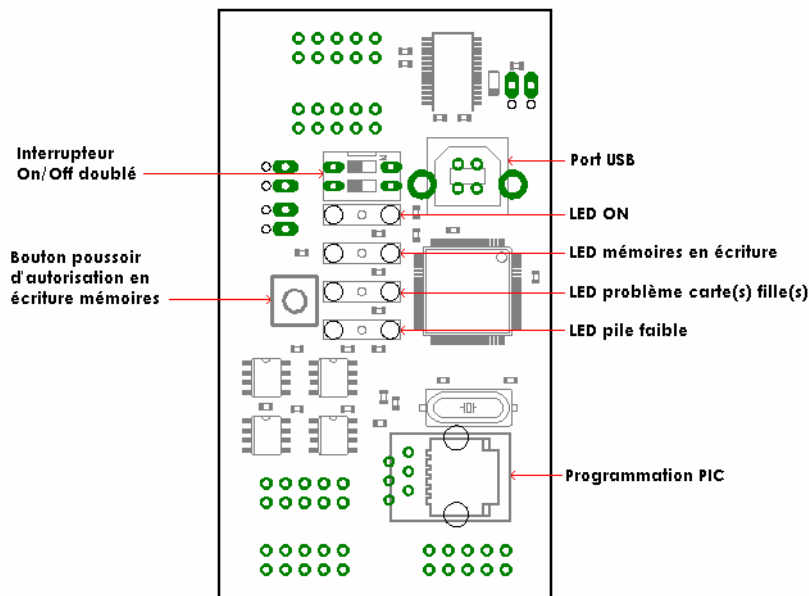


Face dessous

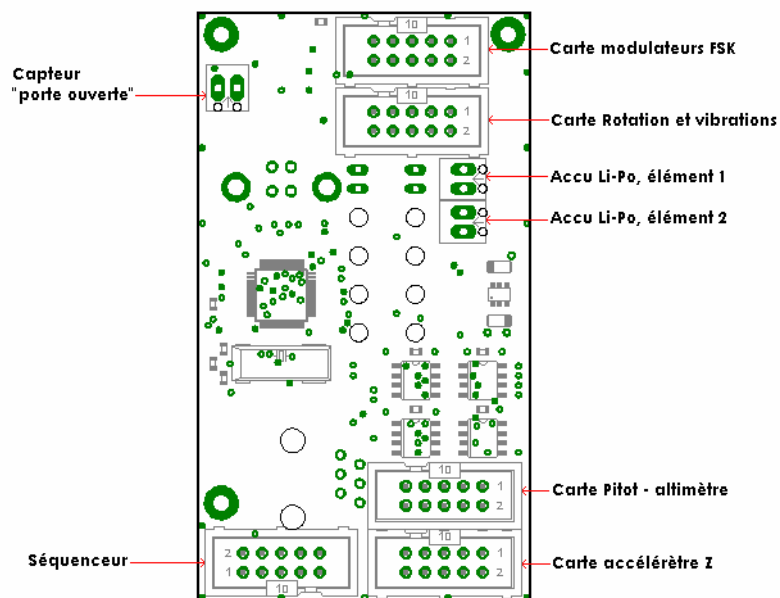
Aux deux faces précédentes il faut ajouter les deux couches internes qui contiennent chacune un plan d'alimentation (GND et +5V), ce qui permet au passage de réduire les problèmes de CEM puisque le plan de masse formé est parfait (aucune coupure).

IV) Utilisation

Sur le dessus de la carte on trouve toute la partie contrôle /signalisation, le port USB et le connecteur de programmation :



Sur le dessous on trouve tous les autres connecteurs :



A propos de la connexion des accumulateurs, le fait d'inverser les deux éléments n'a pas d'importance. Pour le sens de connexion, les inscriptions « + » et « - » sont sérigraphiées sur la carte.

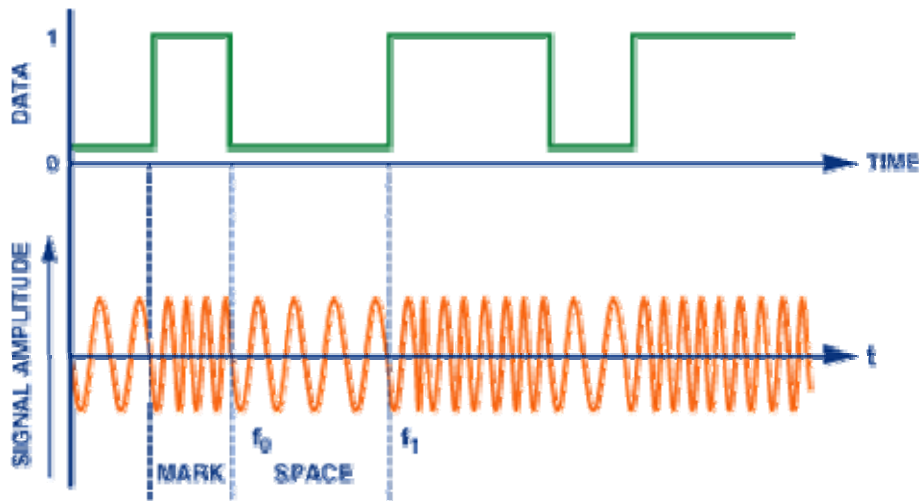
CARTE MODULATION FSK

I) Principe de la modulation FSK

La bande passante de l'émetteur est de 50kHz, c'est-à-dire que l'on peut transmettre tout signal sinusoïdal ou tout signal composé de sinusoïde de fréquence inférieure à 50kHz, pour peu que le signal ne soit pas continu et d'amplitude convenable.

Les signaux à transmettre sont numériques, c'est-à-dire qu'ils présentent des fronts très raides équivalents à une fréquence infinie. Ces signaux ne sont pas directement transmissibles, ou alors il faudrait une énergie infinie.

Il existe plusieurs solutions. L'une d'entre elle consiste à filtrer passe-bas le signal carré afin de réduire la raideur des fronts. L'autre méthode, que l'on utilise, consiste à mettre en œuvre une modulation FSK sur le signal numérique.



Le principe de cette modulation est relativement simple : le signal numérique comporte deux états, « 0 » et « 1 ». A chacun de ces états correspond une sinusoïde de fréquence déterminée.

II) Calculs des fréquences clés

Pour un bon décodage, il faut des fréquences élevées par rapport au débit et éloignées entre elles. Par exemple, pour un débit de 1kbauds, on pourrait prendre $F_0=10\text{kHz}$ et $F_1=50\text{kHz}$. Cependant nous utilisons une liaison hertzienne, il faut donc limiter au maximum la largeur de bande utilisée.

On exploite le MFSK (Minimum Frequency Shift Keying) : ce procédé permet d'occuper un minimum de spectre pour un débit donné. Le calcul des fréquences clés est le suivant :

$$F_0 = 1.5 * \text{baudrate}$$
$$F_1 = F_0 + \text{baudrate}$$

Exemple avec un débit de 4800 bauds :

$$F_0 = 1.5 * 4800 = 7200\text{Hz}$$

$$F_1 = F_0 + \text{baudrate} = 7200 + 4800 = 12000\text{Hz.}$$

On constate que l'on n'obtient pas les mêmes valeurs que le standard Planète-Sciences, qui utilise les fréquences 9kHz / 15kHz pour 4800 bauds. Le système Planète-Sciences occupe donc légèrement plus de spectre, mais en contre partie la démodulation devient plus simple et plus fiable.

Voici les fréquences clés pour des débits courants :

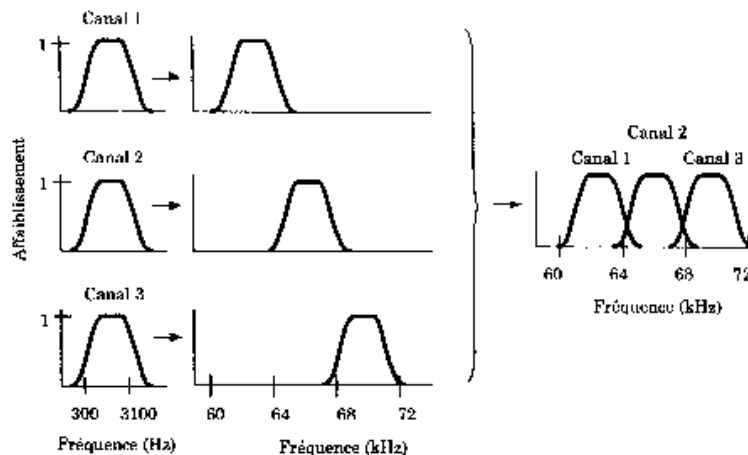
Débit (bauds)	F ₀ (Hz)	F ₁ (Hz)
600	900	1500
1200	1800	3000
2400	3600	6000
4800	7200	12000
9600	14400	24000
14400	21600	36000
19200	28800	48000

III) Transmission multicanal

III.1) Principe

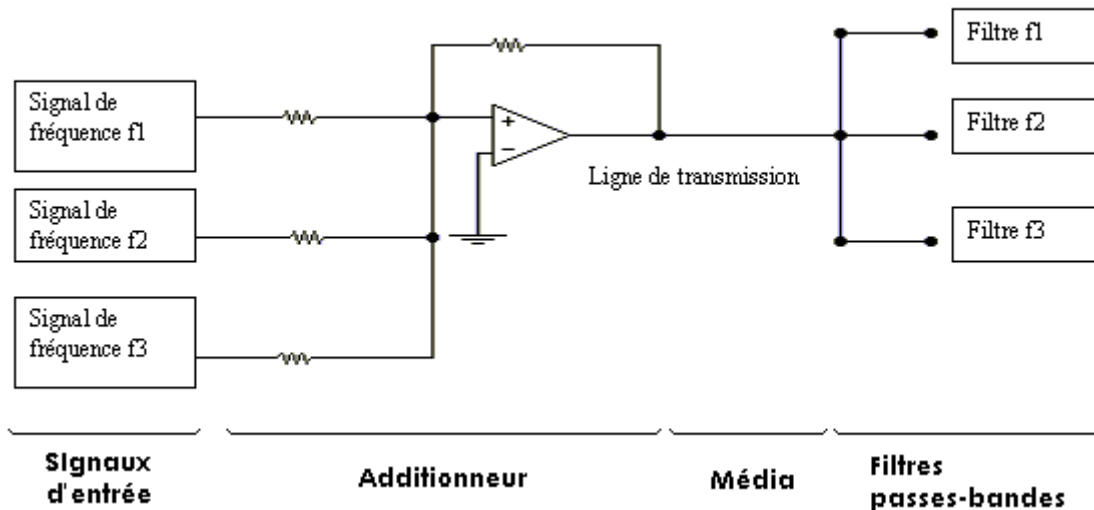
Supposons que l'on arrive à mettre en œuvre une télémessure à 19200 bauds. Dans ce cas on utilise la bande de fréquence [28.8kHz ; 48kHz]. Il reste la bande]0 ; 28.8kHz[entièrement libre. Pourquoi ne pas utiliser cette bande pour effectuer une seconde modulation à un débit plus faible, par exemple 4800bauds ?

Il s'agit là du principe de la transmission multicanal. Chaque débit numérique occupe une bande de fréquences donnée, on peut additionner les sorties de plusieurs modulateurs FSK pour occuper toute la bande de fréquence allouée. A la réception, il suffit d'utiliser des filtres passe-bande sur chaque canal afin de récupérer uniquement les fréquences utiles.



En pratique, le principe de fonctionnement d'une chaîne multicanal est très simple. Les différents signaux d'entrée sont additionnés à l'aide d'un montage qui peut être un simple additionneur à amplificateur opérationnel.

Côté réception, on place sur chaque bande de fréquence un filtre passe-bande afin de récupérer la bande qui nous intéresse. Il faut cependant utiliser des filtres suffisamment sélectifs afin de réduire au maximum le rapport signal / bruit.



III.2) Solution utilisée

La version 1.0 de la carte FSK est composée de deux modulateurs FSK à 600 et 9600 bauds. Les fréquences clés utilisées sont celles calculées dans le tableau vu précédemment. Les sorties des modulateurs n'étant pas vraiment « basse impédance » (600Ω) et d'amplitude assez faible (bien que réglable), elles sont d'abord amplifiées par un amplificateur opérationnel de gain 2. La sortie de ces amplificateurs opérationnels attaque ensuite un additionneur de gain unitaire.

L'amplificateur opérationnel utilisé, un TLV2374, possède des entrées/sortie rail-to-rail permettant d'utiliser des signaux sur toute la plage d'alimentation et a une bande passante unitaire de 3MHz, ce qui permet à l'avenir de monter en fréquence avec des débits plus élevés sans affaiblissement de gain.



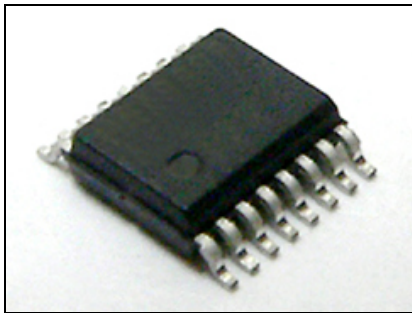
Malgré sa petite taille le TLV2374 affiche de bonnes performances

Des cavaliers permettent de sélectionner quel est l'amplificateur opérationnel de sortie. On peut ainsi utiliser la carte en mode modulateur 600 bauds, 9600 bauds ou multicanal.

Pour l'utilisation finale on pourra par exemple envoyer les données des capteurs avec la liaison 9600 bauds et les données GPS avec la liaison 600 bauds.

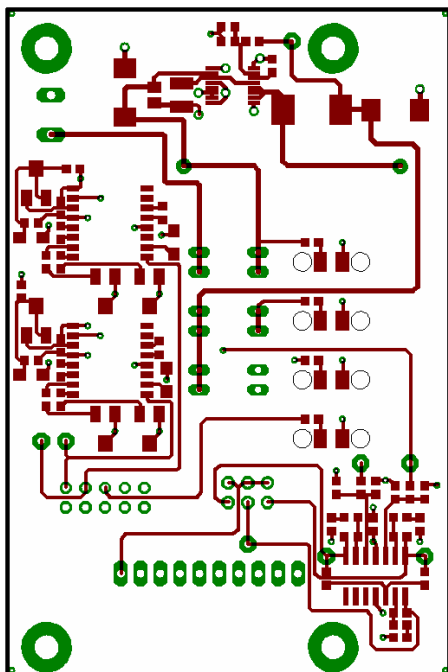
IV) Alimentation

L'émetteur Kiwi Millénium a besoin d'au moins 9V pour fonctionner. Les XR2206 utilisés pour la modulation FSK nécessitent plus de 10V. Pour économiser du poids et de l'espace, on a choisi d'utiliser un accumulateur Li-Po 2 éléments (7.4V) suivi d'une alimentation boost 12V. Nous utilisons un circuit spécialisé MAX618. Ce circuit intègre le transistor de puissance et peut fournir jusqu'à 500mA sous 12V. Avec un courant de sortie de 200mA le rendement de ce circuit est annoncé à 90%.



Le convertisseur DC/DC intègre le transistor de puissance et est disponible en boîtier QSOP16. Ce circuit ne nécessite que quelques composants externes passifs.

V) Réalisation (voir annexe 6 page 86)



La carte a été réalisée sur un circuit 4 couches. Les couches internes sont réservées aux plans d'alimentation (GND et +12V), la face du dessus accueille les composants CMS.

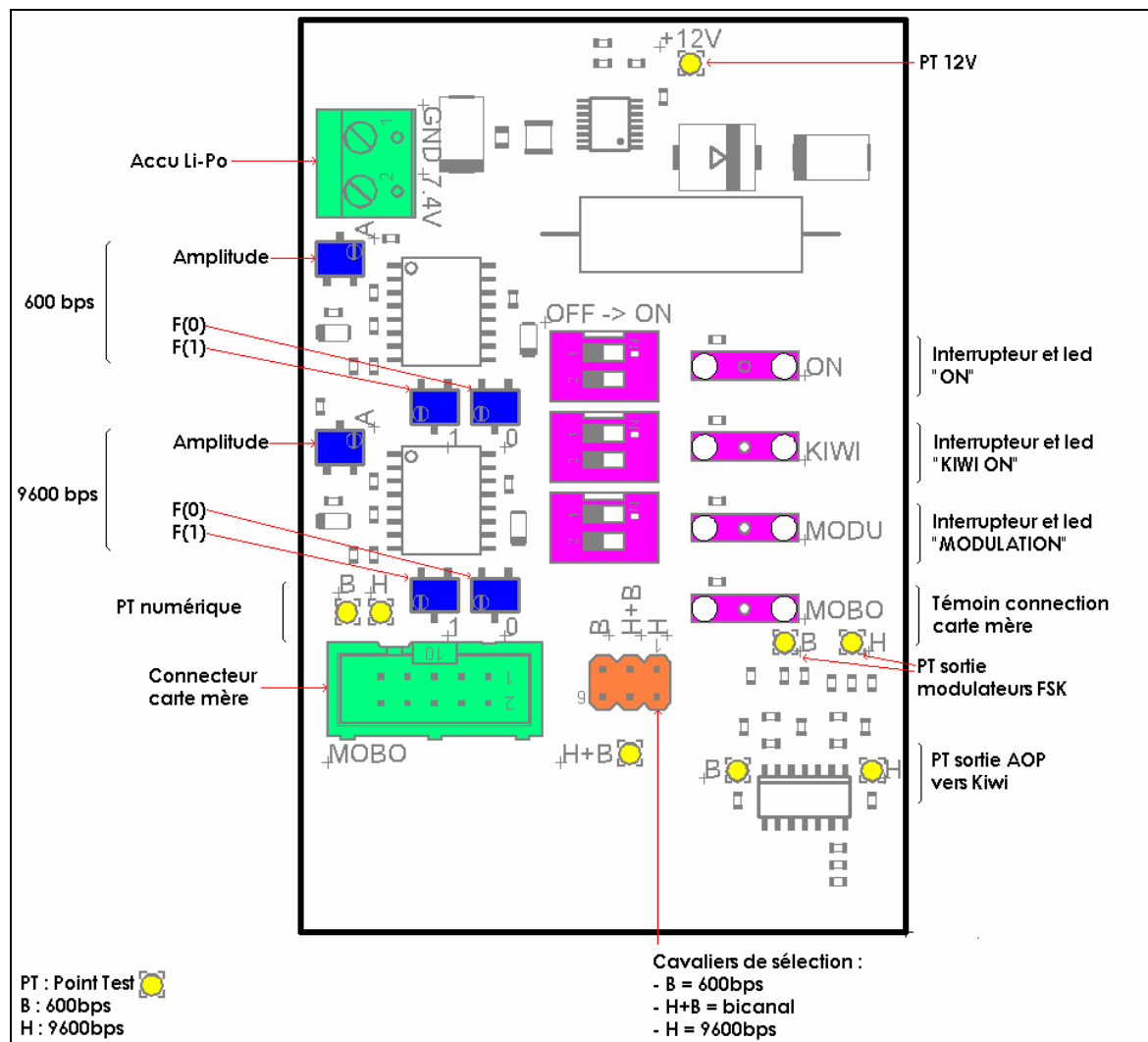
VI) Utilisation

Un interrupteur général permet d'éteindre toute la carte. Des interrupteurs secondaires permettent de mettre en route l'émetteur et la modulation.

A chaque interrupteur est associé une led. La carte mère gère une quatrième led pour indiquer sa présence. Cette led peut donc être allumée si le reste de la carte est éteint.

Les fréquences clés des modulateurs FSK et les amplitudes sont réglables indépendamment.

Des points de tests permettent de faciliter ces réglages.



La carte est enfichée directement sur l'émetteur Kiwi, la connexion électrique se fait par un connecteur sur le dessous et quatre entretoises relie l'émetteur Kiwi à la carte.

CAMERA

I) But

L'utilisation de la caméra n'a aucun but expérimental. Il s'agit juste de filmer le vol pour l'apprécier par la suite.

Suite aux nombreux retours d'expériences qui existent dans ce domaine, nous remarquons qu'il y a deux démarches :

- L'utilisation d'un capteur CCD suivi d'une chaîne de transmission radio, commerciale ou faite maison. Très souvent utilisée, mais résultats assez médiocres à cause des nombreuses coupures de transmission et de la portée limitée des émetteurs utilisés
- L'utilisation d'une caméra commerciale avec enregistrement à bord. Cette méthode est peu utilisée pourtant elle donne d'excellents résultats et le prix à payer n'est pas plus cher que celui d'une chaîne de transmission vidéo

Nous avons retenu la seconde méthode, qui est par ailleurs la plus simple à mettre en œuvre. Le seul point faible est qu'il faut impérativement retrouver la fusée, et en bon état.

II) Caractéristiques

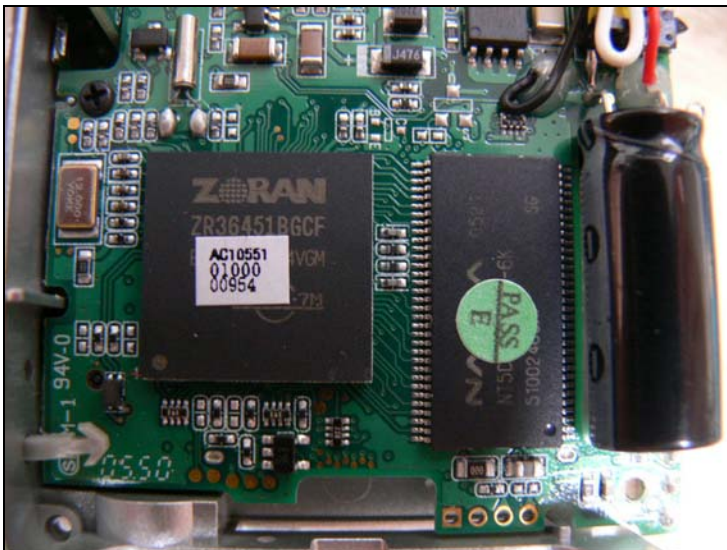
Nous utilisons une caméra numérique Aiptek DV8900 avec enregistrement sur carte mémoire. La carte utilisée est une SD de 2 Go. La caméra mesure 57x90mm pour 27mm d'épaisseur et pèse 140g avec batterie et carte.

III) Utilisation

La télécommande fournie avec la caméra permet de lancer l'enregistrement de l'extérieur de la fusée. Par contre la mise en marche de la caméra ne peut se faire que sur la caméra elle-même, et le bouton de mise en marche n'est pas accessible de l'extérieur. Nous avons donc démonté la caméra afin de connecter un interrupteur déporté.



Vue d'ensemble de la caméra démontée



Le microprocesseur en boîtier BGA, sa mémoire associée et le condensateur du flash



Soudure des fils pour l'interrupteur déporté

Lors de la commande de l'enregistrement, la caméra met une seconde à réagir. On ne peut donc pas lancer l'enregistrement au moment du décollage sinon on raterait la sortie de rampe. L'enregistrement est lancé après la mise en rampe. C'est pourquoi si le vol dure 3 minutes, la vidéo dure 30 minutes car le délai d'attente entre la mise en route de l'enregistrement et le lancement est long.

Point de vue énergie, le fait de fermer l'écran réduit énormément la consommation. Toutefois des tests seront à faire et il faudra vraiment allumer la caméra au dernier moment.

DEMODULATION FSK MULTICANAL

Comme on l'a vu dans la partie « Carte FSK », on utilise une modulation multicanal. Cependant, en cas de problème avec le multicanal, on doit être capable de fonctionner en monocanal. Sur la carte modulateur FSK on peut sélectionner le mode de fonctionnement. La carte démodulatrice doit :

- Etre capable d'effectuer un décodage sur le canal associé (il y a une carte par canal)
- Pouvoir fonctionner aussi bien en mono qu'en multicanal
- En entrée, être équipée d'un connecteur BNC
- Posséder un réglage du niveau d'entrée
- Posséder une sortie RS232 sur une prise DB-9, pour rester compatible avec les anciens systèmes et logiciels de télémesures
- de posséder une sortie USB, pour palier à l'absence de port série sur les PC récents (portables notamment), côté PC, l'USB devra émuler un port série
- Etre équipée d'un interrupteur permettant de déphaser le signal TTL en cas d'inversion des fréquences FSK
- Faciliter les tests et réglages
- Etre être fiable et de qualité professionnelle pour un possible usage futur, éventuellement dans le camion télémesure du CNES

I) Principe de fonctionnement

Le signal analogique modulé contenant au moins le signal du canal utile traverse un filtre passe bande, après quoi on obtient uniquement le spectre du canal voulu. Un démodulateur FSK permet de retrouver le signal numérique original. Un inverseur permet de rétablir le bon signal en cas de confusion sur les fréquences F_0 et F_1 . Des interfaces RS232 et USB permettent ensuite de relier un PC à la carte.

II) Schéma (voir annexe 7 page 87)

II.1) Alimentation

Les filtres doivent être alimentés en symétrique avec une tension supérieure à 6V. On utilise un LM317 et un LM337 régulant respectivement des niveaux de tension positifs et négatifs réglables par potentiomètre. On peut fixer une alimentation $\pm 10V$.

Les circuits numériques et le démodulateur s'alimentent en 5V, un 78L05 permet de réguler la tension d'entrée à 5V.

L'alimentation globale du système se fait en $\pm 15V$ continu par une alimentation externe.

II.2) Filtres passes bandes

On utilise un filtre passe bande du 4^{ème} ordre. Pour simplifier la conception on utilise des filtres universels UAF42. Un boîtier UAF42 permet de créer un filtre passe bas, passe haut ou

passé bande du second ordre et fournit également un ampli-op, que nous utiliserons pour adapter les niveaux d'entrée et de sortie.

Pour un passé bande d'ordre 4 on utilise deux UAF42 en série. Le calcul des composants se fait soit manuellement, soit à l'aide d'un logiciel, Filter42, disponible gratuitement ici :

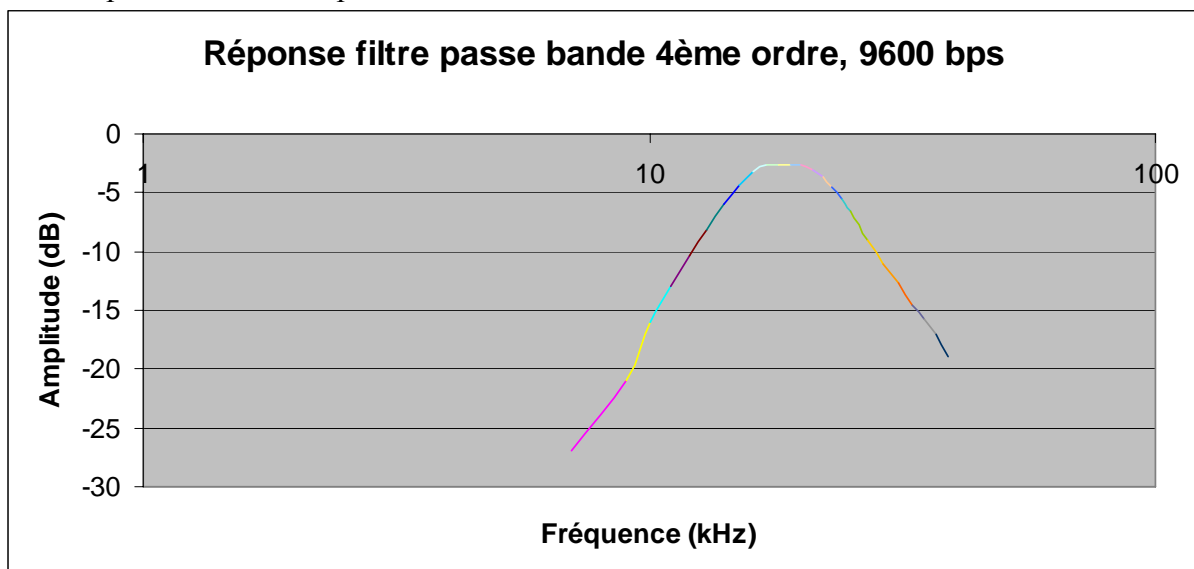
<http://focus.ti.com/docs/toolsw/folders/print/filter42.html>

Le logiciel calcule automatiquement les valeurs des composants en fonction des paramètres imposés. Nous avons choisi, pour le filtre à 9600 bauds :

- Une réponse type Bessel
- Une fréquence centrale de 18.59kHz
- Une bande passante à -3dB de 9.6kHz

Le logiciel donne ensuite les valeurs des composants dans la liste des résistances à 1%. A partir de ces résistances il recalcule les réponses du filtre et l'affiche (diagramme de Bode amplitude et phase suivant fréquence). Le Bode affiché correspond à la réponse attendue. Une simulation sous Microsim puis un test réel sur plaque à essai confirme la validité des calculs du logiciel.

Réponse relevée sur platine de test :



On remarque une atténuation supplémentaire de -2.5dB, dans tous les cas des ampli-op multiplicateur disposés en entrée et en sortie de filtre permettront de rehausser le signal si nécessaire.



Pour les tests nous avons utilisé la version DIL de l'UAF42, en revanche sur la carte finale c'est la version CMS qui est utilisée. L'UAF42 intègre les condensateurs à 0.5%, de sorte qu'avec 3 ou 4 résistances on puisse faire un filtre du second ordre.

II.3) Démodulateur

Le démodulateur utilisé est le circuit associé du modulateur XR2206 : il s'agit du XR2211. Après beaucoup de difficultés nous sommes parvenus à mettre en œuvre des prototypes de démodulateurs à 4800, 9600, 14400 puis 19200 bauds, sur platine de test puis sur plaque réelle.

La documentation Exar sur ce composant paraît très explicite au premier abord (elle montre la démarche à effectuer pour une démodulation FSK puis une application numérique pour du 1200 bauds). Seulement en regardant de près on s'aperçoit qu'il y a de nombreuses sources d'erreurs : les bandes de suivi et de capture se confondent ; « dix mille » s'écrit tantôt 10000, tantôt 10.000 ou tantôt 10,000. Après ça, quand on lit 2.500, faut-il comprendre 2500, 2,5 ou 2 x 500 ? Sans parler des références à des notes techniques obsolètes (la « TAN011 » qui devrait expliquer comment calculer la PLL renvoie à une note technique sur des microcontrôleurs...).

a)	F1	24000	Hz		
	F2	14400	Hz		
	BaudRate	9600	Bauds		
	Tbit	0,1042	ms		
	fo	18590	Hz		
b)	Po	5	kohms		
	Rz	10	kohms		
	Ro	15	kohms	OK	
c)	Co	3,59	nF	OK	
Tracking Bandwidth :					
d)	marge	5000	Hz		
	deltaf	10409,67994	Hz		
	FLL	29000	Hz		
	FLH	8180,640124	Hz		
	R1	26,8	kohms		
	Damping Factor :				
	e)	ξ	0,7	Entre 0 et 1	
C1		0,34	nF		
f)	Valeurs conseillées :				
	RF >	134	kohms		

Après avoir réalisé un modèle très peu précis de la PLL sous Simulink (Matlab), nous en sommes revenus à créer un fichier Excel où on donne les paramètres voulus et qui calcule les composants.

II.4) Interface RS232

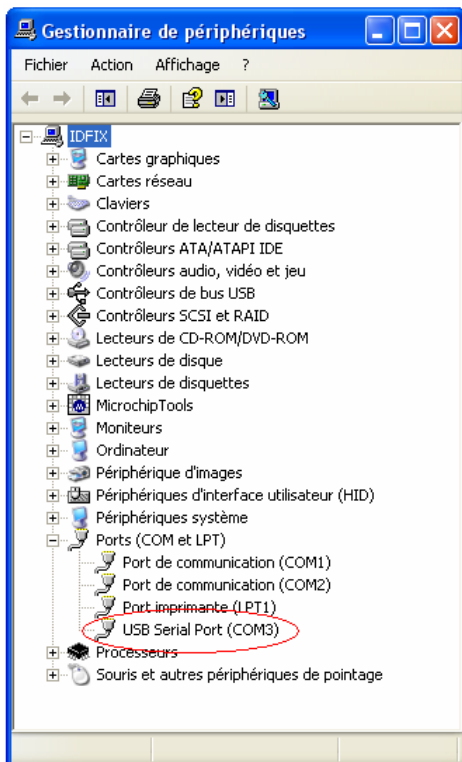
Un MAX202 permet d'interfacer les signaux TTL avec un port série standard (type RS232). Le MAX202 appartient à la même famille que le MAX232 mais il a l'avantage de pouvoir avec des condensateurs de 100nF au lieu de 1 μ F ou 10 μ F pour certaines versions du MAX232. Il conserve le même brochage que le MAX232. Nous utilisons une version CMS en boîtier SO16.



Point de vue connectique on utilise un connecteur DB9 mâle, le câble à utiliser est donc une rallonge RS232 9 points.

II.5) Interface USB

Le composant utilisé est le même que pour la carte mère : un FT232. Ce composant se comporte comme une interface USB \leftrightarrow série asynchrone (TTL) avec les lignes d'état d'un port série habituelles (CTS, RTS...). Il intègre toute la pile de protocoles USB ce qui fait qu'il n'y a aucune connaissance à avoir avec l'USB pour maîtriser ce composant. Côté PC, on utilisera le driver VCP, fourni par le fabricant, qui permet d'émuler le port USB comme un port série virtuel.



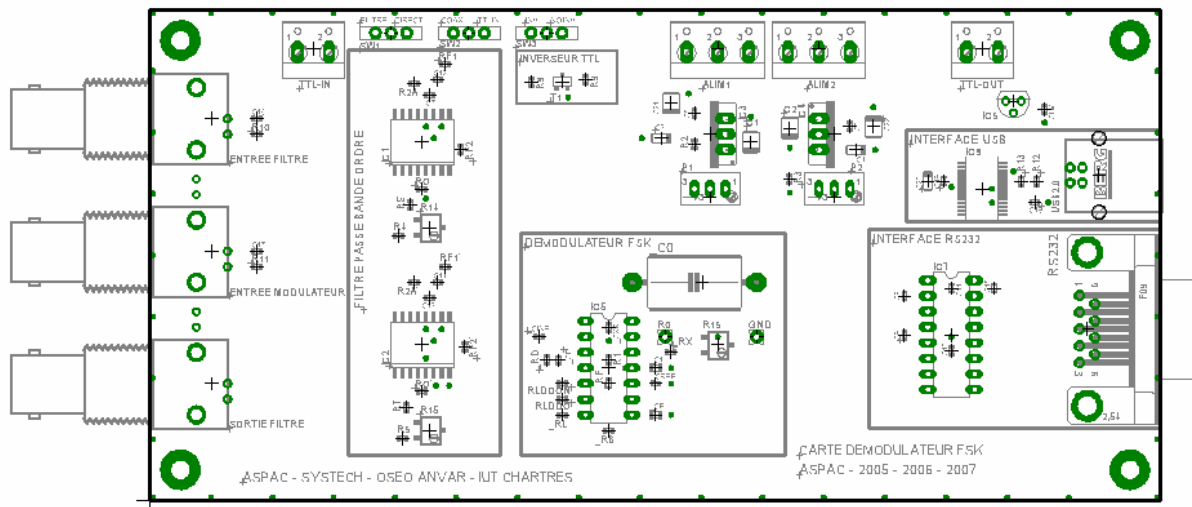
Une fois le driver installé, on obtient donc un nouveau port COM ayant les mêmes propriétés et se configurant de la même manière qu'un port COM habituel.



A noter que le port créé peut monter jusqu'à 1M bauds, contre 128k bauds pour un port série normal. Par contre la liaison utilisée devra être établie sur de courtes distances.

III) Réalisation et utilisation

La carte a été conçue en multicouches. Au 16 mars 2007 elle est en production. Une sérigraphie permet de simplifier le placement des composants, les réglages et l'utilisation.



La carte dispose :

- D'une entrée analogique, dirigée vers le filtre, sur connecteur BNC
- D'une entrée analogique, dirigée directement vers le démodulateur, sur connecteur BNC
- D'une sortie analogique renvoyant l'entrée du démodulateur
- D'un inverseur TTL, pouvant être activé ou non
- D'une entrée TTL dirigée vers inverseur (actif ou non) puis vers les adaptateurs RS232 et USB
- D'une sortie USB sur connecteur USB-B femelle
- D'une sortie RS232 sur connecteur SUBD-9 femelle
- De potentiomètres de réglage de la tension d'alimentation des filtres
- De potentiomètres de réglage de gain (0.02 à 50) en entrée et sortie de filtre
- D'un potentiomètre de réglage de la fréquence centrale du démodulateur, et de point de tests permettant de mesurer la résistance totale (potentiomètre + résistance talon)
- D'un bornier à vis 3 plots pour l'alimentation
- D'un second bornier à vis 3 plots pour éventuellement connecter l'alimentation d'une seconde carte démodulateur (en cas de l'utilisation de plusieurs cartes en série, dans un rack par exemple)
- De leds de signalisation de l'état de la PLL du démodulateur : verrouillée (verte) ou perdue (rouge)

Lors de la première utilisation il convient :

- De régler les régulateurs à $\pm 10V$
- De régler le potentiomètre du démodulateur, circuit retiré du support, afin d'être sûr la fréquence centrale calculée

IV) Tests

Les tests ont été effectués avec un transfert de trames réelles. Le démodulateur connecté en RS232 à un PC, ou le logiciel K-kom correctement paramétré, affichait les trames reçues et comptait les trames erronées. Les tests ont été effectués avec des platines de tests et non des plaques réelles, donc dans des conditions de CEM peu optimales. Les tests en multicanal sont réalisés avec les débits 600 et 9600 bauds.

IV.1) Liaison filaire

- En monocanal : aucun problème jusqu'à 19200 bauds, pas testé plus haut.
- En multicanal : quelques trames erronées de temps en temps, mais globalement appréciable (utilisable).

IV.2) Liaison radio

- En monocanal : pas de problème jusqu'à 9600 bauds, quelques trames erronées à 14400 bauds, inutilisable à 19200 bauds.

Heureusement nous savons la cause du problème : le récepteur utilisé possède un filtre de sortie coupant à 20kHz. A des débits élevés, les fréquences sont coupées par le récepteur. Après avoir constaté à l'oscilloscope que le niveau de sortie était de quelques mV (avec de toute façon des sinusoïdes noyées dans le bruit), nous avons compris que les tests étaient à effectuer directement dans le camion télémessure.

- En multicanal : Beaucoup de trames erronées, pas utilisable. Les deux principales raisons retenues sont :
 - o Problème de CEM (émetteur rayonnant à côté des câbles volants de la platine de tests)
 - o Mauvais réglage des amplitudes de modulation du Kiwi : l'émetteur effectue une modulation FM il convient donc d'avoir un indice de modulation correctement réglé pour éviter d'obtenir des harmoniques en dehors du spectre utile

En effet les fonctions de Bessel prouvent qu'en cas de mauvais indice de modulation, on obtient des harmoniques du signal modulant en dehors de la zone $[F_0-f ; F_0+f]$:

- Porteuse
- Signal modulant associé au canal 1
- Signal modulant associé au canal 2

Figure 1 : un seul canal, indice de modulation correct

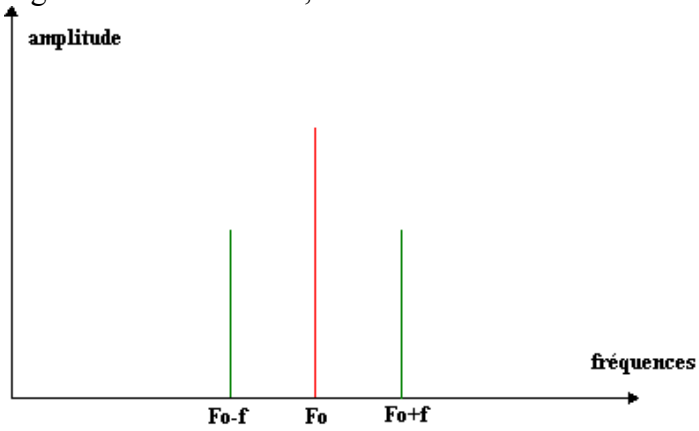


Figure 2 : indice : un seul canal, indice de modulation trop élevé

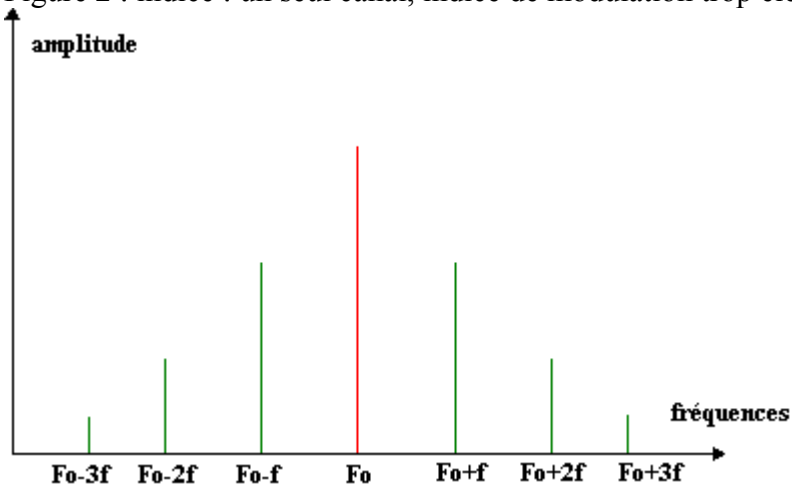
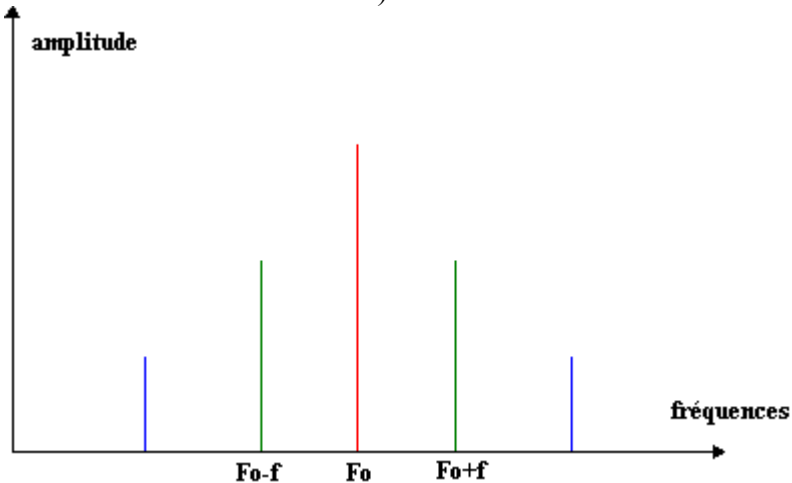


Figure 3 : indice : deux canaux, indice de modulation correct (ce qu'on devrait avoir pour une transmission bicanal correcte).



Avant de continuer tout travail sur la chaîne télémesure, il convient :

- D'utiliser des cartes et non des platines, disposant d'un bon plan de masse (c'est le cas de toutes les cartes faites puisqu'en multicouches, on peut se permettre de réserver une couche au plan de masse et d'insérer des anneaux de gardes sur le bord des autres couches).
- De régler le problème de l'indice de modulation : en utilisant un analyseur de spectre disponible dans la baie de télémesure de Planète Sciences à Ris-Orangis ou dans le camion télémesure du CNES à Toulouse
- D'utiliser un récepteur possédant une bande passante adaptée, celui du camion télémesure annonce 300kHz, une sortie filtrée à 50kHz est utilisable.

CONCLUSION ET REMERCIMENTS

C'est grâce aux projets tutorés que nous avons pu envisager la réalisation d'une fusée expérimentale dans le cadre des études à l'IUT. Cette expérience pluridisciplinaire nous a permis d'utiliser et d'approfondir nos connaissances dans de nombreuses disciplines telles que l'électronique, la compatibilité électromagnétique (CEM), le traitement du signal, l'informatique ...

Ce qui a fait la force de ce projet, c'est une équipe soudée et performante malgré une communication parfois difficile en raison de l'éloignement (équipe de Blois).

Nous avons par ailleurs eu l'occasion, au cours de la recherche de sponsors, d'entrer en contact avec des entreprises et organismes divers ce qui a été très enrichissant, nous permettant de mener notre projet d'une manière professionnelle.

Aujourd'hui, la fusée n'est pas encore terminée mais est en très bonne voie pour être prête à décoller lors de la campagne de lancements qui se déroulera du 29 juillet au 5 août 2007 sur le site de La Courtine dans la Creuse (Massif Central, entre Clermont Ferrand et Limoges).

Nous remercions toute l'équipe pédagogique de l'IUT de Chartres, toutes les personnes qui ont contribué, d'une manière ou d'une autre, à l'avancement du projet et nos sponsors, sans qui ce projet n'aurait pas pu voir le jour et aboutir dans de si bonnes conditions.

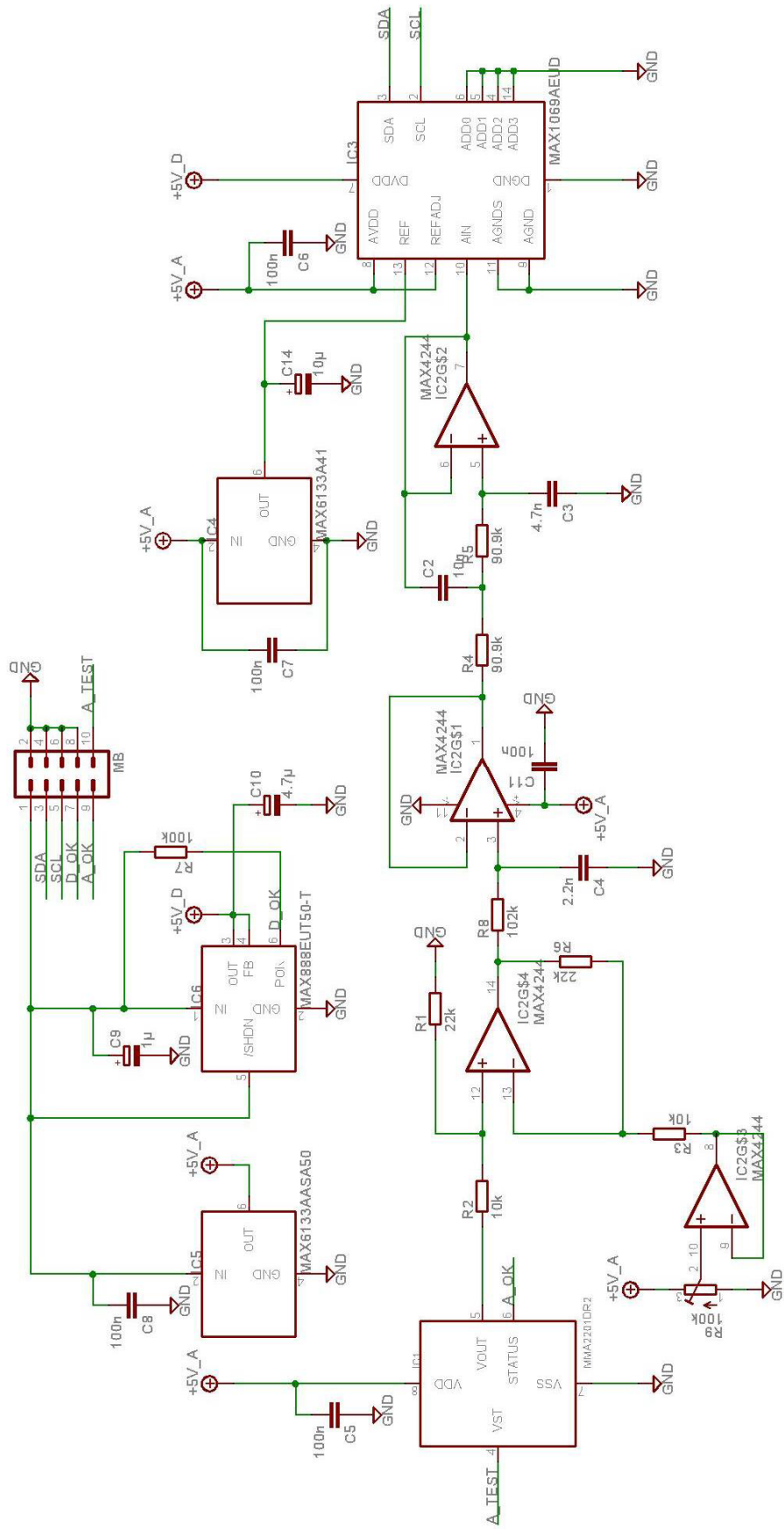




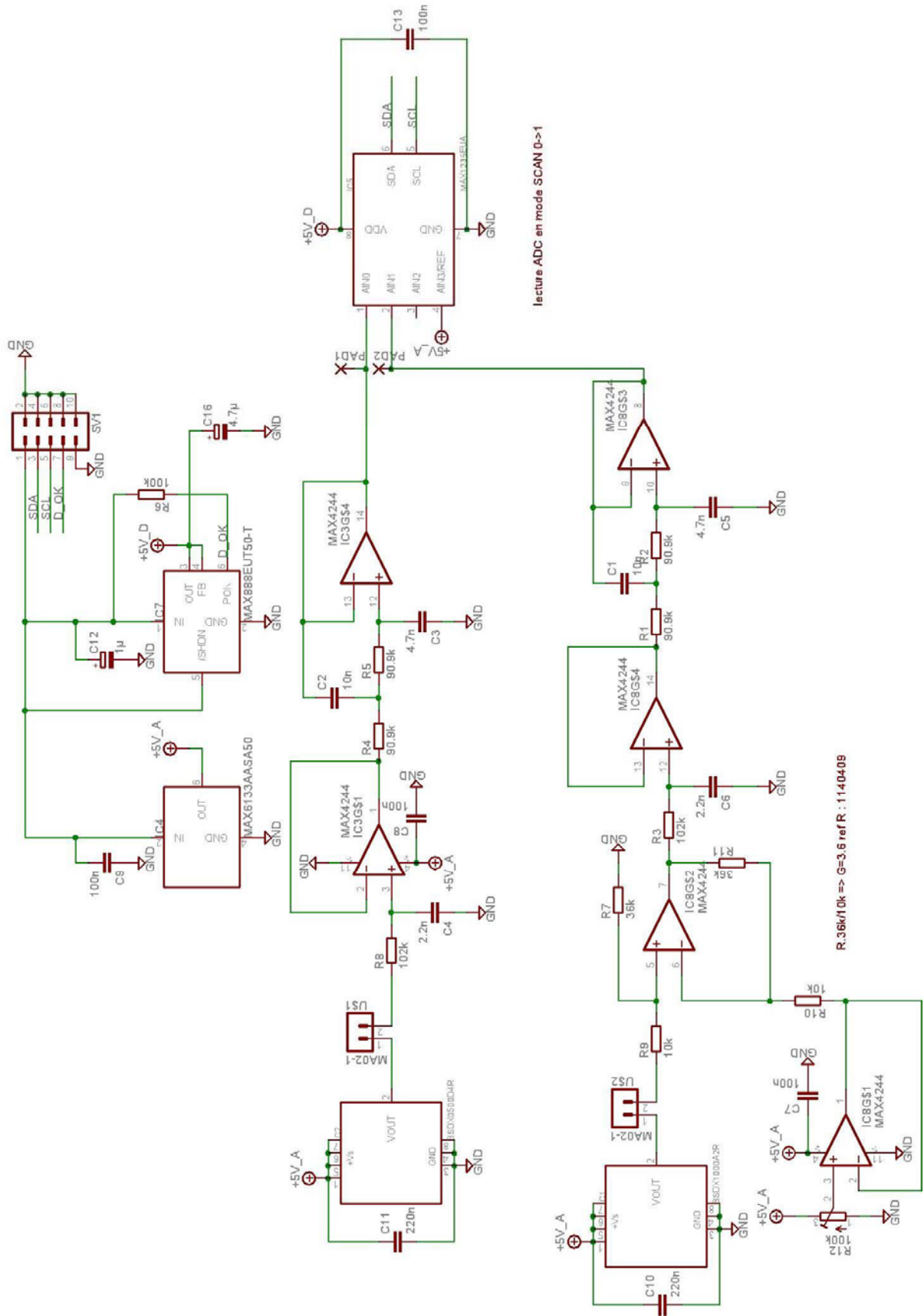
ANNEXES



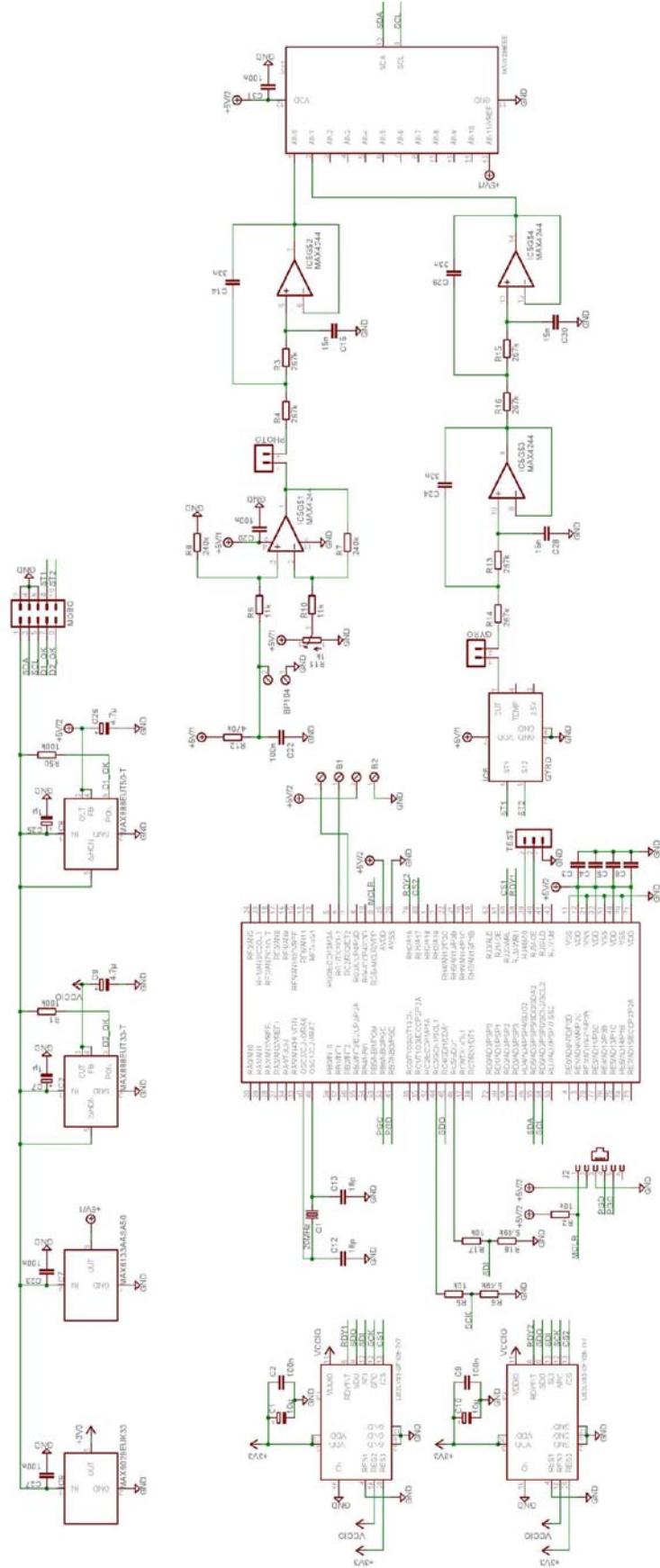
ANNEXE 2 : CARTE ACCELEROMETRE



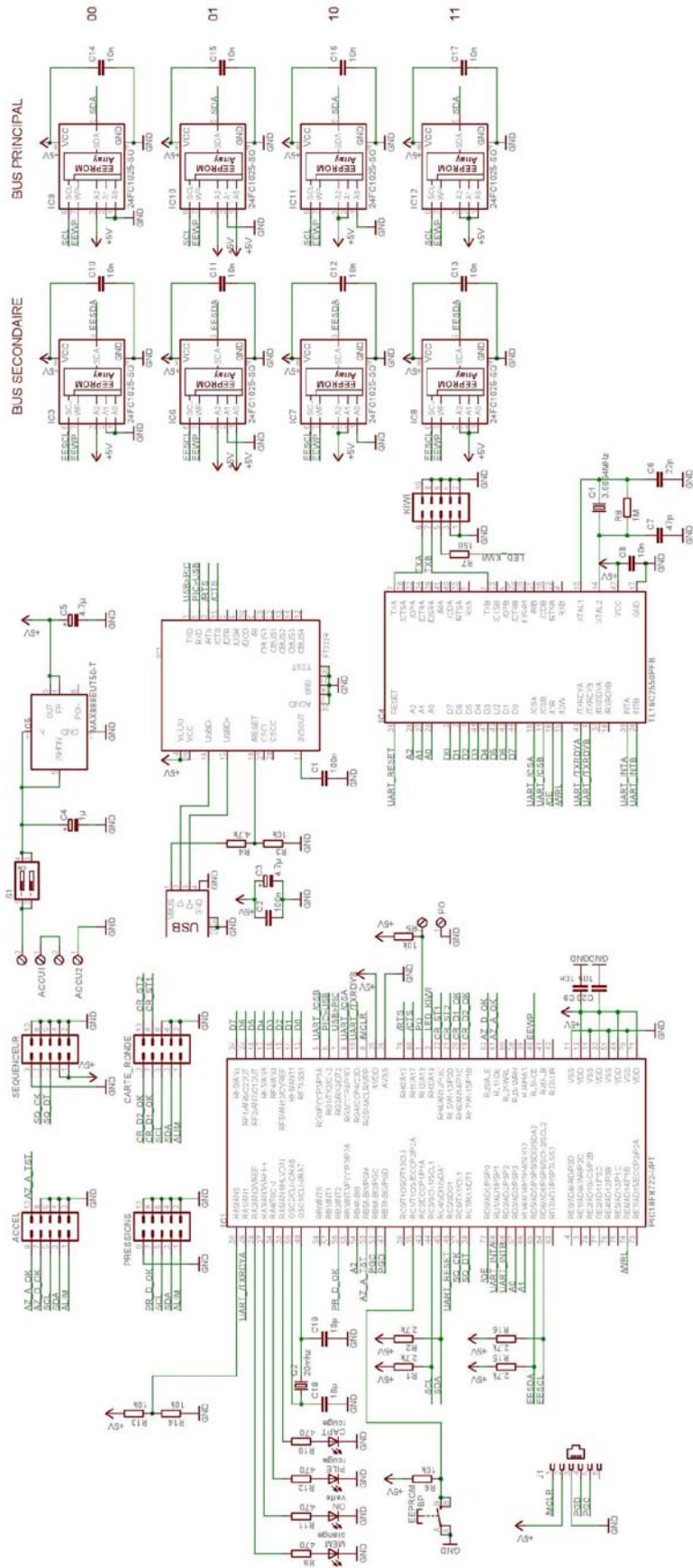
ANNEXE 3 : CARTE ALTIMETRE – TUBE DE PITOT



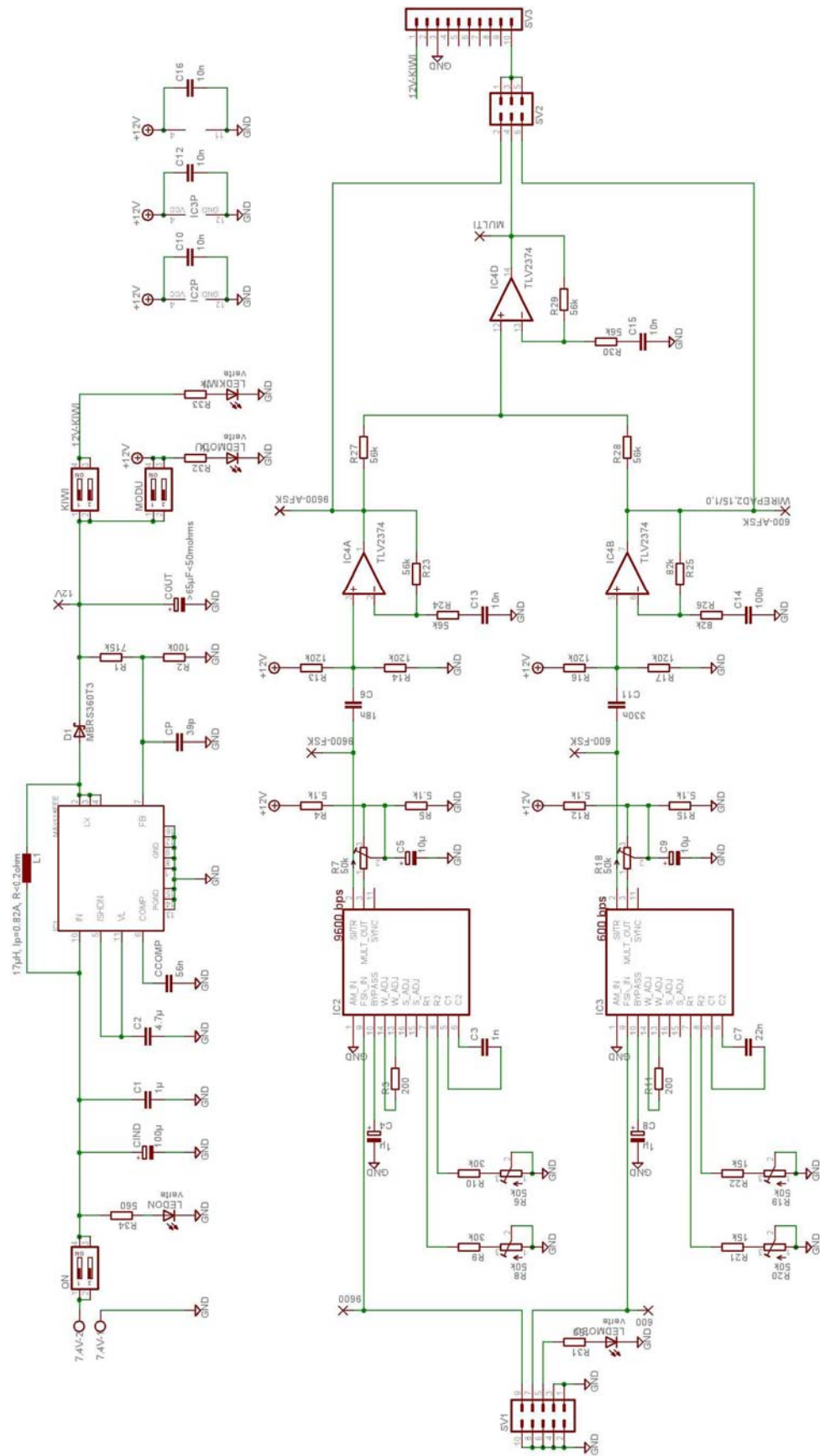
ANNEXE 4 : CARTE ROTATION - VIBRATIONS



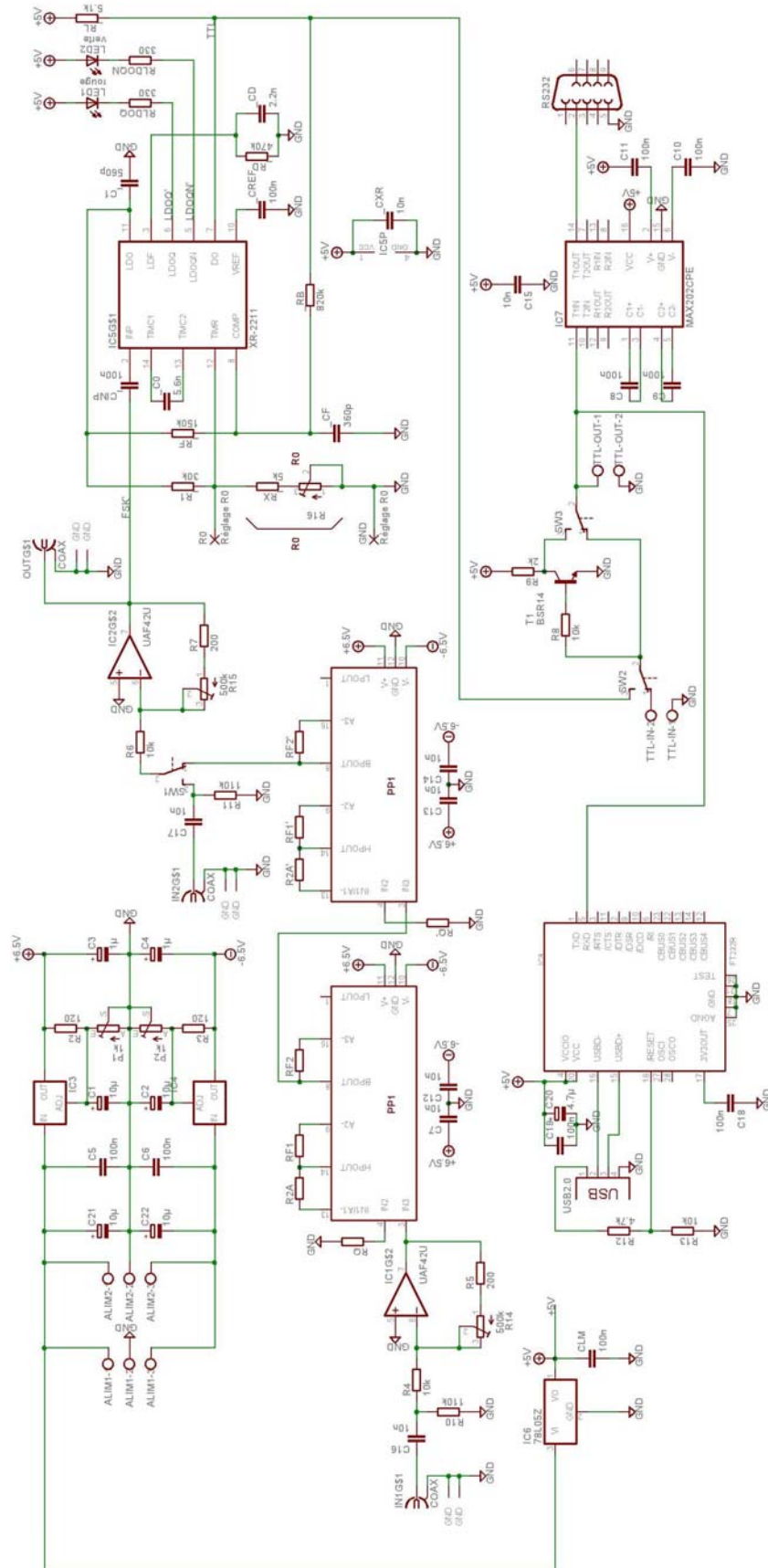
ANNEXE 5 : CARTE MERE



ANNEXE 6 : CARTE MODULATION FSK



ANNEXE 7 : CARTE DE DEMODULATION FSK



Composants de la carte de démodulation pour 600 et 9600 bauds

	Débit	600		9600	
		Nom	Valeur	Boitier	Valeur
Filtre 1	C16	100n	603	10n	603
	R10	180k	603	110k	603
Ampli 1	R4	10k	603	10k	603
	R5	200	603	200	603
	P3	P500k	T53YL	P500k	T53YL
PP1-1	RQ	32,4k	traversant	11,8k	traversant
	RF1	115k	traversant	2,26k	traversant
	RF2	115k	traversant	2,26k	traversant
	R2A	X	X	5,49k	traversant
PP1-2	RQ'	32,4k	traversant	11,8k	traversant
	RF1'	165k	traversant	3,24k	traversant
	RF2'	165k	traversant	3,24k	traversant
	R2A'	X	X	5,49k	traversant
Filtre 2	C17	100n	603	10n	603
	R11	180k	603	110k	603
Ampli 2	R6	10k	603	10k	603
	R7	200	603	200	603
	P4	P500k	T53YL	P500k	T53YL
Démod	_R1	75k	603	27k	603
	_RF	390k	603	150k	603
	_RX	15k	603	10k	603
	PX	50k	T53YL	10k	T53YL
	_RB	2,2M	603	800k	603
	_RD	470k	603	470k	603
	_C0	22n	traversant	3,6n	traversant
	_C1 (DF)	1n	805	0,33n	805
_CD	2,7n	603	2,7n	603	
_CF	1n	805	0,18n	805	

Article paru dans La République du Centre - 6 février 2007

Chartres

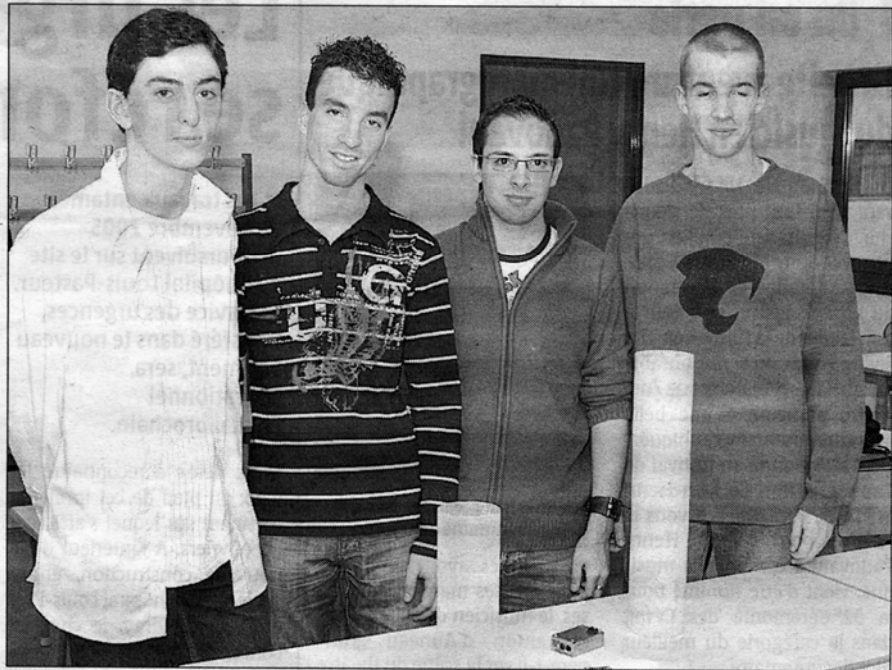
La République du Centre 6.02.07

Une fusée, six étudiants, deux ans de travail et quinze secondes de vol...

Envoyer une fusée de huit kilos et d'un mètre cinquante d'envergure à 1.600 mètres dans les nuages, pour un vol parabolique de quinze secondes, tel est le projet de quatre étudiants de l'Institut universitaire de technologie (IUT) de Chartres, Nicolas, Romain, Benjamin et Thomas associés à deux élèves de celui de Blois : Damien et François. S'ils ont la tête dans les étoiles, ils ont aussi les pieds sur terre. C'est un projet s'étalant sur deux ans que mènent ces étudiants, ici dans le cadre de la deuxième année de leur diplôme universitaire de technologie (DUT) et par le biais de l'Association scientifique du pays chartrain (Aspac).

Tir début août dans la Creuse

De la conception mécanique aux matériaux en passant par l'électronique embarquée, construire cette fusée est un travail de longue haleine et rien ne doit être laissé au hasard. Chaque élément fait l'objet de simulation sur ordinateur et de séries de tests. Pour Nicolas, président de l'Aspac, ce n'est pas une première : « J'ai déjà envoyé une fusée, mais cette fois il s'agit d'un projet plus ambitieux. C'est une fusée plus sophisti-



HIER À CHARTRES. Nicolas, Romain, Benjamin et Thomas (de g. à d.) consacrent deux ans de travail à la réalisation de leur fusée conçue pour atteindre 1.600 mètres d'altitude.

quée et expérimentale. » De fait, la fusée va embarquer des instruments de mesure et transmettre les données recueillies. Ainsi, l'accélération, les vibrations, l'altitude, la position GPS et la vitesse seront mesurées par des capteurs. Un émetteur devrait transmettre les données vers le sol et un parachute niché dans le fuselage garantira la sauvegarde de l'engin.

C'est grâce à l'association Oséo anvar et à la société Systech, pour les cartes électroniques, que ce projet a pu voir le jour. L'engin sera envoyé en l'air par un propulseur à poudre, garni de 2,5 kilos de nitroglycérine, fourni et conçu par le Centre national d'études spatiales, (CNES), qui coordonne les projets à l'échelon national. Car, début août, se

seront une vingtaine de fusées qui seront ainsi envoyées du site militaire de La Courtine (Creuse), une manifestation qui existe depuis plus de trente ans.

À l'heure H, les six étudiants vont vivre un grand moment, l'aboutissement de deux ans d'efforts, pour quinze secondes de vol...

H. C.

ANNEXE 9 : LIENS UTILES

CONTACTS

ASPAC

11 rue de la République – 28300 Amilly – tél 02 37 32 93 29 – mail elyjia@yahoo.fr

CNES

www.cnes-edu.org/

Duracell

www.duracell.com/

GIFAS

www.gifas.asso.fr/

IUT Chartres

www.univ-orleans.fr/iut-chartres/

Microchip

www.microchip.com/

Oséo

www.oseo.fr/

Planète Sciences

<http://www.planete-sciences.org/>

SODERN

www.sodern.com/

Systech

<http://www.systech-ste.com/>

Université d'Orléans

www.univ-orleans.fr/

DOCUMENTATION

Planète Sciences

Notes techniques, cahiers des charges ...

<http://www.planete-sciences.org/espace/basedoc/public/index.php/Accueil>

Agilent Technologies

Optocoupleur double

<http://www.avagotech.com/assets/downloadDocument.do?id=532>

Analog Devices :

Gyromètre ADXRS300

http://www.analog.com/UploadedFiles/Data_Sheets/ADXRS300.pdf

Exar :

Modulateur FSK XR2206

<http://www.exar.com/products/XR2206v103.pdf>

Démodulateur FSK XR2211A

<http://www.exar.com/products/XR2211Av104.pdf>

Fairchild

Inverseur CMOS entrée trigger de Schmitt

<http://www.fairchildsemi.com/ds/NC/NC7S14.pdf>

Freescale :

Accéléromètre MMA6231

http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MMA6231Q.pdf

Accéléromètre MMA2201

http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MMA2201D.pdf

FTDI :

Convertisseur USB FT232

http://www.ftdichip.com/Documents/DataSheets/DS_FT232R.pdf

Maxim :

Régulateur de tension MAX888

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX8880-MAX8881.pdf>

Référence de tension MAX6133

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX6133.pdf>

Régulateur boost MAX618

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX618.pdf>

Convertisseur A/N MAX1069

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX1069.pdf>

Convertisseur A/N famille MAX1236

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX1236-MAX1239M.pdf>

Ampli-Op famille MAX4244

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX4240-MAX4244.pdf>

Convertisseur RS232 MAX202

<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX200-MAX213.pdf>

Microchip :

Famille PIC16F87x

<http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/30292c.pdf>

Famille PIC18F8722

<http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39646b.pdf>

SensorTechnics :

Capteur de pression famille BSDX :

<http://www.sensortech.com/download/bsdX-631.pdf>

STMicroelectronics

Accéléromètre tri-axe numérique

<http://www.st.com/stonline/products/literature/ds/11115.pdf>

Texas Instruments :

Filtre universel UAF42

<http://focus.ti.com/lit/ds/symlink/uaf42.pdf>

Double UART accès parallèle TL16C2550

<http://focus.ti.com/lit/ds/symlink/tl16c2550.pdf>

Ampli-Op TLV2374

<http://focus.ti.com/lit/ds/symlink/tlv2374.pdf>

Pont en H TPIC0108B

<http://focus.ti.com/lit/ds/symlink/tpic0108b.pdf>

LOGICIELS

FTDI : Drivers VCP et D2XX pour puce USB

<http://www.ftdichip.com/FTDrivers.htm>

Planète Sciences : Logiciel de trajectographie, « Trajec » :

<http://www.planete-sciences.org/espace/basedoc/public/index.php/Trajec>

Texas Instruments : Programme d'aide au développement de filtres actif avec le circuit UAF42, « Filter42 » :

<http://focus.ti.com/docs/toolsw/folders/print/filter42.html>