

ЗРЄННЄ



Compte rendu final octobre 2006

Rédaction : BOLDRINI Julien (ESO)
HESLOUIN Richard (ESO)
JEANNE Tanguy (EFREI)
SERIN Pierre (ESO)

Remerciements

Nous remercions fortement tous les sponsors et partenaires industriels du club ou du projet :

- CNES (propulseur, campagne)
- Planète Sciences (ex-ANSTJ) (suivi et organisation)
- ESTACA (financier et facilités techniques)
- Union Thermique (aluminium)
- Parker (Vérin et électrovanne)
- Leduc (ressort)
- Analog Device (gyromètre)
- Zodiac (parachute)
- F5kes (émetteur radio)
- MITEM (batteries)
- Select Hydrofoils (ailerons)
- Les contrôleurs, et Thierry Stillace pour son aide durant la semaine de la campagne.

Sommaire

REMERCIEMENTS	2
SOMMAIRE	3
INTRODUCTION	5
1. PRESENTATION DE L'ECOLE : L'ESTACA	5
2. PRESENTATION DU CLUB : L'ESO	5
3. PRESENTATION DE L'EQUIPE : ЗРЧИЇ	6
OBJECTIFS	7
1. PRESENTATION DE L'EXPERIENCE	7
MOYENS	8
1. MOYENS FINANCIERS	8
2. MOYENS TECHNIQUES	8
CONCEPTION ET DIMENSIONNEMENT MECANIQUE	9
1. GENERALITES	9
2. SEPARATION	9
2.1) <i>Choix</i>	9
2.2) <i>Principe de fonctionnement</i>	9
2.3) <i>Dimensionnement du ressort d'éjection</i>	10
2.4) <i>Dimensionnement du vérin pneumatique</i>	11
3. DIMENSIONNEMENT	12
3.1) <i>Dimensionnement du parachute</i>	12
3.2) <i>Dimensionnement des ailerons</i>	12
CONCEPTION DU SEQUENCEUR	13
1. FONCTIONNEMENT GENERAL	13
2. DESCRIPTION TECHNIQUE	13
3. SCHEMA	14
4. ALGORITHME UTILISE	15
CONCEPTION DE LA PARTIE ELECTRONIQUE	16
1. ASSERVISSEMENT EN ROTATION	16
1.1) <i>Objectif</i>	16
1.2) <i>Moyens</i>	16
1.3) <i>Réalisation</i>	18
○ <i>Capteur</i>	18
○ <i>CAN</i>	18
○ <i>Correcteur + PWM</i>	18
○ <i>Filtre</i>	18
○ <i>Driver de courant</i>	18
○ <i>Batterie</i>	19
○ <i>Moteur</i>	19
1.4) <i>Résultat</i>	19
2. SERVOCOMMANDE	19
2.1) <i>Objectifs</i>	19
2.2) <i>Moyens</i>	19
2.3) <i>Réalisation</i>	19
○ <i>Trajectoire + PWM</i>	19
○ <i>Servomoteur</i>	20
2.4) <i>Résultat</i>	20

3. ELECTRONIQUE GENERALE	20
3.1. <i>Jack</i>	20
3.2. <i>Piles</i>	20
LA CAMPAGNE DE LANCEMENT ET LE VOL	21
1°) QUALIFICATION	21
2°) VOL	21
CONCLUSION	22

Pour l'année 2005-2006, le Conseil d'Administration comprenait :

Président :	Pierre SERIN
Vice - président :	Thomas GARNIER
Trésorière :	Aude MOREL
Vice - trésorier :	Yvan MADEC
Secrétaire :	Vincent GAUTHERON
Vice - secrétaire :	Félicien ROUX

3. Présentation de l'équipe : ЗРЄННЄ

Les Participants au projet ЗРЄННЄ sont:

Pierre SERIN	(mécanique, électronique & système)
Richard HESLOUIN	(mécanique)
Rémy BOMPOINT	(mécanique)
Sébastien JOANNES	(mécanique)
Jean Christophe LECLEC'H	(mécanique)
Tanguy JEANNE	(électronique)
Julien BOLDRINI	(électronique & système)
Victor GASTE	(international electronic supports)

L'équipe de cette fusée expérimentale est composée de 8 personnes, provenant de diverses promotions. La conception et la réalisation mécanique étaient assurées par 5 personnes tandis que 4 s'occupaient de l'électronique de bord.

Objectifs

1. Présentation de l'expérience

L'expérience principale consiste à réaliser un contrôle anti-roulis.

Le ZRCS ou « Zero Roll Control System », est le module de contrôle de roulis embarqué assurant cet asservissement. Situé au dessus du système de séparation transversale de la fusée, il assure l'asservissement en roulis de la coiffe. Sa validation est réalisée grâce à la visualisation de la vidéo réalisée par la caméra embarquée dans la coiffe.

L'asservissement est réalisé par deux fonctions indépendantes.

La première, entièrement mécanique et passive, réside dans le montage de la partie haute sur la partie basse par l'intermédiaire de roulements. Ainsi aucun couple supérieur au couple de frottement sec ne pourra être transmis soit de la partie basse à la partie haute, soit inversement.

La seconde, cœur de l'asservissement, correspond à la commande d'un volant d'inertie. C'est par couple réciproque que l'ogive sera orientée en position autour de l'axe longitudinal de la fusée.

Moyens

Pour mener à bien ce projet, certains besoins sont essentiels, surtout d'ordre temporel, technique et financier. Bien entendu, rien ne serait possible sans l'apport des partenaires et sponsors, aussi bien au niveau matériel et technique qu'au niveau financier.

1. Moyens financiers

Estimation des Coûts

Domaine	Type	Objet	Coût	Partenariat	Partenaire
Mécanique	Structure Alu	Bague de raccordement	425,00 €	425,00 €	Union Thermique
		Bague propulseur	100,00 €	100,00 €	Union Thermique
		Usinage	580,00 €	580,00 €	ESTACA
	Structure Composite	Fibre de Carbone 2.7m²	220,00 €		
		Matériel	75,00 €		
		Ailerons	320,00 €	120,00 €	SelectHydrofoils
	Propulsion	Propulseur Chamois	2 000,00 €	2 000,00 €	CNES
	Système de récupération	Vérin	85,00 €	85,00 €	PARKER
		Emerillon	20,00 €		
Cordes		10,00 €			
Electronique	Système électronique	Minuterie	50,00 €		
		Son	40,00 €	40,00 €	
	Connectique	Intégration	50,00 €		
	Alimentation	Piles	100,00 €		
Asservissement	Batteries		110,00 €		MITEM
	Gyromètres & Electronique		345,00 €	45,00 €	Analog Device
	Volant	Acier	60,00 €		
Vidéo	Emetteur		100,00 €	100,00 €	Radioamateur
	Caméscope		500,00 €		
	Optique		400,00 €		
	Enregistreur		350,00 €		
Campagne	Transport	par personne	100,00 €	100,00 €	
	Hébergement		100,00 €	100,00 €	chaque membre
	Logistique		2 000,00 €	2 000,00 €	CNES - Planète Sciences
Total			8140,00 €	5 965,00 €	
Reste à notre charge			2175,00 €		
Budget			1 300,00 €		ESO
			875,00 €		Donations

2. Moyens techniques

L'ESO utilise le matériel de l'ESTACA, ce qui facilite la conception ainsi que la fabrication mécanique. Au niveau de l'électronique, l'école est pourvue de labo mais ne possède pas de moyen de gravure des cartes. L'ESO a donc son propre matériel, mais la mise en oeuvre pratique est moins aisée.

Conception et dimensionnement mécanique

1. Généralités

La recherche d'un compromis entre masse et place disponible nous a conduit aux caractéristiques suivantes :

Diamètre extérieur : 105 mm (fixé par l'usage de moules pour les tubes composite)

Hauteur : 2100 mm

Matériau des bagues : Aluminium

Matériau du corps de la fusée : Fibres de carbone (3)

Matériau de la coiffe : Fibres de verre

Masse sans propulseur : 14 kg ????

La fusée est ainsi constituée de 16 bagues en aluminium, de 4 tubes en carbone, d'une ogive et de 4 ailerons.

Ces caractéristiques et l'expérience, ainsi que la masse du ZRCS, nécessitant une forte poussée, imposent le choix du moteur Chamois comme propulseur.

2. Séparation

2.1) Choix

L'équipe a préféré choisir son système de séparation transversal favori. L'utilité d'une séparation transversale était ici de pouvoir faire redescendre la partie haute de façon verticale, et ainsi de filmer la descente par un orifice dessiné dans l'ogive.

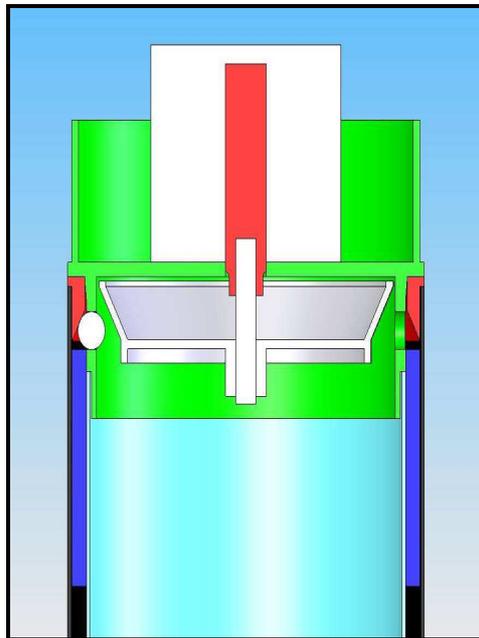
2.2) Principe de fonctionnement

Le système complet est constitué d'un ressort, de 6 billes de 8mm de diamètre, de 3 bagues reliées entre elles par ces billes, auxquelles on ajoute deux bagues supplémentaires qui encadrent les coquilles parachute.

Le corps du vérin est fixé sur la bague principale. La bague conique intérieure est fixée sur la tige du vérin. De cette manière, la mise sous pression du vérin entraîne la descente de la tige, et donc celle de la bague intérieure. Les billes sont alors poussées par cette dernière dans les trous de la bague principale et viennent prendre appui sur la bague extérieure. Elles sont donc maintenues de part et d'autres de la bague principale. A cet instant la partie basse et la partie haute de la fusée sont reliées.

Au moment évalué de l'apogée, une électrovanne permet de vider le vérin. Un ressort de rappel suffit alors pour remonter la tige, aidé par le ressort du parachute. La bague intérieure

remonte et libère les six billes. Le ressort situé sous le parachute permet la séparation complète des 2 bagues par l'intermédiaire d'une petite bague en appui sur celui-ci.



Une amélioration a été apportée au système de séparation classique cette année. En effet, la reprise de l'effort de flèche est réalisée en parti par des calles disposées autour des coquilles parachutes (en bleu sur l'illustration), ainsi le matage des bagues en aluminium par les billes lors des conditions de flèches ne peut avoir lieu.

Le chargement en air du vérin (non représenté sur le schéma) permet de descendre la bague piston et ainsi de maintenir en position les 6 billes sur les 2 surfaces coniques. La valeur de l'angle α (inclinaison de ces surfaces) doit être judicieusement choisie de manière à minimiser les contraintes horizontales et permettre un jeu de fonctionnement correct. Nous avons opté pour une valeur comprise entre 25° et 30° . L'effort F_r exercé sur la bague supérieure par le ressort d'éjection se retrouve réparti sur les six billes et une petite analyse de statique permet de montrer que, quel que soit l'angle α , le piston du vérin est soumis à un effort vertical qui vaut :

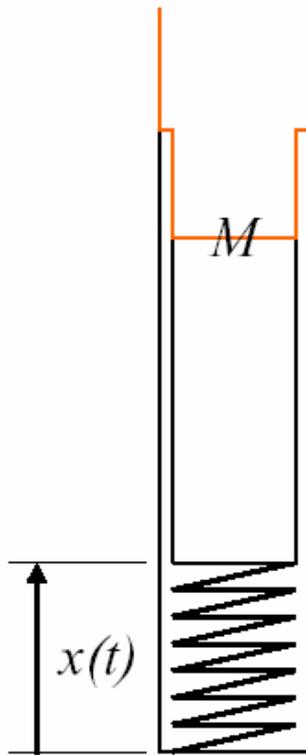
$$\frac{3}{2} \left(\frac{F_r}{3} \right) = \frac{F_r}{2}$$

Le ressort d'éjection a été dimensionné conjointement avec le vérin de manière à ce que tout soit compatible.

2.3) Dimensionnement du ressort d'éjection

Le ressort doit exercer une poussée suffisante de manière à ce que les coquilles contenant le parachute soient correctement éjectées. Afin de garantir ce fonctionnement en condition de vol, le cahier des charges impose une sortie franche des coquilles en soumettant la fusée à la pesanteur suivant son axe longitudinal.

Une simple étude énergétique du système permet d'obtenir la raideur k nécessaire pour satisfaire les paramètres d'éjection.



l_c = longueur du ressort compressé (m)

l_0 = longueur du ressort à vide (m)

k = raideur du ressort (N/m)

$h = x_{\max}$ (m)

M = masse à éjecter (kg)

$$k = \frac{2Mg(h-l_c)}{(l_0-l_c)^2}$$

Cependant, il convient de ne pas sur-dimensionner ce ressort pour ne pas risquer une ouverture prématurée de la fusée (notamment au moment de la fin de propulsion lorsque la fusée est soumise à une légère décélération). Les caractéristiques du ressort d'éjection sont donc les suivantes :

$$l_c = 0,090 \text{ m}$$

$$l_0 = 0,300 \text{ m}$$

$$k = 1200 \text{ N/m}$$

2.4) Dimensionnement du vérin pneumatique

L'effort appliqué par le ressort sur la partie supérieure est donc : $F_r = k(l_0 - l_c)$

Nous avons opté pour un CS de 4 où CS est le coefficient de sécurité (rapport entre la valeur maximale que peut supporter un équipement et la valeur normale).
 Aussi, nous avons choisi un vérin (diamètre 40 mm) qui permet de transmettre un effort de poussée de l'ordre de 754 N (sous une pression de 6 bars). Nous avons opté pour une course de 5 mm qui nous permettait d'avoir un encombrement minimal et ainsi de limiter les masses des différentes pièces.

3. Dimensionnement

3.1) Dimensionnement du parachute

La surface du parachute se calcule par $S = 2 M g / (\rho_o \cdot C \cdot Vd^2)$

$$M = 15Kg$$

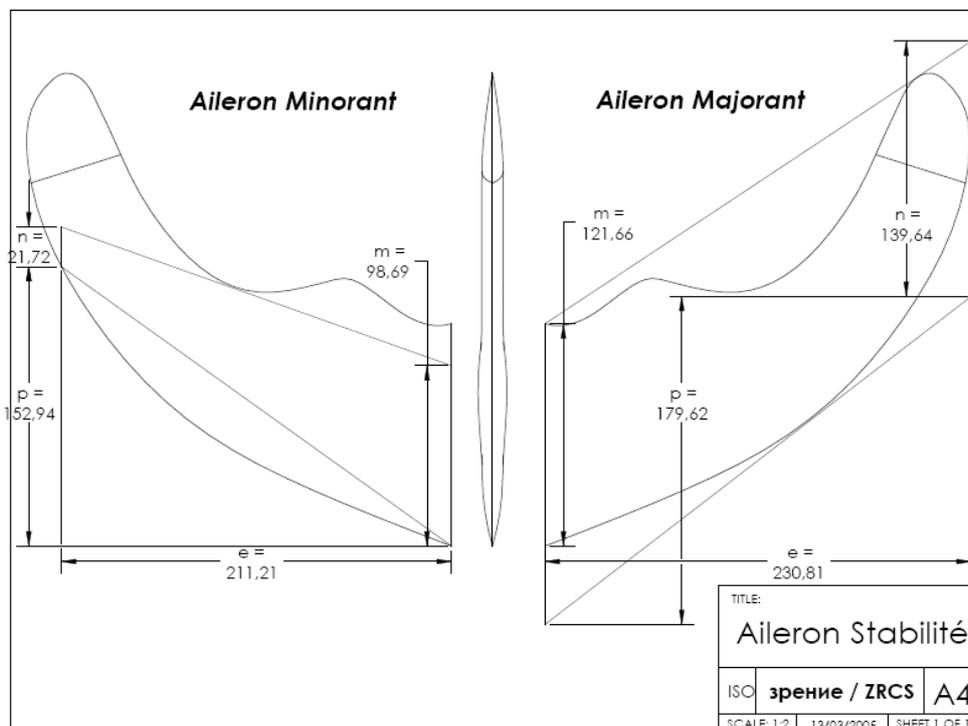
$$\rho_o = 1.30kg/m^3$$

$$C_x \text{ parachute} = 1$$

La vitesse de descente devant être comprise entre 8 m/s et 16m/s, l'équation nous a amené à deux surfaces : une maximale et une minimale. Le diamètre retenu fut 1.5m.

3.2) Dimensionnement des ailerons

L'allure des ailerons fut donc la suivante :



Conception du séquenceur

1. Fonctionnement général

La minuterie est de type numérique à déclenchement par Jack. Le réglage se fait à la seconde, à partir d'un temps de base de 5 secondes auquel s'ajoute une valeur définie grâce à 4 micro-switchs.

La plage réglable est donc comprise entre 5 et 20 secondes.

2. Description technique

Le montage est basé sur un microcontrôleur PIC de type 16F684. Quatre LEDs sont disposées sur le montage afin de déterminer son état :

- une LED « ON » qui s'allume de manière statique dès la mise sous tension du montage
- une LED « Activity » qui s'allume dès le démarrage du programme du PIC : celle-ci permet de contrôler le déclenchement du programme
- une LED « Jack » qui s'allume à l'insertion du Jack
- une LED « Décompte » qui clignote lors du décompte avant ouverture et reste allumée fixe une fois l'ouverture déclenchée.

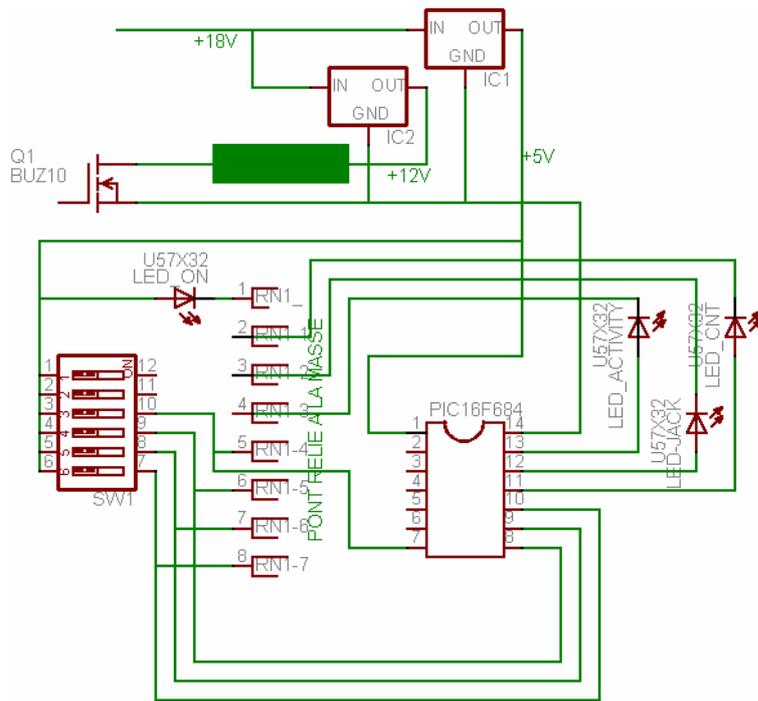
L'alimentation électrique du montage se fait par l'intermédiaire d'une pile 9V : cette entrée est régulée en 5V.

Les ports du PIC sont utilisés de la manière suivante :

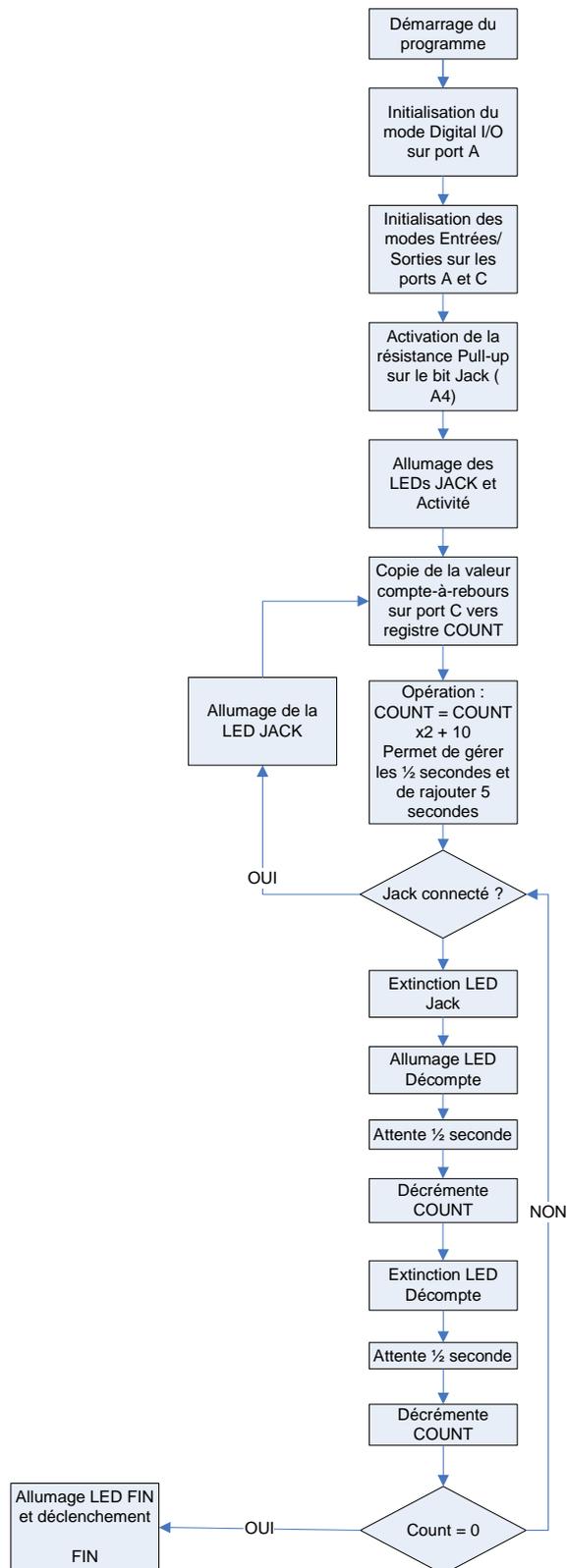
PIN	UTILISATION	DIRECTION
RA0	LED ACTIVITY	OUT
RA1	LED JACK	OUT
RA2	LED DECOMPTE	OUT
RA3	unused	
RA4	JACK	IN
RA5	EXIT	OUT
RC0	Countdown: bit0	IN
RC1	Countdown: bit1	IN
RC2	Countdown: bit2	IN
RC3	Countdown: bit3	IN
RC4	unused	
RC5	unused	

La sortie du PIC est raccordée à la grille d'un transistor de type BUZ10 dont la source est raccordée à la masse. La vanne est raccordée entre une arrivée +12V et le drain. Un front montant en sortie du PIC a donc pour effet de faire passer le transistor de l'état bloqué à l'état saturé, permettant le passage du courant dans la vanne.

3. Schéma



4. Algorithme utilisé



Conception de la partie électronique

1. Asservissement en rotation

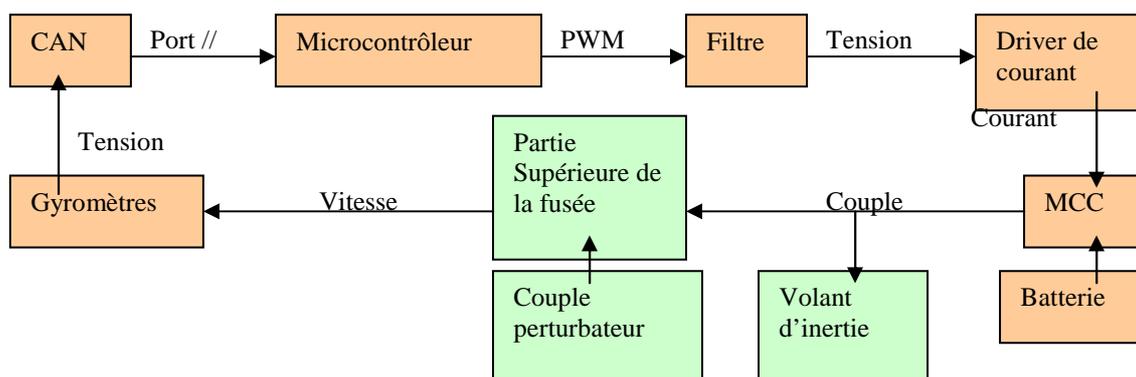
1.1. Objectif

L'objectif du ZRCS était d'asservir en roulis la partie supérieure de la fusée afin de filmer le vol dans un plan fixe avec le sol et particulièrement celui de la trajectoire.

1.2. Moyens

La méthode utilisée est une boucle d'asservissement utilisant capteur de vitesse, un convertisseur numérique analogique, un microcontrôleur, un filtre, un driver de courant et un moteur à courant continu.

Le schéma de principe est le suivant :



L'asservissement choisi est basé sur 2 boucles imbriquées :

- Une 1^{ère} boucle sur la mesure de vitesse avec un correcteur PI : Proportionnel Intégral
- Une 2nd boucle sur la mesure d'angle (vitesse intégrée) avec un correcteur Gain

Le correcteur a été simulé sous Matlab/Simulink afin de déterminer les coefficients du correcteur. Ils ont été déterminés de façon que le système bouclé soit stable, rapide, mais sans oscillation.

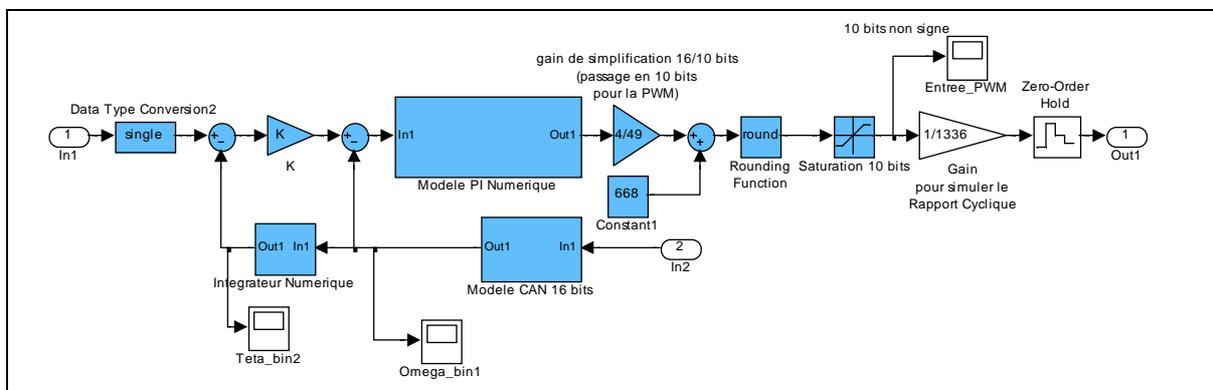
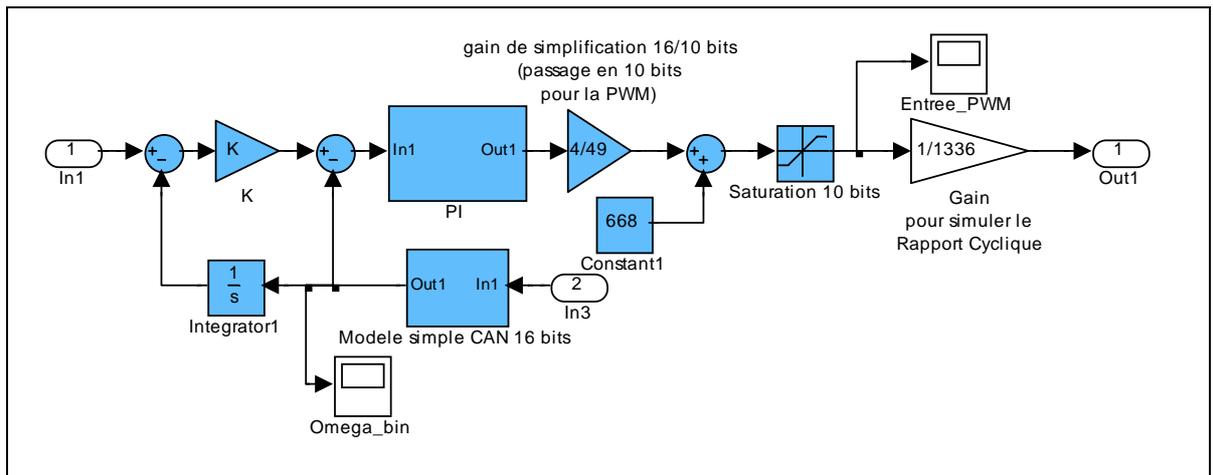
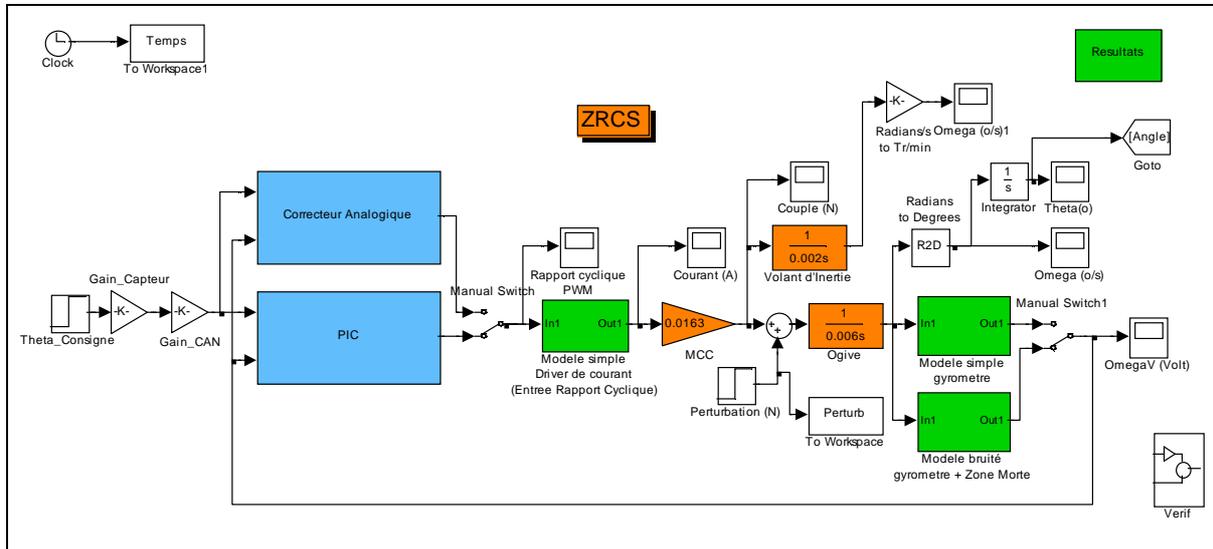
Le correcteur a été modélisé de manière analogique puis de manière numérique (équations récurrentes) afin de mesurer l'impact des limites de l'implémentation sur un microcontrôleur (échantillonnage temporel, discrétisation numérique, typage des variables...)

Des modèles de Driver, MCC, Partie supérieure de la fusée et Capteur (avec et sans bruit) ont donc été réalisés.

Pour finir, le modèle utilisé pour simuler mécaniquement la partie supérieure a été simplifiée : le bouclage mécanique du frottement sec des roulements supportant le volant d'inertie n'est pas simulé car cela crée des non-linéarités dans le modèle. Mais leur impact est rajouté

comme couple perturbateur. De plus, la saturation en tension de la MCC et la génération PWM (ainsi que le filtre) ne sont pas non plus modélisés.

Voici les modèles utilisés sous Matlab/Simulink



1.3. Réalisation

- **Capteur**

Le capteur utilisé est un gyromètre d'Analogie Device ADXRS 300. Il permet de mesurer la vitesse de la partie supérieure. Sa plage de mesure est de +/- 300°/s pour une tension comprise entre 1 et 4 Volts. Il n'a aucun étage de conditionnement car l'ordre de grandeur de la tension de sortie est amplement suffisant et de plus cela pourrait introduire du bruit. La tension du gyromètre est ainsi directement numérisée.

- **CAN**

Le convertisseur utilisé est un 16 bits de Texas Instrument ADS7807. Il permet de numériser la mesure de vitesse angulaire. Il a été choisi afin d'obtenir une précision suffisante sur le capteur. Celle du microcontrôleur (12 bits) était insuffisante selon le dimensionnement. Le CAN est entièrement contrôlé par le microcontrôleur et les mesures numérisées sont renvoyées sur le port //.

- **Correcteur + PWM**

Le correcteur et la génération de la commande sont réalisés de manière numérique à l'aide d'un microcontrôleur de Microchip, le 18F4331. Il a été choisi pour sa sortie PWM de bonne résolution qui constitue le signal de commande. En filtrant cette sortie, on obtient une valeur moyenne de tension permettant de commander l'interface de puissance (driver de courant). Cette solution paraissait plus intéressante et plus facile à mettre en œuvre que l'utilisation d'un CNA.

- **Filtre**

Le filtre permet d'obtenir une valeur de tension proportionnelle au rapport cyclique de la PWM. Il a été réalisé à partir de simples AOP. Le filtre possède un étage de conditionnement afin de lui envoyer une plage de signal correctement réglé.

- **Driver de courant**

Le driver de courant réalise l'interface de puissance entre la commande et le moteur et permet de commander celui-ci en courant, technique indispensable pour notre asservissement. Ce système est dérivé d'un moyen audio utilisé pour contrôler les HP.

- **Batterie**

La batterie a été choisie de telle manière qu'elle puisse fournir des pics de courant suffisamment élevés. La technologie choisie fut Ni-Mh, et ce pour minimiser la masse des éléments. Afin de commander le moteur en 12V avec les deux polarités possibles, 24V sont nécessaires. Selon la tension par élément, une batterie de 20 éléments a été définie. L'intensité quand à elle a été fixée par le nombre d'essai voulu sans avoir à effectuer de rechargement. Ainsi ceux sont des éléments de 1800 mAh qui ont été sélectionnés.

- **Moteur**

Le moteur quand à lui résulte d'une analyse des différents modèles ayant été récupérés. Ceci a des fins économiques. Ainsi c'est une MCC Maxon RE25 qui a été embarquée à bord de la fusée. Son couple a été jugé suffisamment et la vitesse maximale permettait de ne pas saturer le système trop rapidement. Tout cela pour des coups énergétiques suffisamment bas.

1.4. Résultat

L'expérience a fait ses preuves au sol, ce qui nous a valu le prix technique de la campagne. Cependant, les résultats du vol obtenu par l'interprétation de la vidéo démontre que nous avons commis une erreur de conception. Pendant la phase propulsée, un des roulements du moteur a été contraint axialement par un poids de 20 Kg, ie les 2 Kg du volant d'inertie sous 10 G. Ceci a empêché le volant de tourner et de contrer les couples perturbateurs provenant des phénomènes aéro et de la partie basse par l'intermédiaire des autres roulements. Une fois la phase propulsée terminée, la commande étant déjà saturée, le correcteur n'a pu corriger cette erreur et s'est mis à diverger.

2. Servocommande

2.1. Objectifs

L'objectif de la Servocommande était de contrôler en incidence la caméra afin de filmer de manier fixe en direction du sol (~10° avec la verticale).

2.2. Moyens

La méthode utilisée est commande utilisant un microcontrôleur et un servomoteur. Elle consiste en l'implémentation d'une fonction (angle en fonction du temps) utilisant un Timer déclencher par l'arrachage d'un Jack. La commande est constituée par la variation du rapport cyclique d'une PWM contrôlant directement le servomoteur.

2.3. Réalisation

- **Trajectoire + PWM**

La commande est réalisée de manière numérique à l'aide d'un microcontrôleur de Microchip, le 18F4331. Il a été choisi pour sa sortie PWM de bonne résolution qui constitue le signal de commande. Cette sortie est directement envoyée sur le servomoteur.

- **Servomoteur**

Le choix du servomoteur a été conditionné uniquement par des facteurs d'encombrements. Ainsi c'est un servomoteur bas profil qui a été retenu.

2.4. Résultat

Cela a parfaitement marché. L'angle de l'objectif de la caméra a suivi la trajectoire angulaire implémentée.

3. Electronique générale

3.1. Jack

Le jack utilisé sert à la fois pour la carte MP3, la carte servocommande et la carte ZRCS. Il est de type DIN avec 8 pattes.

3.2. Piles

Les piles utilisées sont des piles 9V. Une pour chaque carte (MP3, servocommande et ZRCS) et deux pour l'alimentation de l'optique.

La campagne de lancement et le vol

1°) Qualification

La qualification de la fusée s'est déroulée tant bien que mal. La résolution de notre dernier problème électronique au cours de la semaine de lancements a abouti sur le fonctionnement total du ZRCS. La durée totale de qualification, due aux nombreux points « exotiques » fut un point négatif de cette épreuve.

2°) Vol

Le vol a eu lieu le Samedi 29 juillet 2006 en fin de matinée et fut balistique. La fusée décolla à 12h00. Quelques secondes plus tard nous n'avions plus que nos yeux pour pleurer...La localisation du point de chute par l'image de la caméra embarquée retransmise en temps réelle fut aisée. Cependant, la vitesse à l'impact conjuguée à la nature du sol fait que la fusée a été naturellement détruite. Seule la jupe éjectée lors de l'impact fut retrouvée presque intacte à une centaine de mètres.

Conclusion

Le projet **ЗРЧИЕ** était une fusée expérimentale notamment destinée à l'enrichissement expérimental de l'ESO.

Lancée le 29 juillet 2006 à La Courtine, elle a fait un vol balistique. Les images filmées à bord ont pu être récupérées par télémétrie.

Le projet fut un succès vis-à-vis de l'intérêt qu'il a pu apporter aux différentes personnes extérieures, ainsi que dans la validité du ZRCS au sol. En vol, le système a cependant mal réagi, cela étant dû à une sur – contrainte de la MCC. Les systèmes sonores ont également tous défailliés juste avant le décollage.

Il ne restera finalement que deux principaux regrets à l'équipe : De ne pas avoir pu récupérer la fusée et de ne pas avoir eu un asservissement parfait en vol. Mais ce n'est que partie remise