



Iness

Dossier de Clôture
CLES FACIL 2007



Membres ayant participé au projet :

Sylvain Rouard
(Chef de projet)

Marc Dal-Molin
(Président)

Marc Dal-Molin
(Responsable Mécanique)

Ignasi Pascual
(Responsable Electronique)

Staszek Otoja Starjeski
(Responsable Informatique)

Sylvain Rouard
Rafik Mezziani
Nicolas Praly
Jérôme Sebbag
Laurent Jiofack
Severine Belloir
Nicolas Perier
Charles Doucet

Raphael Antoine
Florent Bouchoux
Sebastien Parent

Gabriel Arnold Dulac
Cyril Rohr
Sergio Torrico
Mohamed Serraye

Sommaire

OBJECTIFS DU PROJET	5
I. CANSAT.....	5
A. Ejection.....	6
B. Télémessure	6
C. Contrôle.....	6
D. Récupération.....	6
II. Asservissement en rotation	7
A. Améliorer l'efficacité.....	10
B. Miniaturiser	10
a. Réduire la masse et libérer de l'espace pour embarquer une charge utile.	10
b. Réunir tous les éléments dans un compartiment adaptable à d'autres fusées.	10
III. Système de récupération	11
IV. Caméras.....	11
SOLUTIONS MISES EN ŒUVRE.....	12
I. CANSAT.....	12
A. Ejection.....	12
B. Télémessure	14
C. Contrôle.....	16
D. Récupération.....	23
II. Asservissement en rotation	24
A. Améliorer l'efficacité.....	24
B. Miniaturiser	27
a. Réduire la masse et libérer de l'espace pour embarquer une charge utile.	27

b.	Réunir tous les éléments dans un compartiment adaptable à d'autres fusées.....	29
c.	Simplifier l'électronique de commande	30
III.	Système de récupération	32
A.	Mécanisme d'éjection	32
B.	Minuterie.....	33
IV.	Caméras.....	35
RESULTATS ET ANALYSES.....		36
I.	CANSAT.....	36
A.	Ejection.....	36
B.	Télémesure	37
C.	Contrôle.....	38
D.	Récupération.....	38
II.	Asservissement en rotation	39
A.	Améliorer l'efficacité.....	39
B.	Miniaturiser	41
III.	Système de récupération	42
IV.	Caméras.....	42
CONCLUSION.....		43

Objectifs du projet

I. CANSAT

Introduction

Le CANSAT (contraction de Canette-Satellite) est une compétition internationale dont le but est de promouvoir la recherche et les activités spatiales au niveau étudiant. L'objectif est d'embarquer un module de la taille d'une canette de soda dans une fusée expérimentale et de l'éjecter au sommet de la parabole de vol. Qu'il s'agisse de contrôler un parapente ou de déposer un rover au sol, l'objectif final est d'amener le CANSAT vers une cible au sol.

Cette activité est largement implantée au Japon et aux Etats-Unis et le CLES FACIL, conquis par le défi, c'est alors proposé d'introduire le concept en Europe. L'objectif est d'embarquer un module de la taille d'une canette de soda dans une fusée expérimentale et de l'éjecter au sommet de la parabole de vol. Qu'il s'agisse de contrôler un parapente ou de déposer un rover au sol, l'objectif final est d'amener le CANSAT vers une cible au sol.

Dans notre cas, nous avons choisi de concevoir un CANSAT capable de se diriger de manière totalement autonome jusqu'à la cible au moyen d'un parapente asservi et d'un GPS embarqué.

Seule entorse à la « tradition » du CANSAT, nous avons décidé que notre module éjecté ne serait pas une canette contenue dans la fusée mais l'ogive elle-même. Ce choix se justifie par le fait que notre CANSAT emportera en plus des CANSATs traditionnels un émetteur Kiwi et une caméra qui nécessitent un volume supplémentaire. Toutefois nous restons dans la gamme des CANSATs de moins de 1kg.

Une fois éjecté, un petit parapente dirigeable se déploie et un système de guidage composé d'un GPS, d'un microcontrôleur et d'un servomoteur permet au CANSAT de maîtriser sa trajectoire jusqu'à la cible au sol.



A. Ejection

Un des défis liés au Cansat est de concevoir un mécanisme maintenant le Cansat solidaire de la fusée pendant toute la phase ascensionnelle, et permettant son éjection à culmination.

Nos objectifs pour le système d'éjection ont été les suivants :

- ✓ Légèreté et compacité du mécanisme
- ✓ Fiabilité : éviter toute éjection prématurée et s'assurer que l'éjection aura bien lieu au moment voulu.
- ✓ Puissance suffisante pour éloigner le Cansat et éviter une collision avec la fusée.
- ✓ Système permettant au parapente du Cansat de ne s'ouvrir qu'une fois éloigné de la fusée.

B. Télémétrie

Nous avons décidé d'équiper notre Cansat d'un émetteur Kiwi afin de pouvoir récupérer au sol en temps réel les données du vol. Ce choix a été fait de manière à :

- ✓ Vérifier le bon fonctionnement de l'électronique embarquée du CANSAT lors de la mise en rampe avant le compte à rebours final.
- ✓ Vérifier la bonne réception des signaux GPS avant le vol et au cours du vol.
- ✓ Suivre en temps réel à partir du camion de télémétrie si les actions entreprises par le CANSAT sont suivies d'effet.
- ✓ Connaître dès l'atterrissage du CANSAT, sa position GPS exacte afin de permettre sa récupération quelle que soit la zone d'atterrissage.

C. Contrôle

Le contrôle du CANSAT est la partie la plus complexe et constitue la difficulté principale de la compétition CANSAT. Compte tenu des résultats constatés dans les différentes compétitions CANSAT au Japon et aux Etats-Unis, et compte tenu du fait que ce CANSAT est notre première tentative, nous nous sommes fixés un cercle de 200 mètres de rayon autour de la position cible à atteindre.

D. Récupération

Le système de récupération du CANSAT doit permettre une descente à une vitesse comprise entre 5 et 10 m/sec. Cela doit nous permettre de :

- ✓ Limiter le rayon de vol en cas d'anomalies, tout assurant une vitesse limitée nécessaire au contrôle de trajectoire.
- ✓ Récupérer la carte mémoire de la caméra embarquée dans le CANSAT en bon état afin de pouvoir visionner le film du vol.
- ✓ Lire les données de la mémoire EEPROM de la carte de contrôle du Cansat en cas de défaillance de la télémétrie.
- ✓ Analyser les causes de défaillance le cas échéant.
- ✓ Rendre son ogive à INESS!

II. Asservissement en rotation

Introduction

L'expérience d'asservissement en rotation réalisée sur Iness est le prolongement d'une expérience débutée l'année précédente sur la fusée Anaïs. Un bref résumé s'impose donc.

Pourquoi contrôler la rotation ?

La volonté de contrôler la rotation des fusées n'est pas nouvelle. Elle part du constat suivant : les défauts de symétrie de la structure, notamment au niveau des ailerons, induisent un couple aérodynamique lors de la phase ascendante. Il en résulte une rotation de la fusée autour de son axe longitudinal pouvant aller jusqu'à 2 tours par secondes. Cela peut perturber les mesures effectuées ainsi que les systèmes embarqués. De plus, cette rotation empêche l'acquisition d'une vidéo stable du vol. Dans le cas de l'éjection d'une charge utile à culmination – ce qui est, rappelons-le, l'objectif premier d'une fusée – cette rotation incontrôlée peut mettre en péril la mission.

Comment contrôler la rotation ?

De nombreux systèmes ont déjà été testés pour accomplir cet objectif, dont un certain nombre sur des fusées expérimentales du CLES FACIL. Ces solutions étaient basées sur les deux principes suivants :

- Volants d'inertie
- Volets aérodynamiques (fusée PSO, CLES FACIL 1996)

Cependant, toutes ces tentatives se sont soldées par des échecs.

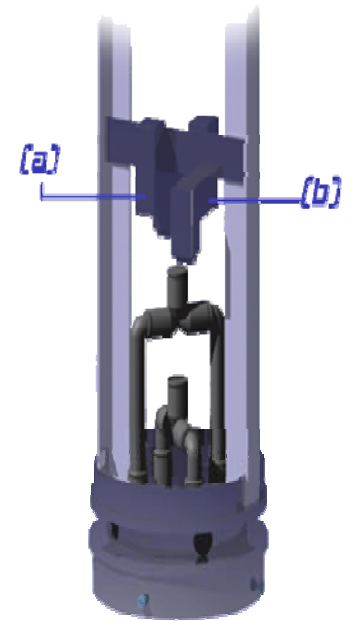
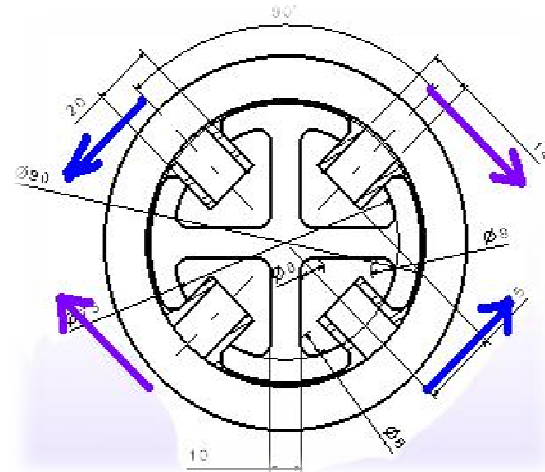
Notre idée était donc de tester une nouvelle solution : l'éjection d'air comprimé.

Le principe est assez simple : éjecter de l'air sous pression de manière à créer un couple qui s'oppose au couple aérodynamique.

Nous avons donc conçu un système capable de détecter le sens de la rotation et d'agir en conséquence :

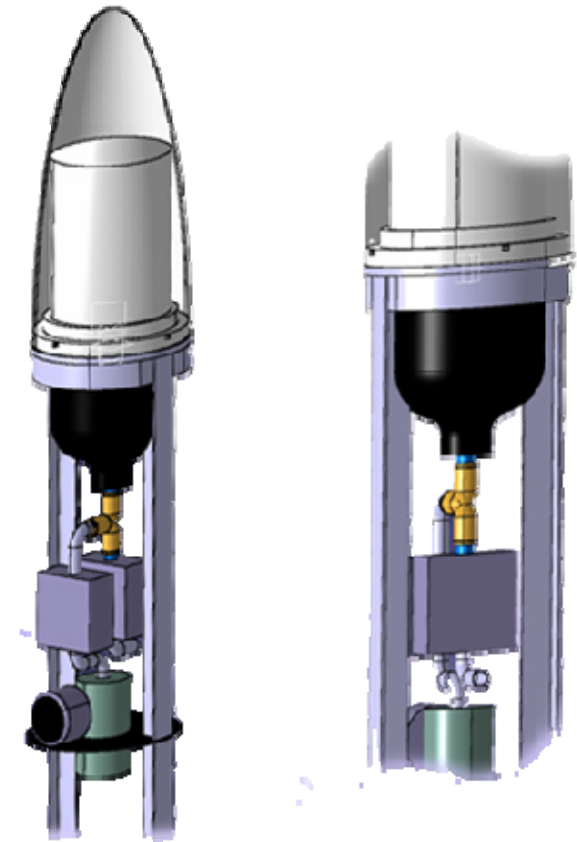
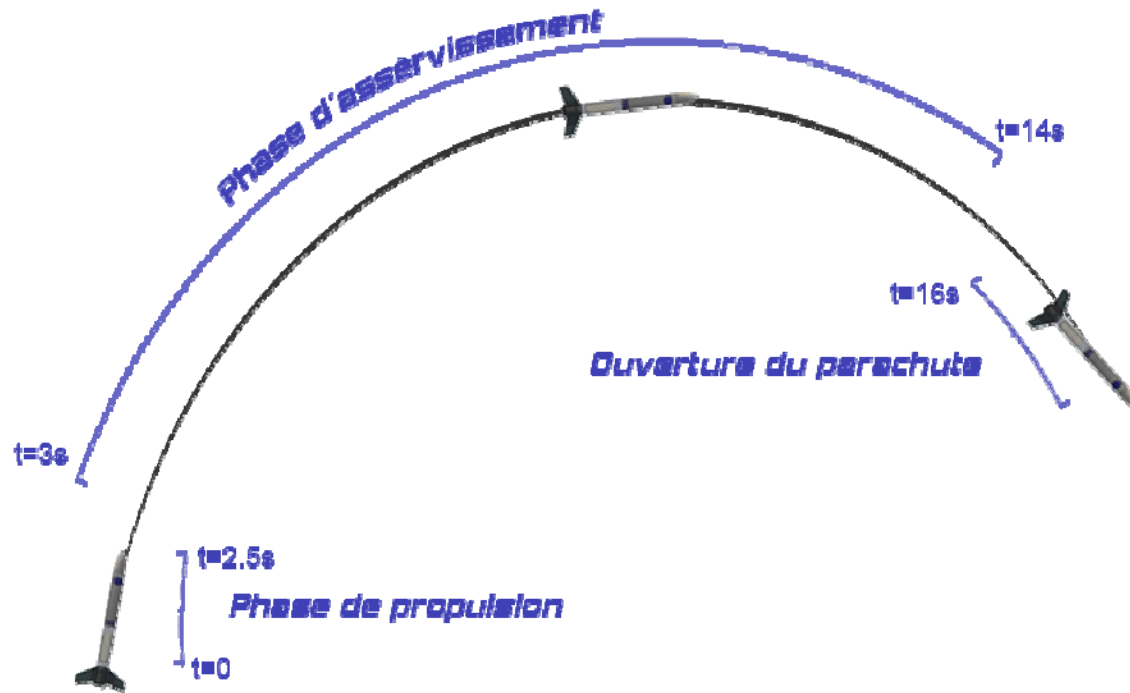


4 sorties d'air fonctionnant deux par deux (diamétralement opposées) de manière à créer soit un couple positif, soit un couple négatif, selon le sens de la rotation.



Pour stocker suffisamment d'air, nous avons embarqué un réservoir de 0.8L gonflé à 200 bars ainsi que toute la tuyauterie Haute pression nécessaire au remplissage et à la purge du système, un détendeur 200-8 bars et enfin un ensemble basse pression : électrovannes, tuyères et capteurs.

Par mesure de sécurité, l'éjection d'air comprimée n'a pas lieu pendant la phase propulsée. De plus, un système de purge permet de vider l'excédent d'air lors de la descente sous parachute afin d'éviter une explosion de la bouteille lors de l'impact au sol.



Résultats

Le projet Anaïs a été un succès ! Les effets du contrôle en rotation sur la fusée sont clairement visibles grâce à la caméra embarquée dirigée vers le sol. La rotation n'est toutefois pas complètement stoppée (rotation résiduelle de 0,3 Hz) et le contrôle manque un peu de dynamisme.

Vidéo embarquée du vol d'Anaïs : http://fr.youtube.com/watch?v=E_y_cGjQLUY

En conclusion :

- ✓ L'éjection d'air comprimé est une bonne solution pour maîtriser la rotation d'une fusée expérimentale
- ✗ Pour bloquer complètement la rotation, il faudrait un débit d'air plus important
- ✗ Le système réalisé est trop lourd et trop volumineux pour pouvoir embarquer une charge utile
- ✓ Possibilité et nécessité d'optimiser le système

Second volet de l'expérience : Iness

A. Améliorer l'efficacité

B. Miniaturiser

a. Réduire la masse et libérer de l'espace pour embarquer une charge utile.

b. Réunir tous les éléments dans un compartiment adaptable à d'autres fusées.

Tels ont été nos objectifs pour l'asservissement en rotation du projet INESS.

III. Systeme de recuperation

Le projet contenant déjà beaucoup de défis techniques, nous avons opté pour un système de récupération classique avec pour unique objectif : la fiabilité.

IV. Cameras

Afin de pouvoir analyser les résultats des expériences, le projet embarque deux cameras : une dans la fusée dirigée vers le sol pour observer le comportement de l'asservissement en rotation, l'autre dans le CANSAT pointant vers le sol lorsque l'ogive est libérée afin de suivre la trajectoire du Cansat.

Les cameras doivent être légères, compactes (particulièrement celle du CANSAT) et disposer d'une autonomie d'environ 40 minutes, tant pour l'alimentation que pour l'espace mémoire.

Solutions mises en œuvre

I. CANSAT

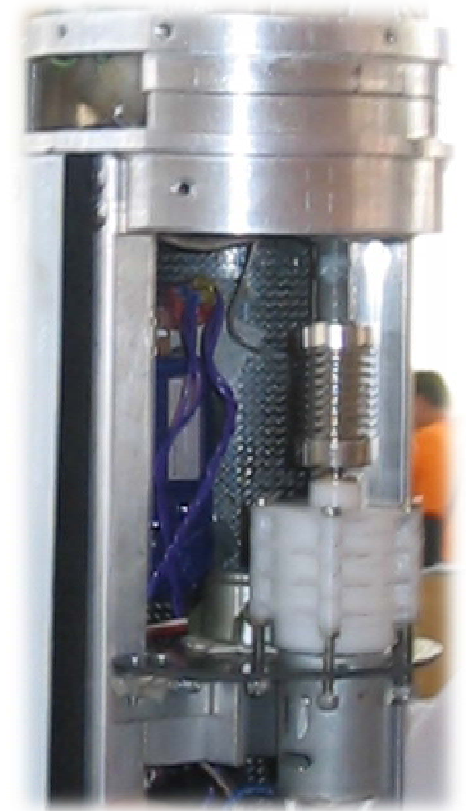
A. Ejection

Afin de réaliser les objectifs définis dans la partie précédente, nous avons conçu un système d'éjection comprenant deux bagues en aluminium de forme complémentaire.

- La première bague fait partie intégrante de la structure de la fusée et se situe au sommet de celle-ci, juste en dessous de l'ogive.
- La deuxième bague, plus fine, fait partie de la structure du Cansat et se situe à la base de l'ogive.
- Une vis traversant la bague fusée et s'insérant dans la bague ogive permet de maintenir l'ogive solidaire du reste de la fusée pour toute la partie ascensionnelle du vol.
- Un ressort logé dans la bague fusée est comprimé entre les deux bagues et permet d'exercer une poussée pour éjecter l'ogive.

L'éjection est effective lorsque la vis maintenant les deux bagues solidaires est dévissée à l'aide d'un moteur électrique. Une fois le dernier pas de vis désengagé de la bague ogive, le ressort se détend et éjecte l'ogive loin de la fusée.

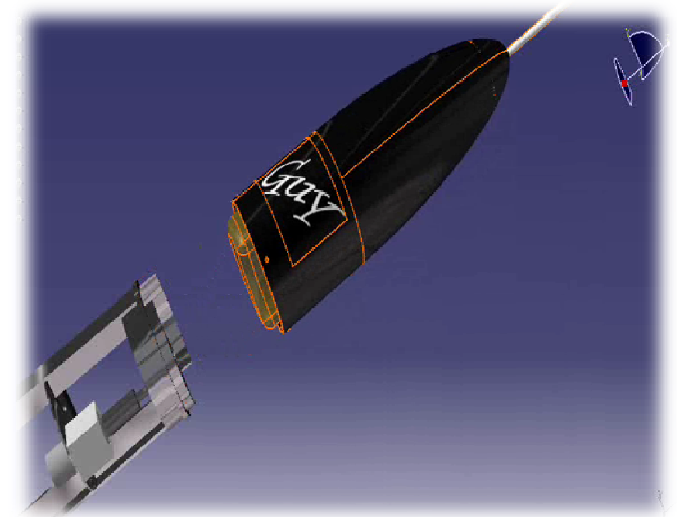
Le vissage et le dévissage de la vis provoque une translation verticale de celle-ci. Cependant, le moteur électrique est fixé à la structure de la fusée et ne peut donc pas subir de translation. Pour palier à ce problème, nous avons utilisé un accouplement entre l'arbre de sortie du moteur et la vis permettant d'absorber cette translation de par sa forme hélicoïdale.



Le fait que l'ogive soit accrochée à la fusée par une unique vis, pose un problème évident de maintien en position car ce contact seul ne suffit pas à assurer une liaison encastrement. Pour palier à ce problème, nous avons conçu, du côté opposé à la liaison hélicoïdale, une forme complémentaire des bagues, séparée par une bande en caoutchouc. Le maintien en position est alors effectué par le caoutchouc travaillant en cisaillement tout en ne venant pas gêner la séparation des deux parties lors de l'éjection.

Le ressort de compression situé entre les deux bagues a été dimensionné de manière à éjecter l'ogive loin de la fusée sans pour autant imposer un couple de serrage trop important pour le moteur. La vis de maintien a également été soigneusement dimensionnée pour être la plus légère possible tout en résistant aux contraintes imposées au niveau du filetage. Nous avons également réalisé une étude en éléments finis des bagues afin de vérifier leur résistance aux endroits sensibles.

Pour assurer une ouverture du parapente du Cansat loin de la fusée, le parapente était plié dans une coque de protection afin de ne pas s'accrocher à une partie de la structure de la fusée ou du Cansat. Lors de l'éjection, cette coque restait logée dans le Cansat, empêchant le parapente de s'ouvrir, jusqu'à ce que le câble reliant la fusée à la coque ne soit tendu (environ 1 mètre de câble), ce qui forçait la coque contenant le parapente à sortir de l'ogive puis à s'ouvrir pour libérer le parapente



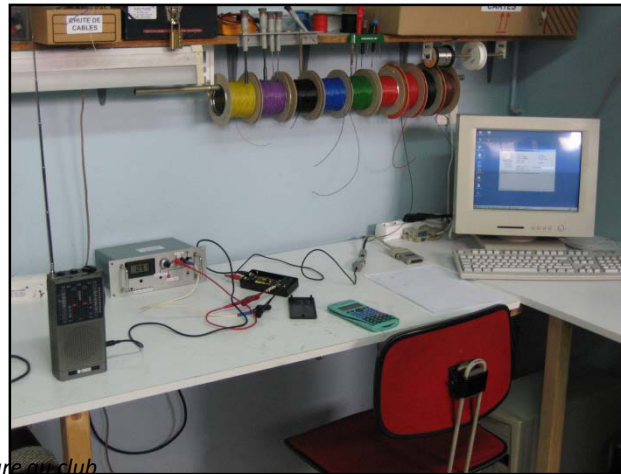
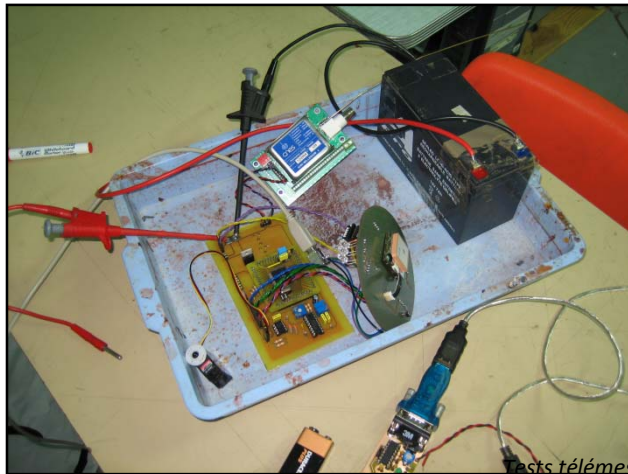
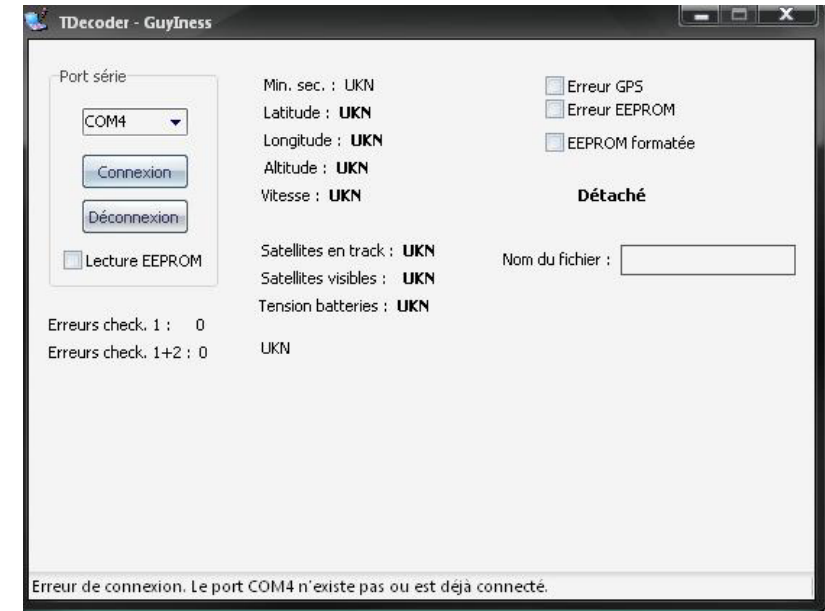
B. Télémétrie

Pour l'émission nous avons utilisé un émetteur Kiwi du CNES fourni par Planète sciences.

Pour la réception, nous avons utilisé le camion TELEM du CNES. Cependant, nous avons développé notre propre logiciel de décodage des données.

Chaque trame émise contenait :

- ✓ Les informations fournies par le GPS : Latitude, Longitude, altitude, vitesse et heure.
- ✓ Le nombre de satellites en Track
- ✓ La tension des batteries
- ✓ La détection de plusieurs types d'erreurs possibles
- ✓ L'état du système d'éjection du CANSAT (accroché à la fusée ou libéré)
- ✓ La décision de contrôle de direction (Tout droit, tourner à gauche, tourner à droite)

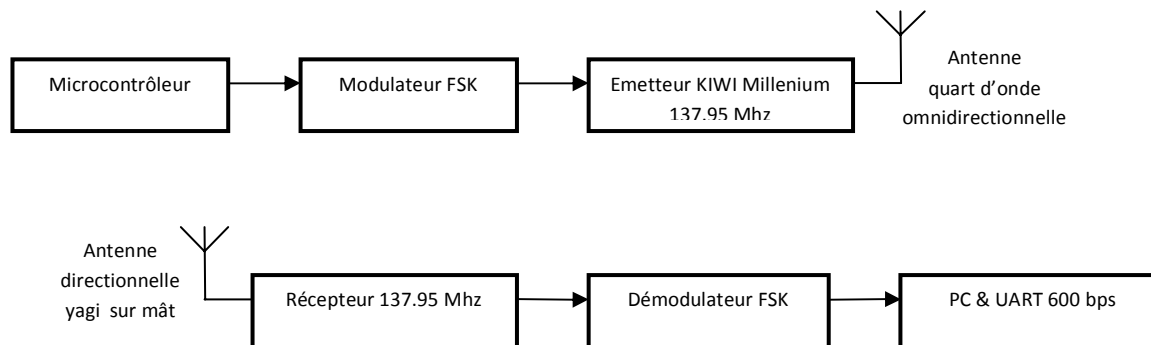


Etant donné le grand nombre de données à transmettre, il a été nécessaire de recourir à une télémétrie numérique. Le standard SNR préconisé par Planète Sciences pour ce type de télémétrie étant trop limité, le CLES-FACIL a créé son propre standard de télémétrie, basé sur le protocole RS232. Cependant, afin de garder une compatibilité maximale avec le matériel existant et de faciliter l'interfaçage du matériel de réception, la télémétrie reprend en partie les caractéristiques de celle utilisée en standard sur le KIWI Millennium.

A cet effet, les caractéristiques suivantes ont été définies :

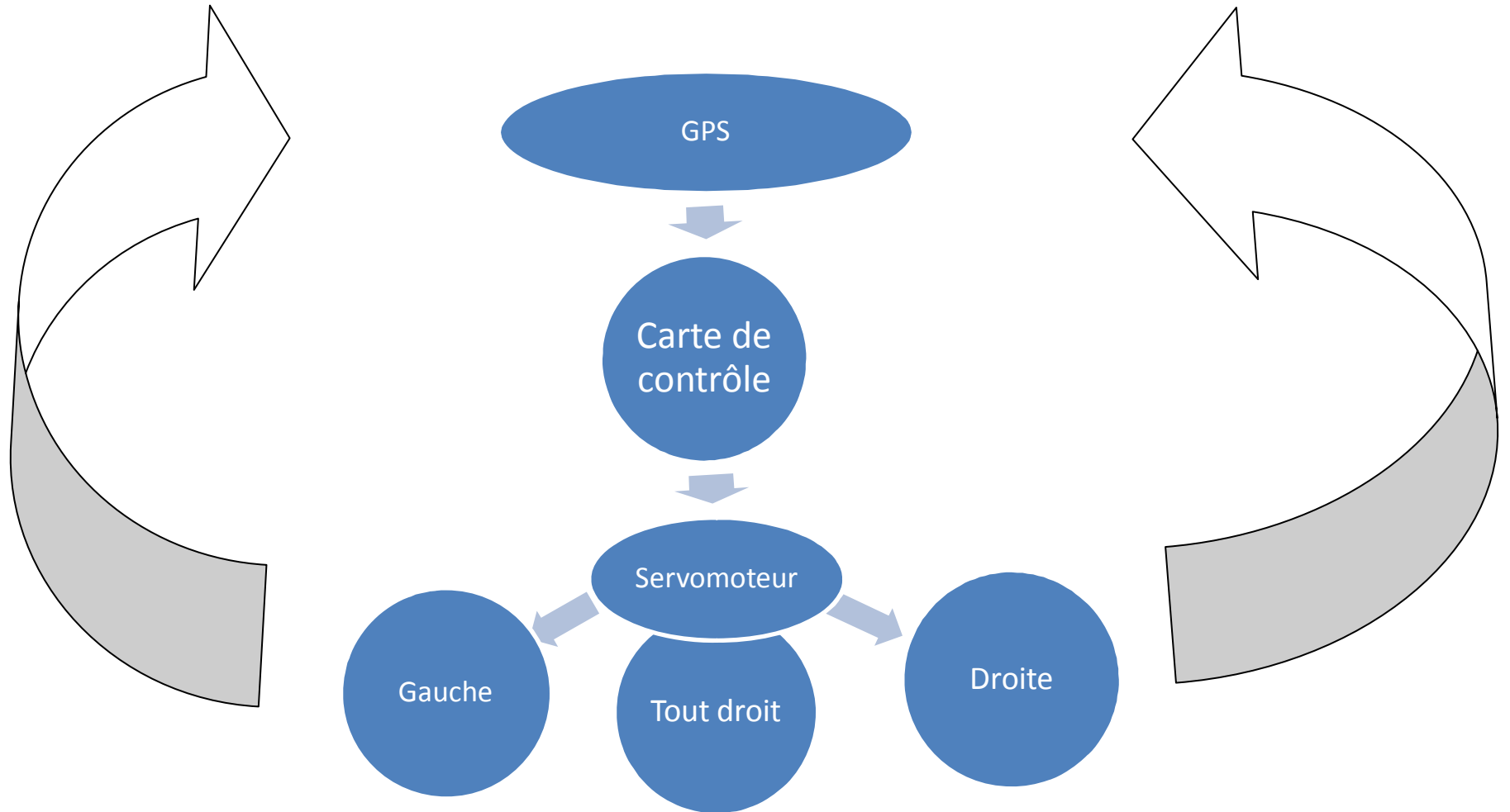
- la trame utilise le protocole série RS232, et est constituée de 8 bits de données, 1 bit de start et 1 bit de stop ; le tout avec un débit de 600 bauds ;
- une trame est constituée de 38 octets donc un octet de checksum et 3 octets de synchro ;
- un modulateur FSK constitué d'un circuit XR2206 module la porteuse avec les caractéristiques suivantes :
 - fréquence modulante 0 : 900 Hz sinus,
 - fréquence modulante 1 : 1500 Hz sinus,
 - amplitude du signal en entrée du KIWI : 400mV environ.

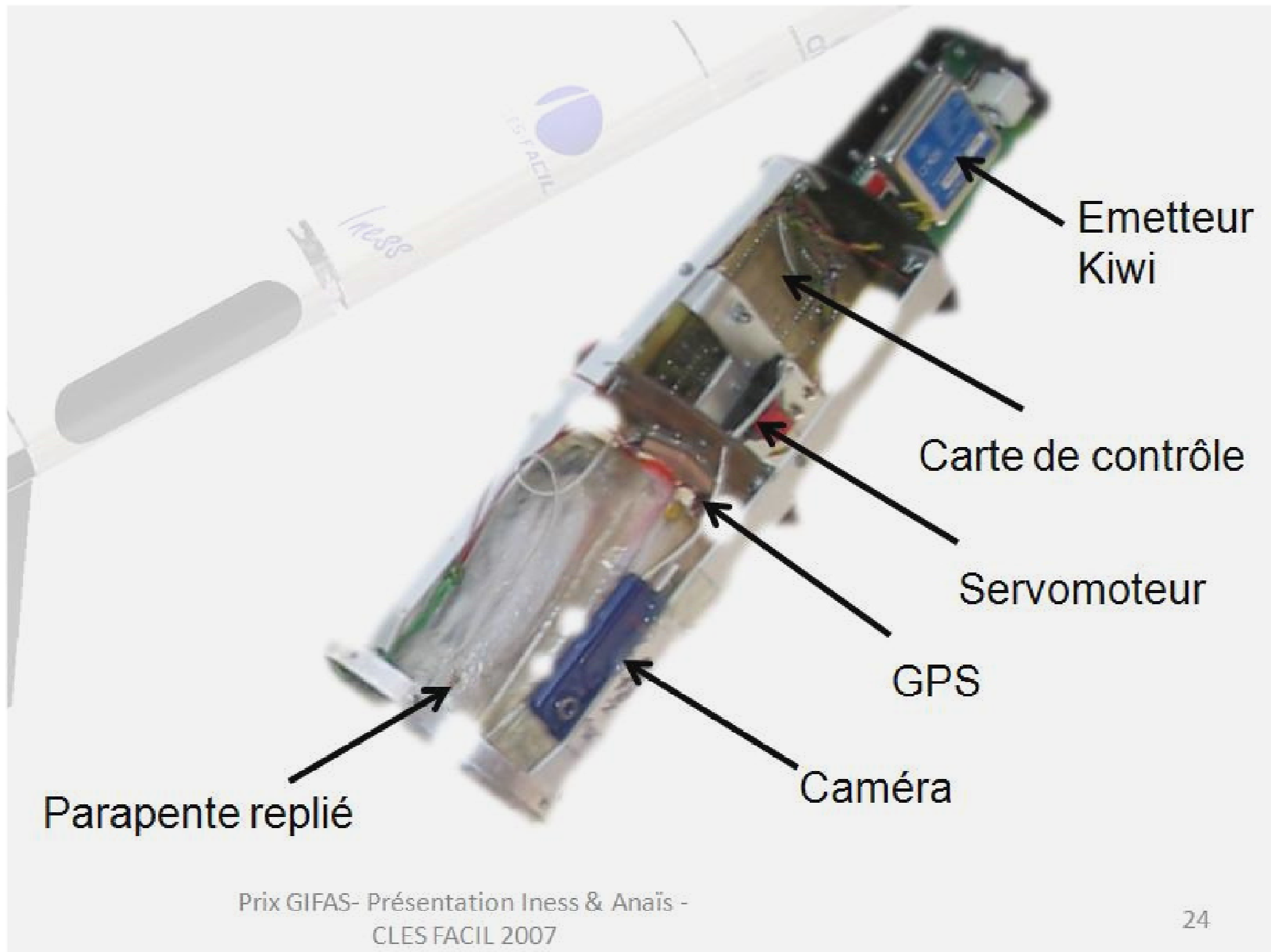
La station de réception au sol utilise le récepteur AX 700E du CNES avec un filtre NFM de 12kHz ; et une antenne Yagi montée sur un mât. Le signal reçu est ensuite démodulé par une PLL à base du circuit XR2211, puis envoyé sur le port série d'un PC afin d'être décodé par le logiciel *TDecoder* développé par les membres du projet.



C. Contrôle

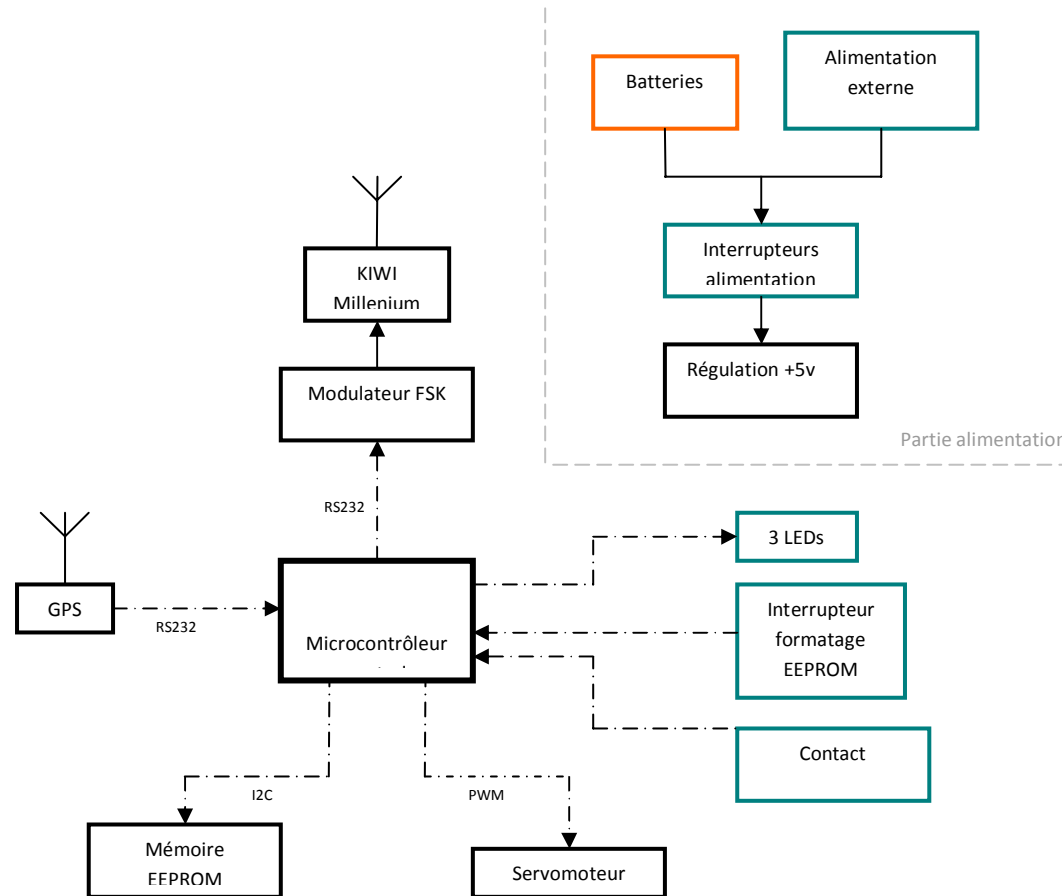
Chaîne de contrôle de la trajectoire





Electronique embarquée

Le synoptique de l'électronique est le suivant :



Mis à part le récepteur GPS ainsi que l'émetteur KIWI, toute l'électronique a été réalisée par le CLES-FACIL. Une attention particulière a été portée sur la possibilité de réaliser des tests avant le lancement ; pour cela :

- le CANSAT utilise des batteries *Lithium-polymère* fournissant une autonomie de plus de deux heures. Cela permet d'éviter la mise en place de piles au dernier moment et surtout permet d'effectuer de nombreux tests dans les conditions de vol ;
- l'interface homme-machine comprend un connecteur d'alimentation externe permettant de charger la batterie et, lorsque cette dernière n'est pas branchée, d'alimenter toute l'électronique sur une alimentation stabilisée, facilitant les mesures de consommation ;
- la mémoire EEPROM peut être lue sans même avoir à démonter le CANSAT. Une fonction spéciale du programme embarqué permet en effet d'envoyer le contenu de la mémoire par liaison série ;
- cette même liaison série envoie en permanence les données envoyées par télémétrie. Cela permet de pouvoir faire fonctionner le CANSAT et connaître son état sans avoir à utiliser le KIWI – ce qui n'est pas toujours possible.
- plusieurs LEDs de débogage ont été incluses sur la carte interface homme-machine afin de pouvoir connaître facilement l'état du programme de vol.

Récepteur GPS

Le CANSAT utilise un récepteur GPS EM-406 de *US Global*. Ce récepteur basé sur le nouveau chipset SiRF III est parfaitement adapté à une utilisation dans un CANSAT pour les raisons suivantes :

- l'antenne est intégrée, ce qui évite des problèmes de perte de signal par désadaptation d'impédance ;
- les dimensions très réduites permettent de le placer au sommet de l'ogive, ce qui assure une réception optimale des satellites.



Ce récepteur possède par ailleurs une très grande sensibilité, et il recevait une moyenne de 10 satellites même dans la rampe (antenne dirigé vers le sol). Il va sans dire que la réception des satellites a été très bonne durant toutes les phases du vol, avec un nombre de satellites *en track* oscillant entre 8 et 11.

Ce GPS possède une sortie série au protocole NMEA, et envoie les informations de position toutes les secondes. Afin de ne jamais risque de rater une trame, le microcontrôleur central synchronise ses cycles d'une seconde sur le GPS, la réception des trames NMEA se fait alors en arrière-plan. Ceci est réalisé à l'aide d'interruptions, car les données du GPS arrivent pendant les calculs de l'algorithme de guidage.

Une grande sécurité vis-à-vis d'une éventuelle panne du GPS a par ailleurs été apportée afin d'éviter qu'un arrêt des trames du GPS ne bloque tout le programme de vol. En effet, même si le GPS est indispensable pour orienter le CANSAT, les données de la télémétrie restent importantes, notamment pour déterminer l'origine d'éventuels problèmes.

Mémoire EEPROM

Afin d'assurer la récupération des données de vol – c'est-à-dire notamment les coordonnées GPS enregistrées lors du vol – même en cas de panne ou de mauvais fonctionnement de la télémesure, l'équipe CANSAT a décidé d'inclure une mémoire non volatile dans le CANSAT. Cette mémoire EEPROM de 512Kb enregistre toutes les données qui sont envoyées par la télémesure.

Afin de permettre une meilleure intégration et d'éviter de trop grandes contraintes de routage, il s'agit d'une mémoire série I2C.

Un soin particulier a été apporté à cette partie du programme de vol de manière à ce qu'il ne se produise jamais un écrasement des données déjà écrites, même en cas de redémarrage intempestif du microcontrôleur. Pour cela, la dernière adresse écrite dans l'EEPROM est enregistrée dans l'EEPROM interne du microcontrôleur central à chaque écriture dans l'EEPROM de sauvegarde.

La mémoire EEPROM devant être programmée par pages, les données ne sont écrites que tous les 3 cycles. La fréquence des écritures dans cette mémoire est alors suffisamment faible pour que l'écriture systématique de la dernière adresse dans l'EEPROM interne du microcontrôleur ne pose pas de problème au niveau du nombre d'écritures. En effet, l'EEPROM interne ne peut en théorie être réécrite que 100 000 fois.

Afin de faciliter la procédure de lecture de la mémoire, une fonction spéciale a été implémentée dans le programme de vol de manière à pouvoir relire la mémoire directement par le port série. Le logiciel de décodage télémesure peut interpréter en direct les données contenues dans la mémoire et enregistrer un fichier .csv contenant les données déjà décodées, ce qui permet de simplifier considérablement les procédures post-vol ainsi que de valider facilement le fonctionnement de cette partie.

Pour une raison probablement matérielle, la mémoire EEPROM utilisée a cessé de fonctionner peu de temps avant le lancement. En raison de son caractère secondaire et du temps qu'il aurait fallu passer pour résoudre le problème, l'équipe a décidé de laisser ce module non fonctionnel pour le vol. Cela n'a pas posé de problème particulier, puisque la télémesure a parfaitement fonctionné pendant tout le vol.

Algorithme de contrôle

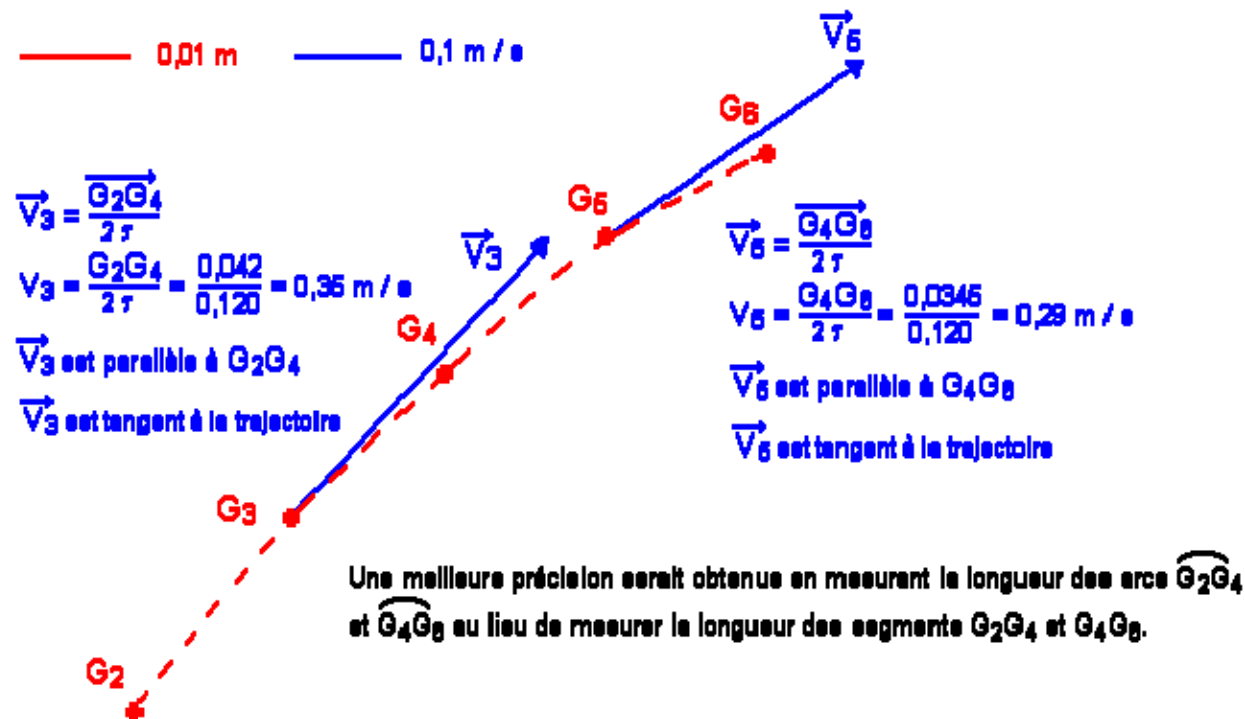
Tout d'abord, nous avons du transformer les coordonnées GPS représentées par des points discrets en une trajectoire de vol pour ainsi être en mesure de prendre la décision de pilotage.

Pour y arriver, il était d'abord indispensable de passer du repère terrestre au repère local galiléen appelé ENU (East North Up) dont le plan x,y est tangent à l'ellipsoïde de la Terre.

C'est pourquoi nous avons effectué une transformation GPS pour obtenir un repère ECEF (Earth centered Earth Fixed), repère galiléen centré sur la Terre. Une rotation puis une translation ont été ensuite nécessaires pour arriver au repère ENU. Cela permet en effet à notre repère galiléen d'être tangent à notre position sur l'ellipsoïde.

Grâce à cette transformation, travailler avec des vecteurs directionnels devenait possible. Nous avons ainsi utilisé le vecteur de direction actuel ainsi que le vecteur de direction idéal, le vecteur actuel étant le vecteur entre le point actuel et le point où nous étions il y a deux itérations et le vecteur idéal le vecteur entre notre position actuelle et la position de la cible.

C'est ce que nous pouvons observer dans le schéma ci-dessous :



Ce choix nous a paru utile pour déterminer l'écart entre la direction actuelle et la direction vers la cible. En effet, une fois nos vecteurs obtenus dans le repère local, l'angle indiquant l'écart voulu pouvait facilement être obtenu.

Cette différence appelée « delta » a alors pu être associée à une action définie par R (pour tourner à droite), L (pour tourner à gauche) et S (pour la position stable).

Cette action est exécutée pendant une durée qui est fonction de « delta ». Notons que seule la durée de l'action varie ; l'amplitude du mouvement, elle, reste identique.

Une fois l'action effectuée, le CANSAT se stabilise en position S pendant quelques secondes, ce qui nous permet d'acquérir des positions fiables et stables.

La même séquence est ensuite répétée en cours de vol.

D. Récupération

Du point de vue mécanique, le parapente du CANSAT a été choisi en fonction de la masse totale du CANSAT, de manière à ce que la vitesse de descente soit de 8 mètres/ secondes.

Pour la localisation, la transmission de la position GPS en temps réel par télémétrie offre de très fortes chances de retrouver le CANSAT très rapidement.

II. Asservissement en rotation

A. Améliorer l'efficacité

L'efficacité de notre système est principalement déterminée par les facteurs suivants :

- Temps de réponse
- Couple

Temps de réponse

Sur la fusée Anaïs, le temps de réponse de la boucle d'asservissement (entre la mesure de la vitesse de rotation par le gyromètre et l'éjection d'air) était d'environ 100 millisecondes. Bien que tout à fait acceptable pour cette application, nous avons choisi d'améliorer ce temps sur Iness. Cette décision est justifiée par le fait que si on augmente le couple créé par l'éjection d'air sans diminuer le temps de réponse, le système risque de devenir instable.

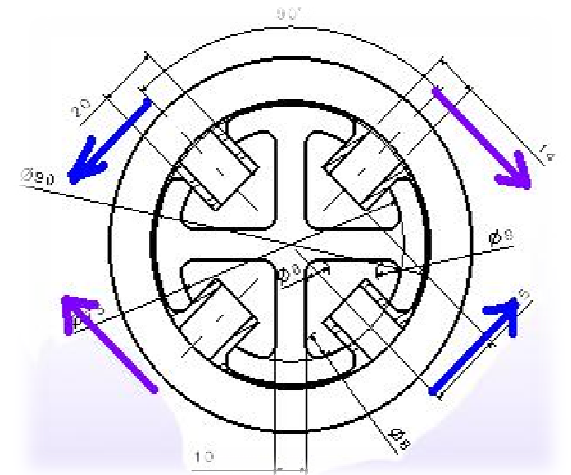
Nous avons donc remplacé les deux électrovannes saturant à 10 Hz par un seul distributeur capable d'opérer au-delà de 30 Hz, réduisant ainsi le temps de réponse global à 30 millisecondes (le temps de calcul du microcontrôleur étant négligeable en comparaison).

Couple

$$\text{Couple} = \text{Force} * \text{Diamètre fusée}$$

Pour augmenter le couple créé par l'éjection d'air, il faut soit augmenter la force, soit écarter les tuyères. Pour des raisons d'encombrement, d'aérodynamisme et de compatibilité avec la rampe de lancement, nous avons décidé de ne pas écarter les tuyères de la fusée, ni d'augmenter le diamètre de la fusée (ce qui aurait augmenté l'inertie à contrer).

Il nous a donc fallu augmenter la force créée par l'éjection d'air.



Utilisation de convergents

La force créée par l'éjection de l'air comprimé au niveau de la tuyère est égale au débit massique d'air dans la conduite que multiplie la vitesse de l'écoulement : $F = Q_m * U = \rho * Q_v * U$

Or $Q_v = S * U$ où S =Section de sortie de la tuyère et U =Vitesse de l'écoulement.

D'où : $F = \rho * S * U^2$

A partir de ces premiers résultats, on peut déterminer si il est préférable d'utiliser un convergent ou un divergent à l'extrémité de la tuyère.



$$Q1=Q2 \Rightarrow S1*U1 = S2*U2$$

En effet, le débit volumique étant constant dans la conduite, si on diminue la section à l'extrémité, on augmente la vitesse de l'écoulement en sortie.

La force étant proportionnelle à la section mais également proportionnelle au carré de la vitesse, il est plus intéressant d'augmenter la vitesse, quitte à diminuer la section.

Nous avons donc utilisé des petits convergents à l'extrémité des conduites pour augmenter la force, donc le couple.

Augmentation de la pression en sortie du détenteur

Nous venons de démontrer que le moyen le plus efficace d'augmenter le couple est d'augmenter la vitesse de l'écoulement.

Or la vitesse de l'écoulement dépend de la différence de pression entre la sortie du détenteur et la pression atmosphérique (à l'extrémité de la tuyère) de la manière suivante :

$$U = \sqrt{\frac{P_{det} - P_{atm}}{\rho}}$$

On pourrait donc penser qu'il suffit d'augmenter la pression en sortie du détenteur pour augmenter la vitesse de l'écoulement.

Cependant, nous travaillons avec un fluide compressible : l'air. Il existe donc un rapport de pression critique au-delà duquel la vitesse de l'écoulement atteint la vitesse du son et ne peut pas la dépasser (écoulement sonic).

$$\left(\frac{P_{det}}{P_{atm}}\right)_{critique} = \left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma+1}} = 0.528$$

Autrement dit, en théorie, si la pression en sortie du détendeur est plus de deux fois supérieure à la pression atmosphérique, alors $U = \text{Mach}1$ (environ 340 m/s au niveau de la mer) et il ne sert à rien d'augmenter la pression car U ne dépassera pas cette valeur critique.

Cependant, en pratique, il y a beaucoup de pertes de charges au niveau du détendeur, du distributeur et du convergent qui se traduisent par une chute de pression. Ainsi, pour maintenir un rapport $\left(\frac{P_{det}}{P_{atm}}\right) > \left(\frac{P_{det}}{P_{atm}}\right)_{critique}$ nous avons augmenté la pression en sortie du détendeur, passant de 6bars à 10 bars.

Réduction des pertes de charges

La conception du système pneumatique sur la fusée précédente Anaïs induisait d'importantes pertes de charges, tant linéaires (longueur des conduites) que singulières (changements de diamètre, coudes).

En effet, sur la fusée Anaïs, le réservoir d'air comprimé était situé dans l'ogive au sommet de la fusée alors que l'éjection d'air avait lieu au milieu de la fusée (proche du centre de gravité pour ne pas dévier la trajectoire de la fusée en cas de défauts d'alignement des tuyères).

Le réservoir d'air comprimé sur Iness est situé au milieu de la fusée, le plus proche possible des sorties d'air. La longueur des tuyaux est ainsi réduite au minimum ainsi que le nombre de coudes et autres raccords.

B. Miniaturiser

a. Réduire la masse et libérer de l'espace pour embarquer une charge utile.

Réduire la masse

Le cahier des charges pour fusées expérimentales défini par planète-Sciences et le CNES impose une masse au décollage inférieure à 15kg. L'an dernier, notre fusée Anaïs embarquant comme seule expérience le système pneumatique a validé les contrôles avec une masse de 14,89 Kg.

Afin de gagner en altitude, mais surtout de pouvoir embarquer une charge utile autre que l'asservissement en rotation, une grande partie de notre travail a été d'alléger le système au maximum.

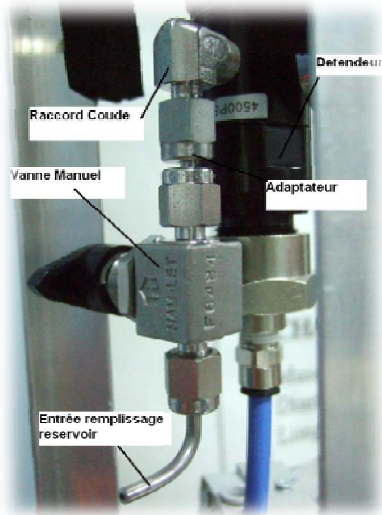
Composants

Pour cela nous avons recherché les composants pneumatiques les plus légers du marché. Cette recherche a été difficile car la plupart des applications industrielles utilisant des systèmes pneumatiques très haute pression (>200 bars) sont situées au sol et par conséquent se soucient peu de la masse. L'utilisation de gaz sous de telles pressions est très dangereuse et les fabricants de composants pneumatiques mettent l'accent sur la sécurité plutôt que le gain de masse, utilisant des coefficients de sureté très élevés.

Nous avons donc orienté notre recherche vers le secteur du paint-ball. Les pistolets à air comprimé nécessitent des réservoirs de taille similaire à nos besoins et capable de résister à des pressions allant jusqu'à 300bars. On comprend aisément que pour le confort de l'utilisateur, le pistolet doit être le plus léger possible. De ce fait, certaines sociétés ont développé des composants pneumatiques répondant aux mêmes exigences que les nôtres :

- Légèreté
- Sécurité
- Prix grand public





Nous avons donc acheté le réservoir le plus avancé technologiquement sur ce marché, constitué exclusivement de matériaux composites (Kevlar® principalement), ainsi que d'un détendeur 200bars-30bars s'intégrant directement sur la bouteille. Notons que la pression de sortie du détendeur étant trop élevée, nous avons adapté la raideur du ressort interne pour obtenir la pression nécessaire de 10 bars.

Ces achats nous ont permis une importante réduction de masse avec un total (bouteille + détendeur) de 850g contre 2,8Kg pour l'équivalent sur la fusée précédente (bouteille en aluminium et détendeur standard).

Pour le système de remplissage de la bouteille, nous avons également besoin de vannes et raccords capable de tenir plus de 200 bars. L'activité paint-ball ne nécessitant pas ce genre de composants, nous nous sommes tournés vers la société Faure, proposant des vannes et raccords haute pression miniatures.

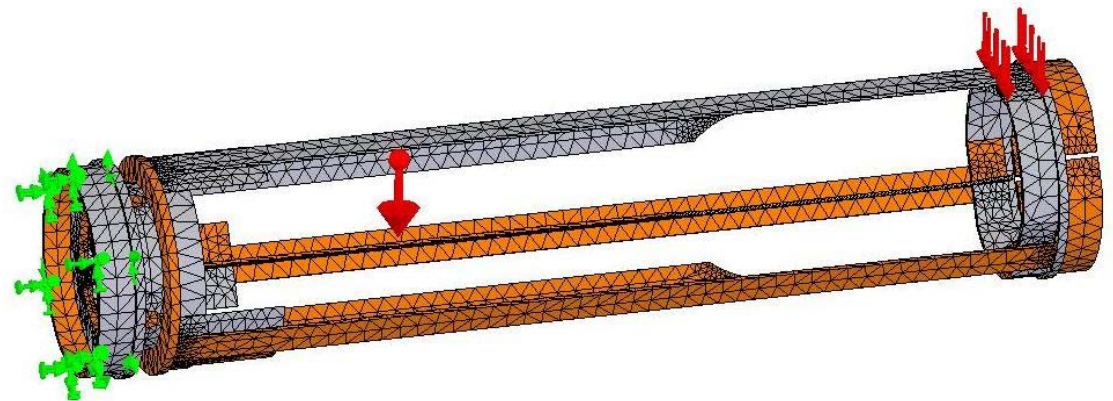
Cela nous a permis d'obtenir un système de remplissage de quelques centimètres et pesant 150g au lieu de 570g précédemment.

D'autres gains de masse ont également été réalisés notamment en remplaçant les deux électrovannes en acier par un unique distributeur en PVC de 51g.

Structure de la fusée.

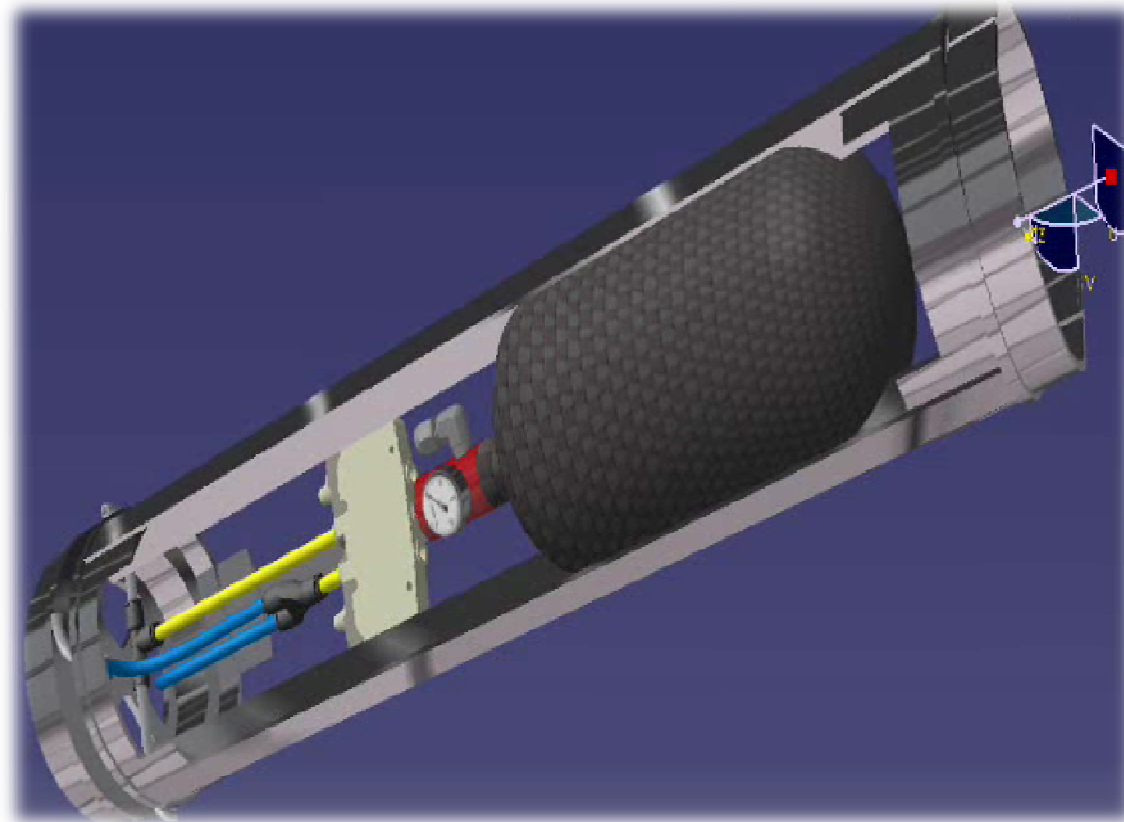
Notre deuxième action pour réduire la masse au décollage a été d'optimiser la structure mécanique de la fusée à l'aide d'études en éléments finis.

Nous avons ainsi opté pour une structure comprenant 3 profilés assez fins plutôt que 2 plus épais, permettant par la même occasion un meilleur support de la bouteille.



b. Réunir tous les éléments dans un compartiment adaptable à d'autres fusées.

Nous ne considérons pas l'asservissement en rotation uniquement comme une expérience, mais également comme une innovation pouvant être utile à de nombreuses applications comme par exemple le lanceur de CANSAT. Il est donc important que le système d'asservissement se réduise à un simple module que l'on peut décider d'ajouter à sa fusée si besoin est. C'est dans cette optique que nous avons réunit tous les éléments nécessaires à l'asservissement en rotation dans un compartiment cylindrique, adaptable à n'importe quelle fusée de diamètre 120mm.



C. Simplifier l'électronique de commande

Sur la fusée Anaïs, pas moins de 4 cartes électroniques étaient nécessaires pour commander l'asservissement. Dans un souci d'optimisation en termes d'encombrement mais également en termes de fiabilité, Iness n'utilise qu'une seule carte.

Elle comprend :

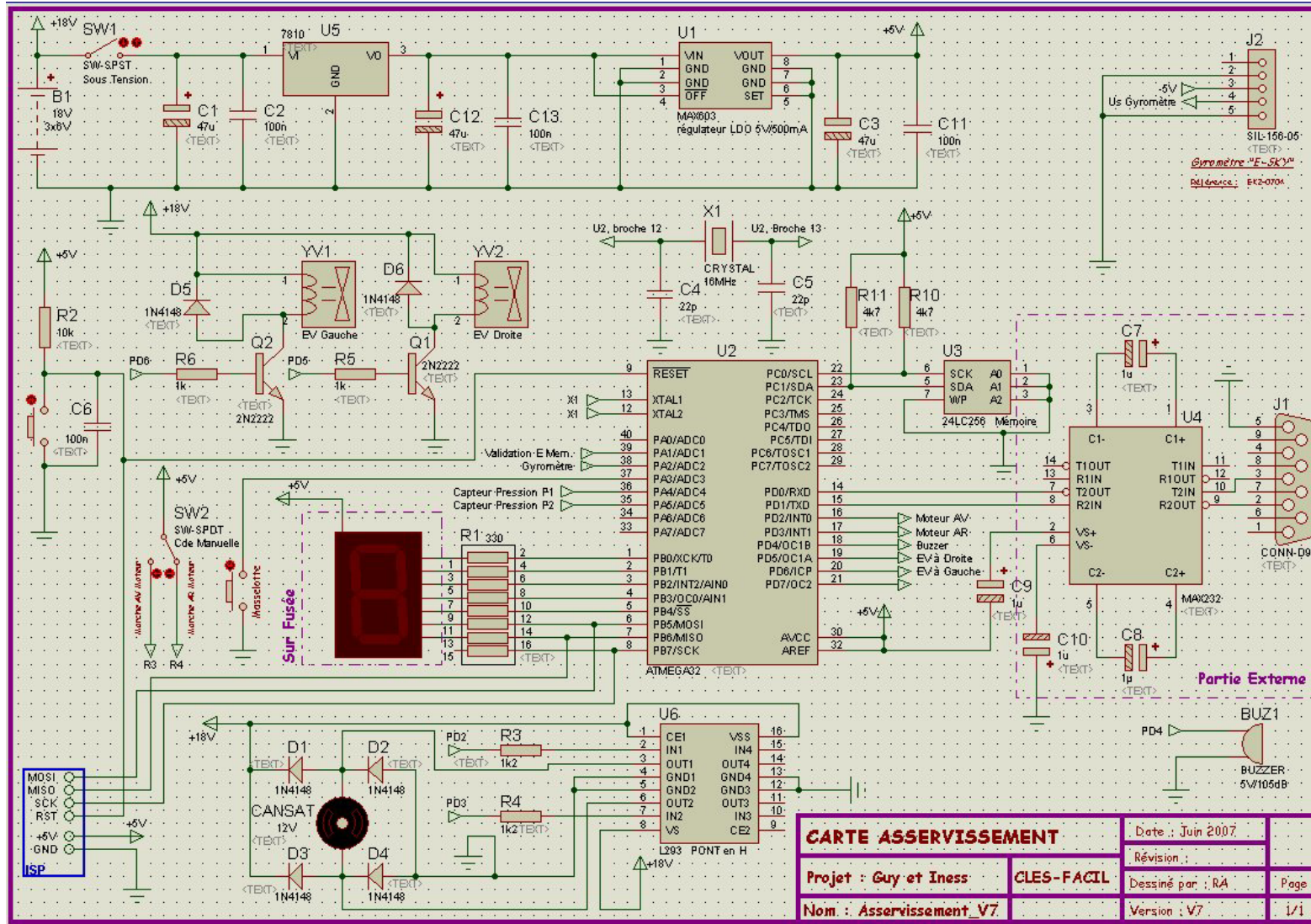
- ✓ la commande par transistors du distributeur (droite/gauche)
- ✓ une mémoire I2C de 512Ko pour enregistrer les données
- ✓ un afficheur 7 segments, pour les différentes phases de vol
- ✓ un circuit intégré (L293) pour la commande du moteur éjection CANSAT
- ✓ la purge lors de la descente de la fusée
- ✓ la mise marche de la balise de récupération

Un interrupteur détachable a été prévu pour commander manuellement le moteur d'éjection du CANSAT. Il nous a servi à mettre en place le module CANSAT et à valider le bon fonctionnement de l'ensemble mécanique.

Une prise « jack » a été prévue pour valider la prise en compte des données pour le microcontrôleur, ceci juste après la mise en rampe de la fusée.

Une deuxième prise « jack » a été prévue pour permettre la purge manuelle de l'air comprimé lors de la récupération, au cas où la purge automatique n'aurait pas fonctionné durant la descente.

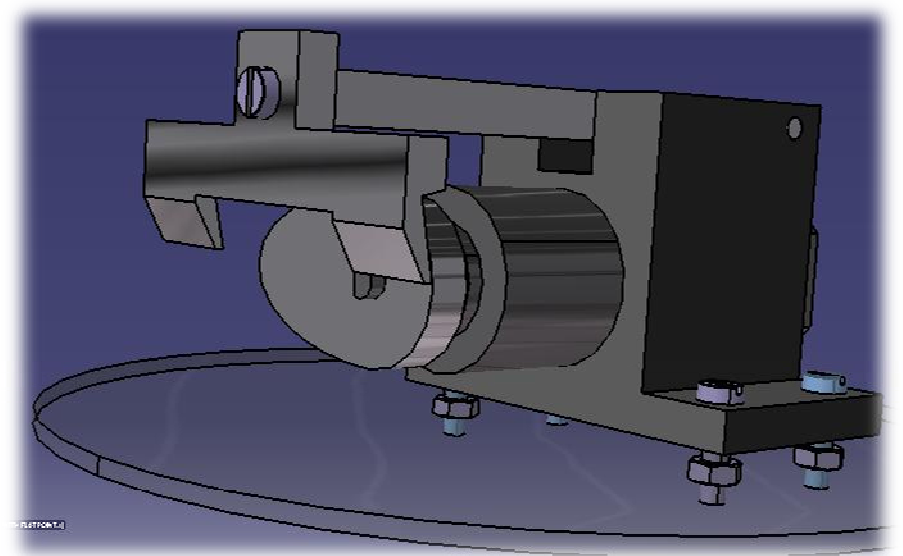
Schéma



III. Systeme de récupération

A. Mécanisme d'éjection

Pour satisfaire nos exigences en terme de fiabilité, nous avons utilisé le même mécanisme d'éjection de la porte parachute que les années précédentes :



B. Minuterie

La carte minuterie contrôlant le déclenchement de l'éjection du parachute a été conçue dans le même souci de fiabilité

Principe:

Comme pour le projet «Anais», nous avons choisi de fabriquer une minuterie à base de microcontrôleur. Nous avons utilisé un microcontrôleur de chez ATMEL : un AT90S2313, plus optimisé pour son utilisation (prix, taille du composants,ect) pour ce projet.

Fonctionnement :

Ce composants possède deux PORTS E/S, deux entrées pour un quartz de 4MHz (ce qui permet d'avoir des temps de cycle horloge plus précis qu'un réseau « RC » traditionnelle). Sur le PORTB nous avons câblé les mini-interrupteurs et l' accélérocontact (Entrées), sur le PORTD les DELs de fonctionnement, ainsi que la commande du moteur de la case parachute (Sorties). Les mini-interrupteurs permettent un réglage facile du temps de déclenchement une fois qu'il est connu avec précision. (Après les contrôles techniques de qualification et les estimations de trajectoires) .

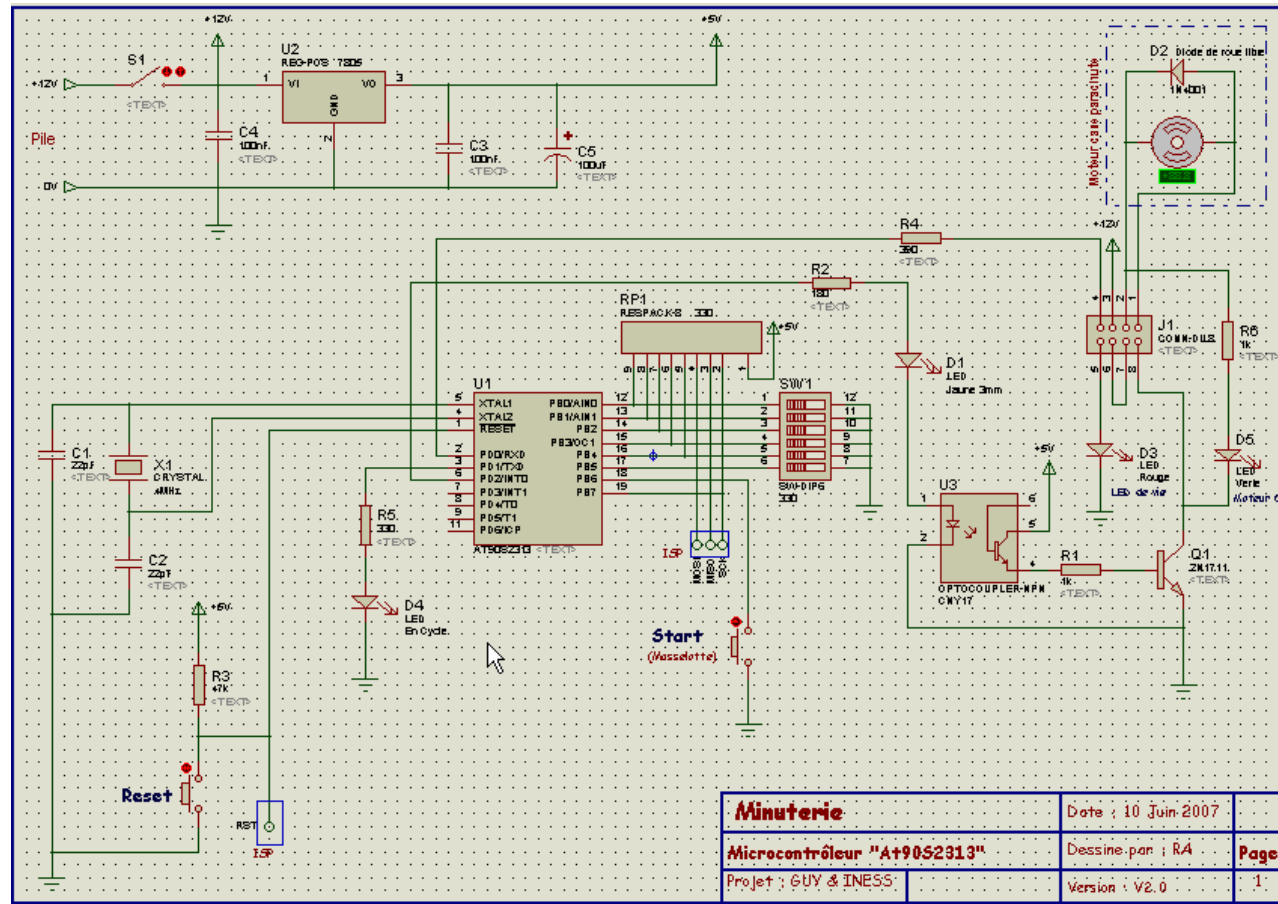
Pour la partie « puissance » (c'est-à-dire la commande moteur), nous avons utilisé un opto-coupleur servant à l'isolement galvanique entre la commande et la puissance. Les parasites générés par le moteur ne peuvent donc pas perturber le microcontrôleur.

La DEL D3 (rouge) indique si la carte est sous tension

La DEL D1 (jaune) indique le déclenchement du compte à rebours

La DEL D5 (verte) est facultative mais elle permet de contrôler le bon fonctionnement de la commande du moteur.

Schéma:



Programme:

Le programme a été fait et compilé en langage C avec le logiciel « AVRStudio » de chez ATMEL. Puis le composant a été programmé avec fichier généré (fichier *.hex), grâce à « PonyProg » de chez LANCOS.

IV. Caméras

Nous avons opté pour un modèle de caméra commercialisé pour le modélisme, offrant une qualité de vidéo raisonnable pour un encombrement et un poids très compétitifs.

Caractéristiques:

- . Taille : 85x35x10 mm
- . Poids : 24g
- . Mémoire externe : cartes externes SD jusqu'a 2 go
- . Images : 25 images par seconde (fps)
- . Résolution : Vidéo 320x249 pixels - Photo 640x480 pixels
- . Batterie 170mAh Li-Ion (42 minutes en enregistrement vidéo)
- . Interface USB 1.1
- .Prix : environ 60€



Résultats et Analyses

I. CANSAT

A. Ejection

La séparation du CANSAT et de la fusée s'est parfaitement déroulée. Le système a fonctionné comme prévu, au moment voulu et a permis d'éjecter le CANSAT à quelques mètres de la fusée, puis de libérer le parapente du CANSAT sans abîmer ce dernier. Le parapente s'est ensuite parfaitement gonflé et les suspentes se sont démêlées sans problème.

Cependant, un problème d'équilibrage du parapente a entraîné le CANSAT dans une descente hélicoïdale incontrôlée. Les corrections apportées par le servomoteur quelques secondes plus tard n'ont pas permis de sortir de cette spirale à cause de l'inertie trop importante du CANSAT tournant autour de son parapente.

L'équilibrage du parapente a été un point très difficile de la réalisation du CANSAT. Nous avons effectué ce réglage en jetant à plus de 200 reprises le CANSAT du haut d'un bâtiment (25 mètres) et en le guidant à l'aide d'une télécommande. La position d'équilibre a été très difficile à trouver car le moindre millimètre de différence entre les suspentes de droite et celles de gauche, entraînait un déséquilibre très important. Pour affiner le réglage, nous avons utilisé le potentiomètre d'offset de la radiocommande. Notre erreur vient sûrement d'un problème de réglage d'offset entre le passage de la radiocommande à la commande par la carte embarquée dans le CANSAT. Nous n'avons hélas pas pu tester à nouveau l'équilibre du parapente une fois commandé par la carte embarquée à cause de la fragilité des composants et des chocs très brutaux à l'atterrissage (souvent sur le goudron !)

B. Télémétrie

La transmission des données par télémétrie est un point très positif de notre expérience du CANSAT.

En effet, celle-ci ayant parfaitement fonctionné, a permis les constatations suivantes, fondamentales pour le retour d'expérience :

- ✓ La réception du signal GPS a été une de nos inquiétudes principales lors de la conception et réalisation du CANSAT. Nos craintes étaient fondées sur les faits suivants :
 - ! Problème d'orientation de l'antenne (Pointée vers le sol lorsque le CANSAT est accroché à la fusée, puis pointée vers le ciel lorsque le CANSAT est libéré).
 - ! Effet « cage de Faraday » de la rampe en acier.
 - ! Utilisation de carbone et d'aluminium pour la structure du CANSAT (Mais ogive en fibre de verre)
 - ! Présence d'un émetteur Kiwi a proximité du GPS
 - ! Accélération très importante au décollage (Le signal GPS est automatiquement coupé lors d'accélération très importantes pour éviter d'être utilisé pour guider des missiles)

De plus, le bon fonctionnement du système GPS dépend de nombreux facteurs que nous ne sommes pas en mesure de contrôler. Compte tenu de tout cela, nous pensions qu'il y aurait de fortes chances pour que nous perdions le signal en rampe et espérons le récupérer rapidement dès que le CANSAT serait détaché.

Cependant, nous avons été très agréablement surpris de constater que la réception du signal a été excellente et interrompue uniquement quelques secondes durant la phase d'accélération maximale. Nous avons eu jusqu'à 11 satellites en track lors de la mise en rampe.

- ✓ La connaissance de la position GPS du point d'impact du CANSAT s'est avérée indispensable pour la récupération. En effet, un seul poste de Localisation a repéré le point d'impact, ce qui ne nous aurait pas permis de retrouver le CANSAT ni la fusée bien cachés dans une zone presque inaccessible de hautes fougères.
- ✓ Enfin, la transmission des données du CANSAT par télémétrie nous a permis d'identifier la cause de défaillance de notre CANSAT. En effet, l'analyse de ces données confirme que la carte de contrôle a bien détecté l'éjection du CANSAT et donc entamé le contrôle de trajectoire en tirant sur les suspentes. Pendant toute la descente en spirale, le programme détecte la rotation et agit sur le servomoteur

pour corriger la trajectoire mais sans succès. Enfin, lors de l'atterrissage, le CANSAT a gardé en mémoire le dernier vecteur vitesse enregistré et le servomoteur tentait encore de corriger la trajectoire lorsque nous l'avons retrouvé dans les fougères...

C. Contrôle

Dans ces conditions, l'efficacité de l'algorithme de contrôle n'a pas pu être mise à l'épreuve mais nous savons déjà que toute la chaîne de contrôle a fonctionné parfaitement malgré l'instabilité du parapente.

D. Récupération

Malgré la trajectoire en spirale du CANSAT, le critère de vitesse de descente sous parapente a été respecté et l'atterrissage a eu lieu en douceur dans les fougères. Tous les systèmes embarqués ont continué à fonctionner parfaitement plusieurs heures après l'impact et la peinture est toujours aussi brillante. Cet atterrissage en douceur nous a permis notamment de récupérer le film sur la carte mémoire de la caméra embarquée ainsi que les données du vol sauvegardées en mémoire EEPROM.

Comme écrit précédemment, la localisation a été possible grâce au couple GPS-Kiwi, bien plus efficace que n'importe quel buzzer !



II. Asservissement en rotation

A. Améliorer l'efficacité

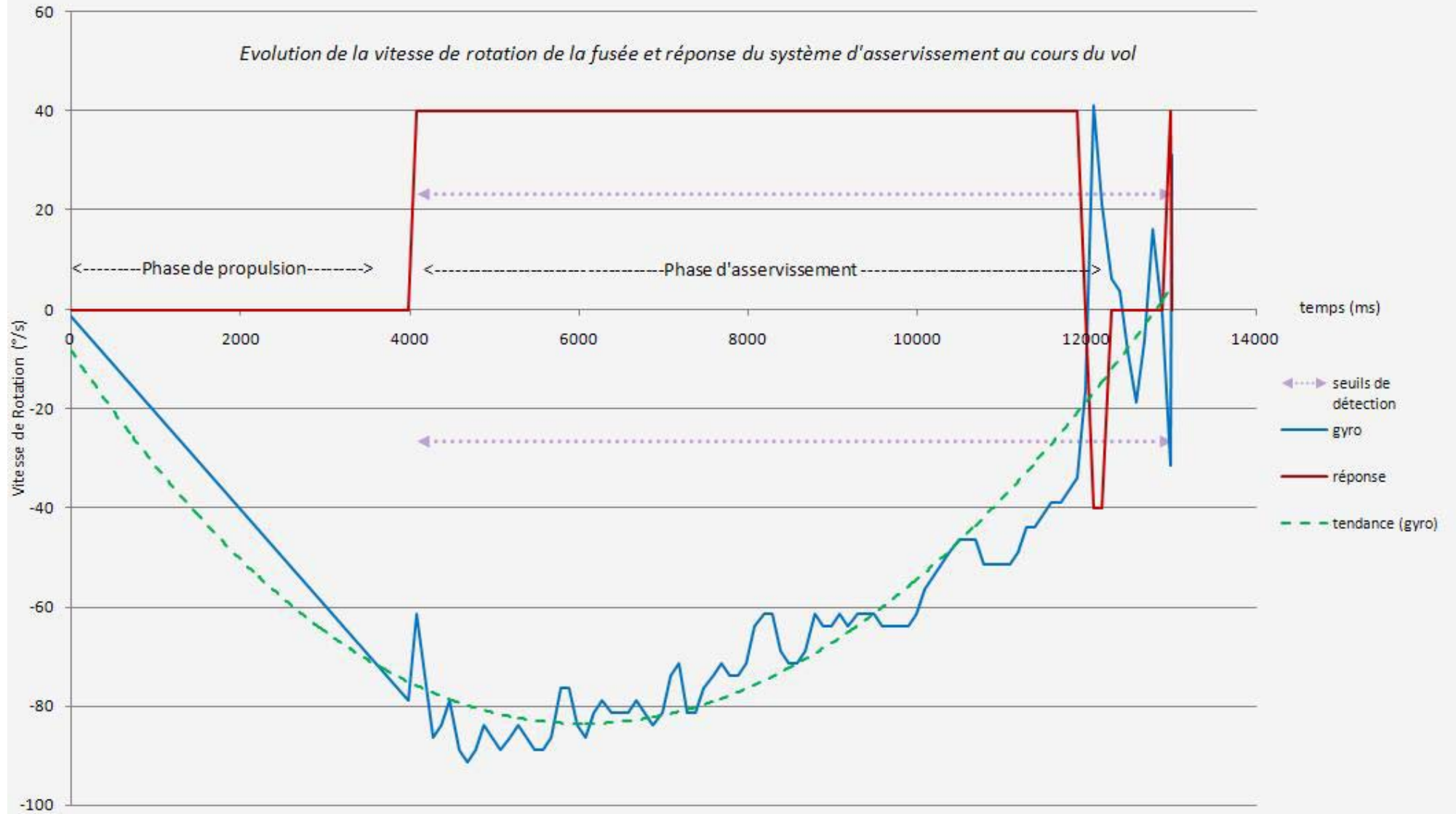
L'expérience d'asservissement en rotation est un total succès. Le résultat est observé grâce à la vidéo embarquée qui ne laisse aucun doute sur l'efficacité du système, puis confirmé par les données de vol enregistrées sur la mémoire EEPROM.

Lien pour la vidéo embarquée : <http://clesfacil.insa-lyon.fr/public/index.php?page=2006-2007>

Les données fournies par la carte de contrôle permettent de comprendre comment a fonctionné le blocage de la rotation :

- De 0 à 4 secondes, la vitesse de rotation augmente mais aucune action n'est entreprise pour des raisons de sécurité
- Au bout de 4 secondes, le contrôle est autorisé et une action corrective est immédiatement entreprise car la vitesse de rotation est supérieure au seuil de détection
- De 4 à 12 secondes, l'air est éjecté en continu et parvient à stabiliser la vitesse de rotation puis à la faire diminuer jusqu'à une valeur nulle
- A 12 secondes de vol, du fait de l'action corrective, le sens de la rotation s'inverse. Presque instantanément, de l'air est éjecté dans le sens contraire.
- Autour de 13 secondes, quelques petites variations ont lieu mais restent en deçà du seuil que nous avons déterminé comme acceptable donc aucune action n'est effectuée.
- A partir de 12 secondes, jusqu'à la fin de l'asservissement à 14 secondes, la rotation est totalement contrôlée et les petites variations ne sont pas perceptibles sur la vidéo : l'objectif est atteint.

Evolution de la vitesse de rotation de la fusée et réponse du système d'asservissement au cours du vol



Bien que ces résultats satisfassent pleinement nos attentes, on regrette que le vol ne soit pas plus long car on pourrait alors profiter des effets de la stabilisation plus longtemps, notamment pour la vidéo.

Ajoutons également que si le système devait subir une nouvelle optimisation, il conviendrait de trouver un détendeur permettant un débit plus important afin de pouvoir bloquer la rotation plus rapidement et ainsi allonger la phase stable. Il serait également intéressant de passer à un asservissement en position au lieu d'un asservissement en vitesse.

B. Miniaturiser

Nos efforts pour réduire la masse et l'encombrement ont permis non seulement d'embarquer une charge utile volumineuse mais également de dépasser la barre de 1 kilomètre d'altitude, ce qui est assez remarquable pour une fusée embarquant des équipements pneumatiques très haute pression !

	Fusée Anaïs 2006	Fusée Iness 2007
Charge utile	Non	CANSAT
Taille	2m	2m10
Masse au décollage	14,89 Kg	9,91 Kg
Altitude à culmination	596 m	1022 m
Système d'asservissement :	Occupe tout la place dans la fusée	Compartiment adaptable à d'autres fusées
Hauteur	1m20	0m45
Diamètre	120 mm	120 mm
Masse	9,4 Kg	3,2 Kg

III. Systeme de récupération

Le système de récupération a parfaitement rempli son rôle, se déclenchant une demi-seconde après culmination et permettant à la fusée de redescendre à une vitesse de 10m/s.

IV. Caméras

La vidéo prise de l'intérieur de l'ogive est difficilement exploitable compte tenu de la descente assez mouvementée du CANSAT. Elle permet toutefois de confirmer que l'ogive est descendue à l'horizontale en tournant très vite, se situant à la même hauteur que le parapente au lieu d'être suspendue au dessous.

La vidéo réalisée de l'intérieur de la fusée est de très bonne qualité et permet de mettre en évidence la réussite de l'expérience d'asservissement en rotation.

Les deux caméras ont tenu leurs promesses en termes d'autonomie et ont résisté sans dommage à toutes les phases du vol ainsi qu'à l'atterrissage, permettant de récupérer l'intégralité des deux vidéos.

Conclusion

Le projet Iness est un réel succès dans les sens où il nous a permis d'atteindre la quasi-totalité des objectifs fixés.

Dans la continuité du projet ANAIS, nous avons su utiliser l'expérience afin de développer un système de contrôle de roulis optimisé, léger, peu encombrant et efficace. La compartimentation de la fusée a de plus permis de démontrer que ce module pouvait être facilement adaptable à n'importe quelle autre fusée.

Malgré l'échec du contrôle de trajectoire, nous pouvons considérer l'expérience CANSAT comme satisfaisante, car elle nous a permis de valider l'ensemble de la boucle de commande. Rappelons de plus que jusqu'à présent, aucun CANSAT n'est arrivé à moins de 200 mètres de la cible. Notre première tentative est donc assez encourageante. Nous comptons d'ailleurs utiliser ce retour d'expérience pour concevoir un lanceur multi-CANSAT réutilisable qui nous permettra d'effectuer de plus nombreuses tentatives et d'inviter d'autres clubs se lancer dans cette activité.

Nous avons pu récupérer la totalité de la fusée en très bonnes conditions. INESS a là aussi rempli nos attentes en effectuant, le 1^{er} août 2007 un vol nominale parfait !

Nous tenons à remercier toutes les personnes ayant participé à ce projet en tant que membres du CLES FACIL, mais également nos sponsors ainsi que toute l'équipe de planète-sciences et du CNES sans qui nous ne pourrions pas faire voler nos rêves.