

ESTACA SPACE ODYSSEY

Projet COURAGE

Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur



Et tous les bénévoles,
suiveurs, contrôleurs,
plan d'op, et autres personnes,
qui nous ont soutenus et aidés.

Septembre 2003 – juillet 2005 ...

L'ESTACA Space Odyssey (ESO) une association d'élèves de l'Estaca un club de passionnés d'aérospatial

Association créée en 1992, l'*ESTACA Space Odyssey* a pour but de promouvoir l'activité aérospatiale tout autour de notre école d'ingénieur, l'ESTACA. Une petite trentaine de membres réalise chaque année divers projets aérospatiaux : mini-fusées, fusées expérimentales, ballons sondes, mais également des projets plus ambitieux tels que drone, fusée bi-étage ou encore expérience en micro-pesanteur.

Ses membres, tous élèves ou anciens élèves de l'école d'ingénieur, conçoivent et réalisent eux-même toute l'électronique et la mécanique nécessaire au projet. C'est ainsi que les cours théoriques enseignés par nos professeurs sont mis en pratique, non sans difficulté, sur des objets techniques et de dimensions raisonnables.

Depuis 1992, l'ESO lance ses projets lors de la campagne nationale de lancement de fusées qui a lieu chaque été. Les plus grands noms de l'histoire ESOCienne sont :

- CYRIUS (1993), première fusée supersonique de l'ESO.
- Puis viennent les grandes collaborations avec un autre club, l'Aero-Efrei, avec les fusées SYNERGIA en 1994 et ERGONE en 1996, qui permirent d'étudier le passage du Mach et les déformations structurelles.
- CARROL (1998), contrôlée activement en roulis.
- REVANCHE (1999), première fusée à séparation pneumatique transversale à billes, qui, légèrement améliorée, est devenue la séparation standard des fusées du club.

En tout, l'ESO a lancé 24 projets de fusée en 14 ans, soit une moyenne d'environ 2 fusées par an, ce qui fait de l'ESO l'un des clubs les plus actifs actuellement.



Les 3 fusex 2005 sur l'aire de lancement
Courage, Altaïr et EDP

Cette année, année de la reprise des vols après la pause de 2004, l'ESO a lancé 3 fusées expérimentales pendant la campagne de lancement de La Courtine, fusées qui ont toutes réalisées un vol "nominal" :

- ALTAÏR : fusée enregistrant la pression dynamique pour déterminer son Cx.
- EDP : menée en commun avec l'Aéro-Efrei depuis fin 2003, cette fusée génère de l'électricité.
- COURAGE : fusée bi-étage mono-propulseur étudiant l'influence de la séparation à haute vitesse de ses deux étages.

Le projet COURAGE

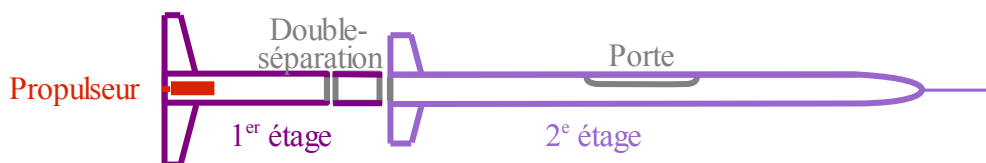
La problématique sécuritaire des fusées bi-étages au cœur du projet :

Après avoir réalisé avec succès une fusée expérimentale, quoi de plus normal que de songer à la fabrication d'une fusée bi-étage. Cependant, les dernières bi-étages datent de 1991 et 1998, ceci pour des raisons de complexité et de sécurité.

Néanmoins, cela occupe les esprits des ESOciens depuis 1996, et une première tentative a été réalisée avec BELLE (bi-étage active Chamois-Koudou, 1998-2001, non-lancée). En septembre 2003, une petite équipe soudée et passionnée se repose la question des fusées bi-étages. Après une grande réflexion sur les problèmes que cela pouvait poser, au niveau sécuritaire et technique, nous nous sommes décidés à réaliser une fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur (sans 2nd propulseur, dont la mise en oeuvre est jugée trop critique).

Ce projet, nommé COURAGE, s'approche volontairement des problèmes rencontrés sur une bi-étage bi-propulseurs, afin de les analyser par une étude de sécurité. En conséquence, le premier étage est largué dès la fin de sa propulsion, et l'électronique embarquée est aussi complexe que s'il y avait un 2nd propulseur. La fusée contient également une expérience : des capteurs mesurent les mouvements du 2^e étage lors de la séparation, et les envoient au sol par télémétrie.

Une documentation de 200 pages a été écrite sur le projet, afin de communiquer avec le CNES et les bénévoles de Planète-Sciences. Indirectement, cela a généré des échanges tri-latéraux, qui ont permis l'acceptation de pas moins de 15 dérogations au Cahier Des Charges Fusex. Cela témoigne notamment de la confiance du CNES envers le sérieux de notre démarche de sécurité, et envers la qualité de notre réalisation.



Des défis techniques importants :

Comme tout projet hors norme, la complexité technique apparaît vite.

Voici les points durs qu'implique un tel projet bi-étage :

- Calcul de la stabilité bi-empennage
- Réalisation d'une double-séparation pneumatique à billes (ci-contre) (séparation inter-étage & éjection du 1^{er} parachute)
- Ouverture d'un 1^{er} parachute à haute vitesse
- Intégration d'une électronique de sécurité conséquente
- Transmission par télémétrie à débit doublé (beaucoup de capteurs)

Ces défis ont tous été surmontés, grâce notamment aux nombreux partenaires industriels auxquels nous avons dû faire appel, et qui nous ont apporté leur savoir-faire technique, ainsi que du matériel spécifique. Les besoins de ce projet en moyens techniques et financiers sont estimés à une valeur de 7000 €.



La campagne de lancement

Le projet COURAGE, débuté fin 2003, aurait dû être lancé pendant l'été 2004, mais les lancements ont été reportés par le CNES. Nous avons alors profité de l'année supplémentaire pour améliorer la fusée.

La campagne de lancement s'est donc déroulée fin juillet 2005 sur le terrain militaire de La Courtine (dans la Creuse). Après des qualifications techniques sans soucis, nous avons pu rejoindre le plateau des Mille Vaches (des Milles Arbres !).

La fusée COURAGE fut lancée jeudi 28 juillet.

Pesant 14 kg au décollage, elle est propulsée par un "Chamois" poussant 84 daN pendant 2,5 secondes. Puis la double-séparation se déclenche, larguant le 1^{er} étage et son parachute qui lui permet de redescendre en douceur. Pendant ce temps, le second étage continue sur sa lancée sans modification apparente de trajectoire. Enfin, 10 secondes plus tard, c'est au tour de la porte du second étage de s'ouvrir et de libérer le second parachute. Le second étage redescend alors sous parachute sans encombre.

C'est pourquoi nous sommes heureux de dire que le vol fut doublement "nominal" !

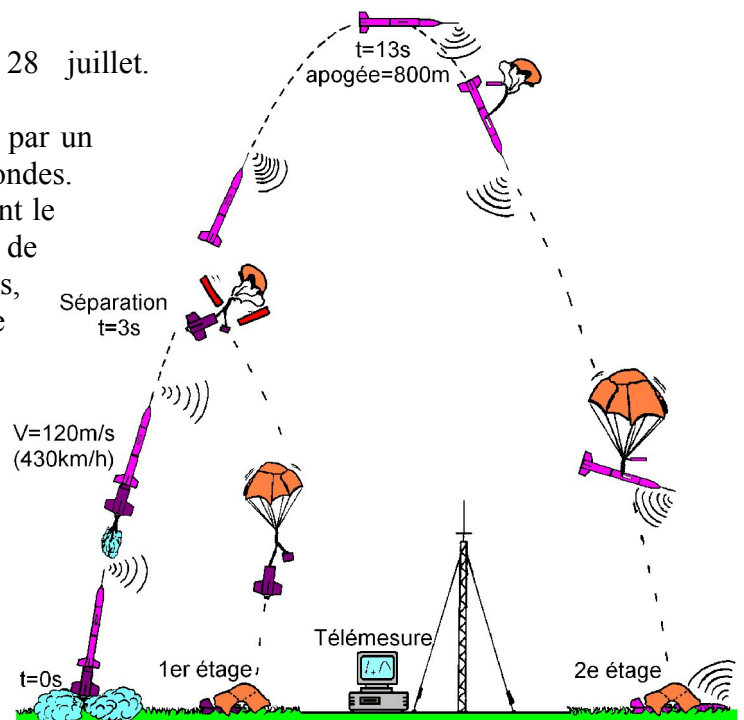


Schéma du vol de COURAGE



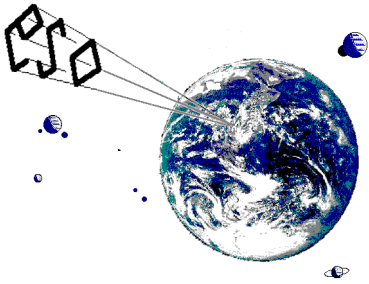
La récupération des deux étages fut difficile (en forêt), et seul le 2^e étage a été retrouvé en très bon état, accroché à un arbre. Malgré deux jours passés sous la pluie, la majorité de l'électronique fonctionnait encore !

L'objectif de la fusée et de son expérience embarquée, à savoir l'étude du comportement du 2^e étage lors de la séparation, est rempli puisque ce qui a pu être observé de visu a été confirmé par la télémétrie : aucune modification de trajectoire n'a eu lieu lors du largage du 1^{er} étage, et l'attitude du 2^e étage est restée correcte à la suite de cette séparation.

Ainsi, la voie vers la réalisation de fusées bi-étages actives (bi-propulseurs), dans des conditions de sécurité satisfaisantes, est plus que jamais ouverte.

Pour plus d'informations sur le projet COURAGE (photos, vidéos, documents) :

<http://courage.eso.online.fr>



ESTACA SPACE ODYSSEY

DOSSIER DE CONCEPTION

du projet COURAGE

de l'Estaca Space Odyssey (ESO)



Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur

Remerciements

Tous les membres du projet Courage tiennent à remercier les personnes qui nous aident à concrétiser ce projet expérimental.

Citons tout d'abord nos suiveurs de Planète-Sciences, Vincent Girard et Nicolas Lorient, qui nous apportent des précieux conseils au cours des nombreuses réunions de suivi. D'autres personnes de Planète-Sciences, bénévoles ou non, nous ont également habilement conseillés.

Nous remercions aussi tous nos sponsors et partenaires industriels, sans qui rien n'aurait été possible. Ils nous ont soutenus en nous apportant les moyens, financiers mais surtout matériels, nécessaires à la réalisation de ce projet, sans oublier les inestimables conseils techniques de nos interlocuteurs.

Cette année, nous retiendrons l'aide particulière de :

- l'Estaca et son BDE et APE pour le matériel de l'école, les locaux et les subventions
- Axson et Marcarian Composites pour les moules des tubes en carbone
- Analog Device pour les capteurs qu'ils nous ont fournis
- Parker pour la personnalisation du vérin pneumatique
- Leduc pour les ressorts fabriqués sur mesure
- Aerazur pour leur parachute très résistant
- Union Thermique pour l'aluminium
- Maxim et Microchip pour leurs échantillons gratuits
- Le Crédit Lyonnais pour son soutien financier
- ... tous les oubliés, et nos futurs partenaires

Enfin, nous pensons aux organismes qui nous permettront de lancer ce projet expérimental lors de la campagne nationale de lancement, qui nous fournissent le système de télémesure ainsi que l'équipement pyrotechnique et la mise en œuvre des propulseurs, à savoir le CNES et Planète-Sciences.

Sommaire général

Remerciements	2
Sommaire général	3
Sommaire détaillé	4
Introduction.....	7
Documentation sur COURAGE	8
1 Présentation de Courage	9
1.1 Moyens	9
1.2 Objectif initial	12
1.3 Objectif du projet Courage	13
1.4 Lexique	14
2 La structure mécanique.....	15
2.1 Caractéristiques générales de la fusée	15
2.2 Les séparations.....	20
2.3 Rappels des critères imposés par la sécu	25
2.4 Dimensionnement de la double séparation	26
2.5 Prise en compte du nouveau test de flèche	39
2.6 Dimensionnement de la porte	43
2.7 Stabilité et trajectographie	44
2.8 Dimensionnement des parachutes.....	46
2.9 Dimensionnement des chaînes parachutes.....	47
3 L'électronique embarquée	59
Architecture dans la fusée.....	59
3.1 La logique de séparation et d'ouverture parachute.....	60
3.2 L'expérience et la chaîne de mesure.....	68
3.3 L'intégration élec/méca	75
Conclusion	78
Annexe 1 : Plans Mécaniques.....	79
Annexe 2 : Schémas Elec	80
Annexe 3 : Datasheets	81
Annexe 4 : Respect du cahier des charges.....	82
Annexe 5 : Fiches Contrôles.....	82
Annexe 6 : Chronologie détaillée	82
Annexe 7 : Procédure d'assemblage final	82
Annexe 8 : Dossier de Sécurité.....	82

Sommaire détaillé

Remerciements	2
Sommaire général	3
Sommaire détaillé	4
Introduction.....	7
Documentation sur COURAGE	8
1 Présentation de Courage	9
1.1 Moyens	9
1.1.1 L'association.....	9
1.1.2 Les membres.....	9
1.1.3 Le planning	10
1.1.4 Le budget	12
1.2 Objectif initial.....	12
1.3 Objectif du projet Courage	13
1.4 Lexique	14
2 La structure mécanique.....	15
2.1 Caractéristiques générales de la fusée	15
2.1.1 L'étagement	15
2.1.2 Les parachutes	16
2.1.3 Les dimensions	17
2.1.4 Structure du premier étage.....	18
2.1.5 Structure du 2 ^{ème} étage.....	18
2.1.6 Les tubes	19
2.1.7 Les bagues	19
2.2 Les séparations.....	20
2.2.1 Choix.....	20
2.2.2 Principe d'une ouverture transversale à billes	21
2.2.2.1 Principe du système de fermeture.....	21
2.2.2.2 Principe d'éjection du parachute	22
2.2.3 Double séparation	23
2.2.4 L'ouverture du parachute 2.....	24
2.3 Rappels des critères imposés par la sécu	25
2.4 Dimensionnement de la double séparation	26
2.4.1 Bilan des masses	26
2.4.2 Détermination de la constante de raideur des 2 ressorts.....	26
2.4.2.1 Déterminons tout d'abord le ressort 2.	27
2.4.2.2 Déterminons maintenant le ressort 1.	27
2.4.2.3 Récapitulatif :.....	28
2.4.3 Dimensionnement des angles des bagues de la double séparation et détermination de l'effort supporté par le vérin	29
2.4.3.1 Effort créé par les ressorts	29
2.4.3.1.1 Effort dans la partie inférieure de la séparation créé par le ressort 1	29
2.4.3.1.2 Effort dans la partie supérieure de la séparation créé par le ressort 2	31
2.4.3.1.3 Bilan des efforts créés par les ressorts sur le vérin.....	32
2.4.3.2 Effort créé par la décélération.....	33
2.4.3.2.1 Effort dans la partie inférieure de la séparation créé par la décélération.....	33
2.4.3.2.2 Effort dans la partie supérieure de la séparation créé par la décélération.....	34
2.4.3.2.3 Bilan des efforts créés par la décélération sur le vérin	34
2.4.3.3 Bilan des efforts sur le vérin	34
2.4.4 Détermination du vérin	35

2.4.5	Etude du dimensionnement de la séparation à la flexion de la fusée ; Vérification du non-déboîtement des billes de la bague inférieure ; Détermination du nombre de billes	35
2.4.5.1	Effort dans la partie inférieure de la double séparation	35
2.4.5.2	Effort dans la partie supérieure de la séparation	37
2.4.5.3	Effort subi par le vérin en flexion pure	38
2.5	Prise en compte du nouveau test de flèche	39
2.5.1	Couple repris par la bague « plaque de poussée » lors du test de flèche	39
2.5.2	Couple repris par la double séparation et par le vérin	40
2.5.2.1	Partie basse de la double séparation	40
2.5.2.2	Partie haute de la double séparation	41
2.5.2.3	Effort subi par le vérin	41
2.5.3	Bilan	42
2.6	Dimensionnement de la porte	43
2.7	Stabilité et trajectographie	44
2.8	Dimensionnement des parachutes	46
2.9	Dimensionnement des chaînes parachutes	47
2.9.1	Préambule – Effort lié au choc de l’ouverture	47
2.9.2	Méthode de calcul d’Aerazur	47
2.9.3	Dimensionnement de la chaîne du premier étage	48
2.9.3.1	Schématisation	48
2.9.3.2	Dimensionnement de la chaîne basse	48
2.9.3.2.1	Le parachute / les suspentes	48
2.9.3.2.2	L’émérillon	48
2.9.3.2.3	La sangle	49
2.9.3.2.4	La tige traversante	49
2.9.3.2.5	La bague « plaque de poussée »	51
2.9.3.3	Dimensionnement de la chaîne haute du premier étage	52
2.9.3.3.1	La tige traversante	52
2.9.3.3.2	La bague « double sépa inf bague sup »	54
2.9.4	Dimensionnement de la chaîne du second étage	55
2.9.4.1	Schématisation	55
2.9.4.2	Dimensionnement de la chaîne	55
2.9.4.2.1	La bague « attache para 2 »	56
2.9.4.2.2	La case élec	58
2.9.5	Conclusion	58
3	L’électronique embarquée	59
	Architecture dans la fusée	59
3.1	La logique de séparation et d’ouverture parachute	60
3.1.1	Rappel de l’électronique imposée par le dossier de sécurité	60
3.1.2	Les minuteriers analogiques	61
3.1.3	Les minuteriers numériques	62
3.1.4	Détection de fin de propulsion	63
3.1.5	Intégrale de poussée	64
3.1.6	Les jacks	66
3.1.7	Les portes logiques	66
3.1.8	Les circuits de puissances et les relais	67
3.1.9	Les optocoupleurs	67
3.2	L’expérience et la chaîne de mesure	68
3.2.1	Les capteurs	70
3.2.1.1	Les gyroscopes	70
3.2.1.2	La bobine	71
3.2.1.3	L’accéléromètre	72
3.2.2	Le conditionnement	73
3.2.3	Les filtres	73

3.2.4	La numérisation CAN, le codage et la sérialisation UART SNR.....	73
3.2.5	La trame télémesure.....	73
3.2.6	La modulation FSK.....	74
3.2.7	Choix du débit.....	74
3.2.8	L'émetteur.....	74
3.3	L'intégration élec/méca	75
3.3.1	La Mise en Œuvre.....	75
3.3.2	Le câblage	76
3.3.3	Les piles / autonomie	77
	Conclusion	78
	Annexe 1 : Plans Mécaniques.....	79
	Annexe 2 : Schémas Elec	80
	Annexe 3 : Datasheets	81
	Annexe 4 : Respect du cahier des charges.....	82
	Annexe 5 : Fiches Contrôles.....	82
	Annexe 6 : Chronologie détaillée	82
	Annexe 7 : Procédure d'assemblage final	82
	Annexe 8 : Dossier de Sécurité.....	82

Introduction

Au sein du club aérospatial Estaca SpaceOdyssey, en septembre 2003, un petit groupe de personnes déjà initiées à la fusée expérimentale eurent envi de réaliser une fusée plus évoluée, se rapprochant un peu plus des problématiques rencontrées sur les lanceurs grandeur réelle, par exemple avec l'étagement.

Le projet COURAGE consiste donc à lancer une fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur pour étudier la séparation entre ces deux étages. Nous verrons dans le début de ce document comment nous sommes arrivés à cet objectif.

Pendant l'année 2003-2004, nous avons pu faire la conception de la fusée, puis réaliser la fusée en quasi-totalité.

Mais en mai 2004, le CNES annonça le report des lancements expérimentaux, le temps d'homologuer les procédures et les propulseurs. Le lancement est donc prévu lors de la prochaine campagne nationale de lancement, fin juillet 2005.

Profitant du délai qui nous été imposé, nous avons effectué pendant l'année 2004-2005 diverses améliorations à notre projet.

Ce document présente le projet dans sa globalité, puis inclut les différentes études nécessaires à la réalisation de la fusée. Les plans mécaniques et schémas électroniques se trouvent en annexe. Référencés en annexe, vous noterez qu'il existe aussi d'autres documents relatifs au projet Courage, documents détaillés page suivante.

En quelque sorte, la conception est l'application pratique des principes de sécurité, avec les difficultés que cela peut poser. Je citerai pour l'exemple deux lois de Murphy :

- Tout facteur de sécurité fondé sur l'expérience pratique se révèle toujours trop juste.
- Un circuit protégé contre toutes les défaillances est le premier à tomber en panne ... et s'il tient le choc, il provoquera la destruction des autres circuits.

Toute la difficulté réside dans ce compromis entre le niveau de sécurité souhaité, et la complexité du système résultant.

Dans ce document, nous avons essayé de rester le plus compréhensible possible, tout en atteignant un certain niveau de détail technique. Si néanmoins vous souhaitez plus de renseignements, vous pouvez nous contacter à lcome@free.fr.

Documentation sur COURAGE

La documentation du projet Courage est décomposée en différents dossiers.

Veillez vous assurer que vous disposez de la dernière version de chaque document.

Pour cela, le site Web <http://courage.eso.online.fr> recense toutes les dernières versions des documents relatifs au projet Courage. Vous pouvez également les demander par e-mail à lcome@freee.fr.

Ci-dessous un extrait de la page « documents » de ce site Web au 07/01/2005 :

Liste des documents du projet Courage :

Titre	Version	Date	Fichier	Taille
Le dossier de conception	v2.1	07/01/2005	.pdf	~5Mo !
Les plans mécaniques	v2	jan 2005	.pdf	460Ko
Les schémas électroniques	v2.3	jan 2005	.pdf	210Ko
L'étude de sécurité préalable	v5	avril 2004	.pdf	3.5Mo !
La vérification du respect au cahier des charges	v1.3	14/11/2004	.pdf	110Ko
Les fiches de contrôles de Courage	v1.3	06/01/2005	.pdf	130Ko
L'intégration finale de la fusée	v3	jan 2005	.pdf	30Ko
La chronologie de la mise en oeuvre du lancement	v3	jan 2005	.pdf	55Ko

Téléchargez tous ces documents en un seul fichier [Dossiers Courage ESO jan 2005.zip](#) (~6Mo!).

Quelques explications sur la raison de ces différents documents :

Du fait des spécificités du projet (double empennage, séparation inter-étage au cours du vol ascendant), une étude de sécurité a été effectuée préalablement à la réalisation de la conception finale.

La conception de la fusée, tel que présentée dans ce dossier, résulte donc des choix effectués lors de l'étude de sécurité, comme vous pourrez très vite le constater. Il est donc conseillé d'avoir parcouru l'étude de sécurité pour mieux comprendre la conception.

'La vérification du respect au cahier des charges' et 'Les fiches de contrôles de Courage' sont des documents aux noms explicites et destinés à faciliter le contrôle de la fusée Courage, particulièrement lors de la campagne où le temps pour contrôler est assez réduit.

'L'intégration finale de la fusée' et 'La chronologie de la mise en oeuvre du lancement' sont des documents ressources à utiliser juste avant le vol. Ils permettent de s'assurer qu'aucune étape n'est oubliée, ceci grâce à un trio Exécutant – Exécutif - Contrôleur.

1 Présentation de Courage

(Cette présentation reprend celle faite dans l'étude de sécurité préalable.)

1.1 Moyens

1.1.1 L'association

L'Estaca Space Odyssey (ESO) est le club aérospatial de l'ESTACA, école d'ingénieur spécialisée notamment dans les domaines aéronautique et spatial. Association loi 1901 depuis 1992, elle regroupe une quarantaine de membres, tous élèves de l'ESTACA ou anciens ESOCIENS, qui conçoivent, réalisent et lancent plusieurs projets techniques par an. Les supports sont les mini-fusées, les fusées expérimentales et plus rarement les ballons expérimentaux.

1.1.2 Les membres

Ce projet regroupe pour l'année 2003-2004 les 8 membres suivants :

Côme Léo (responsable du projet)
Sucher Damien (responsable mécanique)
Boldrini Julien (responsable électronique)
Meunier Michael (mécanique)
Woelfflé Angélique (mécanique)
Morel Aude (électronique)
Leclercq Sylvain (électronique)
Delair Xavier (électronique)

Parmi ces membres, 6 ont déjà travaillé sur au moins une fusée expérimentale, principalement sur le projet PIF & Hercule.

Pour l'année supplémentaire 2004-2005, seuls 3 membres finissent le projet :

*Côme Léo (responsable du projet)
Sucher Damien (responsable mécanique)
Boldrini Julien (responsable électronique)*

1.1.3 Le planning

Sa présentation peut paraître compliquée, mais le planning suivant offre l'avantage de synthétiser toutes les contraintes d'ordre temporel sur une même page.

Fusée expérimentale "Courage" ESO 2004

Planning du 20/11/2003

Dispo	Date				Gestion	Méca	Elec	Documents	Réunions	
	exam	1/2jour	sem	mois						dates
	3	45			Recherche et entretien de sponsors financiers et matériels (ANVAR, Analog Device, Union Thermique, AXSON, M Composites, Zodiac, Leduc, ...) assurer le recrutement et la formation de nouveaux membres ...	Définition		DP	Revue de Définition	
	3	46	nov			1ère conception		Démarche expérimentale Architecture	+	
	3	47				étude de SDF		"Dossier de sécurité"	+	
	3	48	30-nov			2ème conception		"Dossier de conception"		
	3	49	déc			Fabrication des pièces		Réalisation des cartes	Dossier de conception	Revue de Conception
	3	50								
	3	51	20-déc			Intégration (câblage)		Tests globaux (mise au point, étalonnage)	dossier CNES (sécu & technique)	Réunion d'avancement
vac	5	52								
vac	5	1	jan	31-déc		Qualification & lancement				Visite de pré-qualification
rev	0	2	2004							
exam	0	3				Qualification & lancement				Campagne de lancement
vac	10	4								
vac	3+	5				Qualification & lancement				
vac	3+	6	fév							
vac	3+	7				Qualification & lancement				
vac	3+	8	22-févr		Qualification & lancement					
vac	10	9					Qualification & lancement			
exam	0	14	avr		Qualification & lancement					
vac	3	15					Qualification & lancement			
vac	10	16	25-avr		Qualification & lancement					
vac	10	17					Qualification & lancement			
vac	3	18			Qualification & lancement					
vac	3	19	mai				Qualification & lancement			
vac	3	20			Qualification & lancement					
vac	3	21	15-mai				Qualification & lancement			
rev	0	22			Qualification & lancement					
exam	0	23	juin				Qualification & lancement			
exam	0	24			Qualification & lancement					
exam	5	26	23-juin				Qualification & lancement			
vac	10	27	juil		Qualification & lancement					
vac	10	28					Qualification & lancement			
vac	10	29			Qualification & lancement					
vac	10	30					Qualification & lancement			
vac	10	31	26 au 31		Qualification & lancement					
vac	0	32	aoû				Qualification & lancement			
vac	0	33			Qualification & lancement					
vac	0	34					Qualification & lancement			
vac	0	35			Qualification & lancement					
vac	10	36	sept				Qualification & lancement			
vac	3	37			Qualification & lancement					
vac	3	38					Qualification & lancement			
vac	3	39			Qualification & lancement					
vac	3	40	oct				Qualification & lancement			
vac	3	41			Qualification & lancement					
vac	3	42					Qualification & lancement			
vac	3	43	31-oct		Qualification & lancement					

vac=vaccances
 rev=révisions
 exam=partiels

Note : le planning a peu évolué depuis décembre, néanmoins nous réalisons en pratique la fabrication, les tests et l'intégration presque en parallèle. Depuis janvier, on note un léger retard, du au changements de conceptions qu'impliquait l'utilisation d'une porte.

Etat des lieux lors de l'été 2004 et planning 2005 :

Nous avons profité de la Rencontre Nationale des clubs Espace (RNE) pour faire le point sur l'état d'avancement du projet Courage.

- La double-séparation ne résiste pas à un moment de flexion crée par le poids propre de la fusée lorsqu'elle est mise à l'horizontale (test de flèche, insertion en rampe).
- La flèche de la fusée dépasse la limite de 1%
- Les capteurs ne sont pas tous étalonnés
- L'intégrale d'accélération n'est pas programmée, encore moins validée
- Le démodulateur 9600 bit/s ne fonctionne pas correctement.

Nous allons donc profiter de l'année supplémentaire pour terminer tous ces points, points qui n'auraient pas été finalisés correctement si nous devions lancer en 2004.

Il n'y a pas de planning très détaillé pour l'année 2004-2005, mais plutôt une liste de tâche réparties à effectuer. Néanmoins, le tout début de l'année est consacré à une réflexion sur les améliorations et modifications à effectuer, puis viennent les nouvelles réalisations. La 2^{nde} moitié de l'année est consacrée aux tests avancés et à la validation, nous laissant aussi du temps pour la finition (peinture...).

1.1.4 Le budget

Le projet nécessite du matériel assez coûteux, mais celui-ci est principalement fourni par des sponsors. Par exemple, les bruts d'aluminium nous sont fournis par Union Thermique, les parachutes par Aérazur, les vérins pneumatiques par Parker, les ressorts par Leduc, naturellement, le propulseur et l'émetteur par le CNES et l'organisation du suivi et de la campagne de lancement par Planète-Sciences.

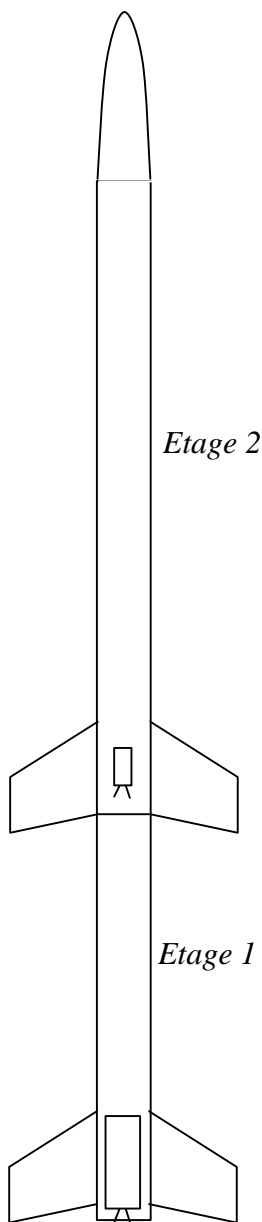
De plus, l'association achète du matériel pour l'ensemble des fusées, tel les fibres de carbone, la visserie, sur un budget commun.

Ainsi, le budget alloué par l'ESO aux liquidités propres du projet Courage est de 1000€

Si cela devient insuffisant, il faudra alors en rediscuter avec le conseil d'administration de l'ESO.

Une rallonge de 500€ nous a été accordé pour l'année 2004-2005.

1.2 Objectif initial



Ayant déjà réalisé une fusée expérimentale pour la plupart, nous souhaitons au départ réaliser une fusée bi-étage active (deux propulseurs), projet de plus grande ampleur, pour nous rapprocher des contraintes rencontrées dans le milieu professionnel ainsi que pour l'aspect pédagogique qu'une telle réalisation peut nous apporter.

Nous avons donc commencé dès septembre à réfléchir aux problèmes que cela pouvait poser, que ce soit au niveau technique, sécurité ou humain.

Nous avons alors retenu plusieurs points importants :

- Premièrement, l'une des phases critique d'une fusée bi-étage est la mise à feu du second propulseur. Or si la séparation inter-étage (notamment) perturbe le comportement dynamique du second étage, il ne faut pas, dans ce cas là, autoriser la mise à feu du second propulseur.

- Ensuite, la gestion d'une séparation et de deux ouvertures parachutes (soit trois actionneurs) ne nous apparaît pas comme un choix simple, pour des raisons de masse et d'encombrement ainsi que de complexité des systèmes (mécanique et électronique). D'autre part, l'étage 1 (celui du bas), se retrouvant seul, est instable. Il nous paraît donc intéressant de pouvoir ouvrir le parachute dès la séparation inter-étage. C'est pourquoi nous avons opté pour un système qui réalise la séparation inter-étage et l'ouverture du parachute 1 en même temps, ceci grâce au même actionneur.

Néanmoins, avant de se lancer dans « la grande aventure » qu'est la réalisation d'une fusée bi-étage, nous préférons tout d'abord nous former aux concepts propres aux fusées bi-étage par l'intermédiaire d'un projet expérimental mono-propulseur et ce dans l'optique d'une démarche sécuritaire et de qualité.

1.3 Objectif du projet Courage

Nous avons donc décidé d'étudier cette année le comportement dynamique du second étage (inerte, sans 2nd propulseur) lors de la séparation inter-étage, afin d'étudier l'influence de cette séparation à haute vitesse sur les conditions d'allumage (altitude, inclinaison, stabilité, etc.) d'un éventuel second propulseur, en négligeant le vent et autres phénomènes aérodynamiques complexes.

Dans cette étude du comportement dynamique, nous allons essayer de connaître les rotations du 2nd étage de la fusée sur trois axes et sa vitesse d'éloignement par rapport au 1^{er} étage lors de la séparation inter-étage.

Pour déterminer les paramètres angulaires et d'éloignement, nous avons décidé d'utiliser comme capteurs trois gyromètres et un dé-bobineur avec calcul du nombre de tours. Après leur conditionnement, les données sont renvoyées au sol par télémesure et stocké à bord dans des mémoires EEPROM..

Lorsque nous aurons récolté ces données, nous pourrons les analyser et les interpréter, puis apporter des modifications ou non (mécanique, électronique ou critère de sécurité) à une future bi-étage, de caractéristiques semblables, qui pourra allumer son second propulseur dans de meilleures conditions de sécurité.

Pour cette année :

- Les trois gyromètres nous indiqueront si notre type de séparation a induit ou non une déviation de trajectoire par rapport au 1^{er} étage et s'il faut retravailler le système.
- Le dé-bobineur nous fournira la vitesse d'éloignement du 2nd étage par rapport au 1^{er} étage et ainsi, nous pourrons déduire le temps minimum nécessaire après séparation inter-étage pour l'allumage du 2nd propulseur.

De plus, nous chercherons à séparer au même moment qu'une bi-étage active, c'est à dire le plus tôt possible après la fin de propulsion pour que son inclinaison soit convenable, ni trop inclinée, ni trop verticale (donc proche des conditions de la rampe), la vitesse importante améliorant la continuité de la stabilité. C'est pourquoi la commande de cette séparation se fera à l'aide d'un système de détection de fin de propulsion nominale.

1.4 Lexique

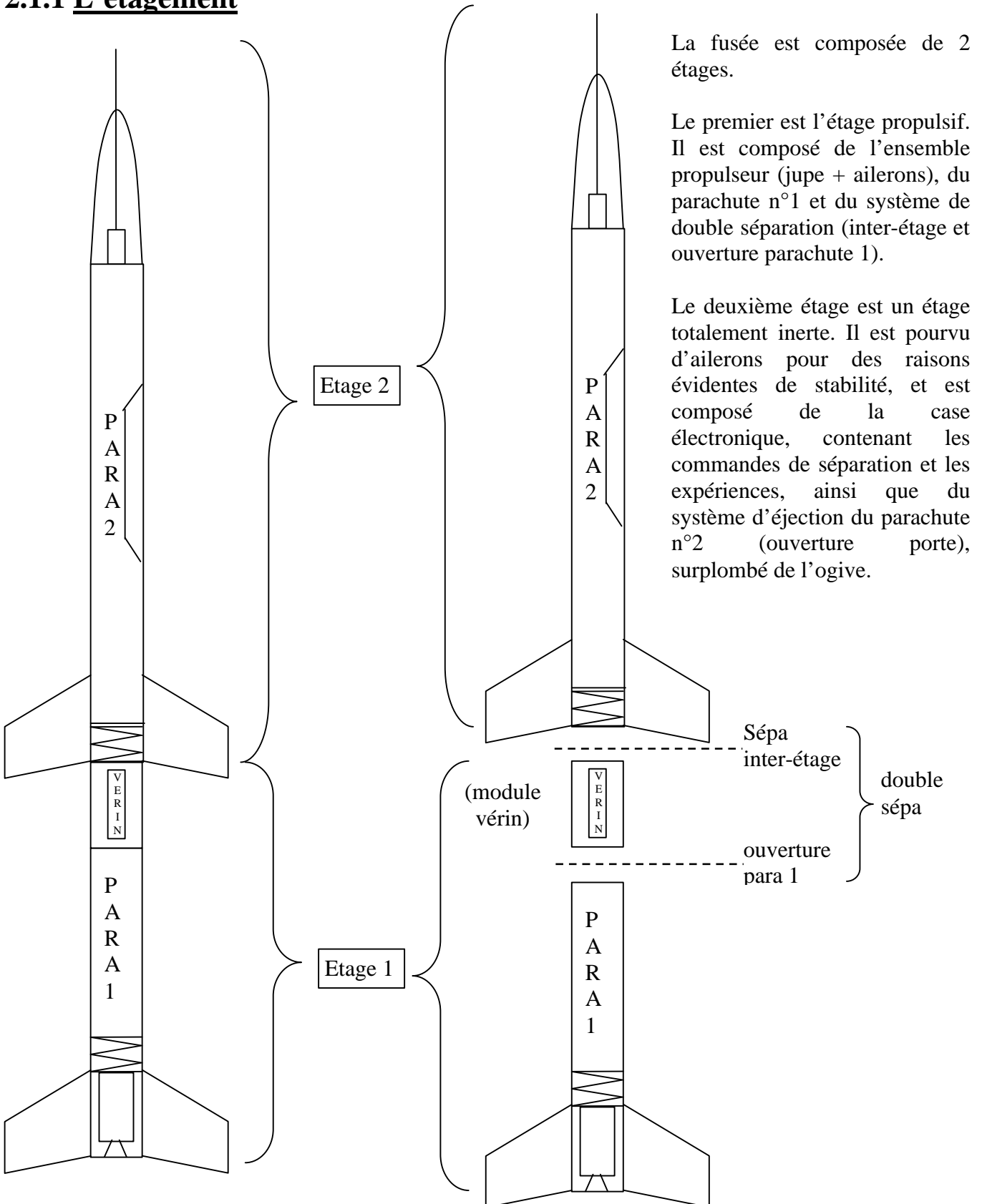
Dans l'ordre alphabétique :

Catastrophique (cata)	Se dit d'un cas mettant en danger l'intégrité d'au moins une personne
Comportement dynamique	Evolution des paramètres angulaires (roulis, lacet, tangage) et d'éloignement (entre les 2 étages) du vol de la fusée
Déploiement para	Le parachute s'est bien ouvert et n'est pas en torche
Double Séparation	Séparation qui regroupe la séparation inter-étage et l'ouverture para 1
Elec	Diminutif d'électronique
Electrovanne (EV)	Vanne pneumatique à commande électromagnétique, permettant de libérer la pression du vérin.
Etage 1 (ou 1 ^{er} étage)	Etage inférieur de la fusée, contenant le propulseur
Etage 2 (ou 2 nd étage)	Etage supérieur de la fusée, ne contenant pas de propulseur
Gabarit	Zone dans laquelle peut retomber la fusée (sans modification de trajectoire)
Long Feu :	Se dit d'une mauvaise poussée (éloignée de la poussée théorique)
Méca	Diminutif de mécanique
MEO	Acronyme de Mise En Œuvre
Non Feu :	Se dit d'un propulseur ayant reçu l'ordre d'allumage et ne s'étant pas allumé
Ouverture parachute (1 ou 2)	Se dit de la phase ou du système mécanique qui permet d'ouvrir le parachute 1 ou le parachute 2
Para (1 ou 2) :	Diminutif de parachute. Le parachute 1 se trouve dans l'étage 1, le parachute 2 dans l'étage 2 !!
Propu	Diminutif de propulseur
Sécu	Diminutif de sécurité
Sépa	Diminutif de séparation
Séparation inter-étage	Nom donné à la séparation entre les 2 étages
Séq	Diminutif de séquenceur
Torche	Se dit d'une descente sous parachute où la vitesse de descente est excessive du à une mauvaise ouverture du parachute ou au déchirement d'une partie de celui-ci.
Trajectoire balistique	Se dit du vol d'une fusée qui n'a pas ouvert son parachute, provoquant une retombée au sol à grande vitesse
Trajectoire nominale	Se dit d'un vol où la totalité de la fusée retombe sous parachute (dans notre cas sous 1 et 2 ou 2 tout seul, la double séparation n'ayant alors pas eu lieu)
Ventouse Electro-Magnétique (VEM)	Système constitué d'un électro-aimant et d'une plaque en acier dont la libération se fait par un envoi de courant

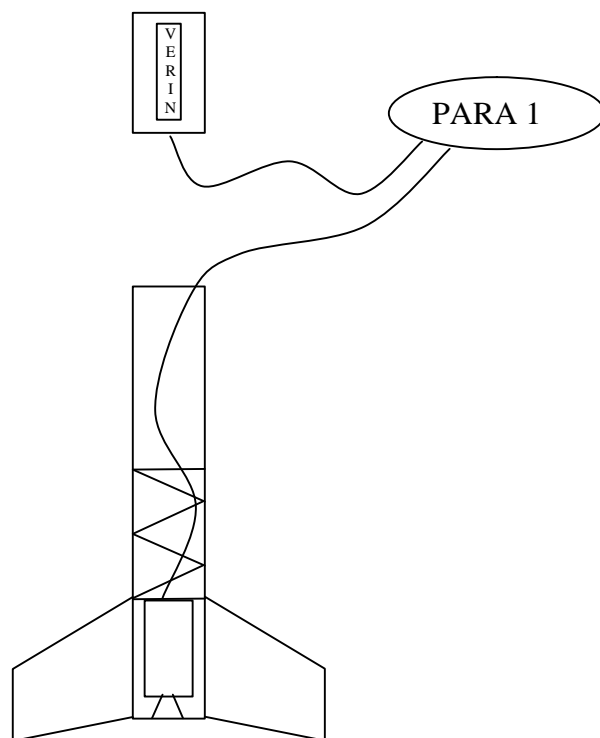
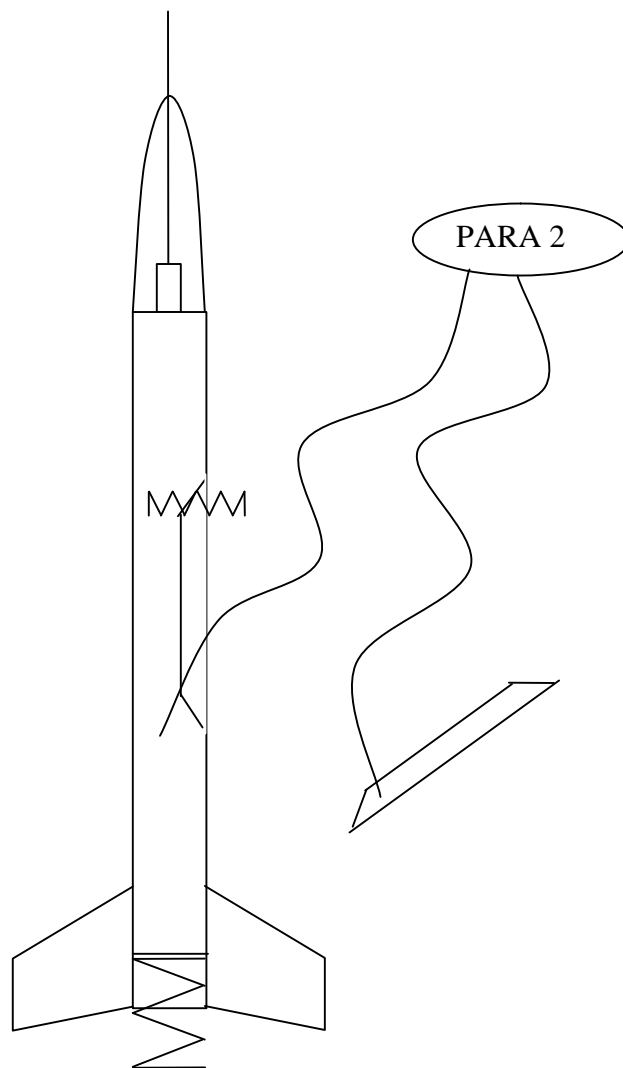
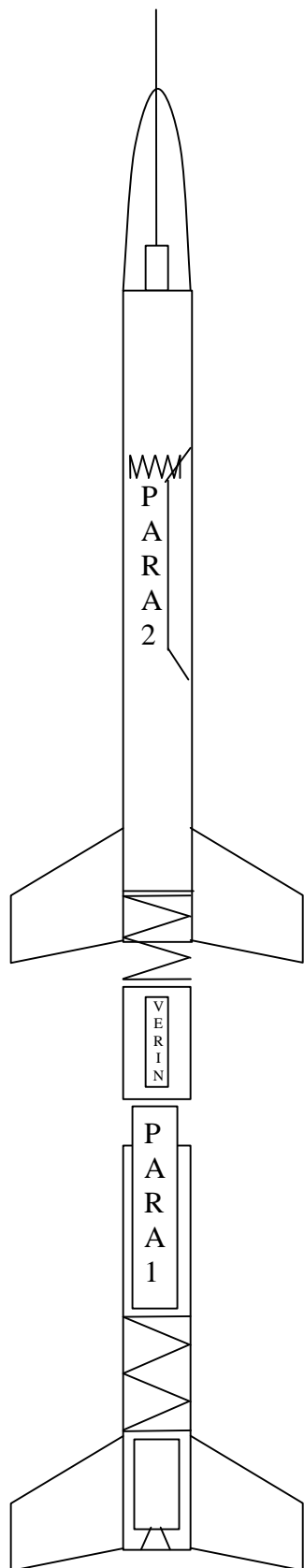
2 La structure mécanique

2.1 Caractéristiques générales de la fusée

2.1.1 L'étagement

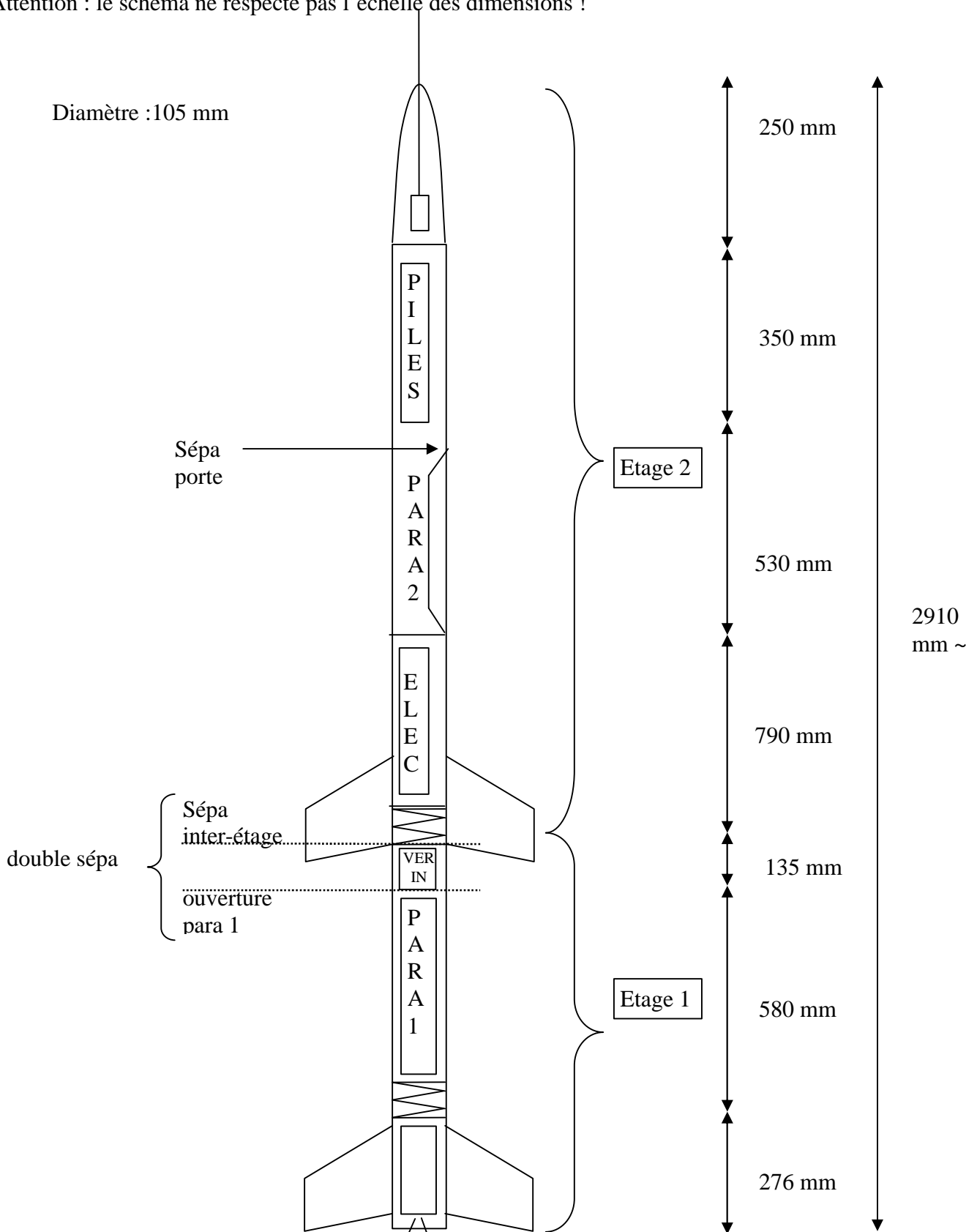


2.1.2 Les parachutes

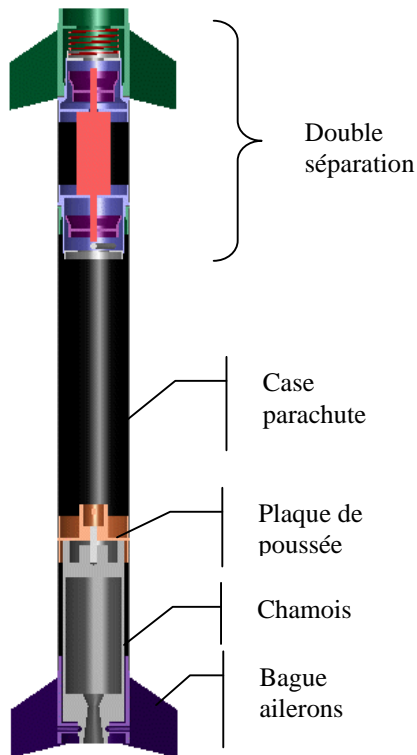


2.1.3 Les dimensions

On note la disposition des piles et de l'électronique par rapport à la porte para 2.
Attention : le schéma ne respecte pas l'échelle des dimensions !



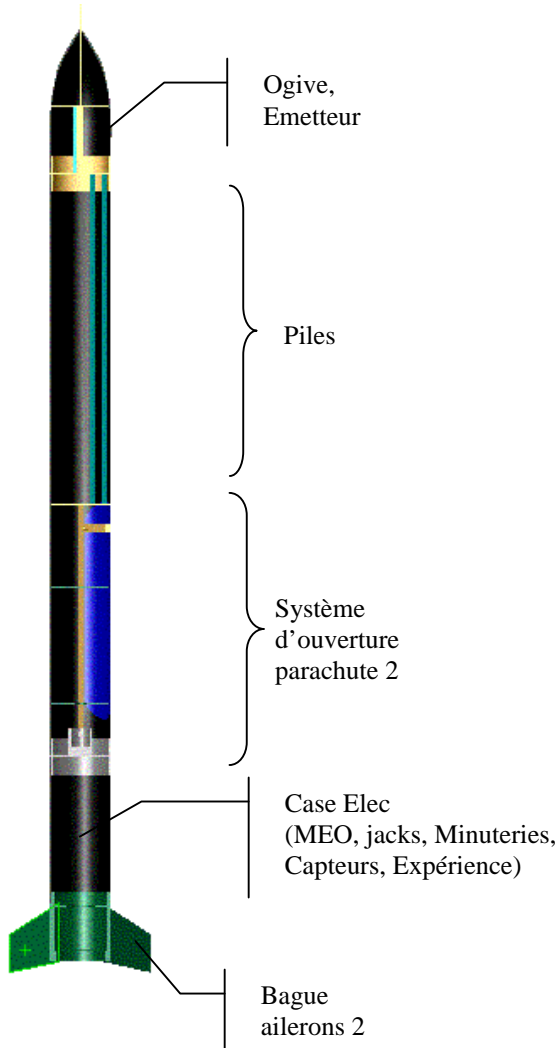
2.1.4 Structure du premier étage



Le descriptif se fera de bas en haut.

Les premiers éléments de cet étage sont donc la bague ailerons et la jupe du propulseur. Ils seront maintenus, d'un coté à la bague « plaque de poussée », de l'autre par des vis pointeaux serrant dans la gorge de la tuyère du propulseur, ce qui est la configuration classique des fusées de l'ESO. Le propulseur est en appui sur la plaque de poussée et y est fixé à l'aide d'une vis goujon. Juste au dessus, se trouve la case parachute où se logent le ressort d'éjection, les coquilles parachutes, le parachute, les sangles... Enfin, au sommet de l'étage se trouve la double séparation. (Cf. « les séparations » pour l'explication générale de son fonctionnement).

2.1.5 Structure du 2^{ème} étage



En bas du deuxième étage se trouve 2^{ème} la bague ailerons. L'intérieur de cette bague est totalement utilisé par le système de séparation inter-étage (cf « les séparations »). Au dessus, se trouvera la case électronique, contenant les capteurs d'expériences et toute la logique de sécurité, ainsi que l'ensemble des interrupteurs et des jacks de mise en œuvre de l'électronique. Viens ensuite le système d'éjection du 2nd parachute (porte latérale) et les nombreuses piles. Enfin, la structure est surplombée par l'ogive dans laquelle se loge l'émetteur de télémessure et une partie de l'antenne.

2.1.6 Les tubes

Les tubes ont un diamètre extérieur de 105 mm, cela permettant d'obtenir une espace « confortable » pour l'intégration sans que le maître couple ne soit trop important, ce qui est important pour les caractéristiques générales de vol. D'autre part, les moules existants à l'ESO sont de diamètre 105 extérieur et ce diamètre est facilement réalisable, même sans moule, à partir d'une gouttière de 100mm (diamètre interne du tube carbone), ce qui permettra de réaliser la fusée même en cas de problème avec les moules.

La peau de la fusée étant porteuse (aidé par un treillis à certains endroits), elle est constituée de tubes en matériaux composites (fibres de carbone et de verres + résine époxy). Ce matériau s'est vite imposé par ces excellentes caractéristiques mécaniques en compression (compression due à la poussée propulseur, aux chocs à l'atterrissage) et par la bonne maîtrise de l'association sur les techniques de drapage de la fibre de carbone.

Le nombre de couches a donc été déterminé d'après l'expérience du club, à savoir 3 couches de carbone encadrés de 2 couches de verre, sauf pour la porte qui a 4 couches de carbone sous vide.

L'ogive sera réalisée en fibre de verre ou en Kevlar® afin permettre l'émission de la télémétrie.

2.1.7 Les bagues

Les bagues, que ce soit de séparation, d'ouverture parachute ou de liaisons, seront usinées en aluminium. En effet, ce matériau, qui a de bonnes propriétés mécaniques (limite élastique élevée pour une faible densité), est facilement usinable. Il est soudable (certes difficilement), les ailerons alu 2mm seront donc soudés. Les tubes seront vissés dans les bagues par un filetage de celles-ci. L'ajustement sera précis afin de réduire la flèche de la fusée.

2.2 Les séparations.

2.2.1 Choix

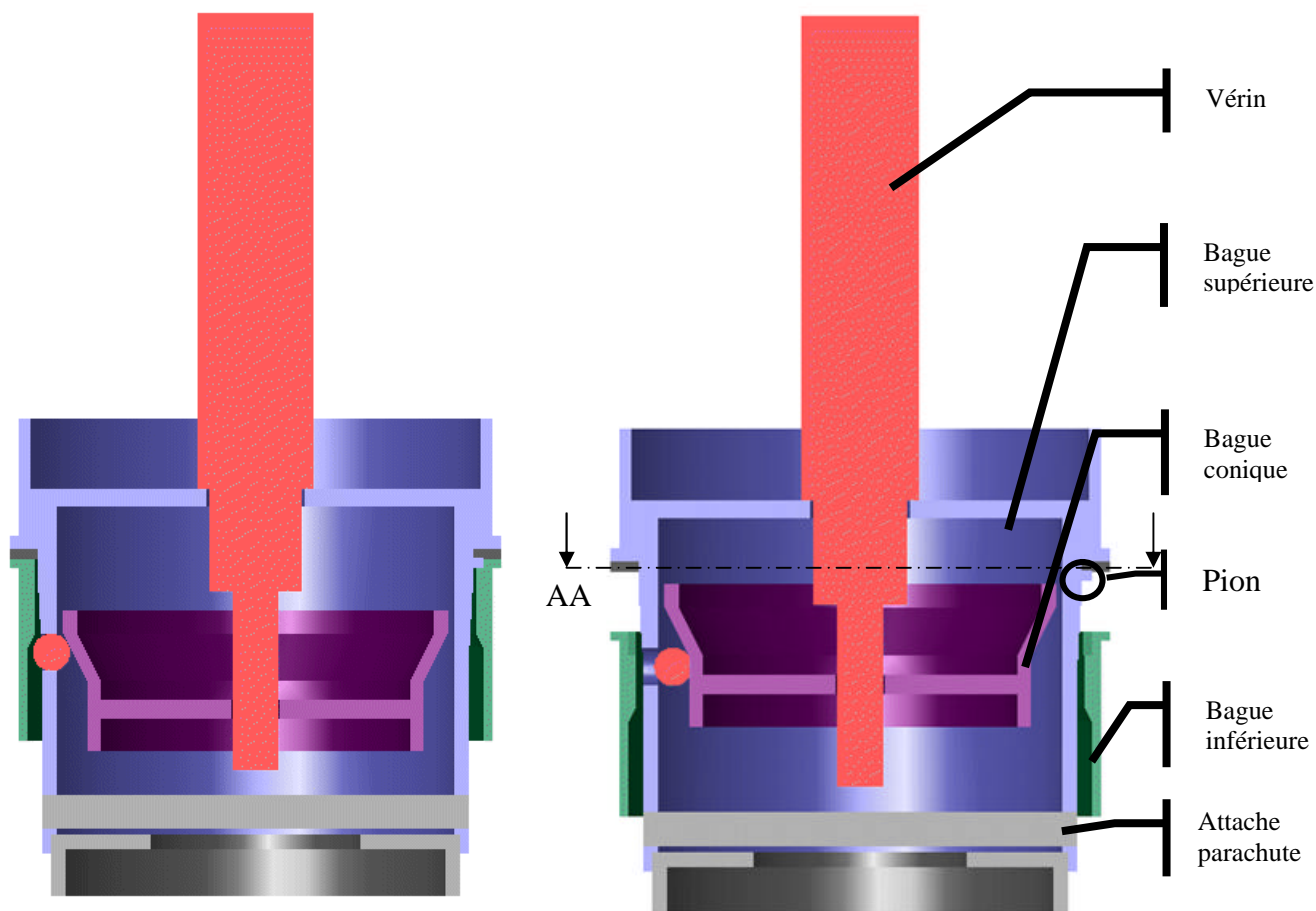
La peau de la fusée en fibres de carbone étant porteuse, nous avons tout d'abord envisagé trois systèmes de séparation transversale et écarté toute solution utilisant une porte. Nous avons donc, dans un premier temps, mis en place la solution des séparations transversales que l'ESO maîtrise, c'est-à-dire la séparation pneumatique à billes ayant volé avec succès sur Revanche, Efrest, Pif&hercule, pour ne citer qu'elles, prouvant la bonne fiabilité de ce système de séparation. La majorité de l'équipe provenant du projet Pif&hercule, la configuration retenue pour Courage était relativement semblable à cette dernière.

Par la suite, ayant réfléchi sur les conditions de récupération d'une bi-étage active (2 propu), nous nous sommes rendus compte qu'il était fortement souhaitable de connaître l'état du propulseur du second étage (dans le cas où la fusée n'a pas ordonné l'allumage de celui-ci lors du vol pour raison de sécurité). Il est alors impossible de séparer le deuxième étage de manière transversale car cela implique la coupure de transmission entre les éléments près du propulseur et l'émetteur. Une solution pour laisser intact cette liaison est de réaliser une ouverture parachute 2 par une porte. Il faudra alors renforcer la peau de carbone afin que la lésion créée par la porte ne provoque pas la perte d'intégrité de la fusée, et renforcer cette partie avec un treillis métallique.

2.2.2 Principe d'une ouverture transversale à billes

2.2.2.1 Principe du système de fermeture

Le système de fermeture est composé de 3 bagues, de 3 billes et d'un vérin.



Le système fermé (bloqué)

Le système en cours d'ouverture

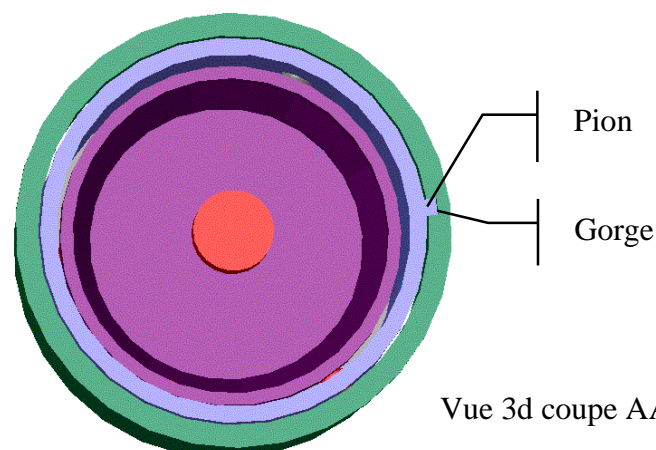
Le corps du vérin (rouge) est solidaire de la bague supérieure (bleu).

La bague conique (violet) est solidaire avec la tige du vérin.

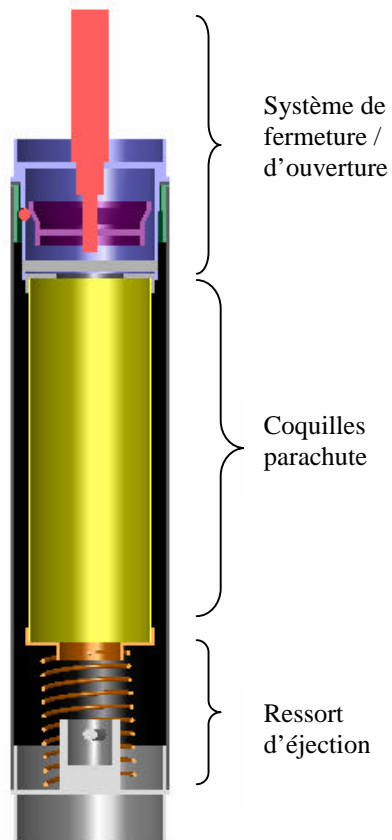
La mise sous pression du vérin sous 6 bars entraîne la sortie de la tige et la descente de la bague conique. Les billes sont alors poussées pour se mettre en appui sur la bague inférieure (verte). Ces billes solidarisent la bague inférieure avec la bague supérieure (bleue). La fermeture de la séparation est donc réalisée et les deux parties (sup et inf) sont solidarisées.

Pour l'ouverture, une électrovanne permet de vider le vérin. Le ressort de rappel (vérin simple effet) suffit alors pour remonter la tige. La bague conique remonte et libère les 3 billes. Les bagues supérieures et inférieures ne sont donc plus solidaires et peuvent maintenant se séparer, aidée par un ressort de rappel.

De plus, un pion horizontal fixé sur la bague supérieure vient se mettre dans une gorge de la bague inférieure au niveau de l'appui plan des 2 bagues, ceci afin de bloquer la rotation du système de séparation, sans pour autant gêner la séparation.



2.2.2.2 Principe d'éjection du parachute

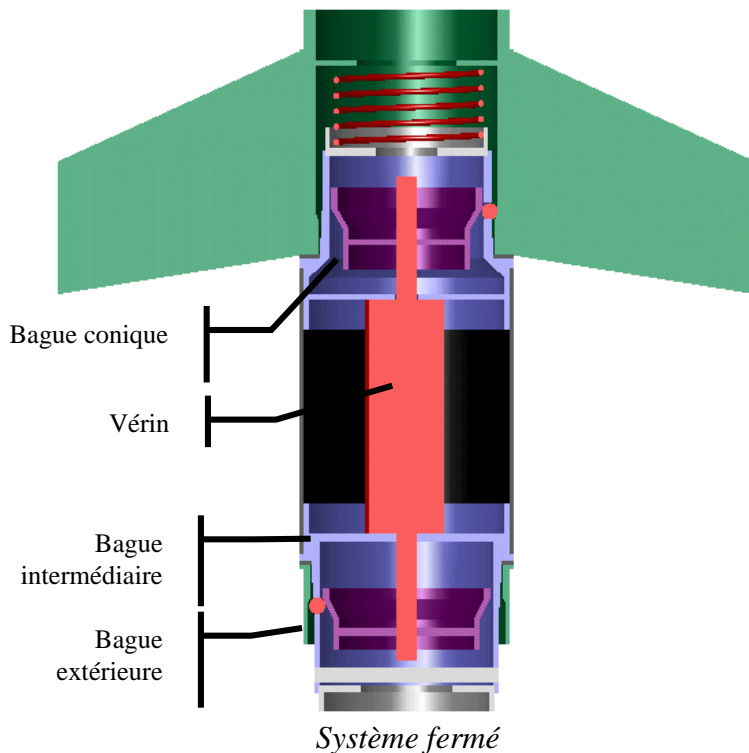


Lorsque le système est en position fermée, le ressort se retrouve comprimé par l'intermédiaire des coquilles parachutes (jaune) qui elles même prennent appui sur la partie basse de la bague supérieure de fermeture (bleue)

Lors de l'ouverture, la pression du vérin s'échappe par l'électrovanne, la tige du vérin remonte et le système de fermeture est désolidarisé. Le ressort produit alors la poussée nécessaire à l'éjection des coquilles parachute d'au moins la moitié de leur longueur (comme le prévoit le cahier des charges).

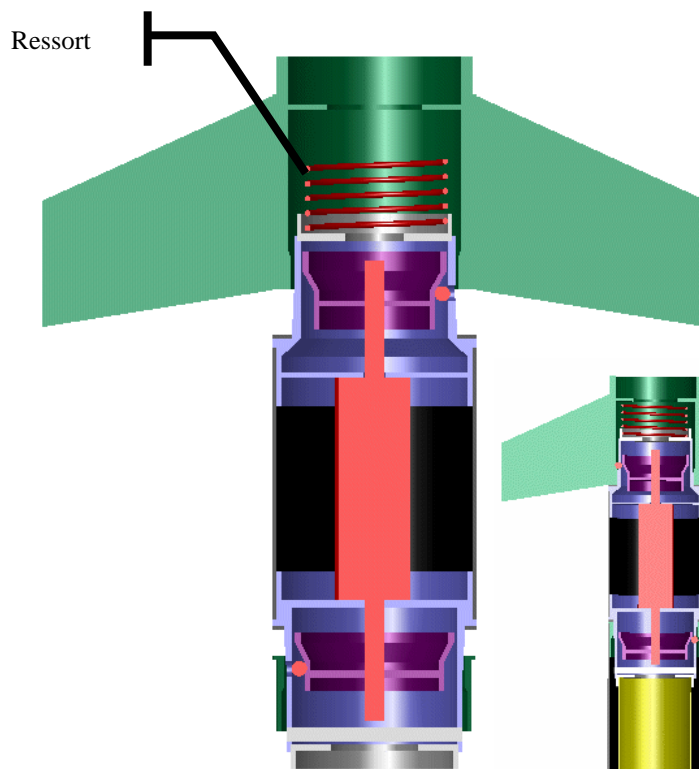
Disposition des éléments constitutifs de l'ouverture parachute

2.2.3 Double séparation



Le principe de base est rigoureusement identique à celui décrit précédemment. Le vérin (rouge) est ici à tige traversante. Ainsi les 2 bagues coniques (violet) descendent et montent en même temps.

De la même manière, la mise sous pression du vérin va entraîner la descente des bagues coniques et donc la sortie des billes qui vont solidariser les bagues trouées (bleues) aux bagues avec une gorge (vertes). Le système est donc fermé. Notons qu'ici une des bagues de séparation est directement la bague ailerons du 2^{ème} étage.

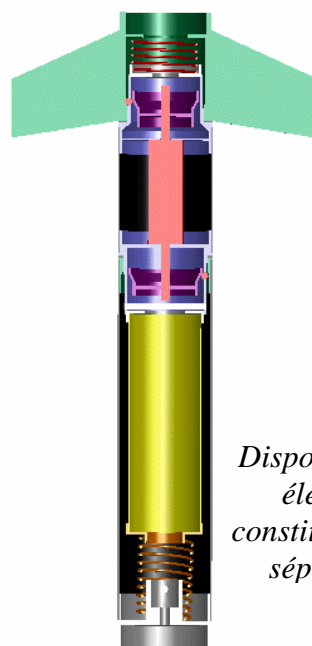


De même, pour l'ouverture, une électrovanne libérera la pression du vérin. Le ressort de rappel (vérin simple effet) suffit pour remonter la tige, faire remonter les bagues coniques et provoquer la désolidarisation des bagues.

Le ressort du haut (rouge) provoque l'éjection du 2^{ème} étage par rapport au premier.

Le ressort du bas (marron) permet l'éjection de la case para. L'éjection du parachute 1 est rigoureusement identique à l'éjection standard. (cf. précédemment)

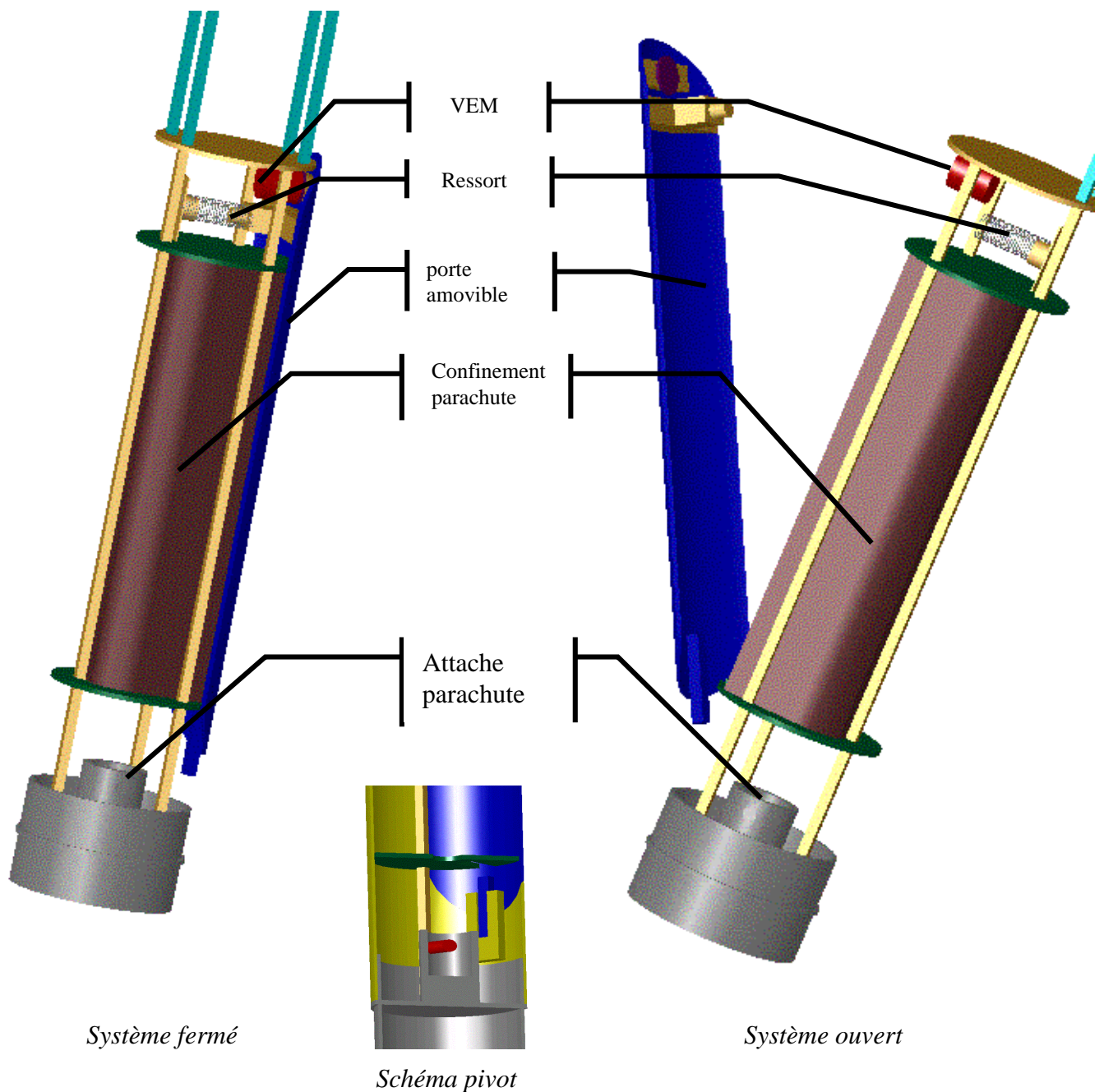
Système en cours d'ouverture



Disposition des éléments constitutifs de la séparation

2.2.4 L'ouverture du parachute 2

L'ouverture du deuxième parachute se fait par l'intermédiaire d'une porte.
La peau carbone n'est pas représentée sur les vues suivantes.



Le parachute plié est logé dans le confinement parachute (bordeaux). Il est attaché à une bague située en dessous du système. La fermeture de la porte se fait par une ventouse électromagnétique (VEM) (rouge). Celle-ci, liée au treillis, ne recevant aucun courant, applique une force d'attraction sur une rondelle d'acier liée à la porte (bleue), ce qui permet de la maintenir fermée. La libération de la ventouse se fait par une « émission de courant ». La liaison est alors rompue et un petit ressort suffit alors à faire basculer la porte, autour du point de pivot situé en bas (schématisée ci-dessus). L'engouffrement du vent se chargera alors d'emporter la porte au loin qui entraînera le parachute avec elle déclenchant ainsi son déploiement.

2.3 Rappels des critères imposés par la sécu

Au niveau mécanique :

- Conception et dimensionnement adapté pour une résistance aux déformations possible lors de la mise en rampe.
- Usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme.
- Dimensionnement adapté des ailerons.
- Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.
- Faire attention à la masse de la fusée (cahier des charges) et au maître-couple (le plus faible possible).
- Dimensionnement du fil pour qu'il casse si emmêlement.
- Réalisation soignée des pièces du système de séparation.
- Dimensionner les parachutes 1 et 2 pour pouvoir reprendre soit leur propre étage, soit les deux étages, à haute vitesse, avec une vitesse de descente plutôt relativement rapide.

Au niveau électronique :

- *L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club*
- *Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.*

Au niveau de la chronologie :

- *Respect de la chronologie avec un exécutant et un exécutif-contrôleur*
- *Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur).*
- *Changement des piles.*
- *Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.*
- *Vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.*
- *Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre.*
- *Mise en rampe de la fusée avec précaution.*
- *Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée*
- *Demande d'un lancé de ballon juste avant le lancement*

2.4 Dimensionnement de la double séparation

Note : les chiffres rouges sont susceptibles de changer légèrement en fonction des possibilités de fabrications de nos fournisseurs

Les chiffres bleus étant liés aux chiffres rouges sont donc également susceptibles de changer légèrement

2.4.1 Bilan des masses

Lors des quelques chapitres qui suivent, nous considérerons 3 masses bien distinctes :

- le 2nd étage de masse 5,8 kg
- le module vérin et le parachute du 1^{er} étage de masse 3,5 kg
- le reste du premier étage, y compris le chamois plein, de masse 5,5kg

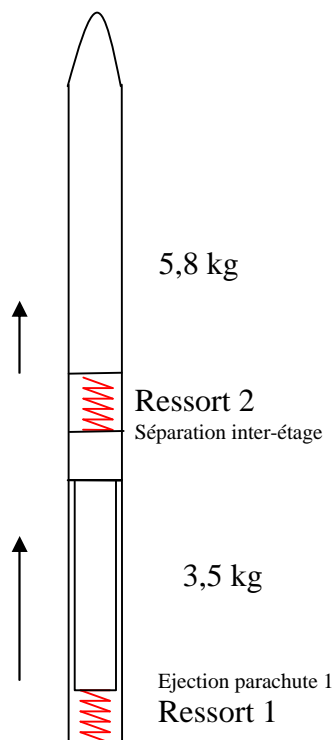
Ces masses sont celles que devront séparer les ressorts.

2.4.2 Détermination de la constante de raideur des 2 ressorts.

Les ressorts doivent exercer une force suffisamment importante afin de pouvoir réaliser la séparation inter-étage et l'éjection du parachute du premier étage. Nous nous placerons donc dans les conditions du test décrit dans le cahier des charges, c'est à dire à la verticale, et nous chercherons à obtenir une séparation franche avec la sortie d'au moins la moitié de la longueur des coquilles parachute.

Pour ce faire, réalisons une étude énergétique :

Schématisation du problème :



Définitions des variables

$i=1$ ou 2

L_{ci} : Longueur du ressort comprimé (m)

L_{oi} : Longueur du ressort à vide (m)

k_i : Constante de raideur (N/m)

M_i : Masse du système supérieur (kg)

g : Accélération de la pesanteur (m/s^2)

Sachant que l'énergie totale d'un système est constante au cours du temps dans un repère donné :

$$\frac{1}{2} k_i (L_0 - L_c)^2 = M_i g \Delta Z$$

$$\text{Soit } k_i = \frac{2 M_i g \Delta Z}{(L_0 - L_c)^2}$$

2.4.2.1 Déterminons tout d'abord le ressort 2.

M	5,8	kg
?Z	0,09	m
Lc	0,06	m
Lo	0,15	m
k trouvé	1288	N/m
k choisi	1400	N/m

Δz est choisi afin d'obtenir un déboîtement conséquent (+de la moitié de la longueur)

Pour déterminer les efforts créés alors par le ressort

$$F_i = K_i (L_0 - L_c), \text{ soit } F_2 = 126 \text{ N}$$

2.4.2.2 Déterminons maintenant le ressort 1.

Le ressort 1 doit supporter la masse du 2nd étage, du module, ainsi que la force exercée par le ressort 2 qui pousse sur le module. L'équivalent en masse est donc $9,3\text{kg} + 12,6\text{kg} = 22\text{kg}$.

M	22	kg
?Z	0,55	m
Lc	0,08	m
Lo	0,5	m
k trouvé	1345	N/m
k choisi	1400	N/m

Soit $F_1 = 588 \text{ N}$

Afin de s'assurer que les coquilles sortent bien de la moitié de leur longueur, il faut dimensionner le ressort 1 de telle manière que soumis au poids propre du 2nd étage et du module vérin, les coquilles soient bien sorties de plus de la moitié de leur longueur.

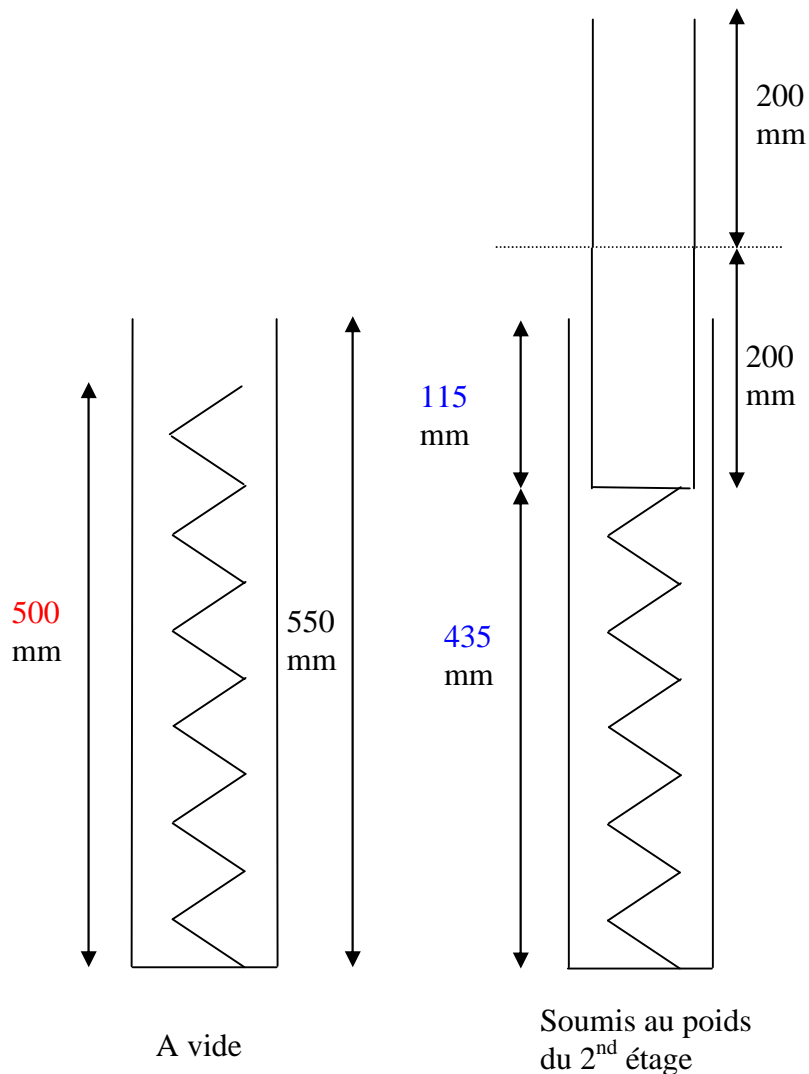
Nous avons alors l'équation :

$$(M_{2nd} + M_{mod}) g = F = K \times \Delta x$$

$$\text{D'où } \Delta x = \frac{(M_{2nd} + M_{mod}) g}{K_1}$$

$$\Delta x = 0,065 \text{ m soit } 65 \text{ mm.}$$

On a alors $500 - 65 = 435$ mm. (500 correspondant à la longueur à vide du ressort). La base des coquilles est donc située à 435 mm au dessus de la plaque de poussée. Le tube parachute mesurant 550 mm et les coquilles parachutes mesurant 400 mm, il faut donc que plus de 200 mm des coquilles sortent de la case parachute. Or $550 - 435 = 115$ mm qui est bien inférieure au 200 mm. Les coquilles sortent donc bien de plus de la moitié de leur longueur.



Le dimensionnement des ressorts est donc correct. Nous retiendrons la valeur ci-dessus.

2.4.2.3 Récapitulatif :

	Ressort 1	Ressort 2	
F	588	126	m
Lc	0,08	0,06	m
Lo	0,5	0,15	m
k choisi	1400	1400	N/m

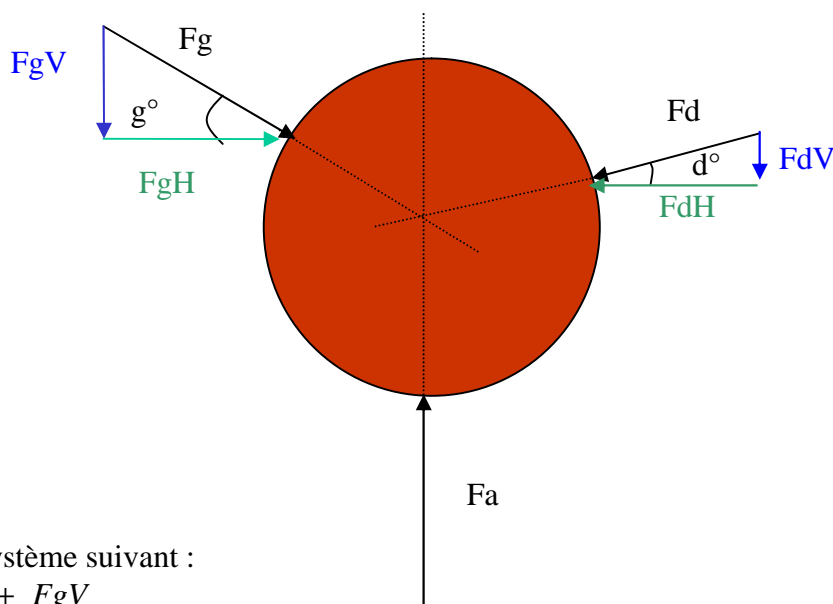
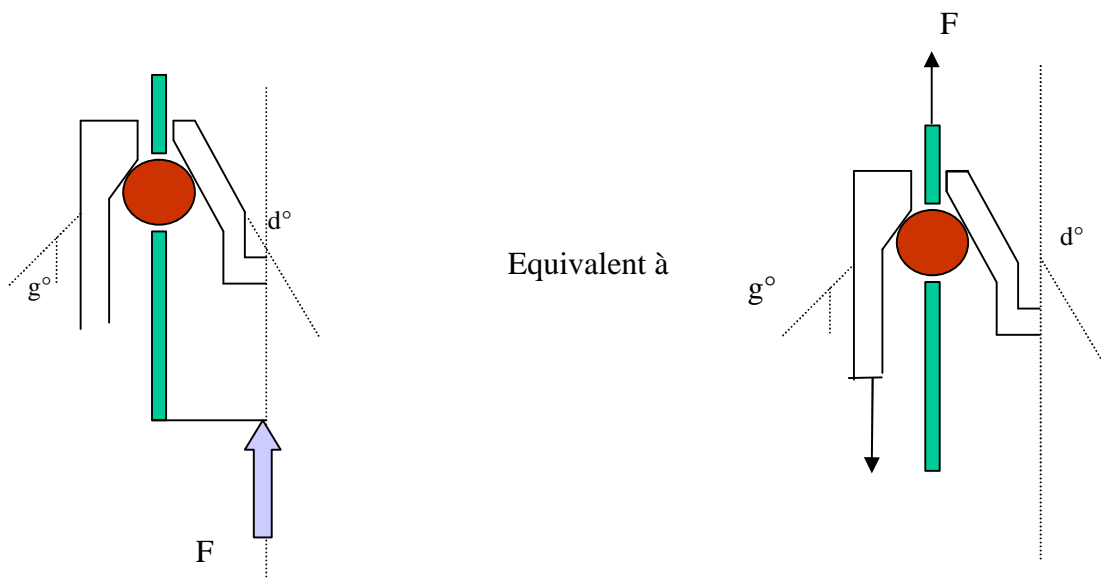
2.4.3 Dimensionnement des angles des bagues de la double séparation et détermination de l'effort supporté par le vérin

On réalise une étude statique du passage des efforts dans la double séparation. Le cas dimensionnant est considéré lorsque la fusée subit la plus forte décélération au cours du vol. A cette phase, la double séparation subit donc les efforts générés par les ressorts ainsi que ceux créés par la décélération.

2.4.3.1 Effort créé par les ressorts

2.4.3.1.1 Effort dans la partie inférieure de la séparation créé par le ressort 1

Schématisation



Avec $F_{gV} = F$

On obtient le système suivant :

$$\begin{cases} Fa = FdV + FgV \\ FdH = FgH \end{cases}$$

La résolution du système nous amène à :

$$\begin{cases} Fd = \frac{FgV}{\tan g \cos d} \\ Fg = \frac{FgV}{\sin g} \end{cases}$$

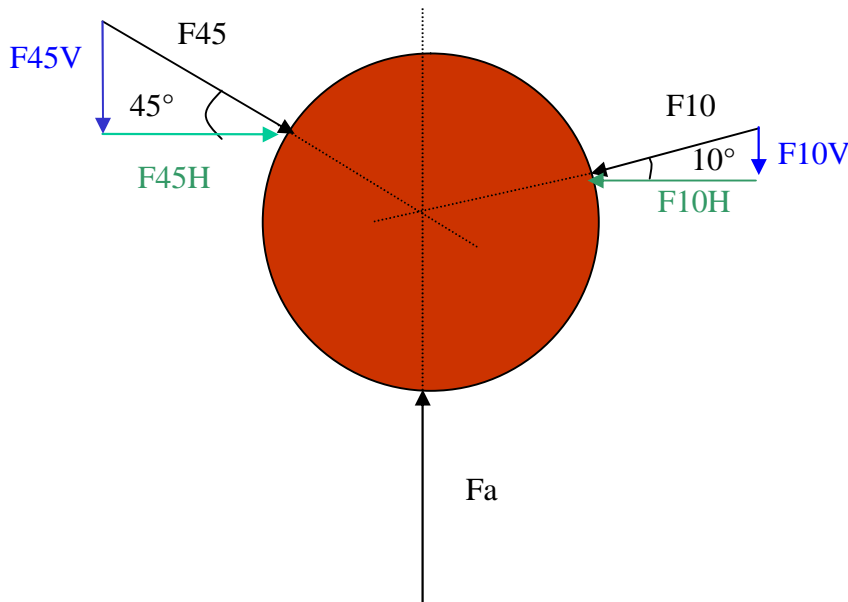
L'essai de plusieurs systèmes d'angles, tenant compte des contraintes de course du vérin et de glissement des billes, nous amène au meilleur compromis (au sens des efforts les plus faibles possibles) de :

$$\begin{cases} d = 10^\circ \\ g = 45^\circ \end{cases}$$

On considère n le nombre de billes permettant la fermeture.

La force F (créée par le ressort 1) se répartit sur les n billes de manière que l'on supposera équivalente.

Rappel de la schématisation



L'apport de chaque bille à l'effort supporté par le vérin est F10V.

$$\text{Or } F10 = \frac{F/n}{\cos 10 \times \tan 45} \text{ d'où } F10V = \frac{F/n}{\cos 10 \times \tan 45} \times \sin 10$$

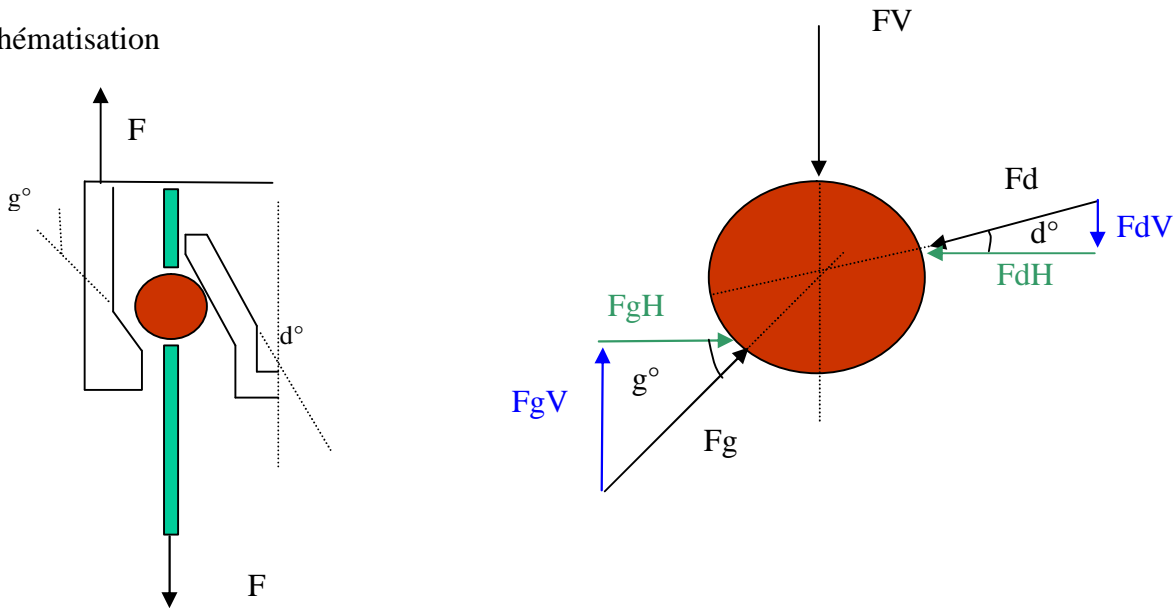
L'effort F du ressort 1 se répartit sur les n billes. Afin de retrouver l'effort total sur le vérin, il suffit de multiplier F10V par n.

On trouve alors avec $F = 588 \text{ N}$

$$F_{\text{Vérin ressort 1}} = 103 \text{ N}$$

2.4.3.1.2 Effort dans la partie supérieure de la séparation créé par le ressort 2

Schématisation



Avec $F_{gV}=F$

On obtient le système suivant :

$$\begin{cases} F_{gV} = FV + FdV \\ F_{gH} = FdH \end{cases}$$

La résolution du système nous amène à :

$$\begin{cases} Fg = \frac{FgV}{\sin g} \\ Fd = \frac{FgV}{\tan g \times \cos d} \\ FV = FgV \left(1 - \frac{1}{\tan g \times \cos d}\right) \end{cases}$$

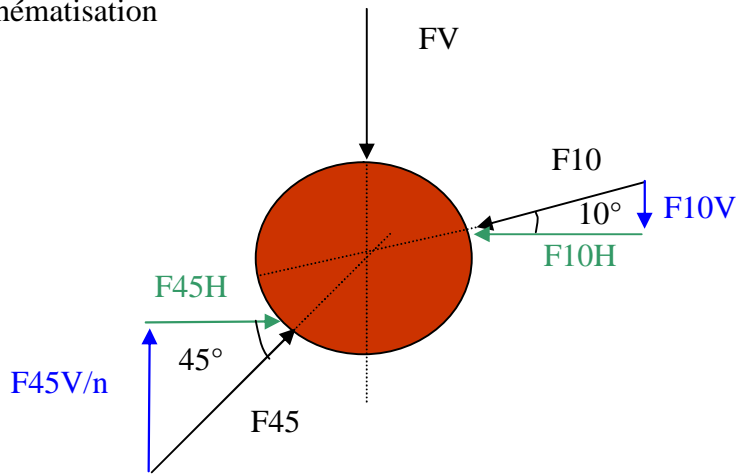
De la même manière, le meilleur compromis (au sens des efforts les plus faibles possibles) est :

$$\begin{cases} d = 10^\circ \\ g = 45^\circ \end{cases}$$

On considère n le nombre de billes permettant la fermeture.

La force F (créée par le ressort 2) se répartit sur les n billes de manière que l'on supposera équivalente

Rappel de la schématisation



On a ici $F_{45V/n} = F/n$

L'apport de chaque bille à l'effort supporté par le vérin est F_{10V} .

$$\text{Or } F_{10} = \frac{F/n}{\tan 45 \times \cos 10} \text{ d'où } F_{10V} = \frac{F/n}{\tan 45 \times \cos 10} \times \sin 10 = \frac{F/n \times \tan 10}{\tan 45}$$

L'effort F du ressort 2 se répartit sur les n billes. Afin de retrouver l'effort total sur le vérin, il suffit de multiplier F_{10V} par n .

On trouve alors avec $F = 126 \text{ N}$

$$F_{\text{Vérin ressort2}} = 22 \text{ N}$$

2.4.3.1.3 Bilan des efforts créés par les ressorts sur le vérin

On a $F_{\text{Vérin ressort}} = F_{\text{Vérin ressort1}} + F_{\text{Vérin ressort2}}$

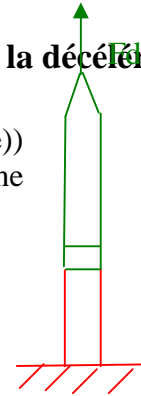
Soit $F_{\text{Vérin ressort}} = 125 \text{ N}$

2.4.3.2 Effort créé par la décélération

2.4.3.2.1 Effort dans la partie inférieure de la séparation créé par la décélération

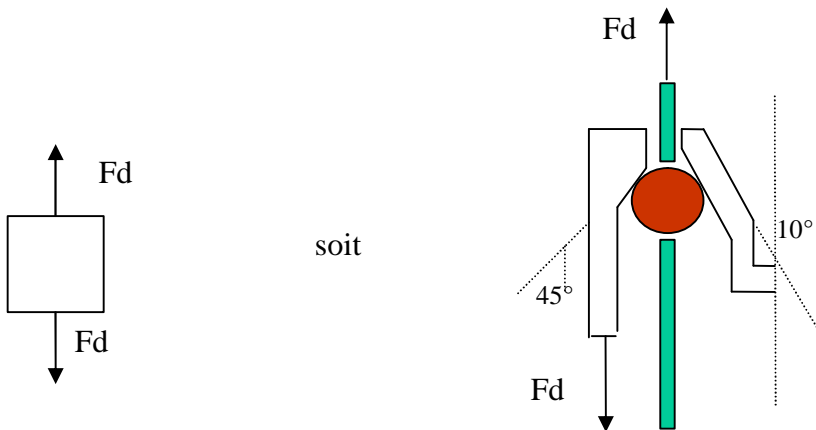
Dans cette partie, nous considérons la partie basse (tube parachute 1 (rouge)) fixe. La partie haute (ensemble vérin + 2nd étage (vert)) est animée par une force de décélération de valeur : $Fd = \frac{1}{2} g Acc_{max} M$

Ainsi avec $Acc = 7$, $M = 9,3\text{kg}$, on trouve $Fd = 319\text{N}$



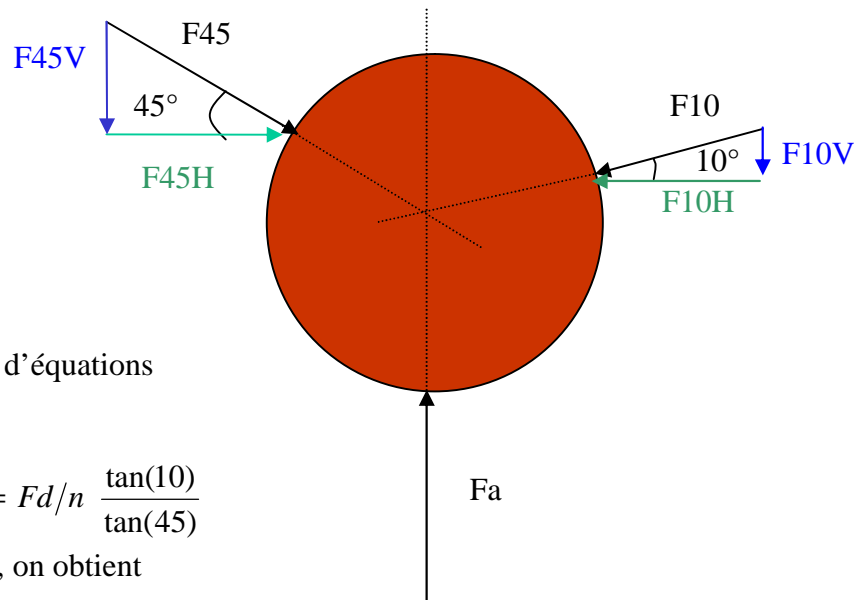
Etudions le passage de cet effort Fd

La fusée est donc en traction : si on isole le système de séparation on a donc :



On a alors

Où $F_{45V} = Fd/n$



A partir du même système d'équations qu'au 3.1.1, on trouve :

$$F_{10V} = \frac{Fd/n \sin(10)}{\cos(10) \tan(45)} = Fd/n \frac{\tan(10)}{\tan(45)}$$

En multipliant F_{10V} par n , on obtient $F_{Vérin\ décél} = 56\text{ N}$

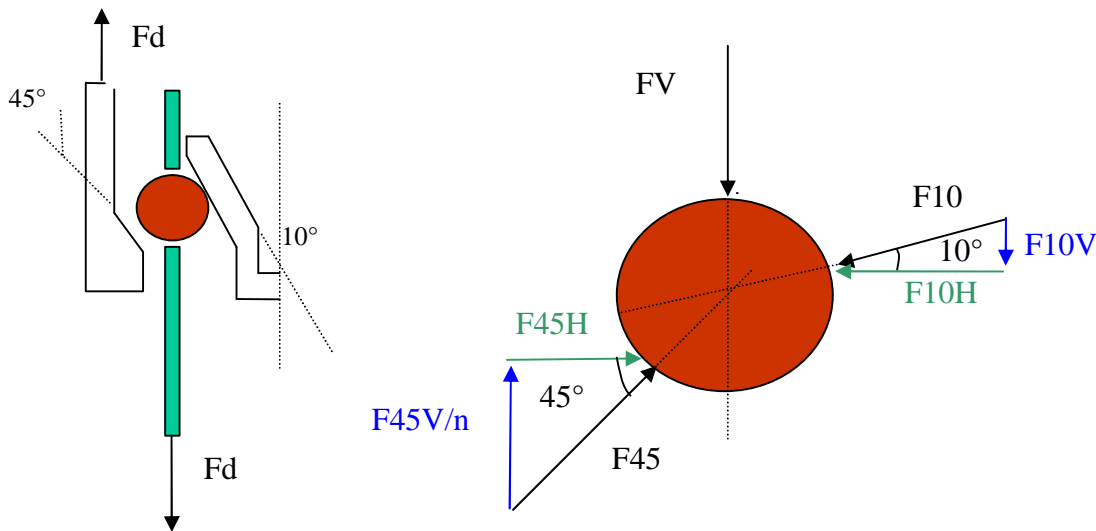
2.4.3.2 Effort dans la partie supérieure de la séparation créé par la décélération

En partant du même raisonnement que précédemment, sur la partie supérieure de la double séparation, on a :

$$Fd = \frac{1}{2} g Acc_{\max} M$$

Ainsi avec $Acc = 7$, $M = 5,8\text{kg}$, on trouve $Fd = 199\text{ N}$

Le schéma du passage des efforts est alors le suivant :



où $F45V/n = Fd$

La résolution est donc identique que dans le cas 3.1.2

$$F10V = \frac{Fd/n \times \tan 10}{\tan 45}$$

En multipliant $F10V$ par n , on obtient

$$FV_{\text{Vérin décél2}} = 35\text{ N}$$

2.4.3.2.3 Bilan des efforts créés par la décélération sur le vérin

On a $FV_{\text{Vérin décél}} = FV_{\text{Vérin décél1}} + FV_{\text{Vérin décél2}}$

Soit $FV_{\text{Vérin décél}} = 91\text{ N}$

2.4.3.3 Bilan des efforts sur le vérin

On a donc $FV_{\text{Vérin}} = FV_{\text{Vérin ressort}} + FV_{\text{Vérin décél}}$

$$FV_{\text{Vérin}} = 216\text{ N}$$

2.4.4 Détermination du vérin

On a vu précédemment que :

$$F_{\text{Vérin}} = 216 \text{ N}$$

Considérons un vérin à 5 bars. L'effort qu'il peut supporter est alors de $F = P \cdot S$.

$$\text{Si } S = \text{PI} \cdot 20^2 \text{ mm}^2 \text{ et } P = 5 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

$$\text{Alors } F = 628 \text{ N}$$

Le coefficient de sécurité est de 3.

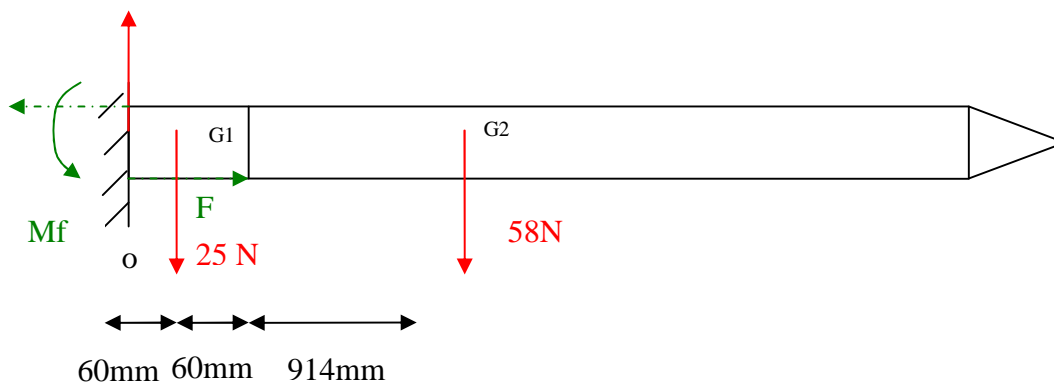
Le choix se porte donc sur un vérin de diamètre 40mm et une pression à 5 bars.

Note : Un tel vérin avait été choisi l'année dernière dans l'optique d'ajout d'un Koudou sur l'éventuelle bi-étage de l'année suivante, le projet Courage devant se rapprocher le plus des conditions de masse d'une vraie bi-étage.

2.4.5 Etude du dimensionnement de la séparation à la flexion de la fusée ; Vérification du non-déboîtement des billes de la bague inférieure ; Détermination du nombre de billes

2.4.5.1 Effort dans la partie inférieure de la double séparation

Considérons la fusée entière à l'horizontale et considérons la double séparation inférieure.



Calcul du barycentre entre le 2nd étage et le module vérin :

$$X_g = \frac{\sum_{i=1}^n a_i x_{G_i}}{\sum_{i=1}^n a_i} = \frac{25 \times 60 + 58 \times 1034}{25 + 58} = 740 \text{ mm}$$

On peut alors calculer le moment crée.

$$M_f = 93 * 0,74 = 69 \text{ N.m}$$

$$F = \frac{M_f}{2 * R} = \frac{69}{2 * 52,5 \cdot 10^{-3}} = 657 \text{ N}$$

Sous l'hypothèse de 3 billes, il est possible que l'effort F de traction soit repris par une seule bille (si celle-ci se trouve sur l'axe de F). D'autre part, les 3 billes sont toujours soumises au ressort 1. Ainsi,

$$F = 657 + \frac{588}{3} = 853 \text{ N}$$

On a donc :

$$F_{45} = \frac{F}{\sin(45)} = \frac{2 F}{\sqrt{2}}$$

$$F_{45} = 1206 \text{ N}$$

La bague inférieure de séparation subit donc un effort ponctuel de 1206 N. Appliquons la théorie de Hertz afin de déterminer la déformation créée par cet effort.

Nous sommes dans le cas d'un contact sphère-cylindre.

Le rapprochement de 2 points situés de part et d'autre du contact est donné par :

$$d = \frac{a^2}{r} \text{ où } a \text{ est la surface de contact et } r \text{ le rayon de courbure réduit.}$$

$$\text{On a } \frac{1}{r} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \text{ soit } \frac{1}{r} = \frac{1}{4} + \frac{1}{-43} = 0,227$$

43 correspondant au rayon de la bague en mm

4 correspondant au rayon de la bille en mm

$$\text{D'autre part } a = 0,88 \sqrt[3]{\frac{F r}{E}} \text{ avec } \frac{1}{E} = \frac{1}{E_1} + \frac{1}{E_2}$$

Le contact est acier-AU4G

Donc $E_1 = 210000 \text{ Mpa}$ et $E_2 = 70000 \text{ Mpa}$

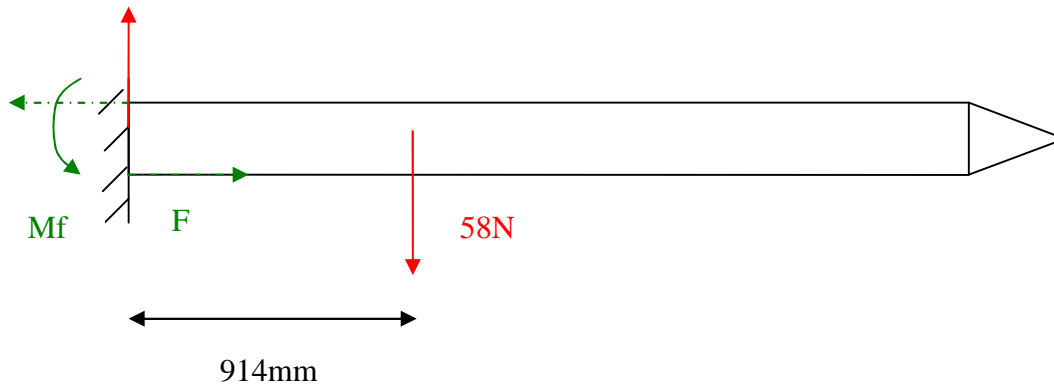
D'où $a = 0,39 \text{ mm}^2$

D'où $d = 0,036 \text{ mm}$

La déformation de la bague d'aluminium est donc légère et il n'y a pas de risque de déboîtement. 3 billes suffisent donc.

2.4.5.2 Effort dans la partie supérieure de la séparation

Considérons la fusée entière à l'horizontale et considérons la double séparation supérieure.



On peut alors calculer le moment créé.

$$M_f = 58 * 0,914 = 53 \text{ N.m}$$

$$F = \frac{M_f}{2 * R} = \frac{53}{2 * 52,5 \cdot 10^{-3}} = 505 \text{ N}$$

Sous l'hypothèse de 3 billes, il est possible que l'effort F de traction soit repris par une seule bille (si celle-ci se trouve sur l'axe de F). D'autre part, les 3 billes sont toujours soumises au ressort 1. Ainsi,

$$F = 505 + \frac{126}{3} = 547 \text{ N}$$

On a donc :

$$F_{45} = \frac{F_{45V}}{\sin 45}$$

$$F_{45} = 774 \text{ N}$$

La bague inférieure de séparation subit donc un effort ponctuel de 774 N. Appliquons la théorie de Hertz afin de déterminer la déformation créée par cet effort.

Nous sommes dans le cas d'un contact sphère-cylindre

Le rapprochement de 2 points situés de part et d'autre du contact est donné par :

$$d = \frac{a^2}{r} \text{ où } a \text{ est la surface de contact et } r \text{ le rayon de courbure réduit.}$$

$$\text{On a } \frac{1}{r} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \text{ soit } \frac{1}{r} = \frac{1}{4} + \frac{1}{-36} = 0.222$$

36 correspondant au rayon de la bague en mm

4 correspondant au rayon de la bille en mm

$$\text{D'autre part } a = 0,88 \sqrt[3]{\frac{F r}{E}} \text{ avec } \frac{1}{E} = \frac{1}{E_1} + \frac{1}{E_2}$$

Le contact est acier-AU4G

Donc $E1 = 210000\text{Mpa}$ et $E2 = 70000\text{Mpa}$

D'où $a = 0,36\text{ mm}^2$

D'où $d=0,029\text{mm}$

La déformation de la bague d'aluminium est donc légère et il n'y a pas de risque de déboîtement.

Cependant pour des raisons de reprises du couple sur la bague conique liée au vérin (afin qu'elle reste bien perpendiculaire au plan des billes), nous choisissons 6 billes par séparation.

2.4.5.3 Effort subi par le vérin en flexion pure

Lors du test de flèche, au cours des contrôles, ou plus simplement lors de la mise en rampe, la fusée sera à l'horizontale. Le 2nd étage, relativement lourd, exercera donc un couple important sur la séparation comme nous venons de le voir. Nous devons donc vérifier que cet effort reste bien inférieur à la tenue du vérin.

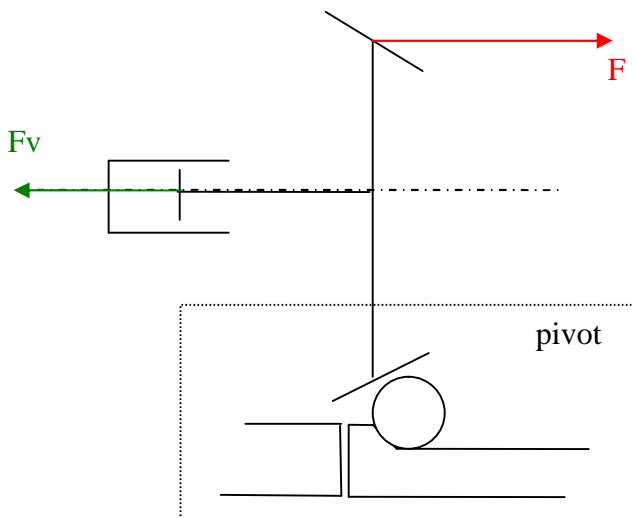
Sur la partie inférieure de la double séparation, on a : $F_{45V} = 853\text{ N}$

D'où d'après $F_{10V} = F \frac{\tan(10)}{\tan(45)}$, $F_{10V} = 150\text{ N}$

Sur la partie supérieure de la double séparation, on a : $F_{45V} = 547\text{ N}$

D'où d'après $F_{10V} = F \frac{\tan(10)}{\tan(45)}$, $F_{10V} = 96\text{ N}$

Schématisons la situation :



Nous considérons la partie basse comme pivot. Dans ce cas, d'après les rapports de force liés au couple, nous déterminons facilement que $F_v = 2F$.

D'où $F_{\text{vérin}} = 2(150 + 96) = 492\text{ N}$

D'où $F_{\text{vérin}} = 492\text{ N} (< 628\text{ N})$

Le vérin tient donc le test de flèche de la fusée.

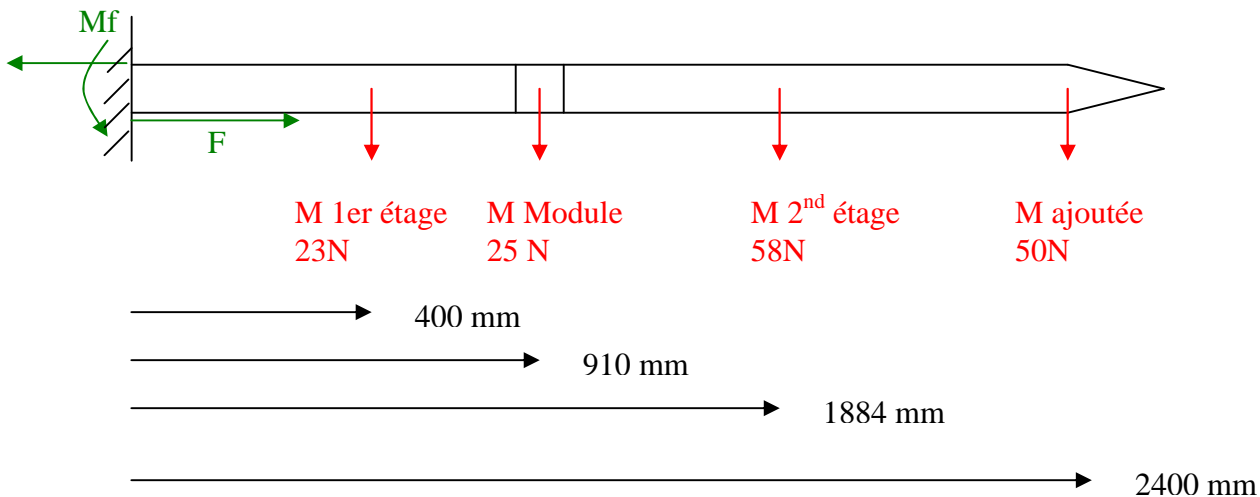
2.5 Prise en compte du nouveau test de flèche

Avec le nouveau cahier des charges est apparu un nouveau test de flèche dans le lequel une charge de 5 kilos est appliqué en bas de l'ogive. Ce paragraphe étudie donc les efforts créés par ce nouveau test.

Les hypothèses ainsi que les notations reprennent celles du dimensionnement de la double séparation. S'y reporter en cas de besoin.

2.5.1 Couple repris par la bague « plaque de poussée » lors du test de flèche.

Comme dans les études du dimensionnement de la double séparation, nous considérons la fusée entière à l'horizontale, encastrée dans le mur.



Calcul du barycentre de la fusée et des 5 kilos ajoutés

$$Xg = \frac{\sum_{i=1}^n a_i x_{Gi}}{\sum_{i=1}^n a_i} = \frac{23 \cdot 400 + 25 \cdot 910 + 58 \cdot 1884 + 50 \cdot 2400}{23 + 25 + 58 + 50} = 1674,5 \text{ mm}$$

On peut alors calculer le moment créé.

$$Mf = 156 \cdot 1,675 = 261 \text{ N.m}$$

$$F = \frac{Mf}{2 \cdot R} = \frac{261}{2 \times 52,5 \cdot 10^{-3}} = 2485 \text{ N}$$

Ainsi le couple créé contraint les vis de maintien de la case parachute d'une force de l'ordre de 250 kg (A noter que cette force est de 130 kg sans la masse de 5kg). Sachant que le contact Carbone-Vis est très faible, sphère-sphère interne, nous pouvons supposer que le contact se fait uniquement sur l'épaisseur du carbone, soit 1mm environ.

Ayant mis 4 vis M3 tous les 90° de liaison entre le tube parachute et la bague « plaque de poussée » (soit 16 vis en tout), les 300kg sont donc repris uniquement par 4 vis.

Une vis voit donc 625N (2500/4) en cisaillement. (62,5Kg)

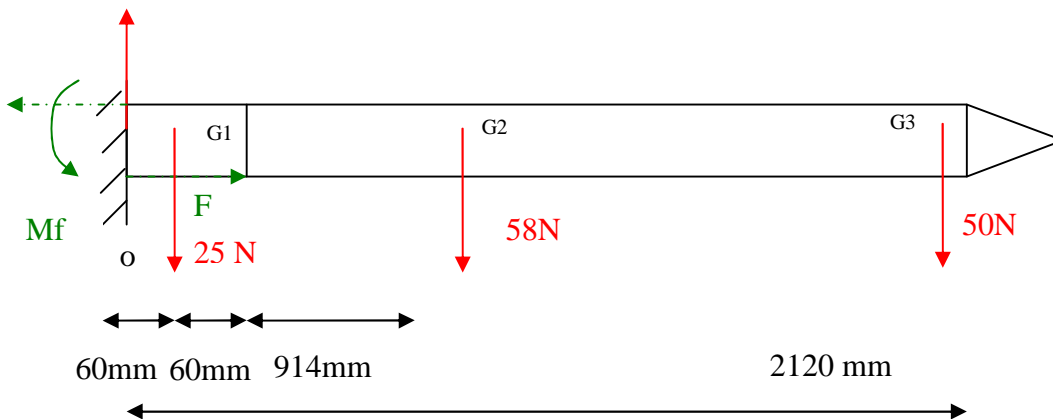
Par suite la contrainte générée est alors de $\sigma = \frac{625}{1} = 625 \text{ MPa}$

Cela fait une contrainte assez importante pouvant aller dans le domaine plastique du carbone (Cette valeur est même proche de la contrainte de rupture). Ce test serait donc un « test destructif » endommageant alors la fusée et son intégrité mécanique. Lui faire subir cet essai créerait donc une flèche statique importante.

2.5.2 Couple repris par la double séparation et par le vérin

Se reporter aux paragraphes du dimensionnement de la double séparation pour la méthode si besoin.

2.5.2.1 Partie basse de la double séparation



$$X_g = \frac{\sum_{i=1}^n a_i X_{Gi}}{\sum_{i=1}^n a_i} = \frac{25 \cdot 60 + 58 \cdot 1034 + 50 \cdot 2120}{25 + 58 + 50} = 1259,2 \text{ mm}$$

On peut alors calculer le moment créé.

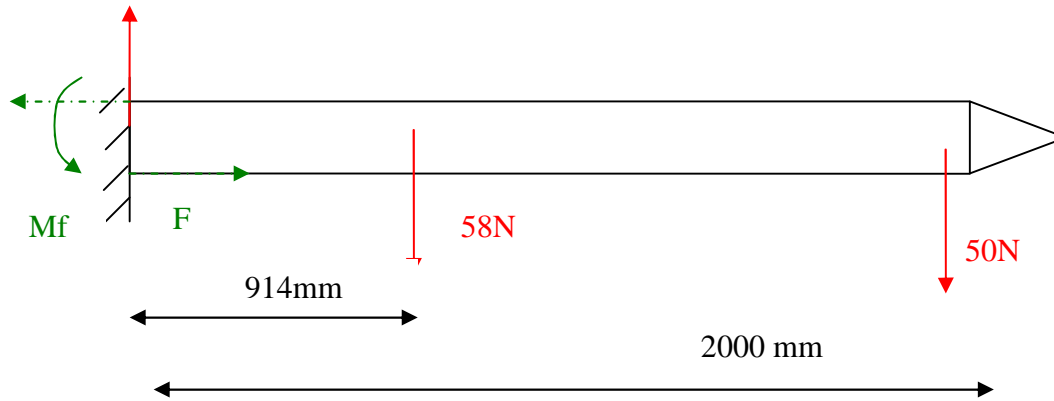
$$M_f = 143 \cdot 1,259 = 184 \text{ N.m}$$

$$F = \frac{M_f}{2 \cdot R} = \frac{184}{2 \cdot 52,5 \cdot 10^{-3}} = 1752 \text{ N}$$

$$\text{d'où } F_{\text{totale}} = 1752 + \frac{588}{3} = 1948 \text{ N}$$

où F_{totale} est l'addition de l'effort de traction du au couple et de l'effort du ressort en compression. F_{totale} correspond à F_{bille} dans le dimensionnement de la double séparation.

2.5.2.2 Partie haute de la double séparation



$$X_g = \frac{\sum_{i=1}^n a_i X_{Gi}}{\sum_{i=1}^n a_i} = \frac{58 \cdot 914 + 50 \cdot 2120}{58 + 50} = 1472 \text{ mm}$$

On peut alors calculer le moment créé.

$$M_f = 108 \cdot 1,472 = 159 \text{ N.m}$$

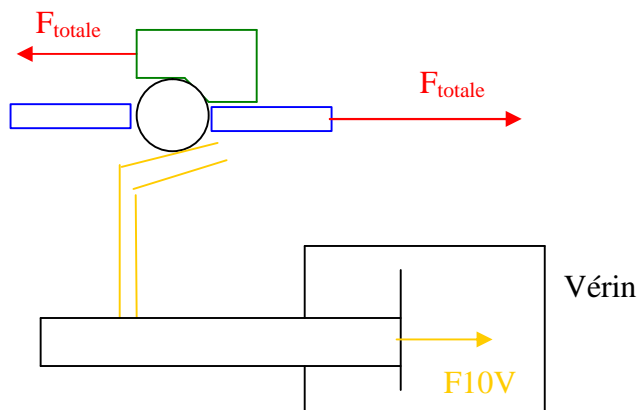
$$F = \frac{M_f}{2 \cdot R} = \frac{159}{2 \cdot 52,5 \cdot 10^{-3}} = 1514 \text{ N}$$

$$\text{d'où } F_{\text{totale}} = 1456 + \frac{126}{3} = 1556 \text{ N}$$

2.5.2.3 Effort subi par le vérin

Les 2 efforts calculés passent à travers les billes avant d'être repris par le vérin :

Pour rappel :



$$\text{On a alors } F_{10V} = F_{\text{totale}} \cdot \tan 10^\circ$$

Pour rappel :

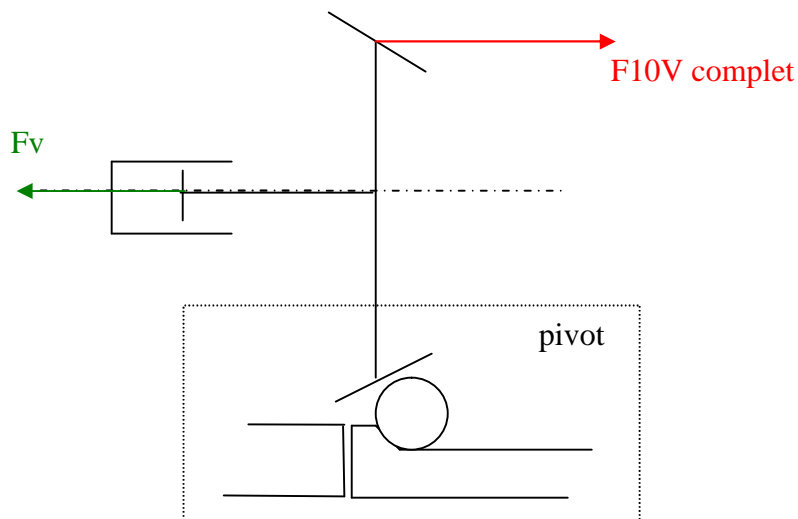
Angle de la bague verte (externe) 45° , angle de la bague jaune (interne) 10° , et

$$F_{10V} = F_{\text{totale}} \frac{\tan(10^\circ)}{\tan(45^\circ)}$$

Dans la partie sup : $F_{10V} = 336,8 \text{ N}$

Dans la partie inf : $F_{10V} = 274,36 \text{ N}$

Soit $F_{10V\text{complet}} = 612 \text{ N}$ (somme de la partie inférieure et de la partie supérieure)



D'après les lois des bras de leviers :
 On obtient $F_{\text{vérin}} = 2 * 612 = 1224\text{N}$
 Ainsi le vérin voit 122 kg sur sa tige.

A une pression de 5 bars, pression nominale des vérins de notre sponsor Parker, seul un vérin de diamètre interne de 80 mm permet de rattraper un tel effort, si l'on souhaite un léger coefficient de sécurité. Outre le problème de masse posé pour une sortie en rampe convenable, (Courage est déjà très lourde et le vérin actuelle de diamètre interne 40mm pèse déjà 700g), ce vérin de diamètre interne ne peut rentrer dans notre case vérin. En effet, de diamètre externe de 90mm, il nous serait alors impossible d'ajouter le raccord pneumatique entre le vérin et le tuyau, le diamètre des bagues internes étant de 97mm, ce qui nous laisse une place de 3,5mm. D'autre part, cela pose le problème de l'intégration de l'électrovanne dans ce module vérin. Il s'agit d'un objet conséquent déjà difficilement intégrable avec le vérin de diamètre 40mm. Malheureusement, elle ne peut être intégrée ailleurs, puisqu'il nous paraît impossible de faire passer des tuyaux pneumatiques à travers une séparation. Ainsi le vérin de diamètre 40mm interne nous paraît difficilement changeable.

Capable de reprendre 628N, (environ 60kg), notre vérin ne peut donc tenir le nouveau test de flèche avec les 5kg (effort de 120kg).

2.5.3 Bilan

Pour faire un bilan, dans la configuration actuelle, qui nous paraît difficilement changeable, réaliser le nouveau test de flèche sur Courage serait :

- 1- Déboîter la double séparation et risquer de l'endommager.
- 2- Compromettre l'intégrité mécanique au niveau du tube parachute, pouvant ainsi provoquer une forte flèche statique.

2.6 Dimensionnement de la porte

Comme il a déjà été précisé, le tube de la porte a été renforcé par rapport aux autres tubes. Il est constitué de 4 couches de fibres de carbone, et a été réalisé par moulage sou vide.

La dimension de porte est conséquente, afin d'avoir assez de place pour le parachute et la sangle.

Des fourchettes empêchent la porte de translater, et de pivoter hormis vers l'extérieur. Ces fourchettes très épaisses sont en fibre carbone, et sont collés à l'aide d'une colle spéciale epoxy (un échantillon test a été effectué).

La ventouse electro-magnétique a été choisie pour sa faible masse, sa bonne magnétisation, ainsi que par le fait qu'elle ne consomme pas de courant au repos (porte fermée). Néanmoins, ces inconvénients sont sa faible force résiduelle lorsqu'elle est alimentée (d'où un petit ressort d'ouverture), et sa tendance à ne pas résister à de fortes vibrations (chocs verticaux). Des tests sont effectués pour minimiser les effets des ces inconvénients (compromis entre ressort et pb d'ouverture intempestive)

2.7 Stabilité et trajectographie

Modélisation sous Trajec V2.3 (au 21-12-2004)

Fusée entière :

```

F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Vent
FUSEE:Courage      CLUB:ESO      MOTEUR:chamois_U95  PAS: 10 %
virole: NON      Xcg: 50      biétage : OUI
masse: 1.000      masse: 14.000 kg
prop:2693
L=1895
L=2858
coiffe:ogivale
jupe/rétréint : NON
sortir du programme
déplacements: <↑↓> valid.: RETURN variations: +- nombre d'ailerons : 4
Produit Ms x Cn : inutilisé
2ème étage : 4
RETURN pour sortir du programme
10:29.0 ou 2270 ||marge statique:de 2.5 à 3.2 cotes en mm
  
```

Le deuxième étage seul :

```

F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Vent
FUSEE:Courage      CLUB:ESO      MOTEUR:wapiti      PAS: 10 %
virole: NON      Xcg: 50      biétage : NON
masse: 1.000      masse: 14.000 kg
prop: 0
L=1895
coiffe:ogivale
jupe/rétréint : NON
sortir du programme
déplacements: <↑↓> valid.: RETURN variations: +- nombre d'ailerons : 4
Produit Ms x Cn : inutilisé
absisse du centre de gravité avec moteur et poudre en millimètres
10:15.5 ou 1714 ||marge statique:de 5.2 à 5.2 cotes en mm
  
```

Paramètres initiaux pour le 2^e étage seul :

```

F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Vent
1:MOTEUR wapiti      A: PAS DE CALCUL 0.10 s      G: VITESSE INITIALE 128 m/s
2:MASSE 6.700 kg      B:Cx ESTIME 0.70            X:AXE X INITIAL 47 m
3:MAITRE COUPLE 9779 mm²      C:ALTIITUDE RAMPE 145 m      Y:AXE Y INITIAL 0 m
4:FICHER RESULTAT NON      D:SITE DE LA RAMPE 80 °      Z:AXE Z INITIAL 348 m
5:TEMPS D'OUVERTURE DU      H:GISEMENT RAMPE 0 °        I:TEMPS INITIAL 2.8 s
  PARACHUTE : 14.0 s      E:LONGUEUR RAMPE 4.0        L:IMPRIME UN FICHER
6:DESCENTE SOUS          F:IMPRESSION DES            RESULTAT
  PARACHUTE NON          PRINCIPAUX RESULTATS :      M:EDITE UN FICHER
7:VITESSE PARA : 15 m/s      NON                          RESULTAT
VENTI : ventnul.ven      --- Version 2.2 ---
0:FUSEE Courage2      K:CLUB ESO
8:début du calcul de trajectoire      9:sortir du programme
  
```

Le déroulement théorique du vol

La trajectoire donnée par *trajec* nous donne alors avec :

M= 13,5 kg,

S= 10739 mm²,

Cx= 0,7

Pas de calcul : 0.01 pour la sortie de rampe, 0.1 pour le reste.

On se place dans le cas d'un vol nominal, c'est-à-dire que la séparation inter-étage a bien eu lieu.

Rampe à 80° en site	Temps (s)	Altitude relative (m)	Vitesse (m/s)	Accélération (g)
Décollage	0	0	0	1
Sortie de Rampe	0.370	4	21	5,3
Accélération maxi	2,140	119	118	6,9
Vitesse maxi	2,450	157	133	0,5
Fin de propulsion	2,810	203	128	1,6
Double Séparation	2,810	203	128	1,6
Apogée	13,10	783	16	1

On se place maintenant dans le cas où la séparation n'a pas eu lieu (dans le cas où la logique de sécurité venait à interdire la double séparation)

Rampe à 80° en site	Temps (s)	Altitude relative (m)	Vitesse (m/s)	Accélération (g)
Décollage	0	0	0	1
Sortie de Rampe	0.370	4	21	5,3
Accélération maxi	2,140	119	118	6,9
Vitesse maxi	2,450	157	133	0,5
Fin de propulsion	2,810	203	128	1,6
Apogée	13,60	818	24	1

2.8 Dimensionnement des parachutes

Une des particularités de ce projet est d'ouvrir un parachute à haute vitesse (>100 m/s).

Il faut donc que le parachute résiste à un très violent choc à l'ouverture.

De plus, il serait préférable que la fusée redescende ni trop vite (dangereux si elle redescend sur le public, c'est dommage d'abîmer la fusée lors de l'impact), ni trop lentement (le vent pourrait ramener la fusée sur le public, ou faire sortir la fusée du gabarit de récupération).

Dans toutes les configurations envisagées lors de l'étude de sécurité (donc en considérant des pannes), il faut que la vitesse de descente reste comprise entre 5 m/s et 15m/s.

Nous avons synthétisé les données dans le tableau suivant :

Table des parachutes Courage 16/09/2004

Spara 1	1,5	m ²			
Spara 2	1,5	m ²			
Vent moy	7	m/s	soit	25,2	km/h
Vent max	10	m/s	soit	36	km/h
Site rampe	80	°			

Configuration	masse ralentie (kg)	Vitesse à l'ouverture (m/s)	Force ouverture para $F = \frac{1}{2} \cdot r \cdot S_{Parachute} \cdot V_{Ouverture}^2$ g	Vitesse de descente $V_d = \sqrt{\frac{2 M_{Vide} \cdot g}{r \cdot S_{Parachute}}}$	altitude à l'ouverture (m)	temps de descente (s)	position horizontale à l'ouverture (m)	déport horiz dû au vent moy (m)	déport horiz dû au vent max (m)
Parachute 1 - 1er étage	7,5	120	1398 kg	8,79 m/s	203	23,1	47	161,7	231,0
Parachute 2 - 2e étage	5,7	16	25 kg	7,66 m/s	783	102,2	235	715,4	1021,9
Parachute 2 - 2e étage	5,7	120	1398 kg	7,66 m/s	203	26,5	236	185,5	264,9
Parachute 1 - 1er et 2e étage	13,5	120	1398 kg	11,79 m/s	203	17,2	47	120,5	172,2
Parachute 2 - 1er et 2e étage	13,5	24	56 kg	11,79 m/s	818	69,4	338	485,6	693,7
Parachute 2 - 1er et 2e étage	13,5	120	1398 kg	11,79 m/s	203	17,2	47	120,5	172,2

Note :

Des études du profil de vent en fonction de l'altitude réalisées sur les terrains de Bourges et de Millau ont montré qu'il peut être modélisé approximativement par un développement cubique, et qu'au maximum, le vent à 1000 m est le double de celui mesuré au sol (0m). Pour le déport horizontal maximal dû au vent, nous considérerons que le vent au sol est inférieur à 5 m/s en moyenne. Le calcul se fait avec un vent moyen habituel (**moy**) de 7m/s et avec un vent moyen fortement majoré à 10m/s (**max**).

2.9 Dimensionnement des chaînes parachutes

2.9.1 Préambule – Effort lié au choc de l'ouverture

Les paragraphes suivants ont pour but de démontrer que l'ensemble des deux chaînes parachutes résistent bien au choc lié à l'ouverture d'un des 2 parachutes à haute vitesse.

La valeur du choc à l'ouverture donnée par Aérazur, notre sponsor pour les parachutes, pour ces parachutes est de l'ordre de 6000 N pour une vitesse d'ouverture à 140 m/s. Le dimensionnement concernant des pièces structurales, nous optons pour un coefficient de sécurité de 1,25, la masse de la fusée étant déjà plus qu'importante.

Nous dimensionnons donc l'ensemble des chaînes avec un coefficient de sécurité au minimum égale à 1,25.

Nous considérons donc l'effort à tenir à $1,25 \times 6000 N = 7500 N$

2.9.2 Méthode de calcul d'Aerazur

Retranscription de la conversation téléphonique avec Noëlle LARRIERE, du département militaire d'Aérazur, division de Zodiac (Léo Côme, début décembre).

La force maximale subite par la fusée pendant l'ouverture du parachute est donnée par la formule suivante :

$$F = \frac{1}{2} \rho S C_x V^2 K_c$$

avec : $\rho = 1,27 \text{ kg/m}^3$

$$S = 1,5 \text{ m}^2$$

$C_x = 0,75$ pour ce genre de parachute (hémisphérique percé)

$V = 140 \text{ m/s}$ (valeur majorée)

$K_c = 0,22$ ou $0,35$????

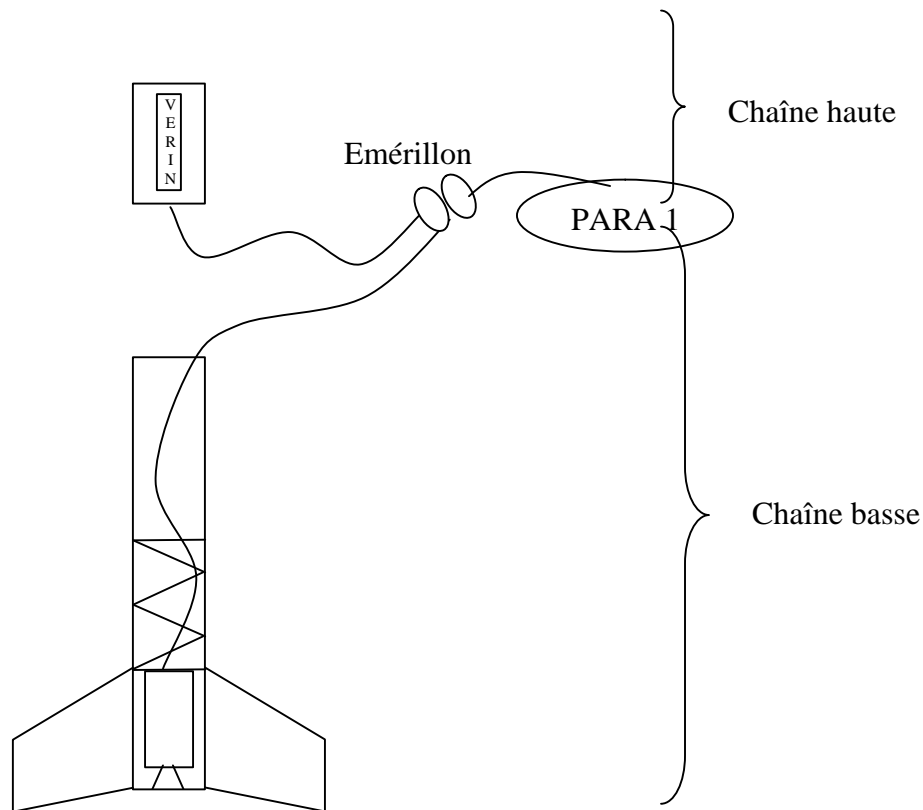
K_c est le coefficient de choc. Il est calculé par Aerazur d'après des courbes issues d'un livre américain sur le sujet. Pour cela, il faut calculer le ratio Vitesse d'ouverture sur Masse à récupérer. A partir de ce ratio, on détermine la condition de masse (12 kg/m² pour Courage), qui permet de savoir si on est en condition de masse finie ou de masse infinie (infinie pour Courage, avec un coefficient de 1,7). En fonction de tout ça, les courbes permettent d'obtenir un coefficient de choc K_c de 0,22.

Avec ces valeurs, l'application numérique donne :
 $F = 5000 \text{ N}$ soit l'équivalent d'une masse de 500 kg.

Cette conversation devrait être confirmée courant janvier par un certificat d'Aerazur.

2.9.3 Dimensionnement de la chaîne du premier étage

2.9.3.1 Schématisation



2.9.3.2 Dimensionnement de la chaîne basse

La chaîne basse se compose de :

- Le 1^{er} parachute
- Les suspentes du 1^{er} parachute
- L'émérillon 1
- La sangle 1
- La tige traversante
- La bague « plaque de poussée »

2.9.3.2.1 Le parachute / les suspentes

Le parachute et les suspentes ont été dimensionnés par notre sponsor Aérazur. Il nous a certifié leur résistance à une ouverture du parachute à une vitesse de 140m/s.

Note : Cf. lettre de certification.

2.9.3.2.2 L'émérillon

L'émérillon sera acheté dans le commerce. La tenue mécanique de l'émérillon de notre choix est de 16000N (1,6 tonne), donc bien supérieure au 7500 N dimensionnant.

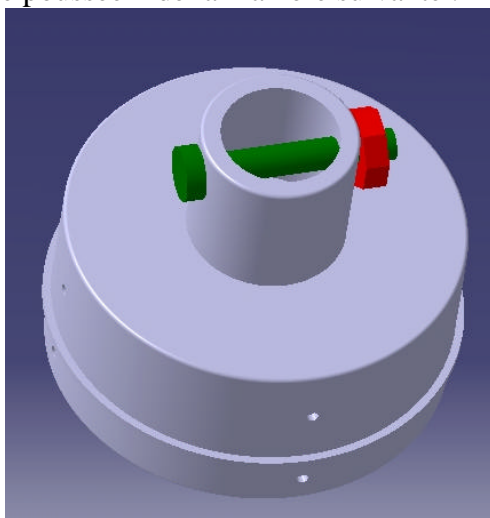
2.9.3.2.3 La sangle

La sangle sera également achetée dans le commerce. Il s'agira d'une corde type escalade afin d'avoir une sangle élastique, limitant ainsi les efforts subis par l'ensemble de la chaîne parachute.

D'autre part, nous comptons réaliser un nœud pour la fixer à la fusée. Cependant, nous pouvons considérer qu'un nœud réduit de moitié la résistance à la traction de la corde. Nous devons donc avoir une corde ayant au moins une résistance de $7500\text{N} \times 2 = 15000\text{N}$ (1,5 tonne).

2.9.3.2.4 La tige traversante

Pour des raisons de simplicité de mise en œuvre, nous avons opté pour une tige transversale se fixant directement à la bague « plaque de poussée » de la manière suivante :



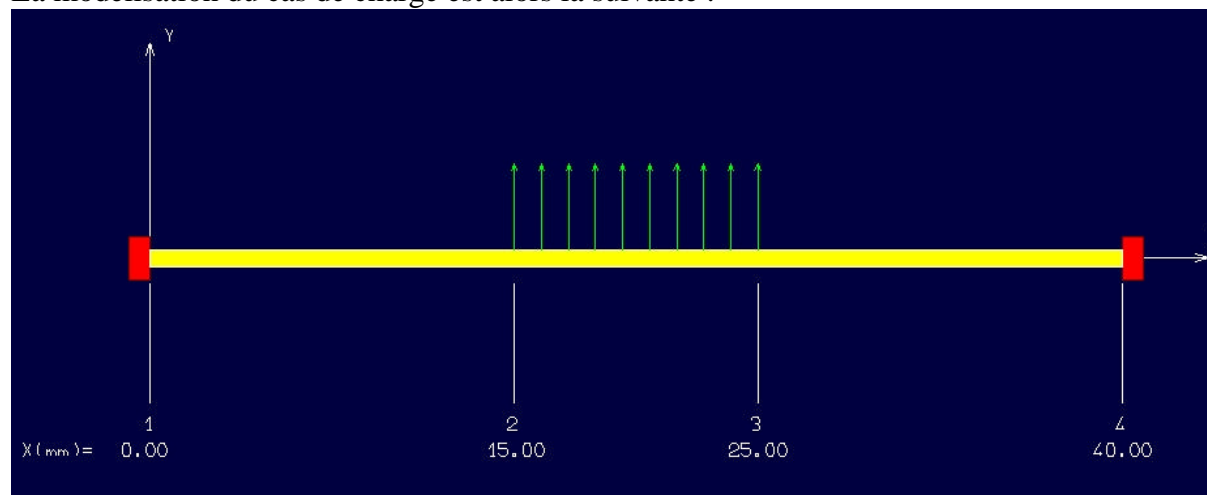
Montage de la tige parachute sur la bague « plaque de poussée »

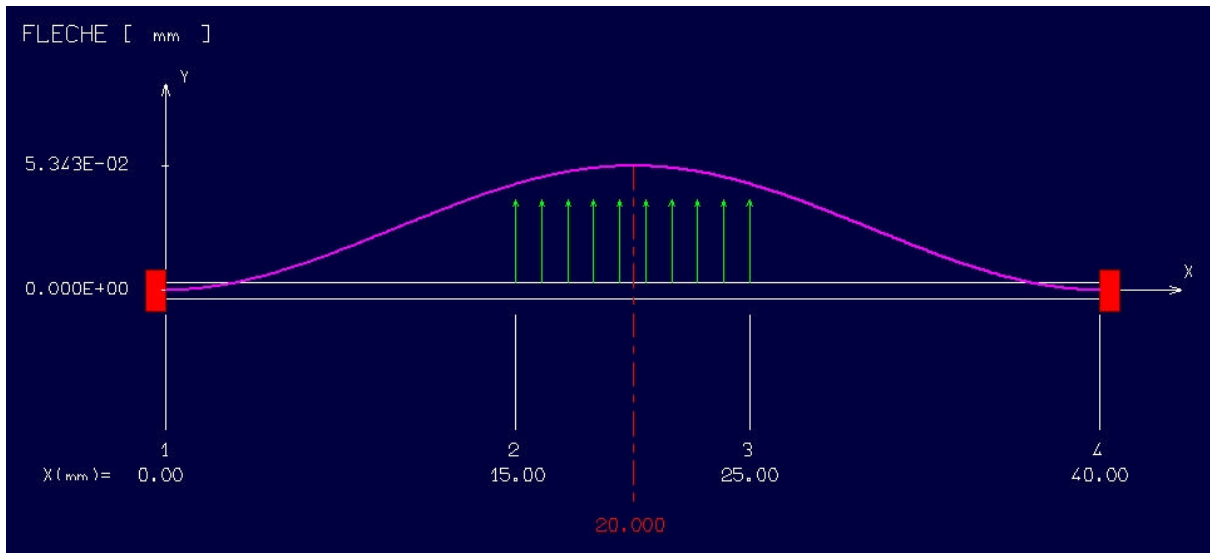
Afin de simplifier l'intégration, cette tige est constituée d'un boulon de diamètre 8 et un écrou. Cette tige travaille en flexion pure, ce qui est généralement le cas le plus contraignant en dimensionnement mécanique.

Etudions donc cette tige en flexion.

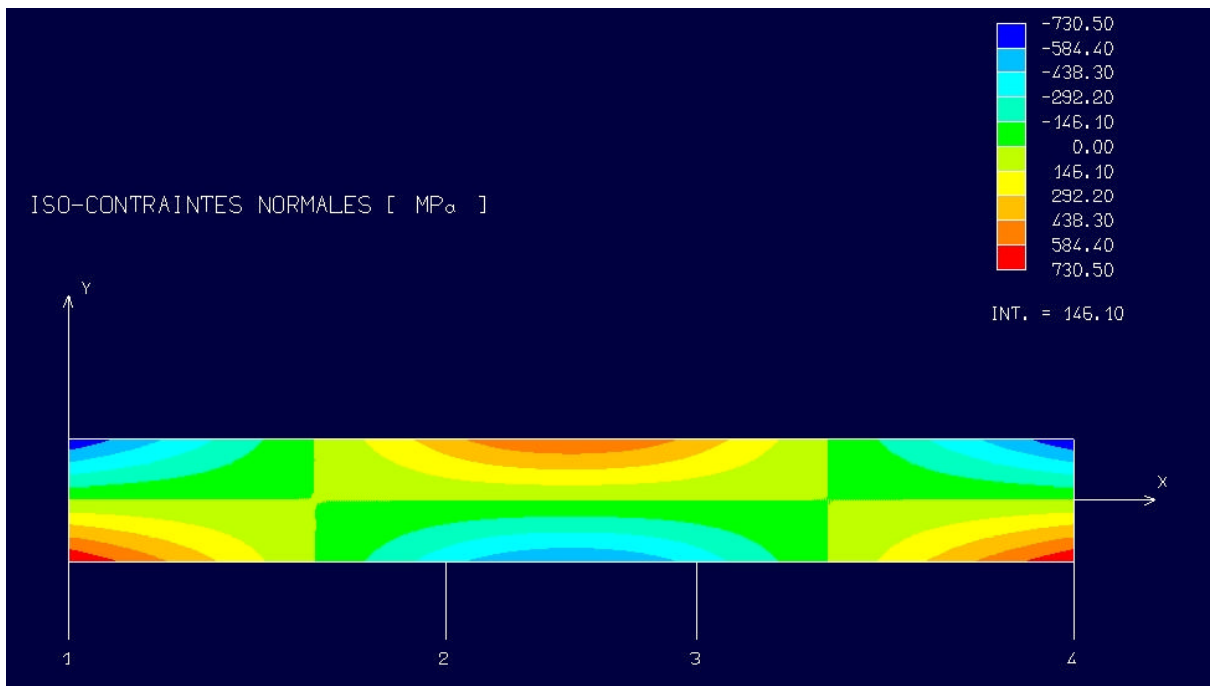
Nous pouvons considérer que la tête du boulon et l'écrou sont équivalents à un encastrement au niveau d'une tige cylindrique.

La modélisation du cas de charge est alors la suivante :





Ce qui nous donne une déformée maximale de 0,05mm environ



Nous obtenons une contrainte maximale de 730 Mpa. Cependant, cette valeur provient « d'effet de bord » dus à la modélisation trop rigide du modèle « encastrement-encastrement ». La vraie valeur max est donc inférieure à 730Mpa.

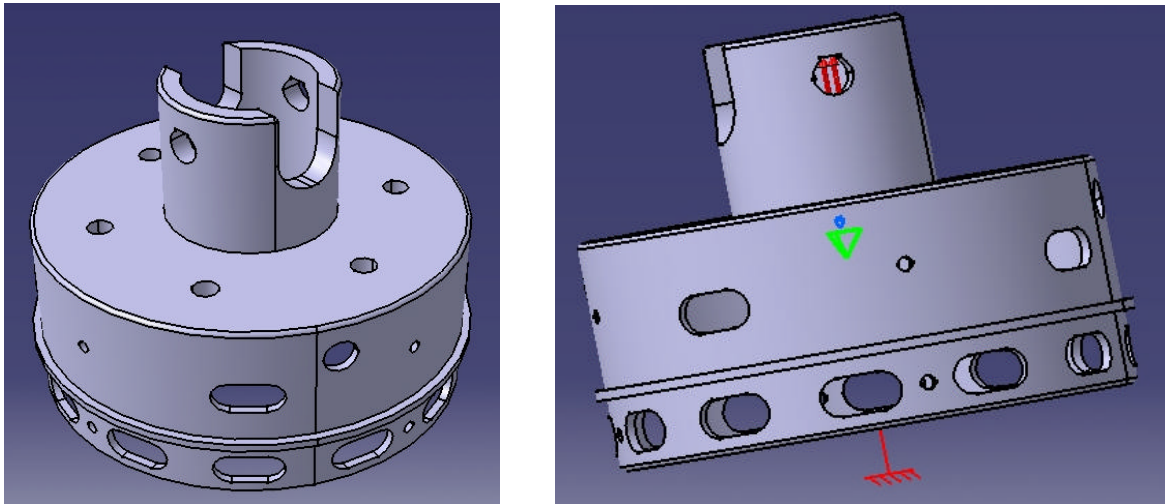
Quoiqu'il en soit, la contrainte à la rupture moyenne du type d'acier des boulons (38 Cr 2 ou 34 Cr 4 ou 37 Cr 4) est supérieure ou égale à 800 Mpa.

Ainsi, la tige subit donc bien des contraintes inférieures à ses contraintes admissibles. Son dimensionnement (à savoir, son diamètre principalement) est donc correct.

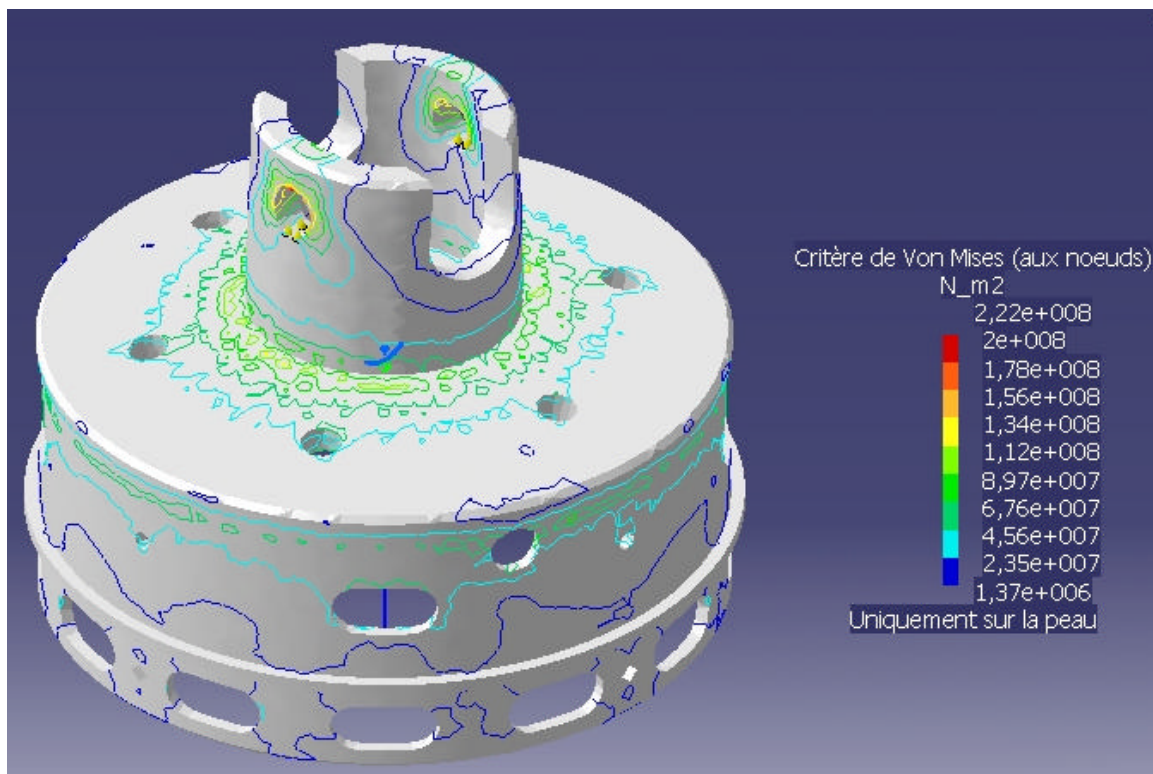
2.9.3.2.5 La bague « plaque de poussée »

Il s'agit de vérifier que l'ensemble de la bague supporte bien la contrainte exercée par l'ouverture du parachute. Nous considérerons que l'effort se répartie de manière identique sur les « 2 encastremets » de la tige.

On réalise donc l'étude suivante :



Nous posons la bague sur un plan horizontal. Nous considérons alors la surface en contact avec ce plan comme encastree. L'effort de la tige se répartie entre les deux appuis prévu à cet effet sur la bague. Nous obtenons :



La contrainte max est $2,22 \times 10^8$ N/m² soit 222 MPa.

L'aluminium utilisé étant de l'AU4G de contrainte admissible de l'ordre de 400 MPa, la bague résistera donc sans mal.

Ainsi l'ensemble de la chaîne basse du premier étage est donc parfaitement dimensionné.

2.9.3.3 Dimensionnement de la chaîne haute du premier étage

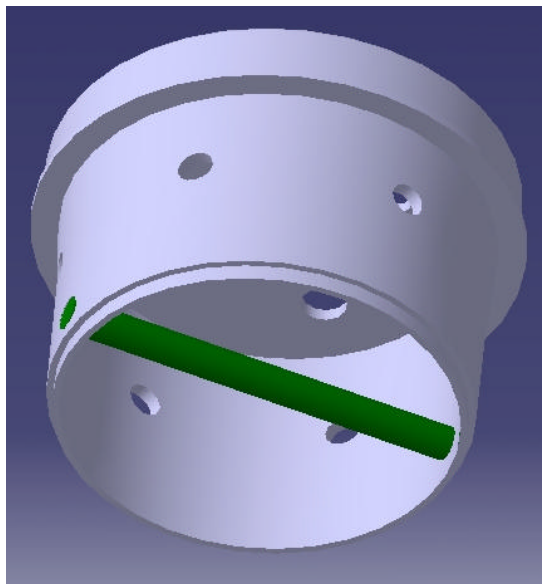
La chaîne haute se compose de :

- Le 1^{er} parachute
- Les suspentes du 1^{er} parachute
- L'émérillon 1
- La sangle 1
- La tige traversante
- La bague « double sépa inf bague sup »

Les parachutes, les suspentes, l'émérillon ainsi que les sangles sont communs à la chaîne basse. Seule la tige et la bague est différente. De la même manière que précédemment, nous allons vérifier la tenue mécanique de ces 2 éléments.

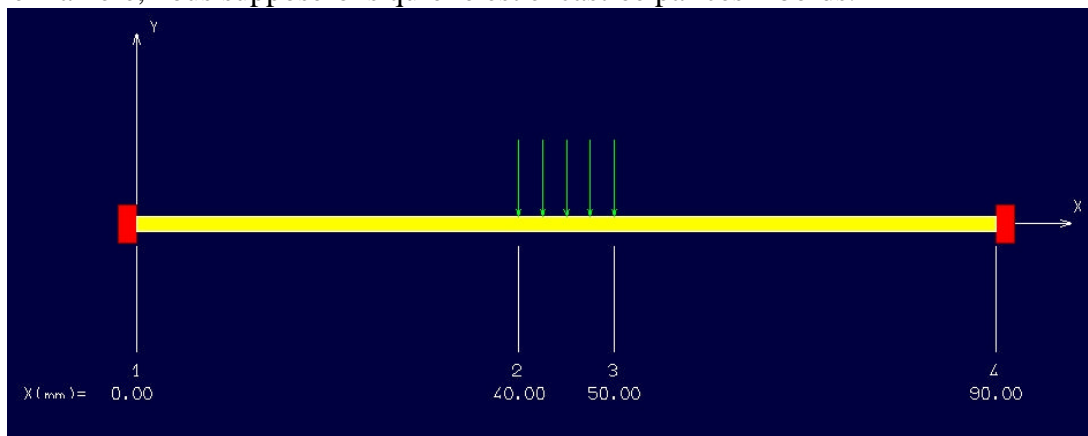
2.9.3.3.1 La tige traversante

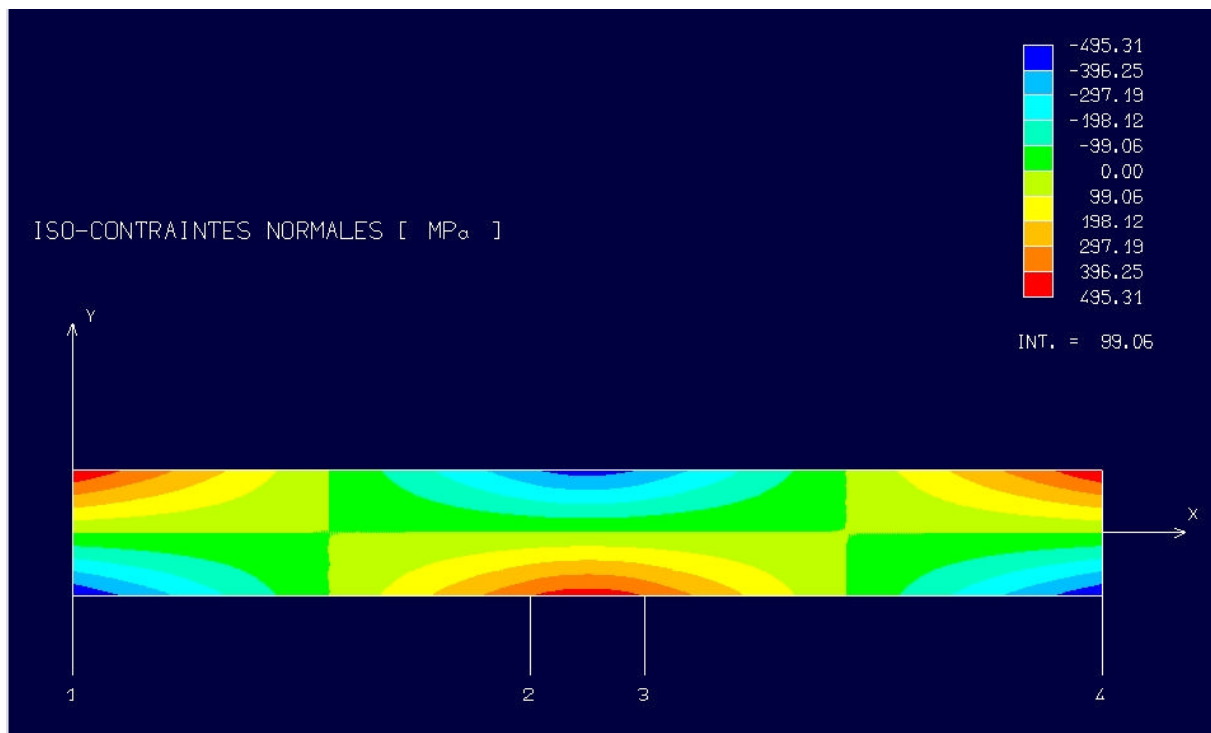
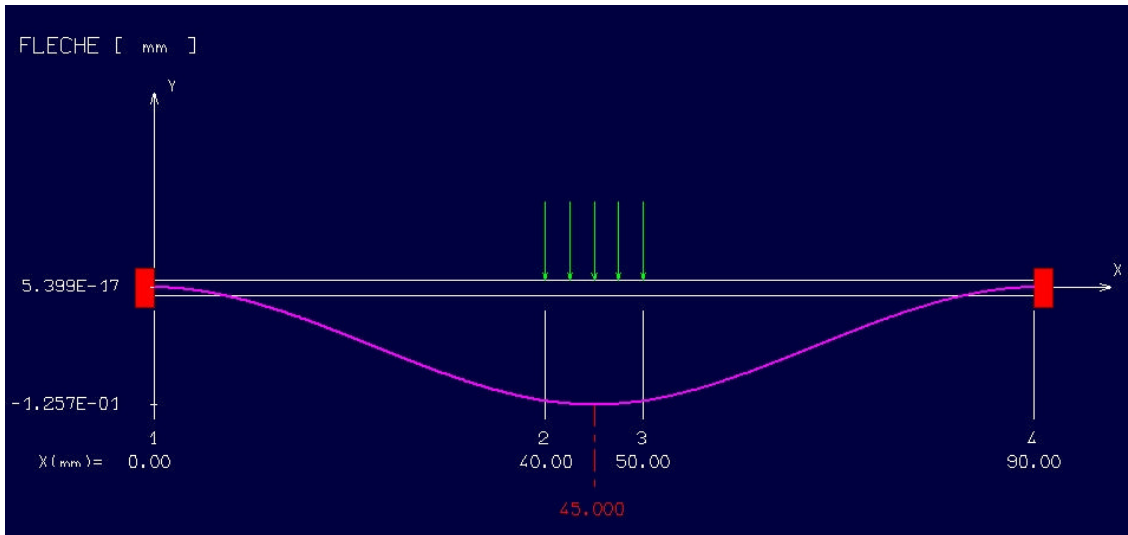
Il s'agit cette fois-ci d'une tige filetée de diamètre 12 mm. Elle est vissée directement dans la bague « double sépa inf bague sup »



Montage de la tige parachute sur la bague « double sépa inf bague sup »

De la même manière, nous supposons qu'elle est encastrée par ces 2 bords.



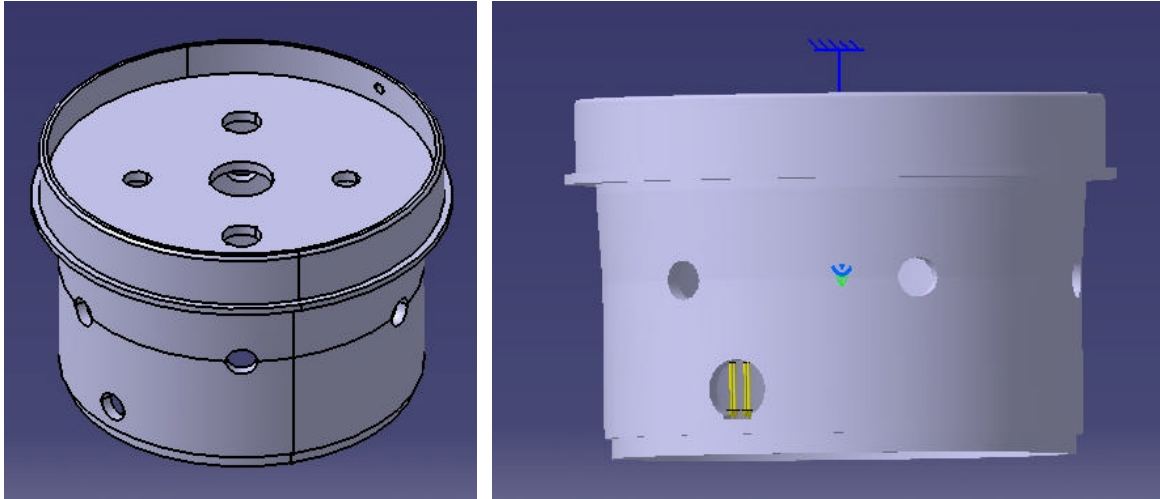


Nous trouvons une contrainte max de 495Mpa. Cette valeur est bien inférieure au 800Mpa admissible par la tige. Nous gardons donc le choix d'un diamètre 12.

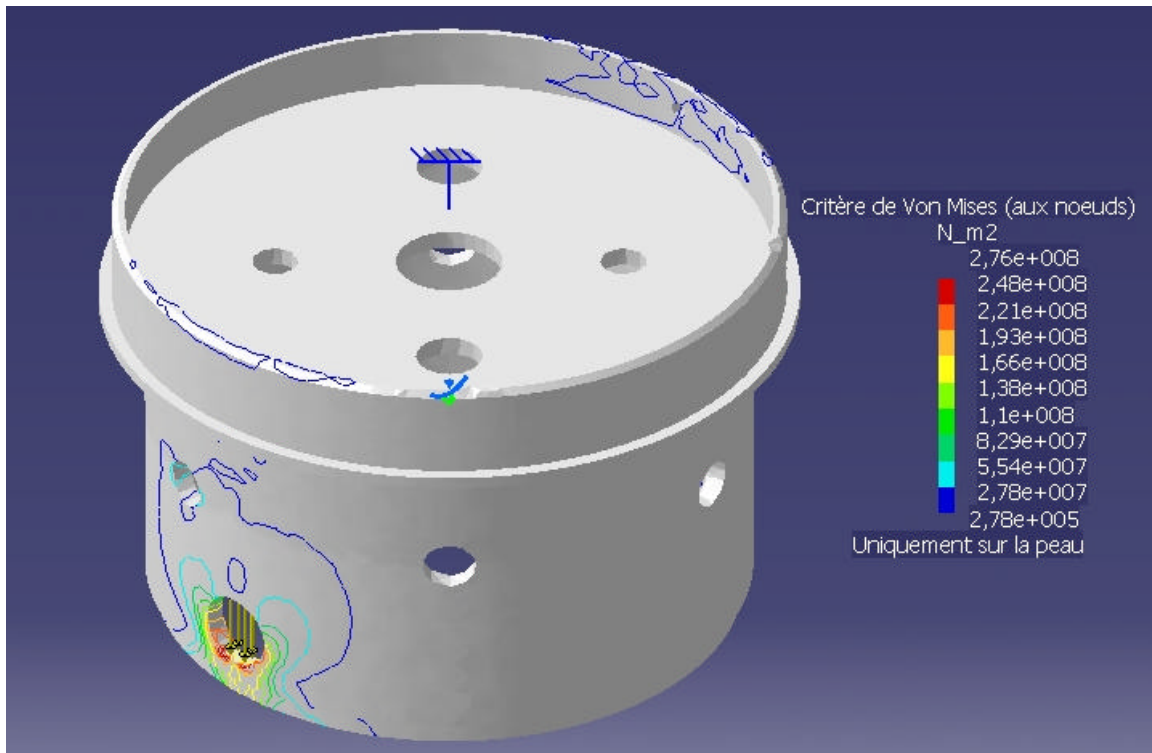
2.9.3.3.2 La bague « double sépa inf bague sup »

Il s'agit de vérifier que l'ensemble de la bague supporte bien la contrainte exercée par l'ouverture du parachute. Nous considérerons que l'effort se répartie de manière identique sur les « 2 encastremets » de la tige.

Nous réalisons donc l'étude suivante :



Nous posons un plan horizontal sur la bague. Nous considérons alors la surface en contact avec ce plan comme encastree. L'effort de la tige se répartie entre les deux appuis prévu à cet effet sur la bague. Nous obtenons :



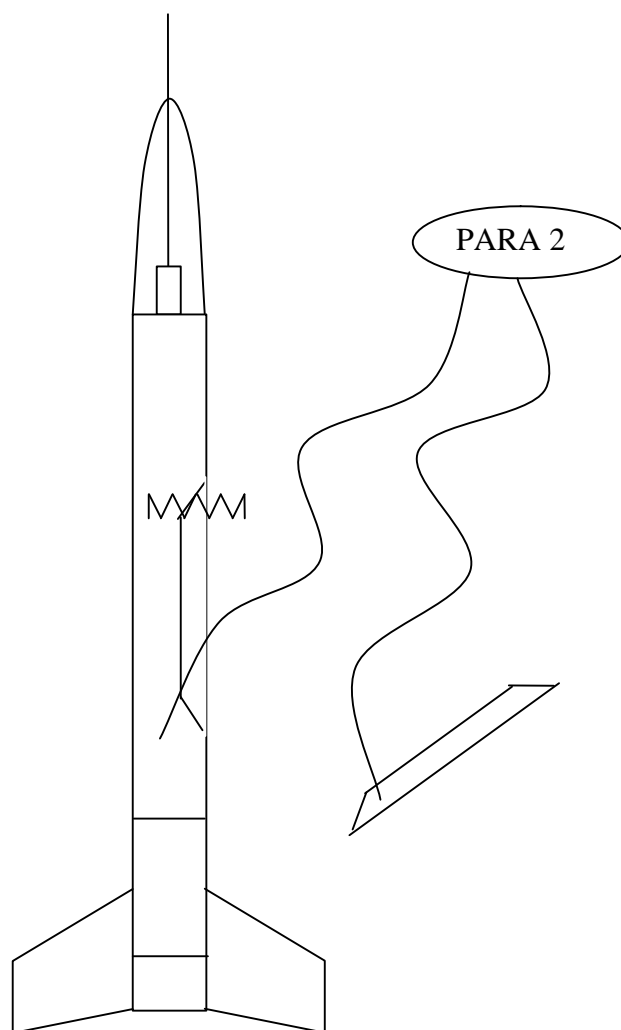
La contrainte max est $2,76^{E8}$ N/m² soit 276 MPa.

L'aluminium utilisé étant de l'AU4G de contrainte admissible de l'ordre de 400 MPa, la bague résistera donc sans mal.

Ainsi, le dimensionnement de la chaîne haute du 1^{er} étage est donc correct. Nous validons donc notre conception

2.9.4 Dimensionnement de la chaîne du second étage

2.9.4.1 Schématisation



2.9.4.2 Dimensionnement de la chaîne

La chaîne du second étage se compose de :

- Le 2nd parachute
- Les suspentes du 2nd parachute
- L'émerillon 2
- La sangle 2
- La tige traversante
- La bague « attache para 2 »

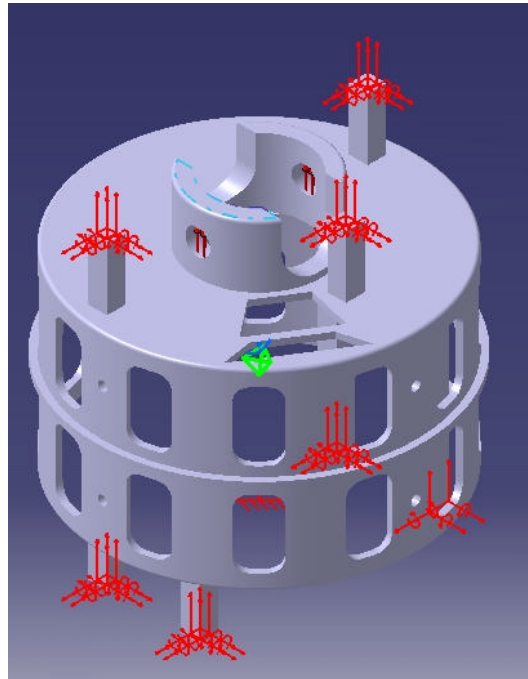
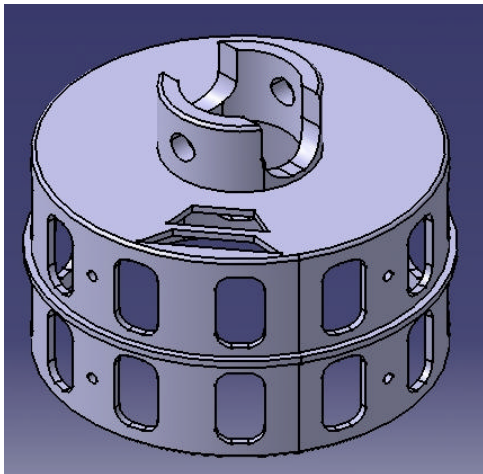
L'étude du 2nd parachute, les suspentes, l'émerillon 2, la sangle 2 ainsi que la tige traversante est rigoureusement identique au paragraphe 2.

Il s'agit donc de vérifier que la bague « attache para 2 » supporte bien les efforts dus à l'ouverture. Nous vérifierons également que l'intégrité de la case élec située sous la bague « attache para 2 » est gardée.

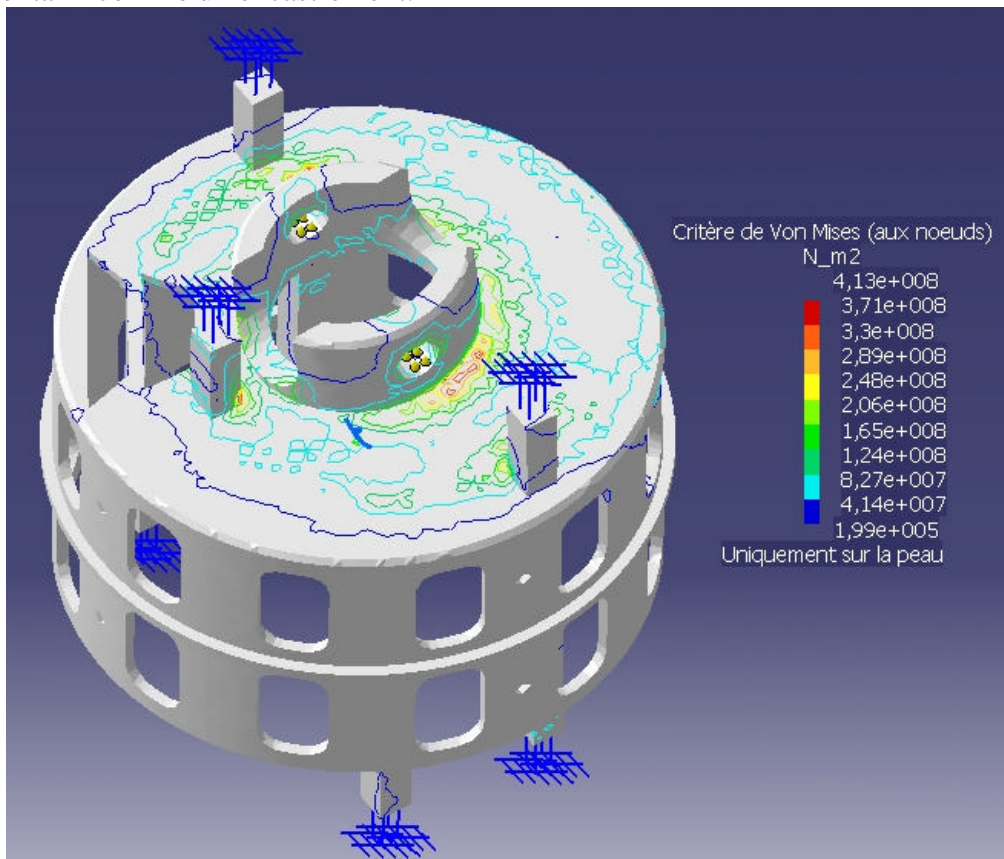
2.9.4.2.1 La bague « attache para 2 »

Il s'agit de vérifier que l'ensemble de la bague supporte bien la contrainte exercée par l'ouverture du parachute. Nous considérerons que l'effort se répartie de manière identique sur les « 2 encastremets » de la tige.

Nous réalisons donc l'étude suivante :



Deux treillis sont liés à cette bague. Nous supposons qu'ils réalisent un encastrement. D'autre part, comme pour la bague « plaque de poussée » du paragraphe 2, on considère la face inférieure « posée sur un plan horizontal » comme un encastrement.

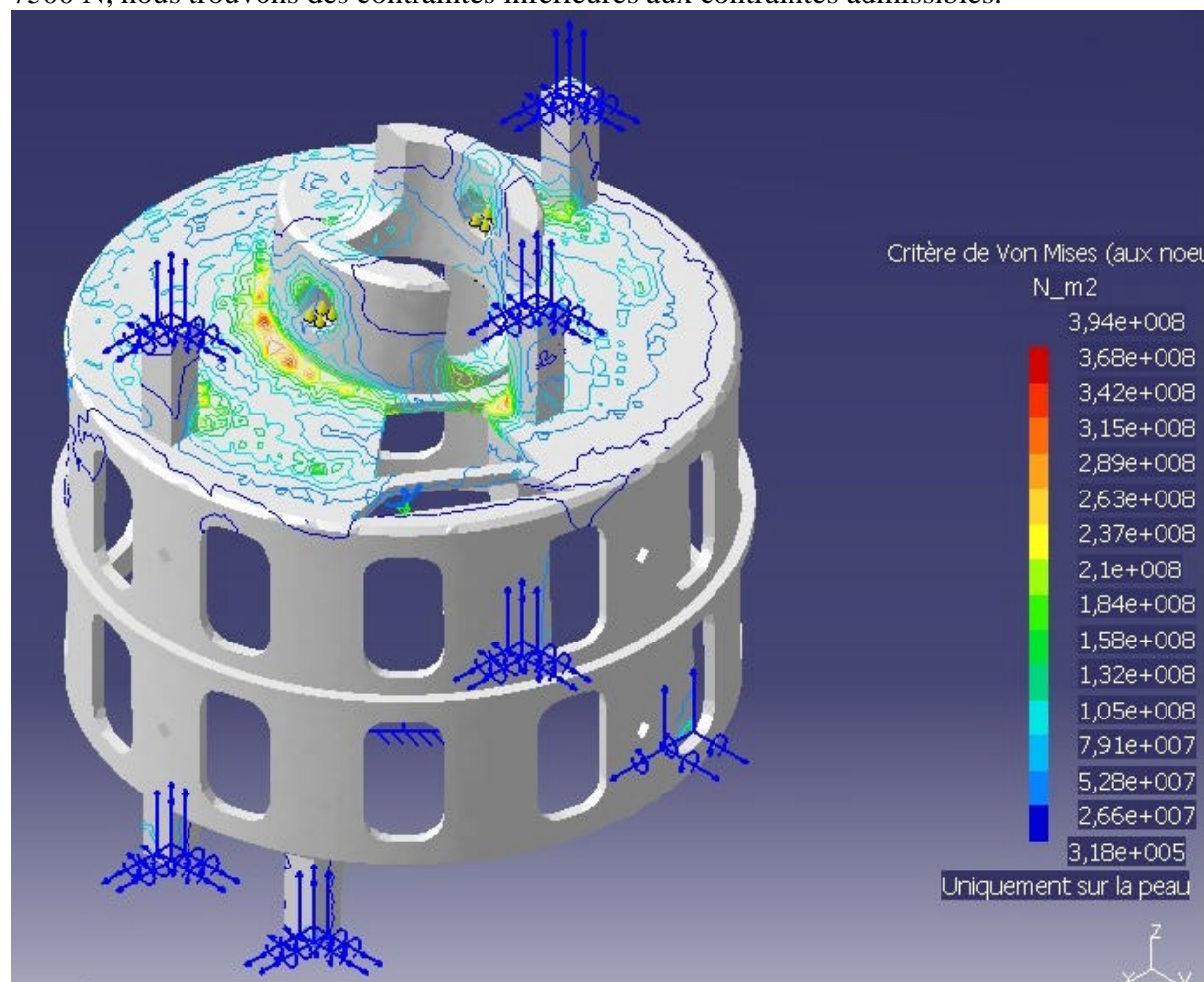


La contrainte max est $4,13^E8$ N/m² soit 413 MPa.

L'aluminium utilisé étant de l'AU4G de contrainte admissible est de l'ordre de 400 MPa, la bague ne résistera donc pas !

Cependant, de nombreuses approximations ont été faites. En effet, la vitesse à l'ouverture ne sera pas de 140m/s (plutôt de l'ordre de 116m/s (à 3,5s) ($V_{max} = 129\text{m/s}$ pour 13,8kg)) et le choc calculé par Aérazur est inférieur au 6000N considéré. Les chiffres considérés jusqu'ici sont donc surestimés.

D'autre part, si l'on réalise de nouveau le calcul des contraintes dans la bague avec 7000 N au lieu des 7500 N, nous trouvons des contraintes inférieures aux contraintes admissibles.



La contraintes max pour une force appliquée de 7000N est de 394 MPa, légèrement inférieure aux 400 Mpa.

En gardant nos hypothèses de 140m/s et de 6000N, cela nous donne un coefficient de sécurité de 1,16.

Nous considérons donc ce dimensionnement correct.

2.9.4.2.2 La case élec

Nous considérerons que seul le treillis reprend les efforts dus au choc de l'ouverture du parachute. Le treillis travaille alors en traction, et nous supposerons que le tube en carbone ne reprend rien (il travaille surtout en compression).

Le treillis est constitué de 4 barres d'aluminium de contraintes admissibles de 400 Mpa de 6*6mm de côté. Ayant percé le treillis par des trous de diamètre 3mm afin de fixer nos cartes, nous considérerons une « surface de travail » de 3*3mm

Nous avons alors $s_t = \frac{7500}{4 \cdot 3^2} = 208,33 \text{ MPa}$

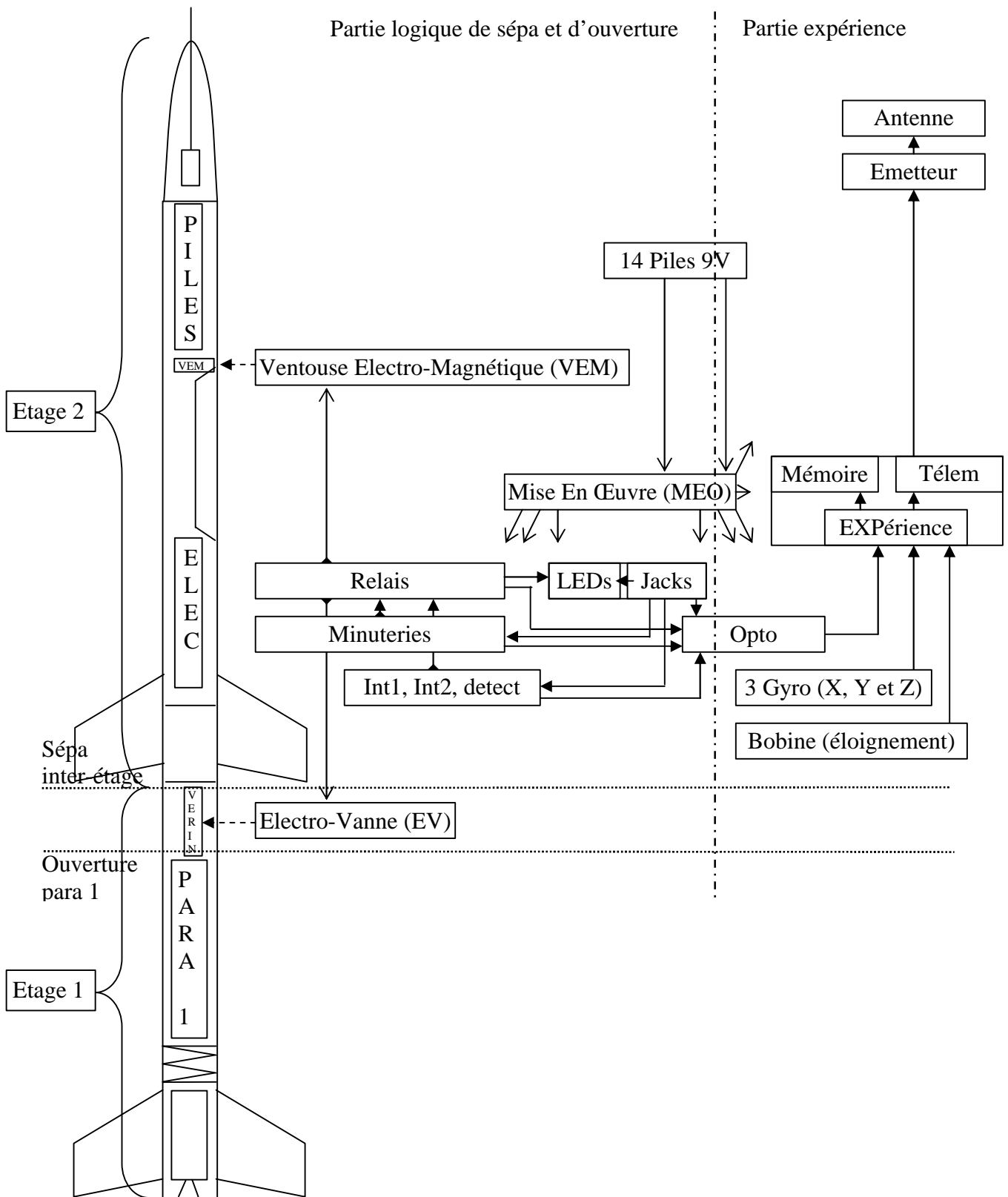
Cette contrainte est bien inférieure aux 400Mpa admissible. L'intégrité de la case électronique est donc établie.

2.9.5 Conclusion

Pour conclure, l'ensemble des chaînes parachutes a été bien dimensionné au choc lié à l'ouverture du parachute à vitesse maximale. Nous pouvons donc entériner totalement notre conception.

3 L'électronique embarquée

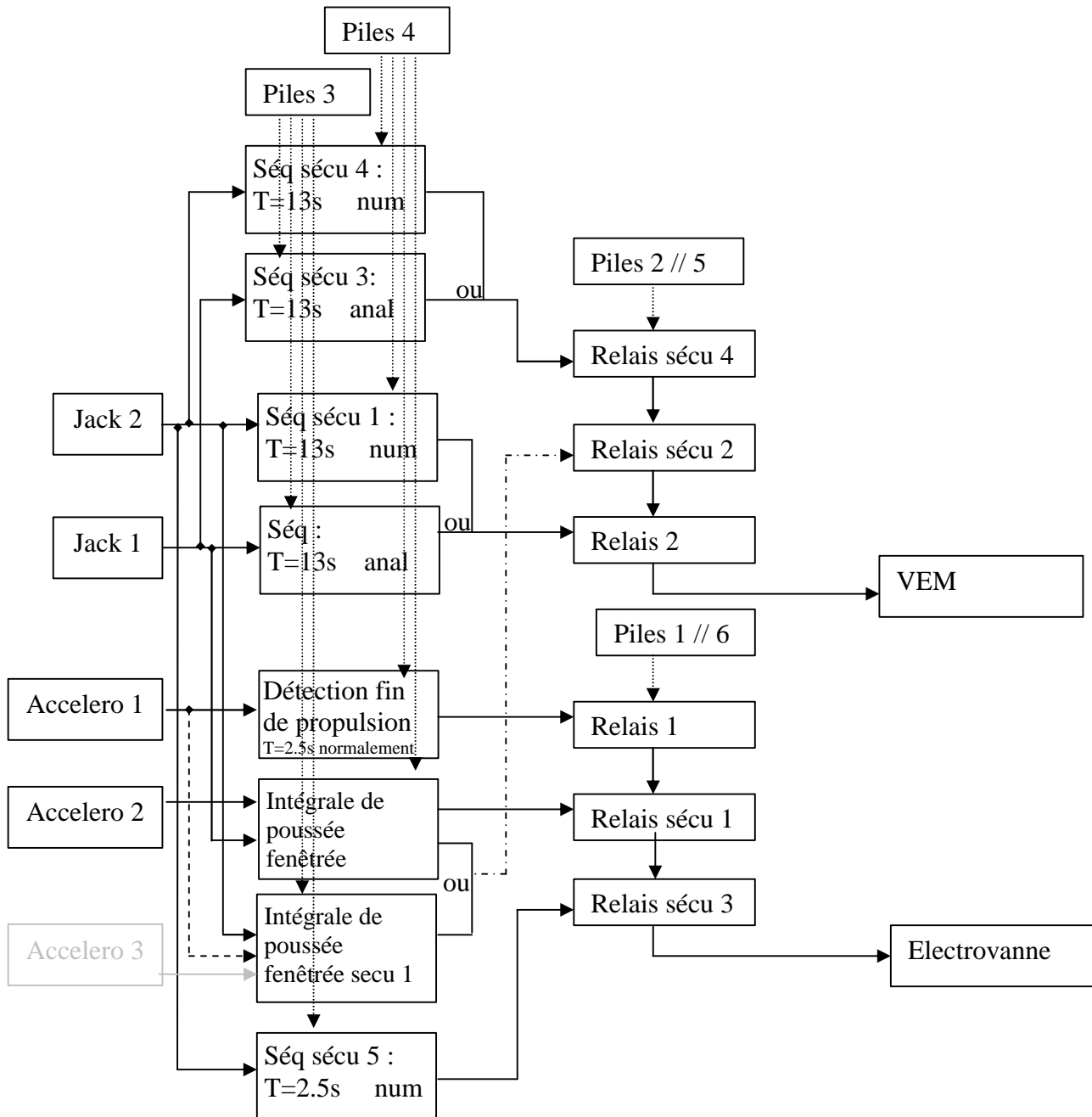
Architecture dans la fusée



3.1 La logique de séparation et d'ouverture parachute

3.1.1 Rappel de l'électronique imposée par le dossier de sécurité

Le dossier de sécurité nous impose en fin d'étude d'utiliser 5 minuteriers dont 3 numériques et 2 analogiques ainsi qu'un module détectant la fin de propulsion du moteur et 2 module intégrant l'accélération (ou intégrales de poussée).



En pratique, ce schéma est presque respecté. Néanmoins, quelques modifications sont préférables :

- La détection de fin de propulsion et l'intégrale de poussée fenêtrée secu 1 auront chacun un accéléromètre distinct.
- Les intégrales de 'poussée', conçu pour conditionner une mise à feu d'un 2nd propulseur, et insérées dans l'étude de sécurité pour palier des pannes du 1^{er} propulseur très exotiques (pousse un peu sans sortir de rampe, s'arrête 12s, repart à fond), ne conditionneront pas nécessairement l'ouverture de la porte. Ceci permet, sans dégrader les conditions de sécurité, de diminuer la probabilité de balistique de l'étage 2.

Nous allons maintenant expliquer de manière brève et précise le fonctionnement électronique de chacun de ces modules, en adjoignant l'ensemble des plans électroniques en annexe pour une compréhension totale.

3.1.2 Les minuteriers analogiques

Objectif :

L'objectif est d'obtenir un passage de tension à un état haut en sortie au bout d'un certain temps à partir de composants analogiques : c'est à dire une minuterie analogique.

Principe de fonctionnement :

Il y a deux minuteriers analogiques, ainsi qu'un initialiseur (load), basés sur le même principe :

La minuterie analogique est constituée d'un condensateur qui se charge à partir du décollage jusqu'à un seuil de tension déterminée par sa courbe temporelle de charge, suivi d'un Amplificateur Opérationnel (AOP) monté en comparateur. Une fois le temps atteint, la tension aux bornes du condensateur dépasse la tension seuil fixée sur l'AOP et celui-ci passe de $-V_{cc}$ à $+V_{cc}$ en sortie.

Conception :

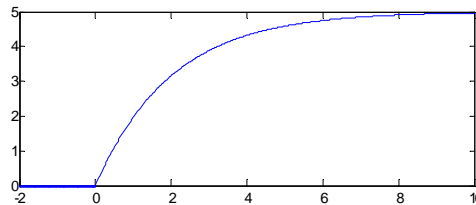
Considérons un circuit composé d'une résistance R et d'une capacité C, en série avec un générateur idéal de tension E et un interrupteur K. A l'instant $t=0$, on suppose la capacité déchargée et on ferme l'interrupteur K. la capacité va se charger progressivement jusqu'à ce que s'établisse à ses bornes une tension opposée à la force électromotrice E.

L'équation qui traduit l'évolution de la tension U_c est :

$$\frac{du_c(t)}{dt} + \frac{u_c(t)}{RC} = \frac{E}{RC}$$

L'intégration de cette équation donne :

$$u_c(t) = E \left(1 - e^{-\frac{t}{RC}} \right)$$



Supposons que le temps recherché soit t_c .

déterminer la tension atteinte aux bornes du condensateur à t_c , $U_c(t_c)$

Il suffit alors d'appliquer une tension de référence égale à $U_c(t_c)$ sur l'entrée non inverseuse. Tant que $u_c(t)$ reste en deçà de la valeur de référence $U_c(t_c)$, la sortie du montage reste à $-V_{cc}$. Dès que la tension atteint et dépasse U_c , la sortie de l'AOP passe à $+V_{cc}$.

Pour soumettre le circuit RC à un échelon de tension au décollage, il suffit de shunter le condensateur et d'arracher ce shunt au décollage. Une méthode simple consiste à utiliser un connecteur « Jack ». La partie femelle est fixée dans la fusée et la partie mâle qui réalise le shunt est reliée à la rampe de lancement (voir partie sur les jacks).

La référence de tension est obtenue par un montage diviseur de tension.

En fixant la valeur de C, il est possible d'utiliser une résistance variable pour ajuster T. Afin de garantir une précision suffisante, on minimise la valeur de la résistance variable et on lui adjoint une fixe.

Un transistor a été placé à la suite de l'AOP afin d'assurer l'apport de courant nécessaire au bon déclenchement des relais REED.

Les calculs de dimensionnement sont détaillés sur le schéma

Ref : AO : LM393 (collecteur ouvert), Transistor : 2N2222

Voir le schéma de la carte minuteriers en annexe.

3.1.3 Les minuterics numériques

Objectif :

L'objectif est d'obtenir un passage de tension à un état haut en sortie au bout d'un certain temps à partir de composants numériques : c'est à dire une minuterie analogique.

Principe de fonctionnement :

Il y a trois minuterics numériques, de principe identique :

La minuterie numérique est principalement constituée d'un composant logique appelé compteur qui compte les fronts d'un signal périodique carré créé par un générateur de créneaux. En attribuant un certain nombre de front à compter au compteur (à l'aide de codeur) et connaissant la fréquence du générateur de créneaux, on peut aisément réaliser et paramétrer cette minuterie.

Conception :

Pour être compatible avec la majorité des compteurs, le signal correspondant à la base de temps doit être carré et de rapport cyclique élevé (le créneau positif doit avoir une durée comprise entre 95 % et 99 % de la période). Il existe de multiples dispositifs permettant de générer de tels signaux, mais nous allons utiliser un multivibrateur astable et monté de cette manière, il génère des créneaux compris entre 0 et 5 V. Sa fréquence et son rapport cyclique son aisément réglable par l'intermédiaire de résistances.

Pour compter, nous allons utiliser un composant spécialisé que l'on appelle naturellement compteurs (ou décompteur). De plus la valeur à fixer pour le décompte se fait par l'intermédiaire d'un codage binaire de cette valeur sur plusieurs pattes du compteur (on utilise généralement un interrupteur multipolaire pour CI pour appliquer du 0 ou 5V à chacune de ces pattes).

Le dispositif d'initialisation, un jack doit permettre d'autoriser le compte ou le décompte à partir du décollage. Comme le compteur nécessite le passage d'un état haut (5V) à un état bas (0V) nous réaliserons un pull-down.

De plus la sortie du compteur étant juste une impulsion basse, nous utiliserons une bascule pour bloquer le changement d'état.

Un transistor a été placé à la suite de la bascule afin d'assurer l'apport de courant nécessaire au bon déclenchement des relais REED.

Les calculs de dimensionnement sont détaillés sur le schéma

Ref : Horloge : NE555, Décompteur : HCT40103, Bascule : 74HC74, Transistor : 2N2222

Voir schéma de la carte minuterics en annexe.

3.1.4 Détection de fin de propulsion

Objectif :

L'objectif est d'obtenir un passage de tension à un état haut en sortie lorsque la propulsion est terminée.

Principe de fonctionnement :

La détection de fin de propulsion se fait grâce à un accéléromètre et un comparateur analogique (AO). Le principe adopté est le suivant : Lorsque le propulseur a fini de pousser, la vitesse diminue rapidement, à cause des frottements aérodynamiques. Nous allons détecter cette décélération par la mesure d'une accélération négative.

Il est important pour comprendre cela de raisonner en charges subites par la fusée (exprimée en g). En rampe, la fusée subit la gravité, soit $\sim 1g$ compté positivement (convention fixée arbitrairement). Au décollage, la fusée subit également son augmentation de vitesse due au propulseur, soit $1g+7g$. A la fin de propulsion, elle perd de la vitesse et subit momentanément $-3g$ environ, revenant progressivement vers les $+1g$. Il suffit donc de déclarer que la propulsion est finie dès que l'accéléromètre voit une charge négative.

Conception :

La comparaison est effectuée par un AO monté en comparateur. Le seuil est obtenu par un montage diviseur de tension et est réglé par une résistance variable avec le capteur soumis à $1G$ (gravité).

Un transistor a été placé à la suite de l'AO afin d'assurer l'apport de courant nécessaire au bon déclenchement des relais REED.

Les calculs de dimensionnement sont détaillés sur le schéma

Le capteur utilisé est le même que pour les intégrales de poussée, bien qu'aucune précision n'est requise.

Ref. : Capteur : ADXL210 AO : $\mu A741$ Transistor : 2N2222

Voir le schéma de la carte détection en annexe.

3.1.5 Intégrale de poussée

Objectif :

L'objectif est d'obtenir un passage de tension à un état haut en sortie lorsque la poussée du propulseur s'est bien déroulée.

Principe de fonctionnement :

Les deux cartes intégrales de poussée sont identiques.

Attention : l'expression « intégrale de poussée » est un abus de langage. Il s'agit plutôt d'une intégrale d'accélération, ce qui est fort différent. La relation qu'il y a entre les deux dépend de nombreux paramètres (masse, angle, gravité, forces aéro). $m \cdot \vec{A}_{cc} = \vec{F}_{Poussée} + \vec{F}_{aero} + \vec{F}_{gravité}$

Cependant l'intégrale d'accélération permet aussi de savoir si le propulseur a bien poussé.

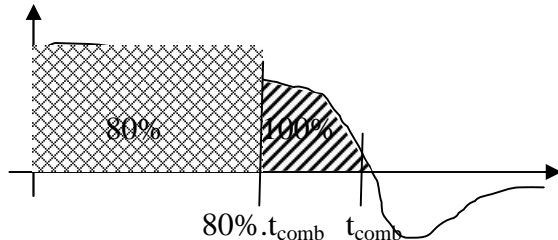
Le principe est de vérifier si l'intégrale d'accélération atteint un seuil fixé durant une fenêtre de temps délimitée. Il s'agit en fait de vérifier la quantité d'énergie libérée par le propulseur dans un temps donné.

La poussée fournie par le propulseur Chamois est connue théoriquement.

La poussée réelle peut être légèrement différente de la poussée théorique selon principalement deux effets :

- L'impulsion spécifique (produit Poussée x Temps) est différente.
- La vitesse de combustion est différente (court et fort, ou long et faible).

A noter que la technologie de nos capteurs fait qu'ils détectent la gravité terrestre. Considérons la courbe de la « charge » (accélération comprenant la pesanteur) vu par le capteur d'accélération en fct du temps.



L'objectif des intégrales d'accélération est de vérifier que le propulseur a fonctionné correctement. Pour vérifier cela, nous adopterons la logique suivante :

Il faut que l'intégrale d'accélération correspondante à 80% de l'impulsion spécifique théorique soit atteinte au temps théorique de ces 80% (soit environ à 0.8 x Temps de combustion théorique) à plus ou moins 0,5 seconde près.

Considérons que le temps de combustion théorique est de 2.5s, les 80% de l'impulsion spécifique théorique sont donc à 2,0s.

Il faut alors que l'intégrale ait atteint ce seuil de 80% entre 1,5 et 2,5 secondes.

Remarque : ces valeurs sont indépendantes du temps de latence mécanique de l'ouverture. Contrairement aux minuteriers, on ne doit pas soustraire le temps de latence aux temps de l'intégrale de poussée.

Remarque : en pratique, dès que l'intégrale a atteint ce seuil, le microcontrôleur conserve sa sortie à un, ce qui signifie que même si le seuil a été atteint avant 1,5s, la carte intégrale considérera que le propulseur a bien fonctionné à partir de 1,5s. Néanmoins, la séparation sera effective que quand les deux autres conditions seront remplies : fusée en décélération et $t > 2,5s$.

Conception :

L'intégrale est réalisée numériquement, à l'aide d'un microcontrôleur PIC et est démarrée au décollage par l'arrachage des jacks. Il s'agit de sommer les valeurs numérisées par le CAN intégré, tous les dt (pas de temps). On détermine à l'aide d'un logiciel de trajectographie pas à pas (au même pas dt !!) la valeur théorique de l'intégrale de l'accélération au moment de la fin de propulsion.

Le « seuil intégral » correspond à 80% de cette dernière valeur théorique (marge d'incertitude propulseur).

La condition d'intégrale de poussée est réalisée à un instant donné si et seulement si l'intégrale instantanée (à ce moment) de l'accéléromètre dépasse le « seuil intégral » et que ce moment est pendant la fenêtre temporelle 1,5s – 3,5s.

Cette double condition est réalisée à l'aide d'une porte ET

Le fenêtrage temporel est réalisé à l'aide de 2 minuteries analogiques (voir partie sur les minuteries analogiques) et d'une porte ET.

Dans le cas où la double condition est réalisée le signal de sortie est maintenu à l'état haut à l'aide d'une bascule.

La sortie de l'accéléromètre est filtrée pour respecter la condition de Shannon (intégration numérique) et ce filtrage est réalisé à partir d'un filtre actif à horloge interne (réglé à partir d'un condensateur).

Un transistor a été placé à la suite de la bascule afin d'assurer l'apport de courant nécessaire au bon déclenchement des relais REED.

Des moyens de vérification ont été mis en place afin de s'assurer du bon fonctionnement de l'intégrale de poussée :

- Une carte extérieure à la fusée qui simule le capteur d'accélération aux moyens d'un PIC (16F876A) et d'un CNA (Convertisseur Numérique-Analogique) durant la phase ascendante.
- Une seconde carte extérieure à la fusée qui affiche la valeur intégrée par l'intégrale sous forme de vu-mètre et d'afficheurs digitaux (valeur 0-256) au moyen d'un PIC (16F877A)

Les calculs de dimensionnement sont détaillés sur le schéma

Ref : Capteur : ADXL210 PIC 16F876A/87A Filtre : MAX7403 Transistor : 2N2222
Porte ET : Bascule : 74HC74

Voir le schéma de la carte intégrales 1 ou 2 en annexe.

3.1.6 Les jacks

Objectif :

L'objectif est de connaître l'instant de décollage de la fusée.

Principe de fonctionnement :

Le principe de cette méthode est de réaliser une liaison électrique qui disparaîtra au décollage par arrachement

Pour être conforme à la sécurité et aussi pour éviter une multitude de jacks nous avons réussi à nous limiter à 2 jacks audio stéréo avec embase détectant la présence du jack.

En effets, les jacks sont volontairement croisées pour deux systèmes redondés (le même jack peut déclencher deux systèmes de chaîne distinctes et indépendantes).

Conception :

La partie femelle est fixée dans la fusée et la partie mâle qui réalise la liaison électrique est reliée à la rampe de lancement. Le câble reliant le jack à la rampe est une boucle de fil électrique réalisant lui même la liaison électrique à l'intérieur du jack

Les leds oranges signalant l'absence de chaque jacks sont situées sur la carte jack.

Cette carte contient aussi deux leds rouges signalant le déclenchement électrique des actionneurs.

Voir schéma de la carte jacks et LEDs en annexe.

3.1.7 Les portes logiques

Objectif :

L'objectif est de réaliser les conditions de sécurité imposées par le dossier de sécurité.

Principe de fonctionnement :

Les portes logiques permettent en fonction du nombre de leur entrée à l'état haut d'obtenir ou non un état haut en sortie.

- Pour une porte ET, toutes les entrées doivent être à l'état haut pour que la sortie soit à l'état haut.
- Pour une porte OU, il suffit d'une entrée à l'état haut pour que la sortie soit à l'état haut.

Conception :

L'ensemble des portes OU sont réalisées par des portes OU à diodes et les portes ET sont réalisées par la mise en série de relais (Voir partie sur les relais).

Les portes OU des minuteriers sont sur la carte minuteriers. La porte OU des intégrales et les relais en série (ET) sont sur la carte relais.

Ref: Relais : RELAIS REED DUAL IN LINE D31A.1.0

Voir les schémas des cartes minuteriers et relais en annexe.

3.1.8 Les circuits de puissances et les relais

Objectif :

L'objectif est de transformer les signaux de commande de faible puissance en des signaux de puissance plus élevée pour déclencher les actionneur.

Principe de fonctionnement :

Les circuits de puissances qui permettent de passer d'une faible puissance à une puissance plus élevée pour faire fonctionner correctement les actionneurs sont réalisés par les relais.

Les relais sont des interrupteurs mécaniques commandés électriquement par l'intermédiaire de contacteurs électromagnétiques, thermiques...

Conception :

Les relais qui seront utilisés sont des relais thermique « relais REED » qui résistent à 50 G d'accélération. Il nécessite en entrée une tension minimum de 2 V pour basculer et peuvent faire passer de fortes puissances. La commande consomme 10 mA (500 Ohm sous 5V).

Relais : RELAIS REED DUAL IN LINE D31A.1.0

Voir schéma de la carte relais en annexe.

3.1.9 Les optocoupleurs

Objectif :

L'objectif est d'éviter toute liaison électrique entre la partie logique et la partie capteurs/télémessure.

Principe de fonctionnement :

Les optocoupleurs sont des boîtiers permettant de transmettre un signal électrique par un signal lumineux afin d'isoler électriquement deux circuit.

Conception :

Donc pour nous permettre d'envoyer à la chaîne de télémessure les données de la logique, nous devons utiliser des optocoupleurs, ce qui permet de limiter les connections électriques entre l'expérience et la logique aux seules masses.

Pour envoyer également la valeur analogique de l'accéléromètre à la télémessure, un AO monté en suiveur à été mis en place, ce qui empêche tout retour de perturbation électrique de la télémessure sur ce capteur.

Ref : Optocoupleur : PC817

Voir schéma de la carte optocoupleurs en annexe.

3.2 L'expérience et la chaîne de mesure

Intro : La démarche expérimentale

But de l'expérience :

- Etude du comportement dynamique du 2ème étage suite à une séparation à grande vitesse.
- Déclenchement de la séparation après détection de la fin de poussée du moteur.

Paramètre à étudier :

- Rotation des 3 angles principaux du 2ème étage (telem)
- Vitesse de séparation des 2 étages (telem)
- Poussée du moteur (calcul à bord + telem)

Capteur et paramètres effectivement mesurés :

- 3 Gyroscopes, vitesses de rotation des 3 angles principaux du 2ème étage
- Fil déroulant une bobine ($\varnothing 15\text{mm}$) dont on mesure la rotation
- Accéléromètre, accélération axiale de la fusée

Gammes de mesure et les précisions requises :

- +/- 300°/s de 0 à 50Hz, résolution de 5°/s
- 5m/s max (100 tr/s), résolution de 1 cm ($\frac{1}{4}$ de tour)
- +/- 10 g de 0 à 50 Hz, résolution de 0.1 g (1N/s²)

Erreurs de mesure :

- étalonnage à 180°/s, non linéarité, numérisation 8 bits ... >> 5% maximum.
- Rotations de moins de $\frac{1}{4}$ de tour indétectable...
- étalonnage à -1/0/1g, non linéarité, numérisation 8 bits ... >> 5% maximum.

Objectif de la chaîne de télémesure :

L'objectif est de pouvoir renvoyer au sol des informations concernant l'expérience et la sécurité liée à la fusée.

Principe de fonctionnement :

La chaîne de télémesure peut se lister comme suit (mémoire embarquée non considérée) :

Partie embarquée :

- capteurs
- (conditionneurs)
- filtres anti-repliement
- numérisation CAN
- codage par PIC
- sérialisation UART SNR
- modulation FSK
- émetteur BF>HF
- antenne d'émission ?/4

Partie Sol :

- antenne de réception
- récepteur HF>BF
- démodulateur FSK
- décodeur logiciel (Keasy...)
- conversion des données
(grâce aux étalonnages)

Comme la plage de tension en sortie des capteurs n'est pas toujours comprise entre 0 et 5V pour le domaine étudié, il faut l'adapter pour qu'elle y corresponde et c'est le rôle des conditionneurs. Les conditionneurs sont constitués de 2 AO montés respectivement en Gain et Offset (soustracteur) ce qui permet aisément de centrer et ajuster le signal en amplitude.

Le signal ainsi adapté doit être filtré pour respecter le théorème de Shannon (voir les théories de traitement du signal) car il va être ensuite échantillonné. Ces filtres sont appelés filtres anti-repliement. Ils sont réalisés par des AO montés en filtre (passif) ou par des Circuits Intégrés jouant le rôle de filtre actif.

Le signal est ensuite échantillonné et bloqué. Pour chaque valeur comprise entre 0 et 5V, celle-ci est codée en Hexadécimal sur un octet (8 Bits) (Ex : 01011011) (256 valeurs possibles), ce qui est réalisé par un composant appelé CAN (Convertisseur Analogique-Numérique).

Ensuite, un composant programmable est utilisé pour réaliser une trame de télémesure, il s'agit là de joindre l'ensemble des données sous forme d'octet et de les mettre sous un certain format pour les récupérer : c'est le codage.

Cette trame est ensuite envoyée bit par bit à une certaine fréquence : c'est la sérialisation. Elle est réalisée par un composant appelé UART. Un bit à 1 correspondra à 5V et un bit à 0 correspondra à 0V.

Pour finir, chaque bit est associé à une fréquence clé d'un signal sinusoïdale qui est ensuite envoyé à l'émetteur. Cette association est appelée modulation FSK (Frequency Shift Keying) et elle est réalisée par un composant appelé VCO (Voltage controlled oscillator).

Conception :

(voir le détail de chaque fonction dans les paragraphes suivants)

Les calculs de dimensionnement sont détaillés sur le schéma

Ref : PIC 16F877A Filtre : MAX7403 VCO: XR2206 multivibrateur astable : 555

Voir schéma de la carte Mise en œuvre en annexe.

3.2.1 Les capteurs

3.2.1.1 Les gyroscopes

Les gyroscopes utilisés sont les ADXRS300 EB, de chez Analog Device, en Evaluation Board (DIP14). Les trois gyroscopes sont placés dans les trois directions principales de la fusée. La sortie étant comprise entre 1V et 4V, le conditionnement entre 0V et 5V n'est pas indispensable. L'alimentation des gyroscopes a été découplée au plus près du capteur afin de limiter les éventuelles perturbations électromagnétiques dues à l'émetteur.

Toutes les informations sur le capteur en lui-même se trouvent dans son datasheet. Ils sont directement reliés à la carte expérience, où chaque voie est filtrée avant le CAN. Un étalonnage viendra améliorer les fonctions de conversion théorique.

Ref. : Capteur : ADXRS300

Etalonnage :

Explication pour un gyro, à renouveler pour les deux autres.

On relie la carte expérience à un PC muni d'un logiciel de décodage (K-com, K-easy) Pour une rotation R (en °/s) donnée, mais comprise entre -300°/s et +300°/s (sens trigo), on a une tension V comprise entre 0 et 5V, puis un octet numérique N compris entre 0 et 255.

On veut obtenir expérimentalement les coefficients C et N₀ de la relation :

$$\boxed{N_{\text{exp}} = C_{\text{exp}} \cdot R + N_0}$$

On commence par relever la valeur pour une rotation nulle.

$$\boxed{N_0 = N_{\text{exp}} (@ R=0)}$$

Puis on effectue une acquisition d'une rotation d'un tour (sens trigo).

On obtient :

- {N_k} (les échantillons) (vérification par un graphique)
 - T_{acq} (durée d'acquisition) (directement donné par K-Com)
- avec T_{acq} = N · T_e (nb de points x période d'échantillonnage en s)

On calcule la rotation moyenne physique : $R_{\text{moyen}} = \frac{360^\circ}{T_{\text{acq}}}$ (en °/s)

Puis la rotation moyenne numérique : $N_{\text{moyen}} = \frac{\sum N_k}{N}$ (en bit décimal) (facile sous Excel)

On obtient alors le coefficient $C_{\text{exp}} = \frac{N_{\text{moyen}} - N_0}{R_{\text{moyen}}}$ (en bit/(°/s) décimal)

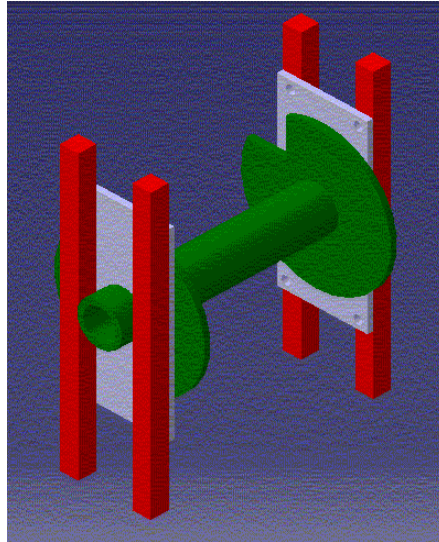
3.2.1.2 La bobine

Afin de connaître le comportement dynamique du 2nd étage, la mesure des rotations suivant les 3 axes (roulis, lacet, tangage) n'est malheureusement pas suffisante. Il nous faut aussi caractériser l'éloignement du 2nd étage par rapport au premier. Pour cela, nous avons plusieurs possibilités :

Nous avons, au départ, pensé à plusieurs fils de longueurs différentes qui se couperaient par l'intermédiaire d'un jack. Cette méthode ne nous a pas apparue judicieuse par son encombrement et la faible masse d'information que l'on pouvait récolter.

Nous avons ensuite pensé à mesurer l'éloignement par l'intermédiaire de sonde à ultrason à effet Doppler. Ceci nous a paru compliqué à mettre en oeuvre et surtout difficile à exploiter.

C'est pourquoi nous avons opté pour une bobine.



La bobine est constituée d'une partie tournante (verte). Cette partie est en relation pivot par rapport au bas du treillis (rouge) de la case électronique par l'intermédiaire de deux plaques (grises) fixées au treillis. Un fil est enroulé autour de la partie tournante et est attaché à la partie supérieure du premier étage. Lors de la séparation, le fil est tendu, créant ainsi un couple qui fera tourner la bobine. Connaissant le diamètre de la partie tournante, il suffit de compter le nombre de tours réalisés tout en ayant une base de temps. L'addition du nombre de tours est réalisée grâce à un capteur lumineux type souris à boule. Sur l'un des grands disques de la partie tournante, un trou est usiné afin que le capteur puisse compter le nombre de tours.

Ce système fonctionne parfaitement si l'on considère que les deux étages ne se rapprocheront jamais. Cette hypothèse ne nous paraissant pas absurde, nous adoptons le système. Si un rapprochement s'opère toutefois, nous le remarquerons, la bobine s'arrêtant de tourner, tout en étant incapable de quantifier ce rapprochement.

D'autre part, pour que cette mesure soit fiable, il faut diminuer au maximum les forces d'inerties, tout en évitant les forces de frottements. C'est pourquoi, nous avons opté pour la configuration un axe creux avec deux disques, ces derniers créant un faible frottement, ils annulent les forces d'inerties.

Quelques calculs préliminaires

L'arbre de la partie tournante est de 15 mm.

De part l'expérience de l'ESO sur les séparations transversales et de part les calculs théoriques, une séparation complète d'environ 500 mm doit se faire en un peu moins de 0,4s.

Nous obtenons donc une vitesse de séparation moyenne de 1,25m/s. Soit au niveau de la bobine une vitesse radiale de $w = 166 \text{ rad/s}$ soit 26,41 tours/s. Ainsi nous devrions compter environ 13 tours en un peu moins d'1/2 seconde.

Le compteur allant jusqu'à 256 valeurs, nous avons choisit de compter 4 impulsions par tour.

Dimensionnement du fil

Afin d'éviter les problèmes dus à l'inertie de la bobine, nous avons opté pour créer du frottement. Ceci induit une force tension dans le fil de la bobine, contrainte à laquelle ce dernier doit résister. Cependant, il ne doit pour une raison ou une autre bloquer la séparation inter-étage et doit donc rompre en cas de problème. Il s'agit donc de déterminer les contraintes dues à l'adhérence alu sur alu (plus importantes que les forces de frottement). Ces contraintes dépendent des surfaces en contact et de l'effort de pression des plaques sur les disques. Cette dernière est malheureusement difficile à déterminer, en tout cas à ce stade de la réalisation (la bobine n'est pas encore réalisée à l'heure actuelle).

Une résistance d'environ 1kg nous paraît être, pour l'heure, judicieux. Rappelons qu'au début de la séparation, le ressort pousse l'étage supérieure de 12,6kg.

Cette valeur devra être néanmoins vérifiée par la suite par des tests.

Etalonnage :

Le capteur comptant des impulsions numériquement, il n'y a pas d'étalonnage.

Il suffit de connaître la distance parcourue lors d'une impulsion (le quart du périmètre) :

$\pi * 15/4 = 11,775 \text{ mm/impulsion}$

3.2.1.3 L'accéléromètre

L'accéléromètre utilisé est celui de la détection de fin de propulsion.

Toutes les informations sur le capteur en lui-même se trouvent dans son datasheet.

Il est reliés à la carte expérience par l'intermédiaire d'un AO monté en suiveur afin d'éviter toute perturbation de l'expérience sur la détection de fin de propulsion. Comme chaque voie il est filtré avant le CAN.

Etalonnage :

Ne pouvant recréer une accélération constance de l'ordre de 10G, nous nous contenterons de mesurer la gravité terrestre. Donc trois points de mesure :

- fusée verticale vers le haut (noté +1g par convention)
- fusée horizontale (0g)
- fusée verticale vers le bas (-1g)

3.2.2 Le conditionnement

La sortie des capteurs (accéléromètre et gyroscopes) étant comprise entre 0.5V et 4.5V, le conditionnement entre 0V et 5V n'est pas indispensable.

Nous utiliserons si possible les références de CAN pour optimiser la résolution si c'est nécessaire.

3.2.3 Les filtres

Les filtres anti-repliement sont réalisés à partir de filtre actif à horloge externe. (L'horloge externe est réalisée par un multivibrateur astable et sa fréquence est réglable par l'intermédiaire de résistances.)

3.2.4 La numérisation CAN, le codage et la sérialisation UART SNR

La numérisation CAN, le codage et la sérialisation UART SNR est donc réalisé par un PIC programmé à l'aide d'un ordinateur.

3.2.5 La trame télémessure

Télémessure numérique au standard SNR :

10 bit/octet (1 Start (0), 8 data (LSB→MSB), 1 Stop(1))

10 octets/trame :

FF	T	G	G	G	A	D	N	N	R
S	i	y	y	y	c	i	u	u	e
y	m	r	r	r	c	s	m	m	s
n	e	o	o	o	e	t	é	é	e
c	C				l	a	r	r	r
h	o	X	Y	Z	e	n	i	i	v
r	d				r	c	k	k	é
o	e				o	e	1	2	e

Détail des voies numériques :

<u>Numérik 1</u> bit=1 si :	<u>Numérik 2</u> bit=1 si :
b0: jack num arraché	b0: (0)
b1: jack anal arraché	b1: int1 OK
b2: EV active	b2: int2 OK
b3: VEM active	b3: detect OK
b4: porte ouverte	b4: Min1 (13s) OK
b5: (sépa-inf ouverte) (0)	b5: Min2 (13s) OK
b6: sépa-sup ouverte	b6: Min3 (2.5s) OK
b7: (0)	b7: (0)

3.2.6 La modulation FSK

La modulation FSK est tout simplement réalisée à l'aide d'un VCO.
Les fréquences clés sont réglables par l'intermédiaire de résistances.

Le choix de la modulation est une modulation externe FSK 9600 bit/s
(ou 4800 bit/s si tests à 9600bit/s négatifs).

Soit une fréquence d'échantillonnage capteur de 96 trames/s ≈ 100 Hz (ou 48 ≈ 50 Hz)
On a alors un fréquence de coupure de $F_c/2 = 50$ Hz (ou 25 Hz)
L'horloge de commande des filtres ($100 \times F_c$) est de 5 kHz (ou 2.5 kHz)

Le débit étant de 9600 bit/s : les fréquences clés sont $f(0) = 14.4$ kHz et $f(1) = 24$ kHz
Si le débit est de 4800 bit/s : les fréquences clés seront $f(0) = 9$ kHz et $f(1) = 15$ kHz

3.2.7 Choix du débit

Le débit doit être choisi en fonction de ce que l'on souhaite mesurer (fréquences max)
Pour l'expérience principale (comportement dynamique 2nd étage), ce qui compte le plus est l'attitude générale du 2nd étage après la séparation, notamment pour voir si la fusée aurait été dans de bonnes conditions pour mettre à feu un 2nd propulseur. Cette information est utile environ 1 seconde après la séparation. Néanmoins, pour cette fusée expérimentale, nous effectuerons l'acquisition pendant toute la durée du vol. Les vibrations rapides (autres que oscillations de la fusée par phénomènes de stabilité) n'ont aucun intérêt pour l'expérience.

Pour cela, nous allons devoir intégrer numériquement les vitesses angulaires fournies par les gyroscopes. Et l'intégrale sera juste si nous intégrons toutes les variations de vitesses, y compris celles qui sont assez rapides (changement brusque de direction). Aussi la plage de mesure du capteur doit rester assez large (jusqu'à 300°/s).

Nous avons estimé qu'une bande passante allant de 0 Hz à 100 Hz (soit un pas d'intégration numérique de 10 ms) conviendrait à notre application. Cela signifie en conséquence que nous seront en mesure de quantifier des vibrations allant jusqu'à 50 Hz, ce qui est déjà assez élevé pour des oscillations mécaniques (seules vibrations qui nous intéressent ici).

Nous allons néanmoins vérifier cela en calculant la fréquence d'oscillation propre maximale de la fusée dans tout son domaine de vol.

D'après les équations de vol dynamique, on a :
$$\left(\frac{T}{2p} \right)^2 = \frac{I}{L} \frac{2}{rSC_z V^2}$$

Avec $I=3$ kg/m², $L=X_{cp}-X_{cg}=0.619$ m, $S=0.00866$ m², $C_z=C_n=15.5$, $V=100$ m/s $\pm 20\%$,

On obtient : $T=0.5$ s $\pm 50\%$.

D'où $f_{osc}=4$ Hz maximum

3.2.8 L'émetteur

Il s'agit d'un Kiwi millenium v2 ? bien connu.

On l'utilise en mode modulation externe.

3.3 L'intégration élec/méca

3.3.1 La Mise en Œuvre

Objectif :

L'objectif est de pouvoir mettre sous tension l'ensemble de l'électronique et de le visualiser depuis l'extérieur de la fusée tout en respectant les critères de sécurité du dossier de sécurité liés à l'interdépendance des systèmes.

Principe de fonctionnement :

Le but de la carte Mise en Œuvre est de regrouper l'ensemble des interrupteurs nécessaires à la mise sous tension de la fusée. Il s'agit physiquement de 4 interrupteurs, accessibles depuis l'extérieur de la fusée.

Conception :

Le premier interrupteur alimente les minuteriers numériques et les 1ères piles des actionneurs, ainsi que l'intégrale de poussée 2.

Le second alimente les minuteriers analogiques et les piles actionneurs de secours, ainsi que la détection de fin de poussée et l'intégrale de poussée 1.

Le troisième alimente uniquement l'émetteur Kiwi millénium.

Le dernier alimente toute la partie expérience, dont les capteurs gyroscopiques et la carte expérience.

Lors de la mise en œuvre finale, les interrupteurs seront basculés de droite à gauche, de bas en haut.

En face de chaque interrupteur, des leds vertes indiquent l'état des piles correspondantes, avec une identification claire et précise.

L'ensemble des alimentations sont régulées et découplées sur chacune des cartes excepté celle de l'émetteur qui est effectué sur cette carte.

Voir schéma de la carte Mise en œuvre en annexe.

3.3.2 Le câblage

Objectif :

L'objectif est de relier les systèmes électroniques entre eux.

Principe de fonctionnement :

L'idée est de relier les différentes cartes électroniques par l'intermédiaire de câbles électriques munis de connecteurs pour faciliter leurs tests et leur intégration.

Conception :

Etant donné le nombre important de cartes, il est important de bien définir le câblage.

Les connecteurs ont été dissociés par fonction, ce qui facilite grandement les tests, mais augmente le nombre de connecteur et la place qu'ils prennent

Les schémas Orcad Capture respectent l'emplacement des connecteurs, et la carte vers laquelle vont les fils de chaque connecteur est indiquée à proximité du connecteur.

Un grand plan de câblage a été fait sous Capture. Néanmoins, il peut être difficilement lisible sur papier, alors que l'on peut zoomer sur la version informatique.

Les possibilités de mauvais branchement des connecteurs est limitée par le fait qu'ils ont la plupart du temps un nombre de fil différent (pour ceux d'une même carte). Cependant, pour absolument éviter toute possibilité de mauvais branchement les connecteurs ont été peints de couleur différentes.

Ref : connecteurs : DB15, STOCKO

Voir schéma de câblage inter-cartes en annexe.

3.3.3 Les piles / autonomie

Objectif :

L'objectif est d'embarquer la quantité suffisante de piles tout en respectant les tensions, l'autonomie, et les critères de sécurité.

Principe de fonctionnement :

Il s'agit là de déterminer le nombre, les types de piles et la manière de les associer pour respecter les tensions, l'autonomie, et les critères de sécurité.

Conception :

Le grand nombre de piles (14) nous oblige à être attentif au câblage et à l'identification des connecteurs. Le schéma Orcad Capture représente la disposition des piles tels qu'elles sont sur le treillis. Une identification dans la fusée permettra d'éviter les erreurs.

Calcul d'autonomie :

Relevé des consommations au niveau des blocs piles ou équivalent.

EV : 107mA@18V

VEM : 74mA@18V

MinNum : 70à104mA@9V

MinAnal : 104à80mA@9V

Kiwi : 120mA@18V

Exp : 100mA@18V

Conclusion :

Chaque pile doit pouvoir débiter 120mA pendant 45minutes

CdC : $9V/120mA=75$ Ohm pendant 45minutes

Choix : piles alcalines Duracell PLUS (ou PROCELL, très équivalent)

D'après les 2 derniers graphes du datasheet, c'est bon ssi la tension chute de 9 à ~7V.

($R = 9 / 0.12 = 75$ Ohm)

($Wh = 9 \times 0.12 \times 0.75 = \sim 0.75$ Wh)

($Ah = 0.12 \times 0.75 = \sim 0.1$ Ah)

Voir schéma de câblage des piles en annexe.

Conclusion

A l'heure actuelle, la réalisation de la fusée est terminée, aux soudures des ailerons près. Néanmoins, les spécificités de ce projet nous oblige à demander des dérogations aux cahier des charges (voir document « respect CdC »), et le lancement de Courage dépend donc de l'indulgence de Planète-Sciences et du CNES, ceci dans un contexte sécuritaire et juridique mouvementé. Aussi nous leur demandons de bien vouloir nous faire part de leurs remarques le plus tôt possible afin que nous puissions trouver ensemble des compromis.

Ceci conclue le dossier de conception de la fusée Courage.
N'oubliez pas néanmoins de consulter les autres documents relatif au projet.
Il est possible que vous n'ayez pas trouvé l'information que vous cherchiez dans ce document, ni dans les autres. Si tel est le cas, n'hésitez pas à nous en faire part, à l'adresse lcome@free.fr .

Annexe 1 : Plans Mécaniques

Les plans mécaniques suivant ont été regroupés dans un fichier séparé, nommé : « Plans-Meca-Courage ». Les éléments sont pris de bas en haut.

Page de l'annexe :

Plan général	M1
Bague aileron 1	M2
Plaque de poussée	M3
Double séparation	M4
Sépa inf bague inférieure	M5
Sépa inf bague conique	M6
Sépa inf bague supérieure	M7
Sépa sup bague inférieure	M8
Sépa sup bague conique	M9
Sépa sup bague supérieure (=bague aileron 2)	M10
Attache parachute 2	M11
Bague ogive	M12
Système de bobine	M13

Annexe 2 : Schémas Elec

Les schémas électroniques ont été regroupés dans un fichier séparé, nommé : « Plans-Elec-Courage ».

Page de l'annexe :

Plan de Câblage général	E1
Câblage des piles	E2
Carte Mise En Œuvre (MEO)	E3
Carte Jacks et Leds	E4
Carte Minuterics	E5
Carte Détection de fin de propu	E6
Carte Intégrale 1 ou 2	E7
Carte Relais	E8
Carte Opto-coupleurs	E9
Carte Expérience	E10
Réglage des minuterics numériques	E11

Annexe 3 : Datasheets

Les Datasheets suivant sont disponible auprès du club :

Régulateur de tension :	LM78xx
Ampli-Op à Collecteur ouvert :	LM393
Générateur de créneaux :	NE555
Compteur descendant :	74HCT40103
Bascule de type D :	74HC74
VCO :	XR2206
Microcontrôleur :	PIC16F87x(A)
Relais REED	
Jack avec détection d'insertion	
Convertisseur TTL/232 :	MAX232
Filtre passe-bas :	MAX7403
Opto-coupleur :	PC817
Mémoire :	24AA512
Capteur d'accélération :	ADXL150, ADXL210
Capteur gyroscope :	ADXRS300, ADXRS300EB
Doc sur le RS-232	
Docs sur les piles 9V	
Doc sur le Kiwi	
Doc sur les PIC	
...	

Tous ces Datasheets peuvent être téléchargés directement depuis :
<http://courage.eso.online.fr> rubrique Datasheets

Annexe 4 : Respect du cahier des charges

Nous avons vérifié chacun des points du cahier des charges pour fusées expérimentales « mono-étage ». Nous avons noté que la fusée ne remplissait pas explicitement certaines règles, et nous demandons dans le document suivant des dérogations à ces règles.

➔ Voir le document séparé ‘Respect_CdC_v ?’ intitulé :
« Dossier de vérification de la conformité au Cahier des Charges pour fusées expérimentales »

Annexe 5 : Fiches Contrôles

Nous avons adapté les fiches contrôles pour fusées expérimentales mono-étage à Courage.

➔ Voir le document séparé ‘Fiches_Contrôles_Courage_v ?’ intitulé :
« Fiches des contrôles de la fusée courage »

Annexe 6 : Chronologie détaillée

Nous avons réalisée une chronologie de mise en œuvre de la fusée pour le jour de son lancement.

➔ Voir le document séparé ‘Chronologie Courage v ?’ intitulé :
« Chrono Courage »

Annexe 7 : Procédure d’assemblage final

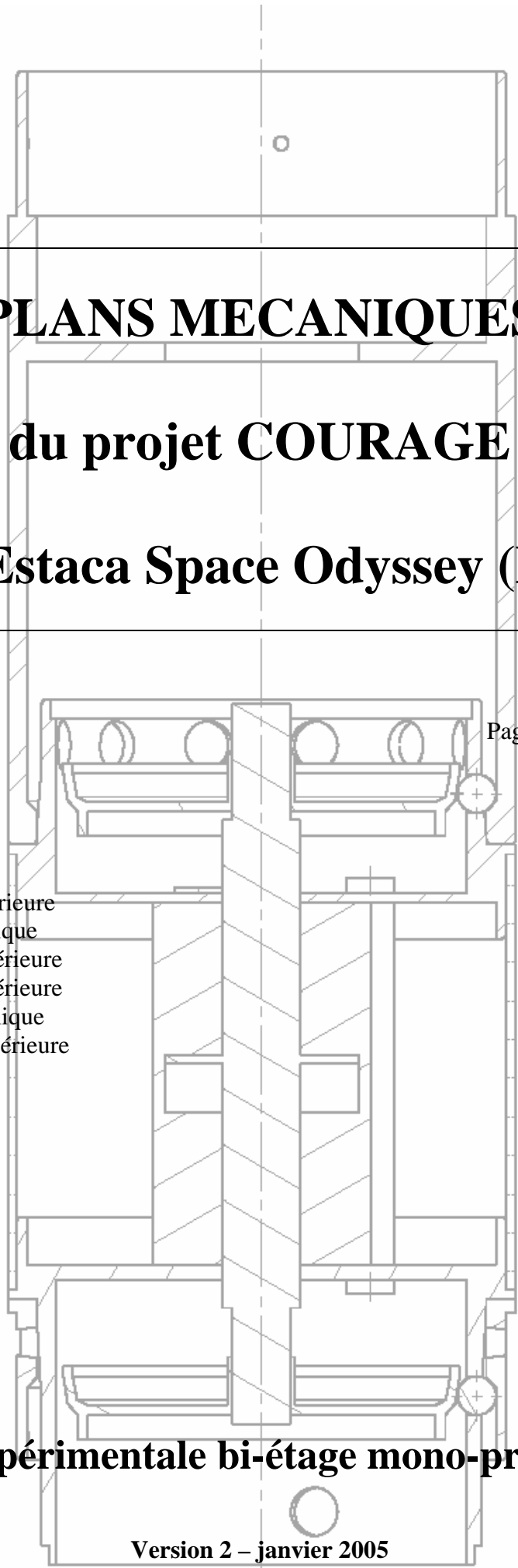
Nous avons rédigé une liste de tâches à faire pour assembler la fusée Courage.

➔ Voir le document séparé ‘Intégration finale Courage v ?’ intitulé :
« Intégration finale Courage »

Annexe 8 : Dossier de Sécurité

Avant la conception, nous avons effectué une analyse de sécurité, dont les résultats sont notés dans le dossier de sécurité de Courage.

➔ Voir le document séparé ‘EtudeSecu_Courage_5’ intitulé :
« Étude de sécurité du projet COURAGE de l’ESO »



PLANS MECANIQUES
du projet COURAGE
de l'Estaca Space Odyssey (ESO)

Page de l'annexe :

Plan général
Bague aileron 1
Plaque de poussée
Double séparation

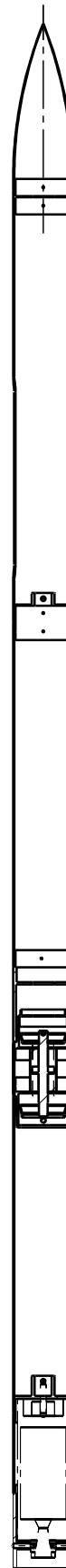
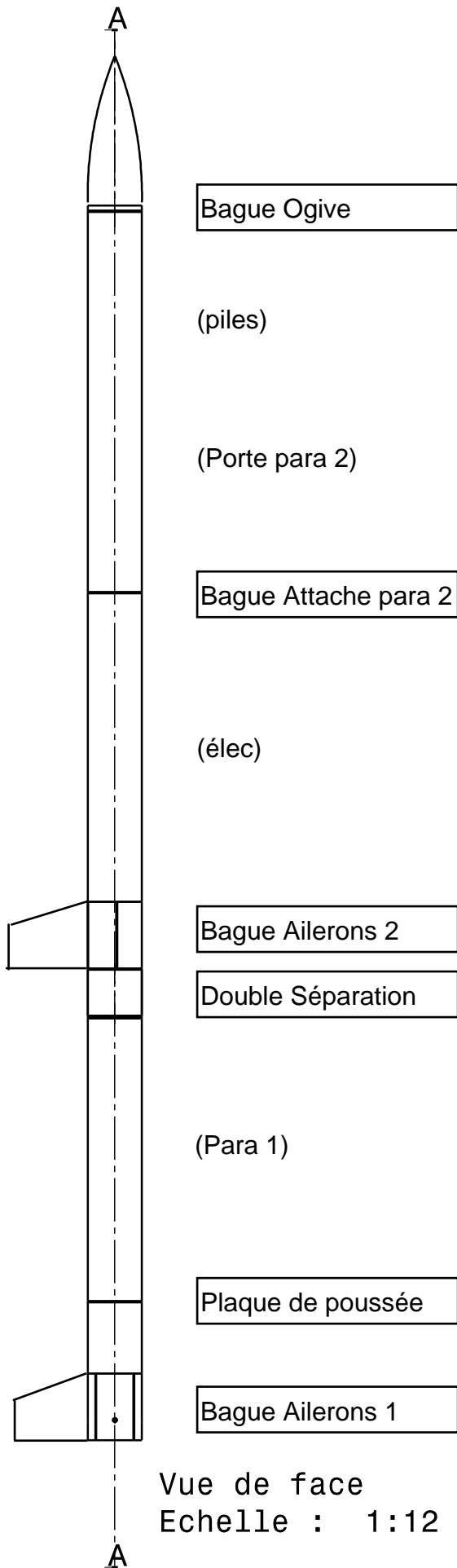
Sépa inf bague inférieure
Sépa inf bague conique
Sépa inf bague supérieure
Sépa sup bague inférieure
Sépa sup bague conique
Sépa sup bague supérieure

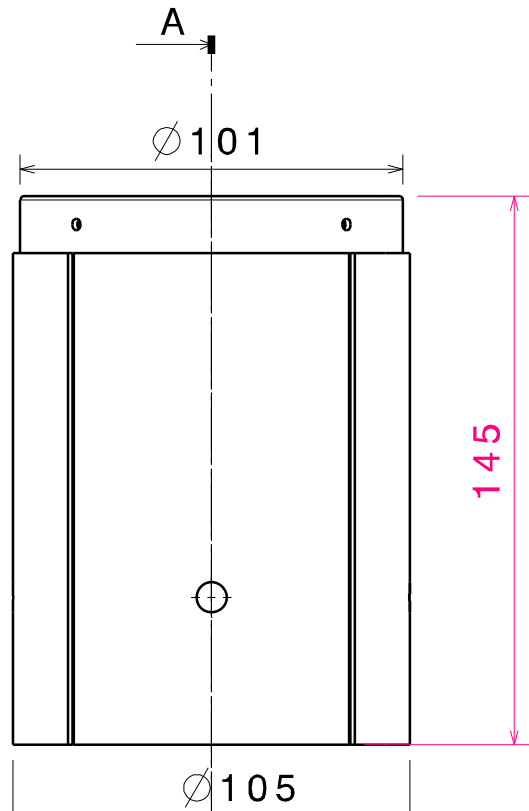
Attache parachute 2
Bague ogive
Système de bobine

M1
M2
M3
M4
M5
M6
M7
M8
M9
M10
M11
M12
M13

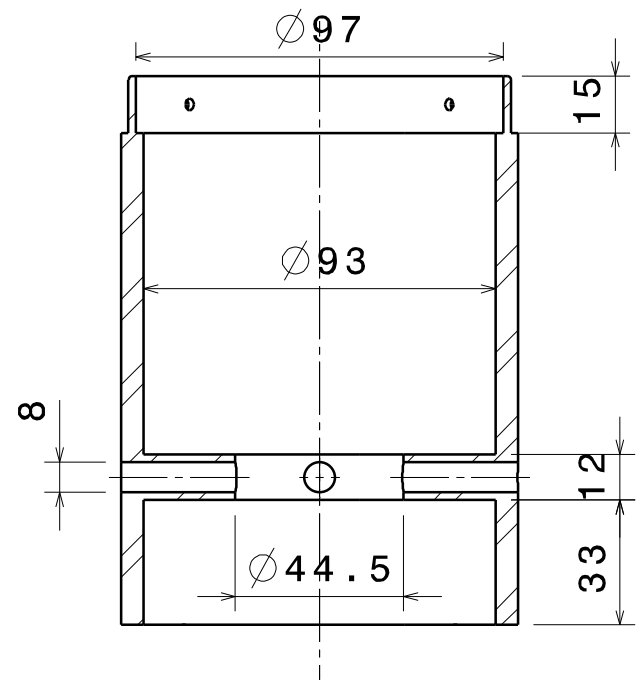
Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur

Version 2 – janvier 2005

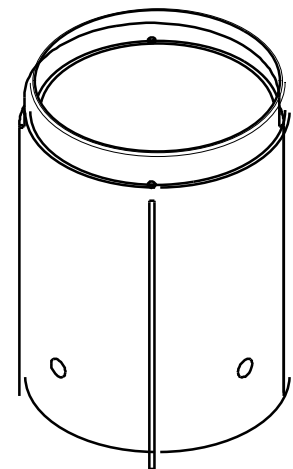




Vue de face
Echelle : 1:2

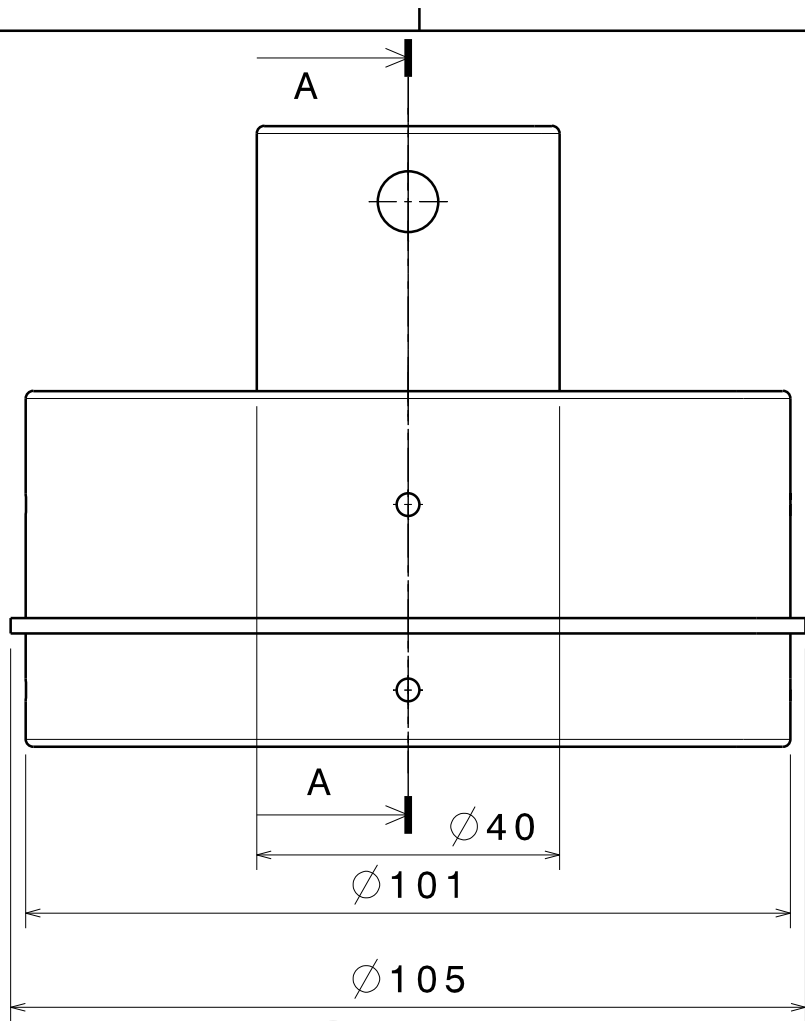


Coupe A-A
Echelle : 1:2

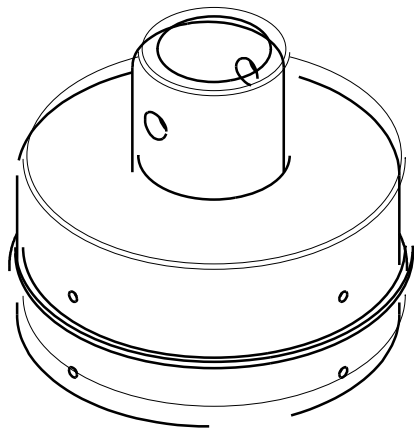


Vue isométrique
Echelle : 1:3

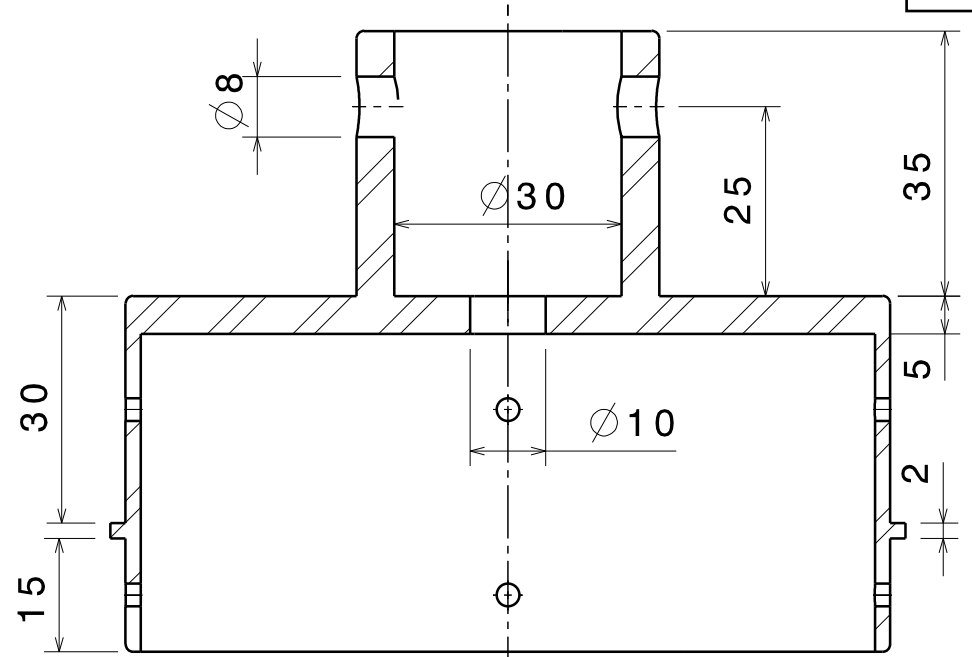
DATE: Mars 2004		COURAGE Bague Ailerons	
Echelle 1:2		Estaca Space Odyssey	



Vue de face

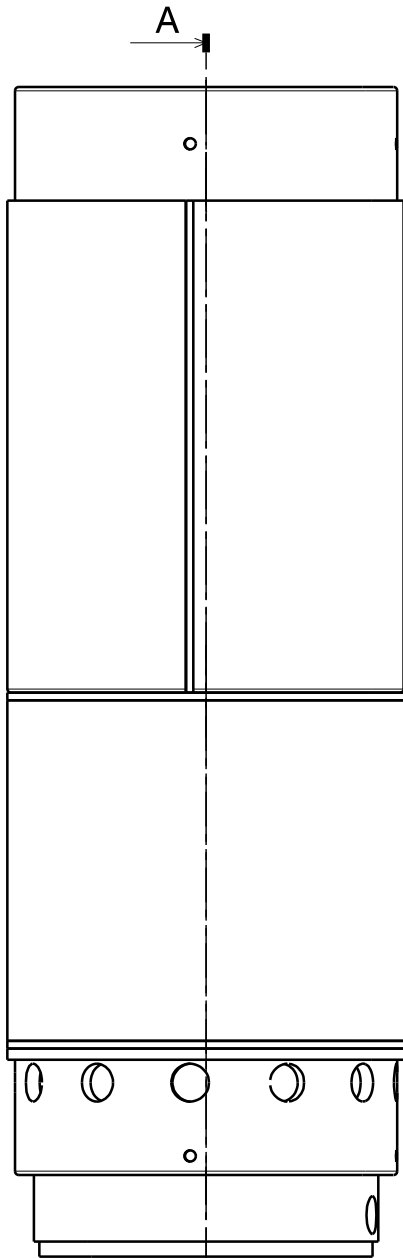


Vue isométrique
Echelle : 1:2

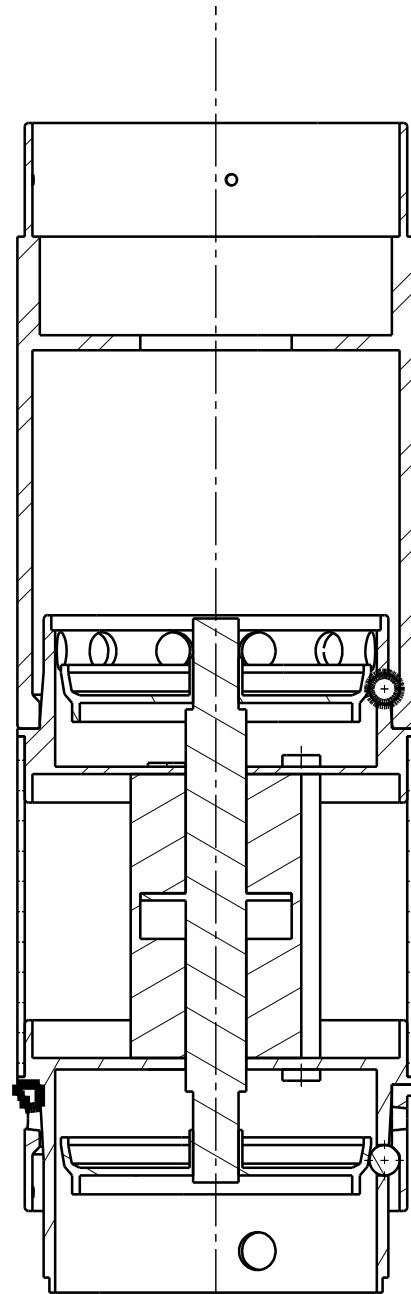


Coupe A-A

DATE: Mars 2004	COURAGE Plaque de poussée
Echelle 1:1	 Estaca Space Odyssey

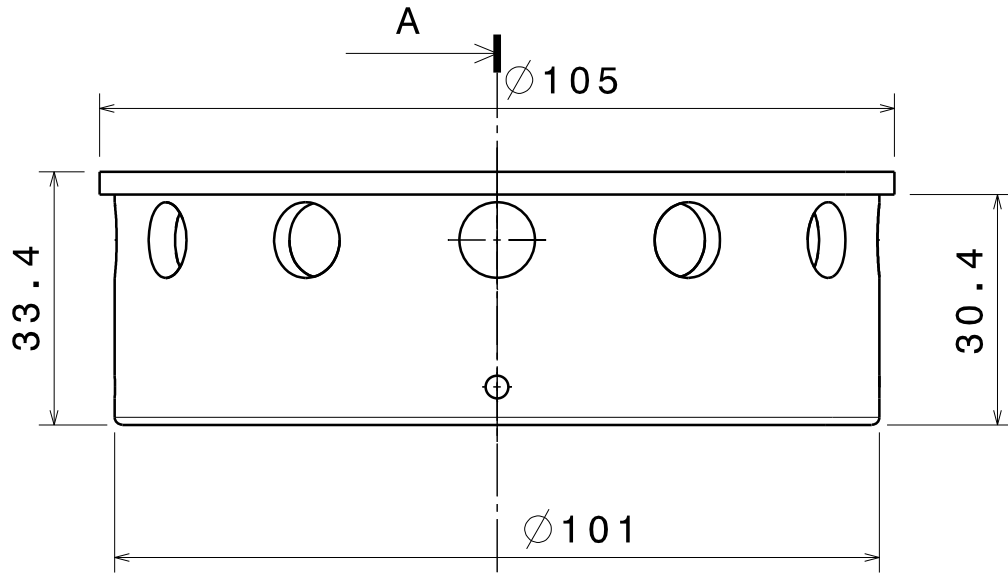


Vue de face
Echelle : 1:2

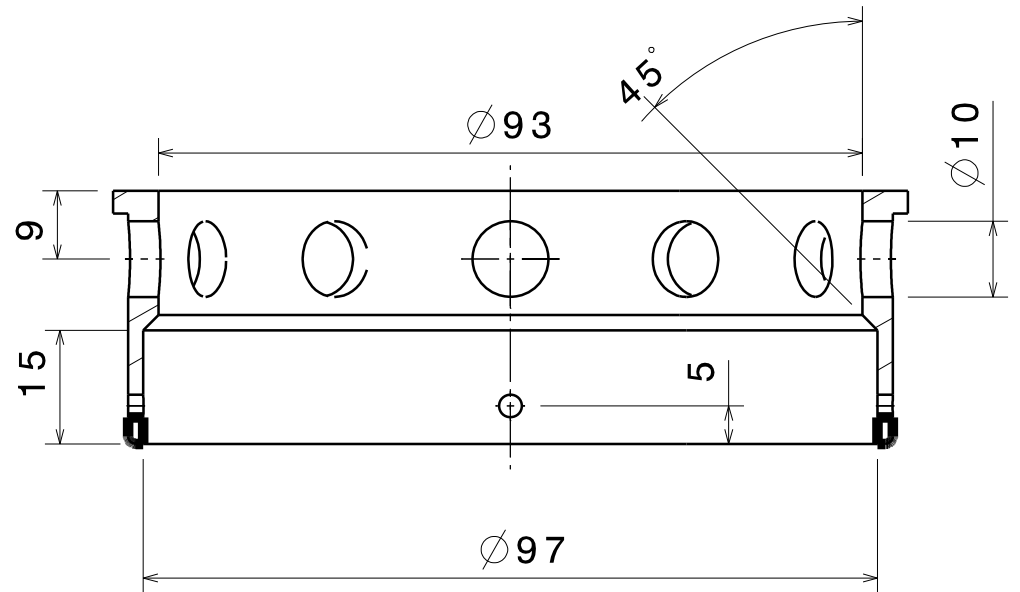


Coupe A-A
Echelle : 1:2

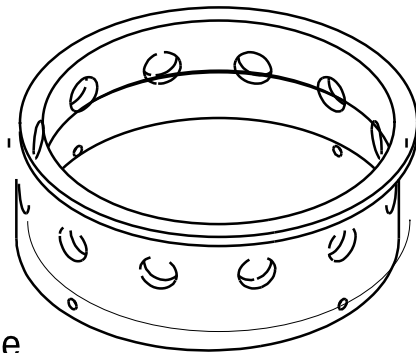




Vue de face
Echelle : 1:1

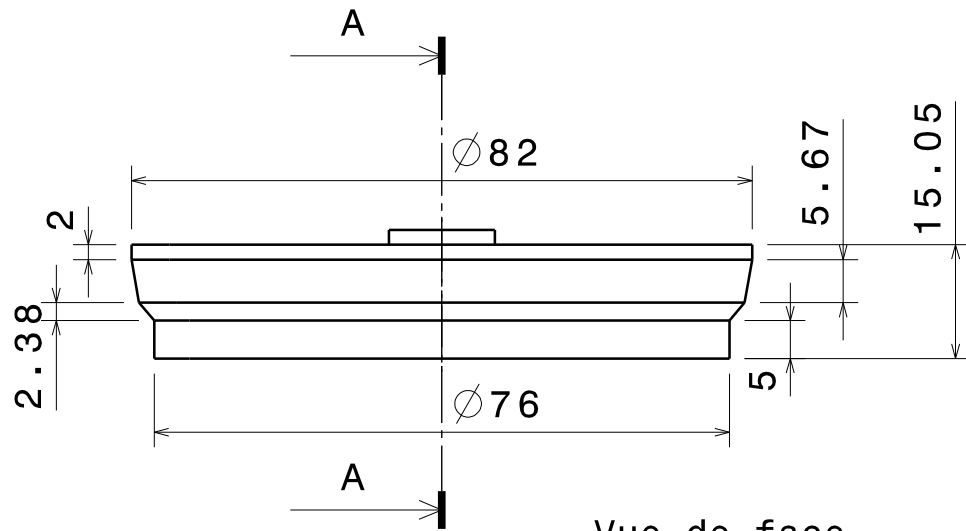


Coupe A-A
Echelle : 1:1

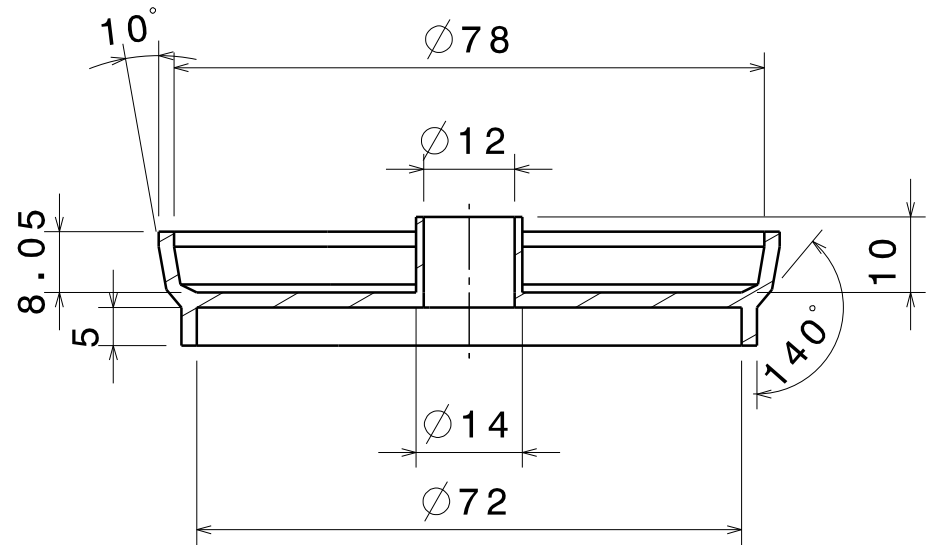


Vue isométrique
Echelle : 1:2

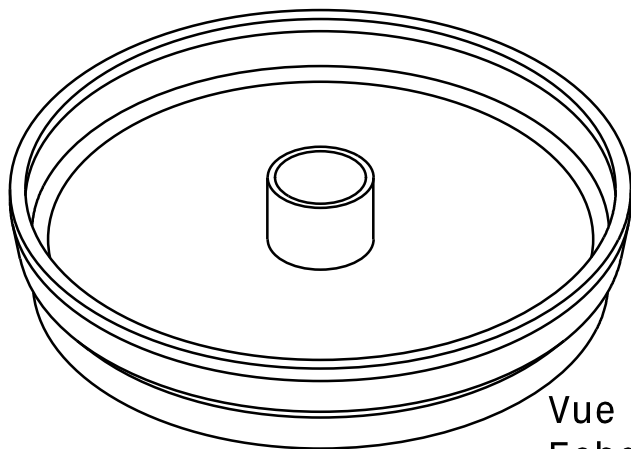
DATE: Oct 2004		COURAGE Double sépa inf bague inf	
Echelle 1:1		Estaca Space Odyssey	



Vue de face
Echelle : 1:1



Coupe A-A
Echelle : 1:1



Vue isométrique
Echelle : 1:1

DATE:

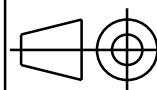
Oct 2004

COURAGE

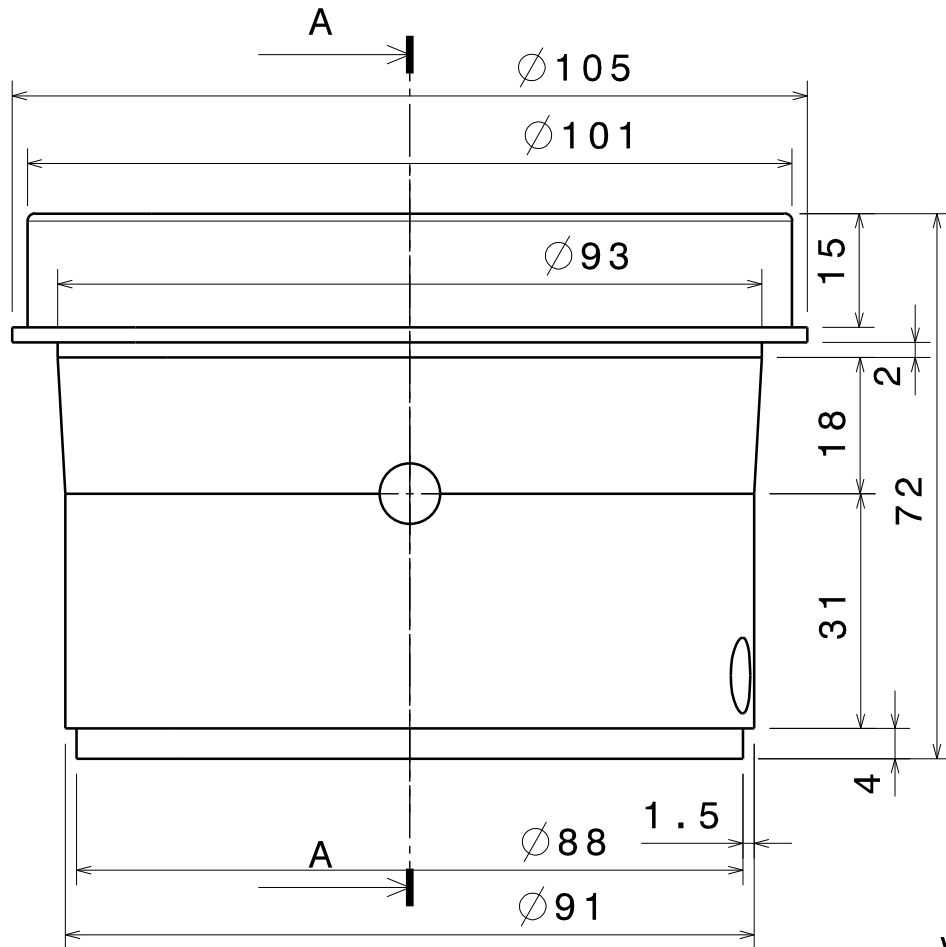
Double sépa bague conique

Echelle

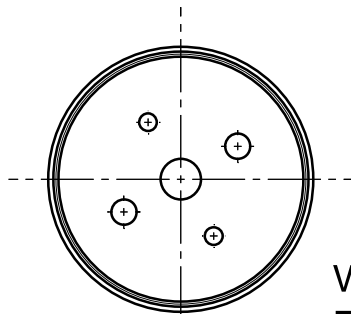
1:1



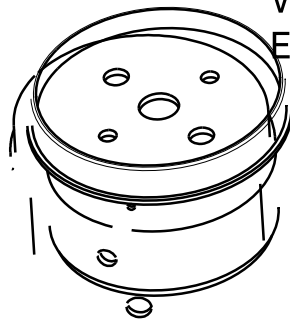
Estaca Space Odyssey



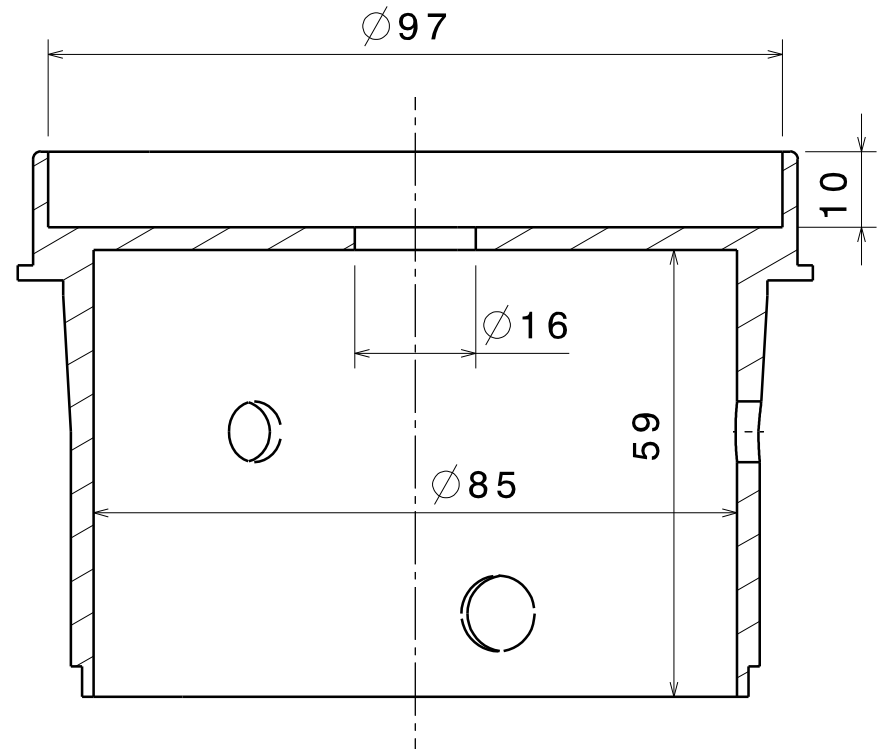
Vue de face
Echelle : 1:1



Vue de dessus
Echelle : 1:3



Vue isométrique
Echelle : 1:3



Coupe A-A
Echelle : 1:1

DATE:

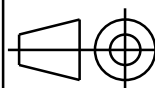
Oct 2004

COURAGE

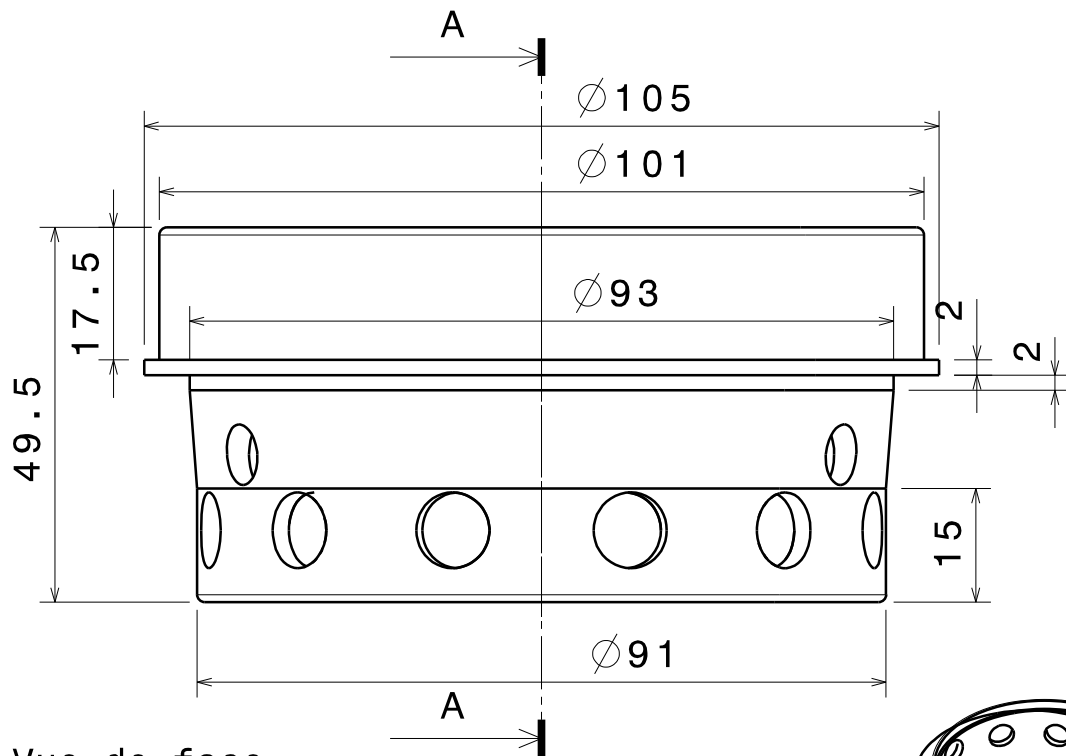
double sépa inf bague sup

Echelle

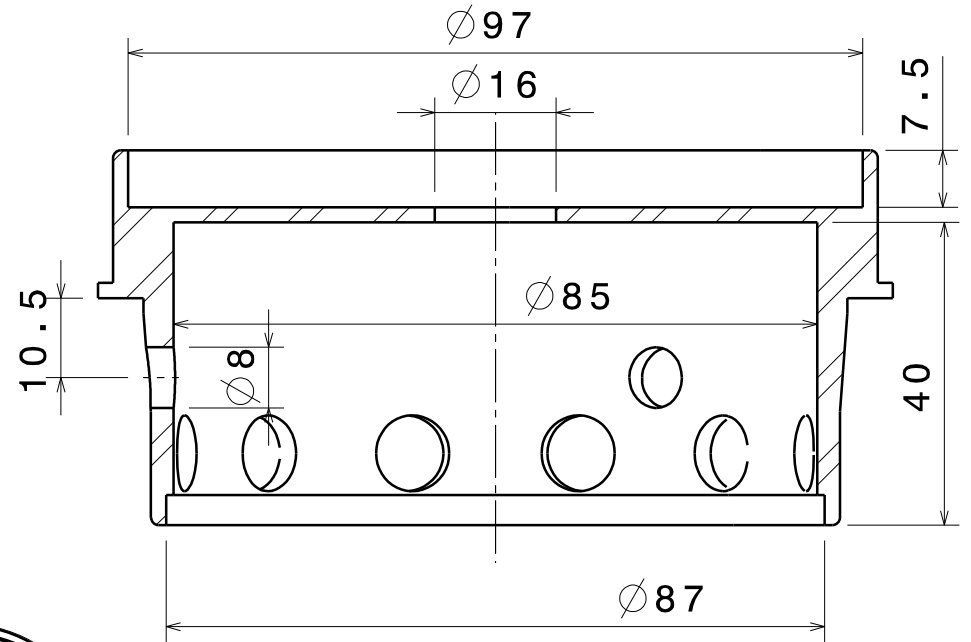
1:1



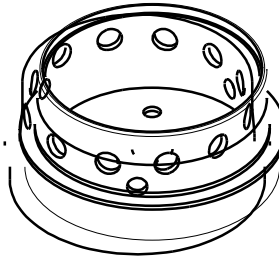
Estaca Space Odyssey



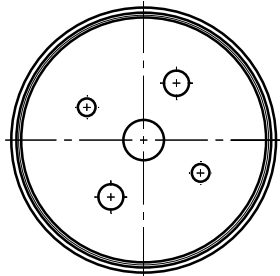
Vue de face
Echelle : 1:1



Coupe A-A
Echelle : 1:1

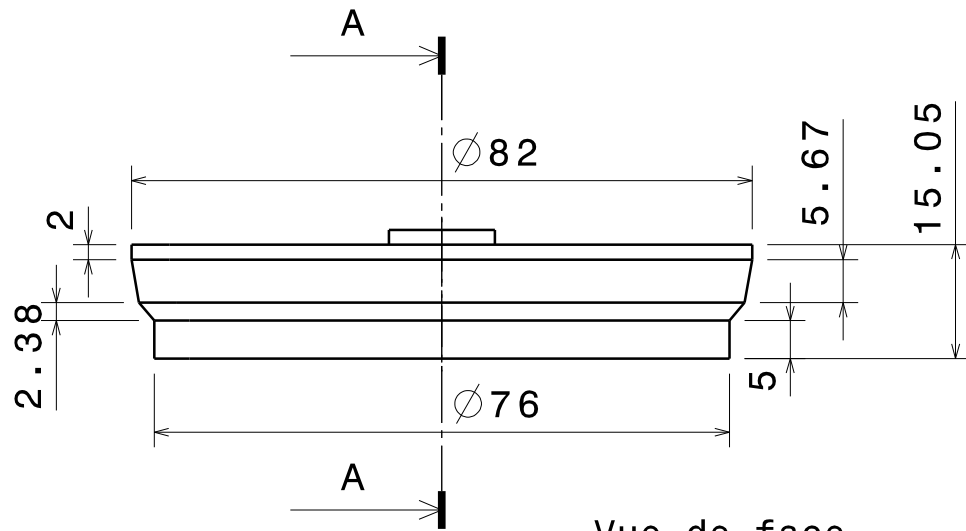


Vue isométrique
Echelle : 1:3

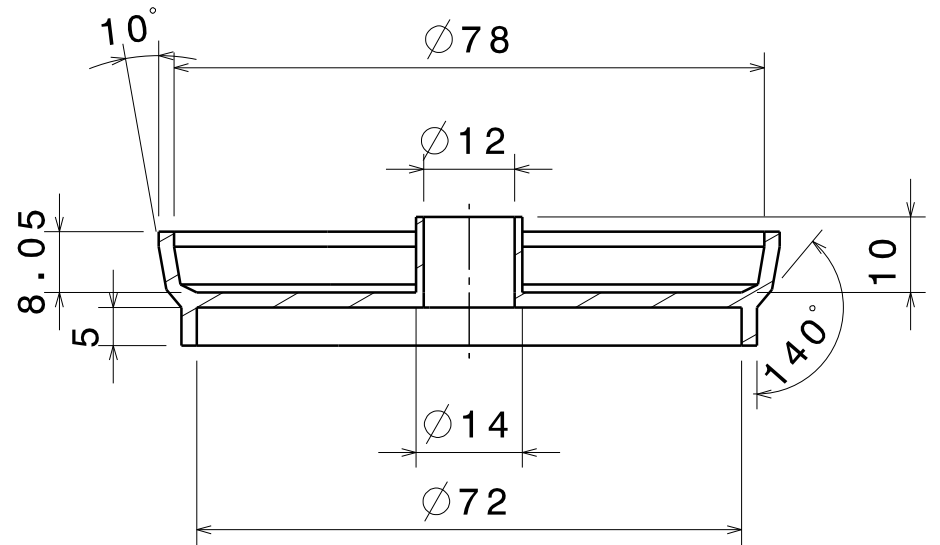


Vue de dessus
Echelle : 1:3

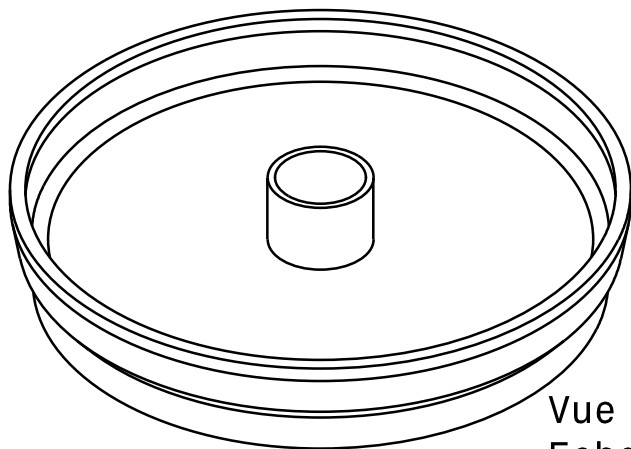
DATE: Oct 2004		COURAGE Double sépa sup bague inf
Echelle 1:1		
		Estaca Space Odyssey



Vue de face
Echelle : 1:1



Coupe A-A
Echelle : 1:1



Vue isométrique
Echelle : 1:1

DATE:

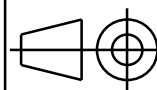
Oct 2004

COURAGE

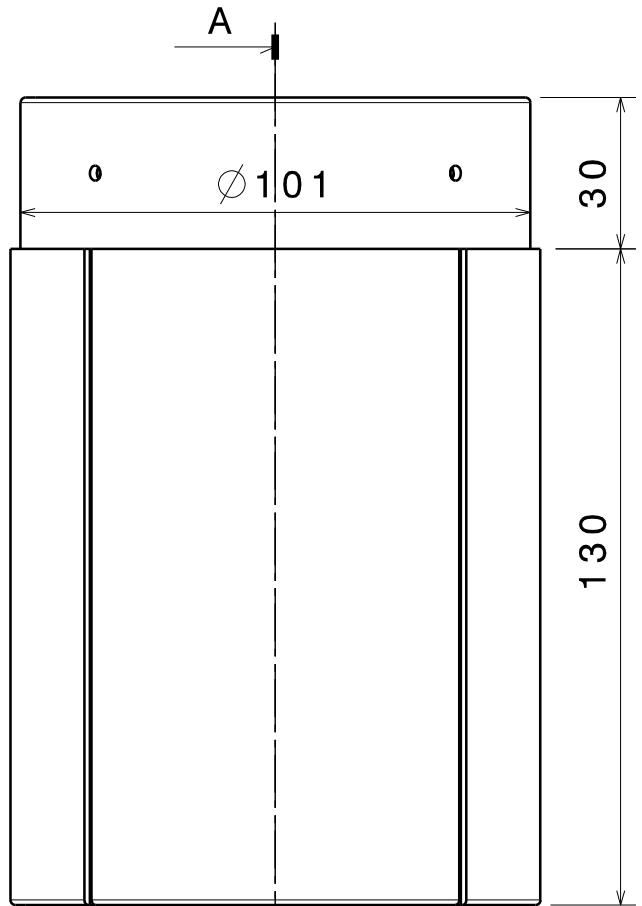
Double sépa bague conique

Echelle

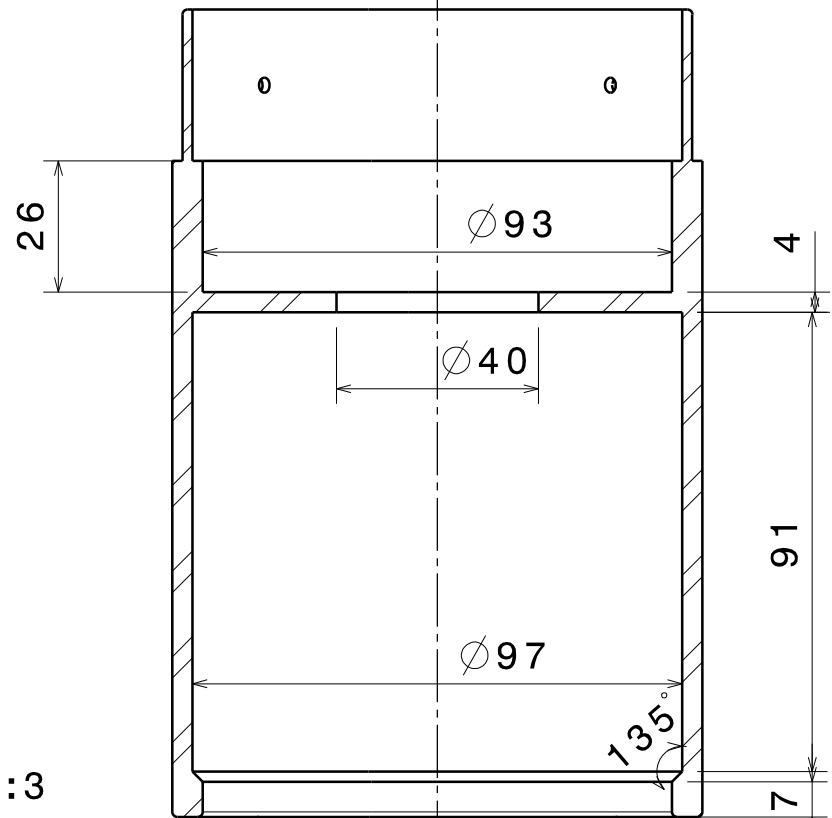
1:1



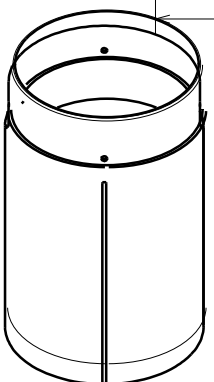
Estaca Space Odyssey



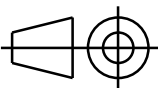
Vue de face
Echelle : 2:3

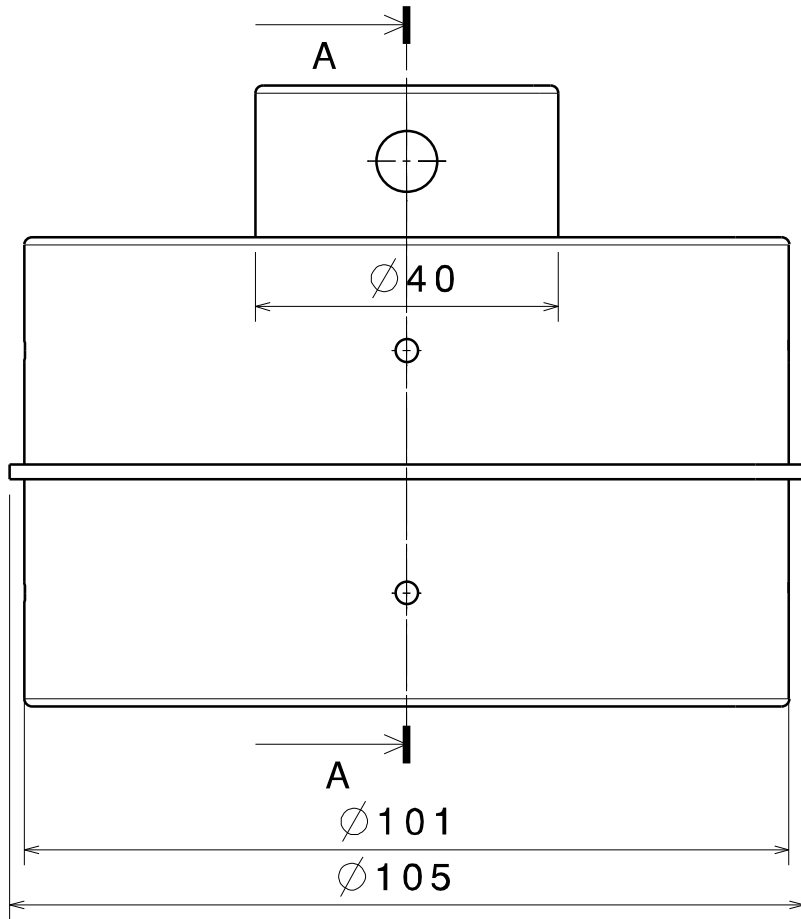


Coupe A-A
Echelle : 2:3

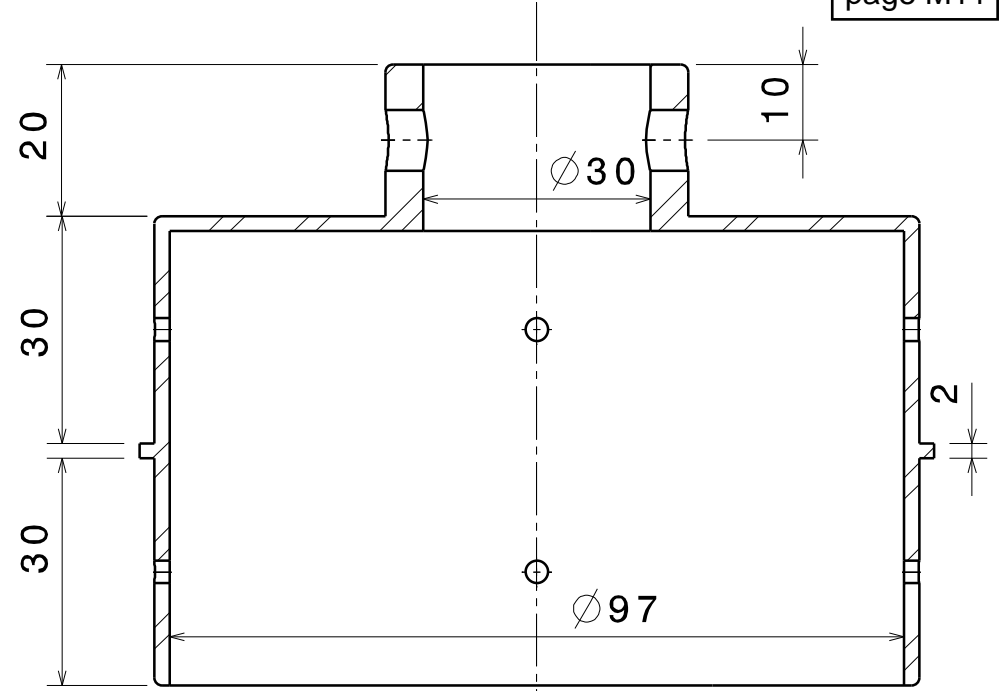


Vue isométrique
Echelle : 1:4

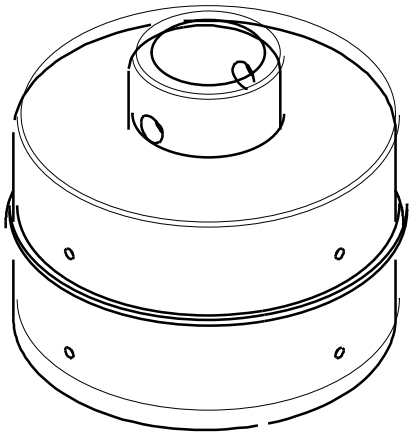
DATE: Oct 2004		COURAGE Double sépa bague aileron
Echelle 2:3		
		Estaca Space Odyssey



Vue de face



Coupe A-A



Vue isométrique
Echelle : 1:2

DATE:

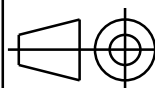
Mars 2004

COURAGE

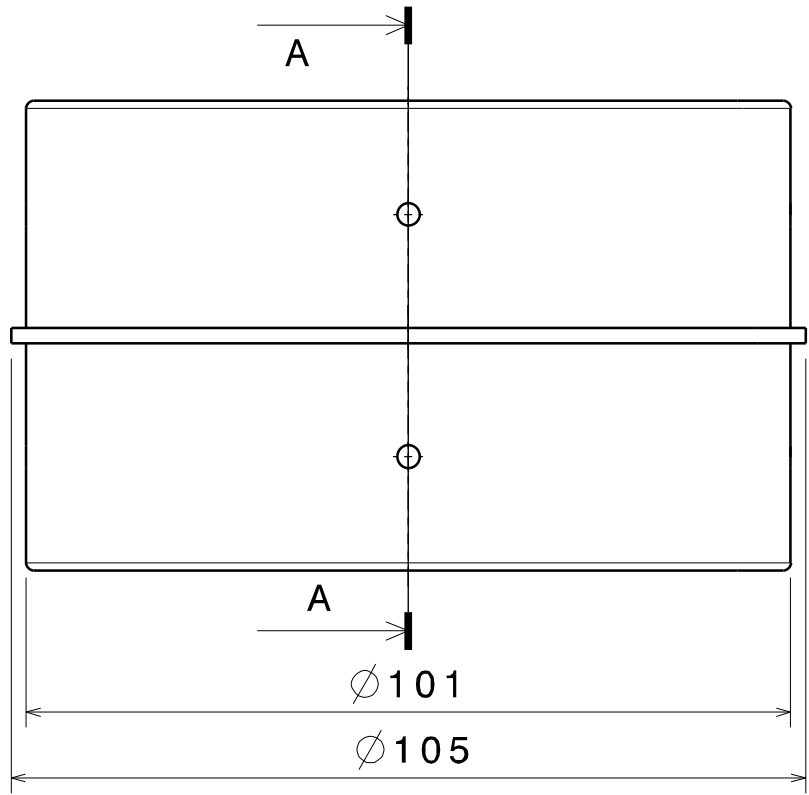
Bague attache parachute 2

Echelle

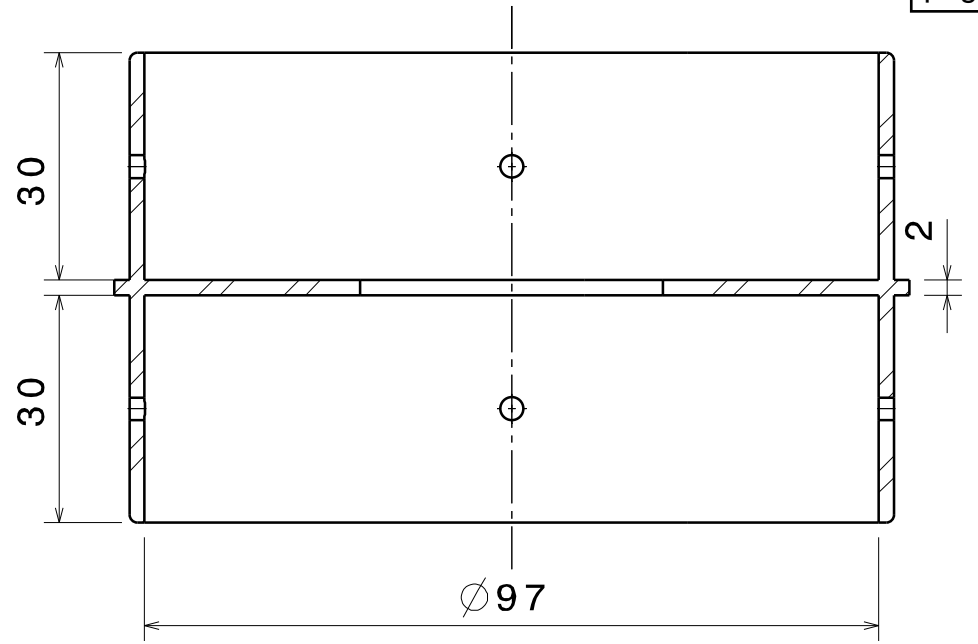
1:1



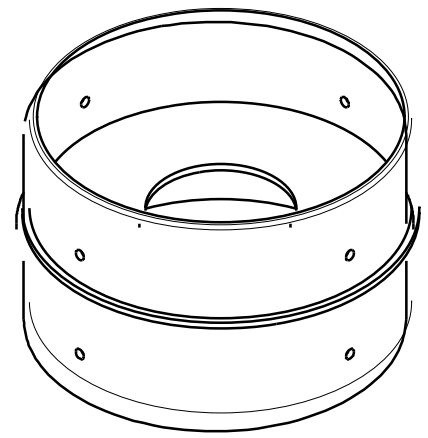
Estaca Space Odyssey



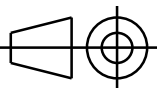
Vue de face

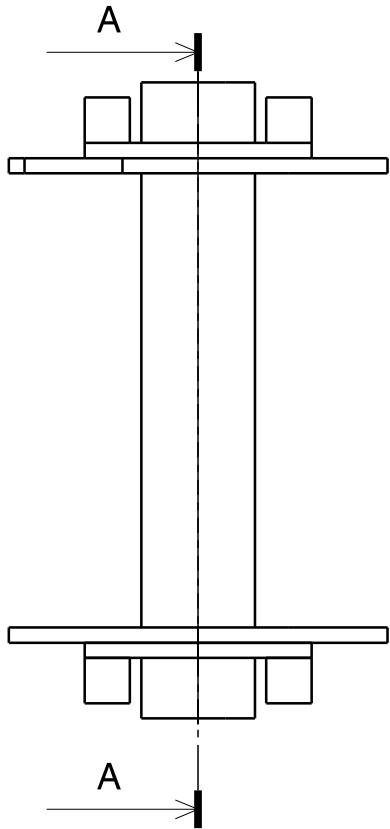


Coupe A-A

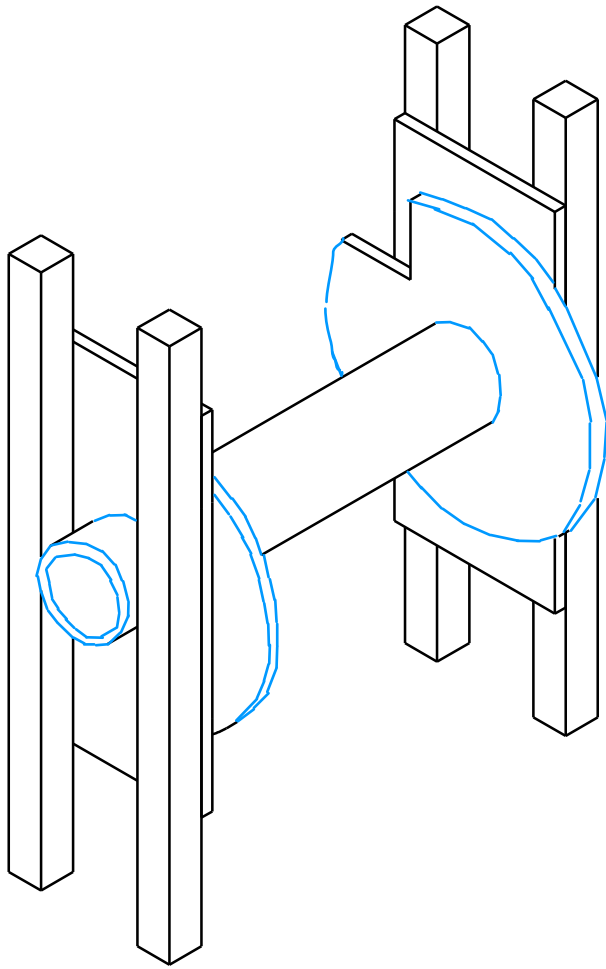


Vue isométrique
Echelle : 1:2

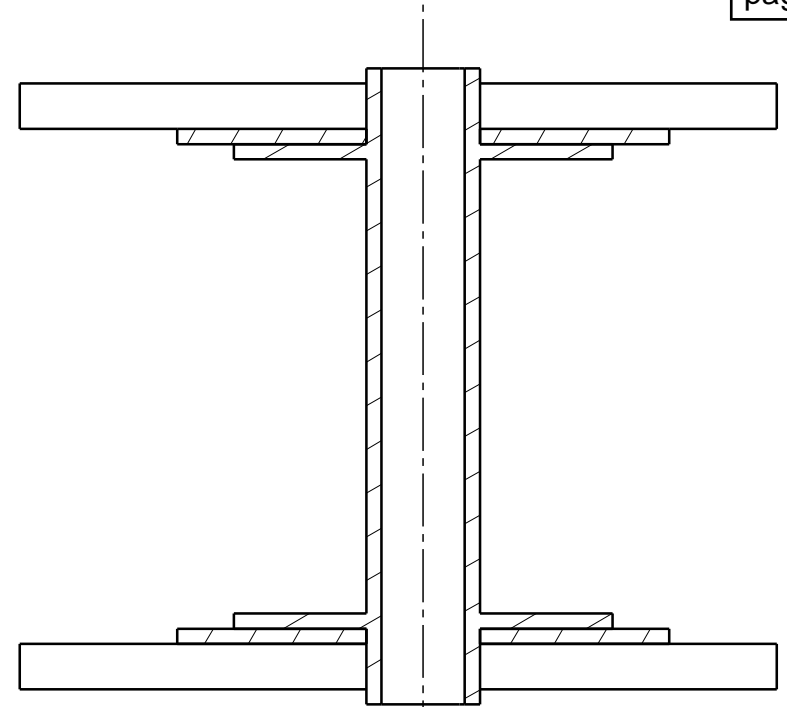
DATE: Mars 2004	COURAGE Bague Ogive
Echelle 1:1	 Estaca Space Odyssey



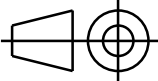
Vue de face
Echelle : 1:1



Vue isométrique
Echelle : 1:1



Coupe A-A
Echelle : 1:1

DATE: Mars 2004		COURAGE Bobine
Echelle 1:1		

SCHEMAS ELECTRONIQUES

du projet COURAGE

de l'Estaca Space Odyssey (ESO)

Plan de Câblage général

Câblage des piles

Carte Mise En Œuvre (MEO)

Carte Jacks et Leds

Carte Minuterries

Carte Détection de fin de propu

Carte Intégrale 1 ou 2

Carte Relais

Carte Opto-coupleurs

Carte Expérience

Réglage des minuterries numériques

Page de l'annexe :

E1

E2

E3

E4

E5

E6

E7

E8

E9

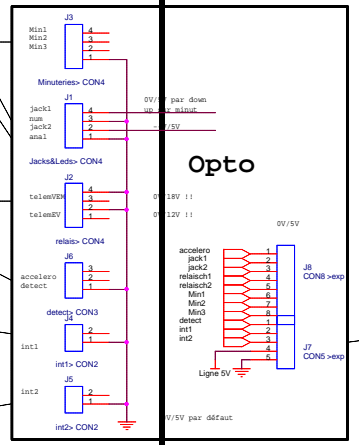
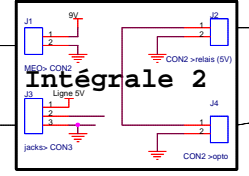
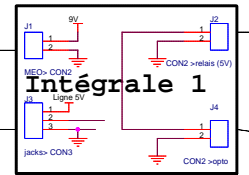
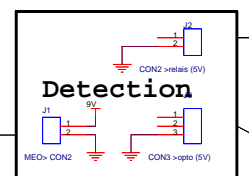
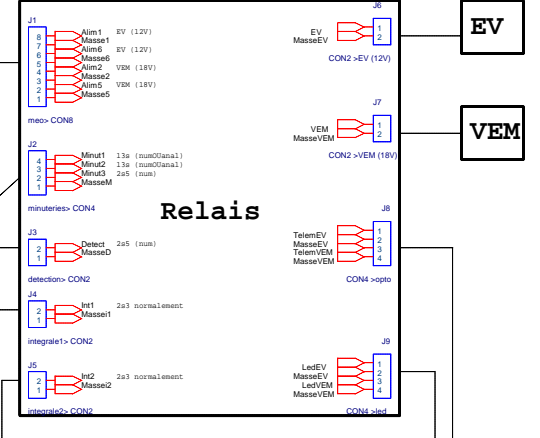
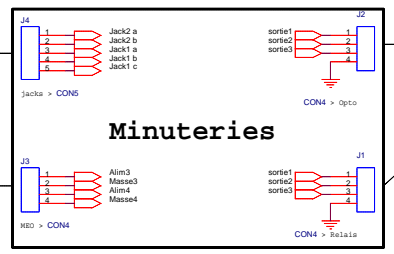
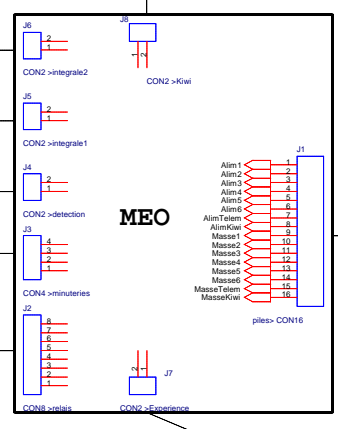
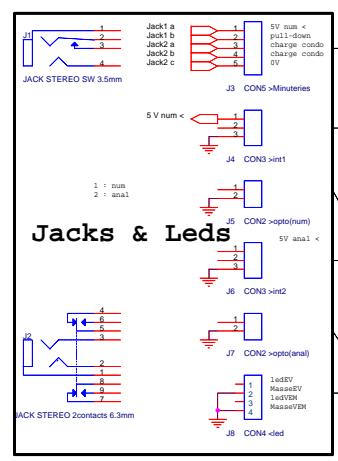
E10

E11

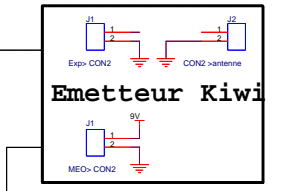
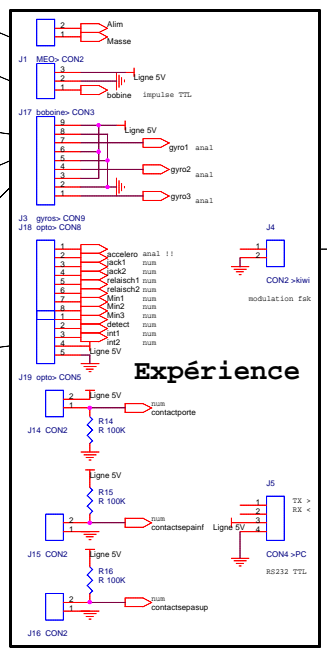
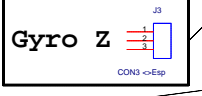
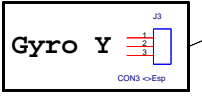
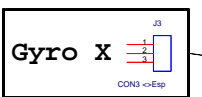
Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur

Version 2.3 du 07/01/2005

Piles



Bobine

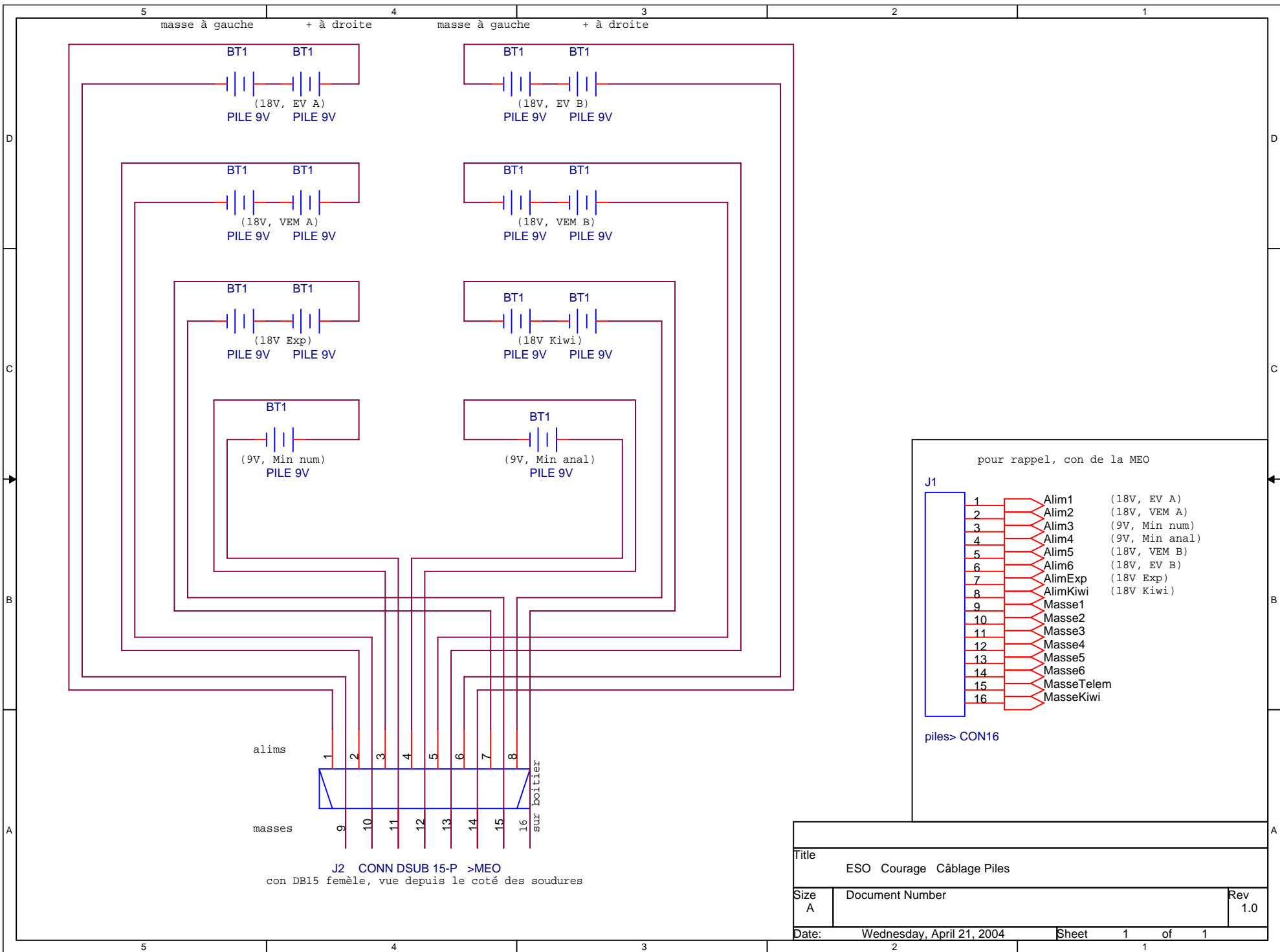


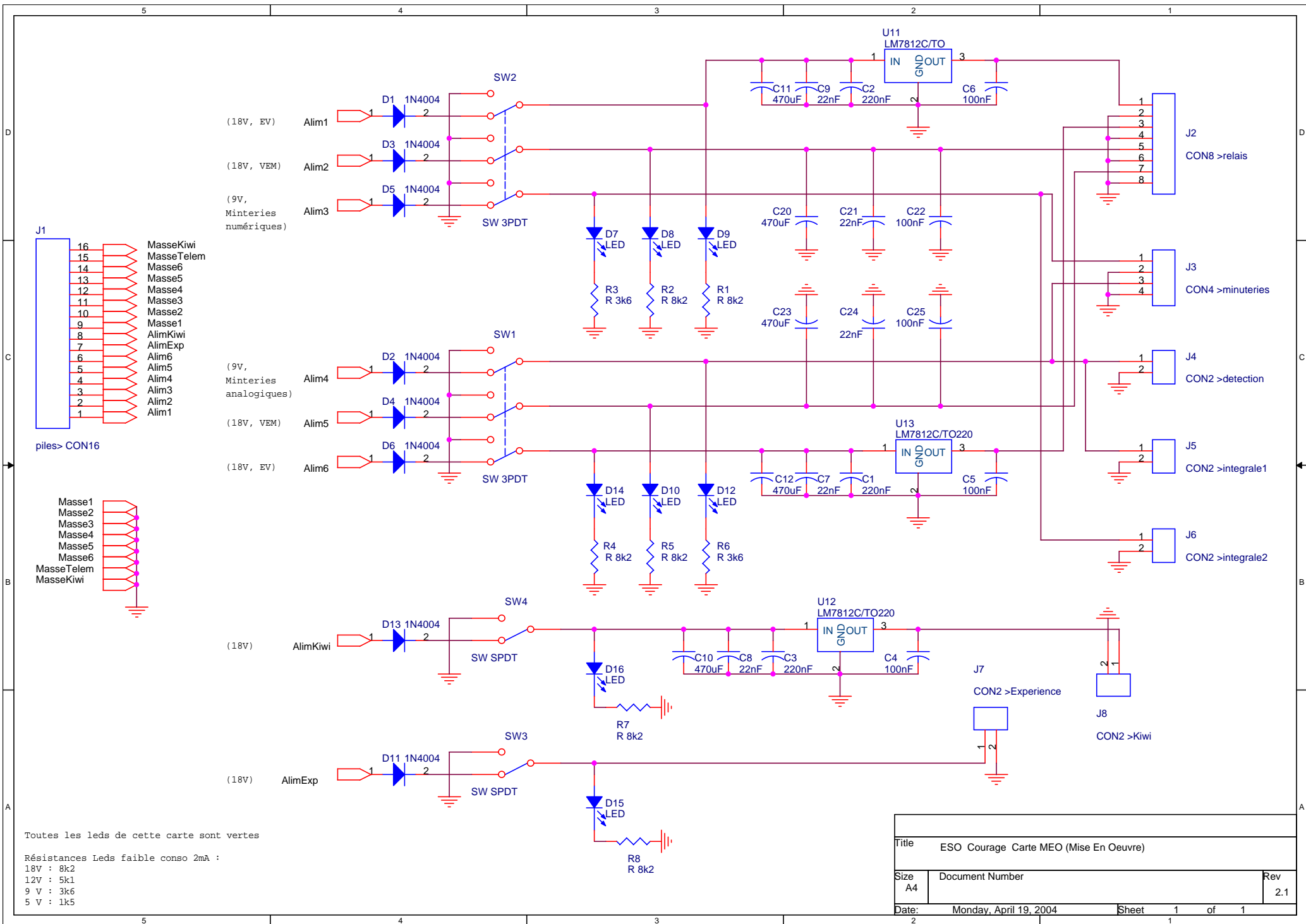
Partie Logique de séparation et d'ouverture

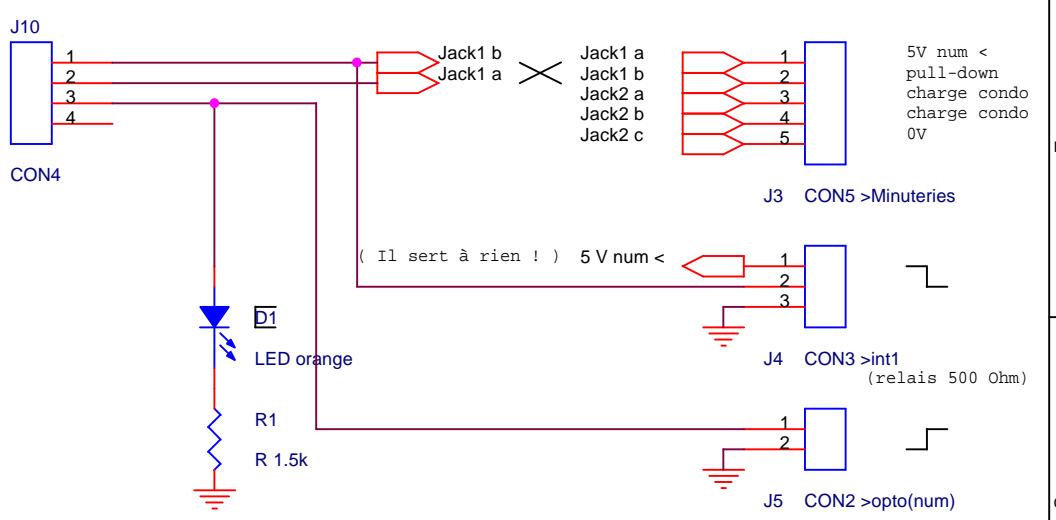
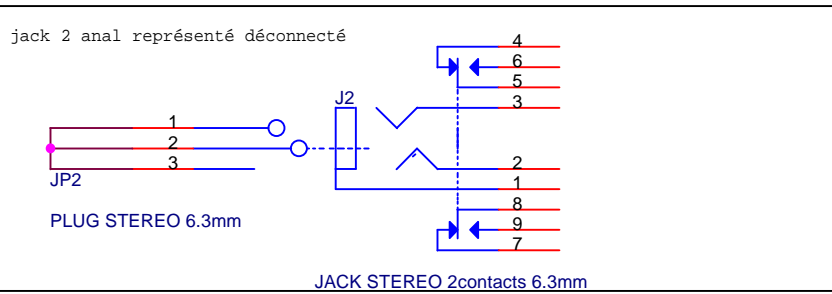
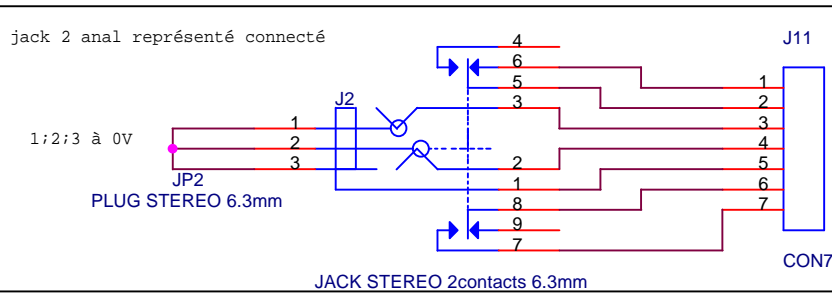
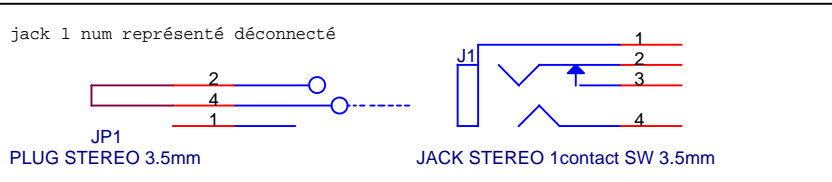
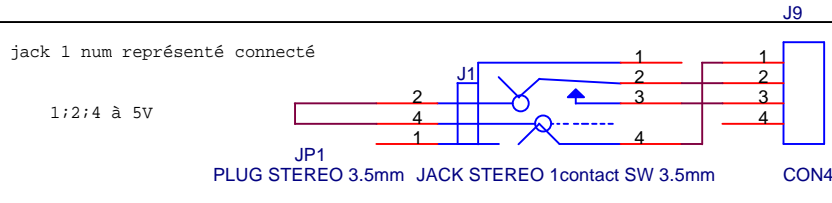
Partie Expérience

ESO Courage Plan de Câblage

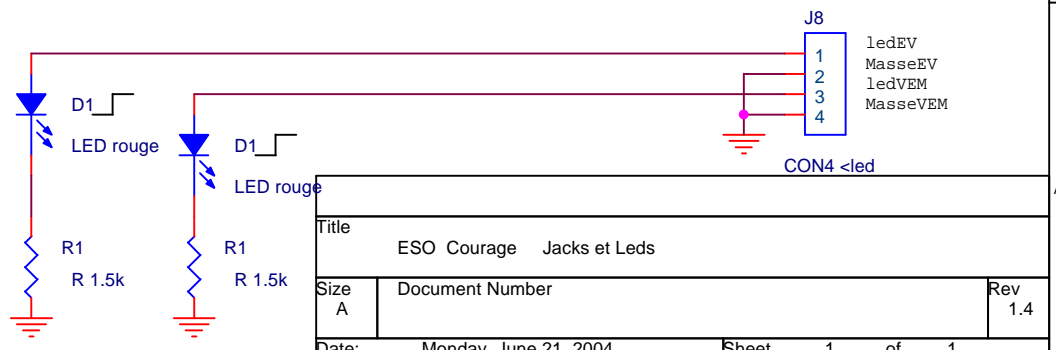
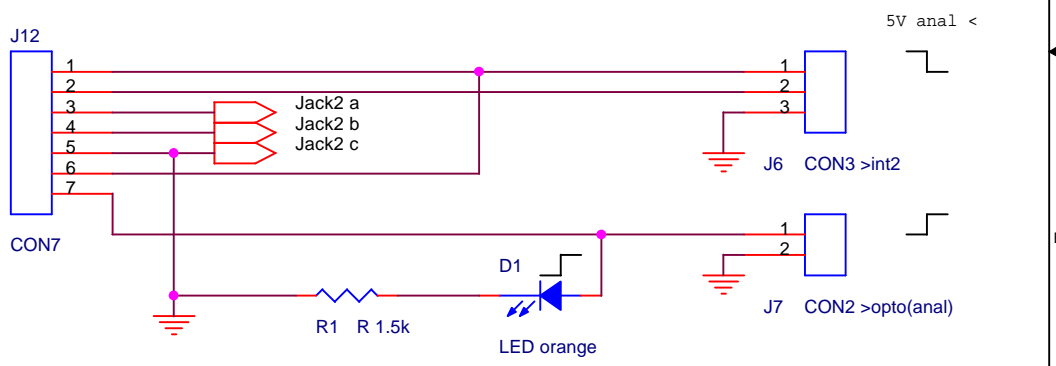
File	ESO Courage Plan de Câblage général	
Size	Document Number	Rev
A2		1.3
Date	Sunday, December 05, 2004	Sheet 1 of 1



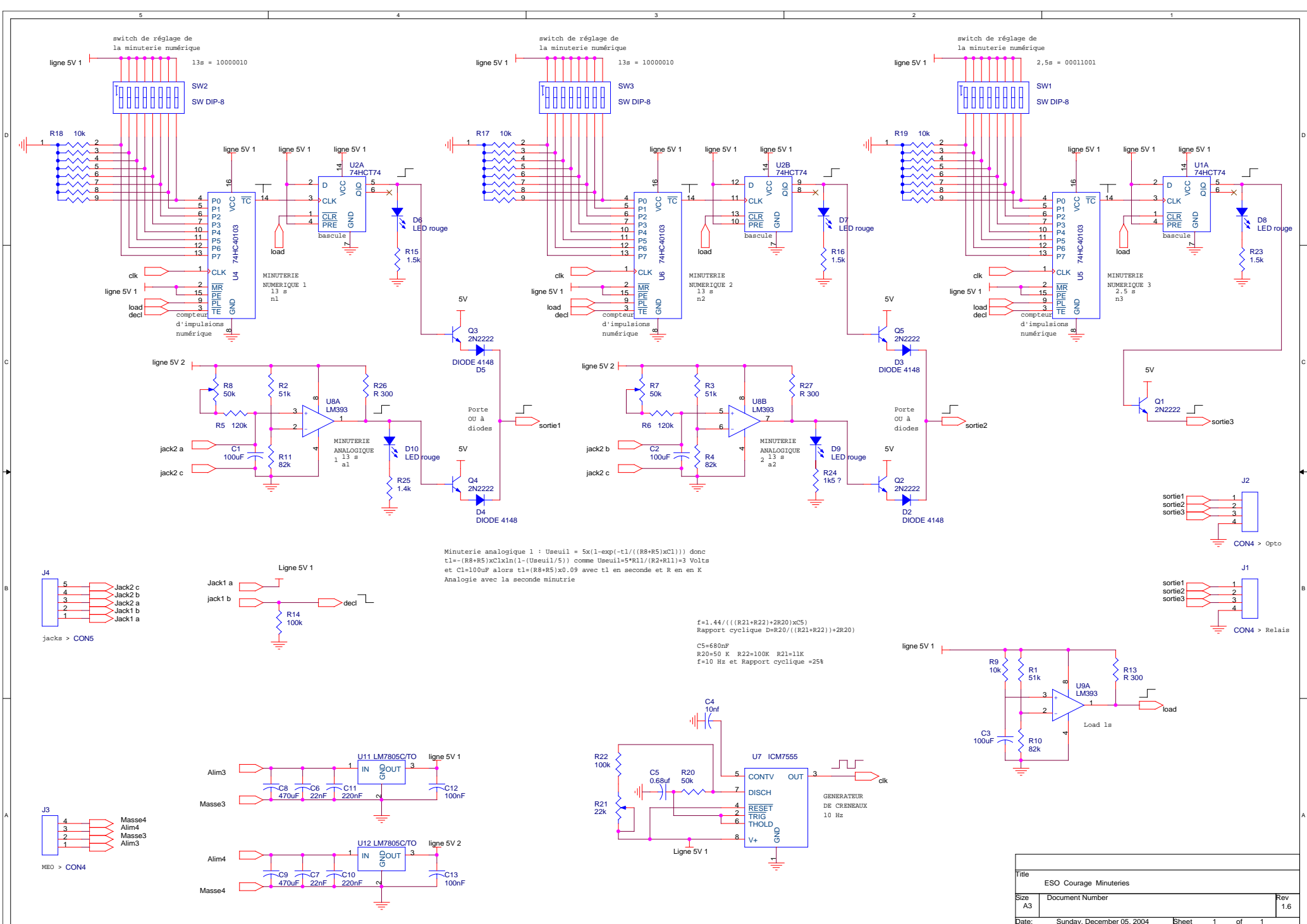




1 : num
2 : anal



Title		
ESO Courage Jacks et Leds		
Size	Document Number	Rev
A		1.4
Date:	Monday, June 21, 2004	Sheet 1 of 1



Minuterie analogique 1 : Useuil = $5 \times (1 - \exp(-t1 / ((R8+R5) \times C1)))$ donc $t1 = -(R8+R5) \times C1 \times \ln(1 - (Useuil/5))$ comme $Useuil = 5 \times R11 / (R2+R11) = 3$ Volts et $C1 = 100\mu F$ alors $t1 = (R8+R5) \times 0.09$ avec $t1$ en seconde et R en en K. Analogie avec la seconde minuterie

$f = 1.44 / (((R21+R22) + 2R20) \times C5)$
 Rapport cyclique $D = R20 / (((R21+R22)) + 2R20)$
 $C5 = 680nF$
 $R20 = 50 K$ $R22 = 100K$ $R21 = 11K$
 $f = 10$ Hz et Rapport cyclique = 25%

J4
 5 Jack2 c
 4 Jack2 b
 3 Jack2 a
 2 Jack1 b
 1 Jack1 a
 jacks > CON5

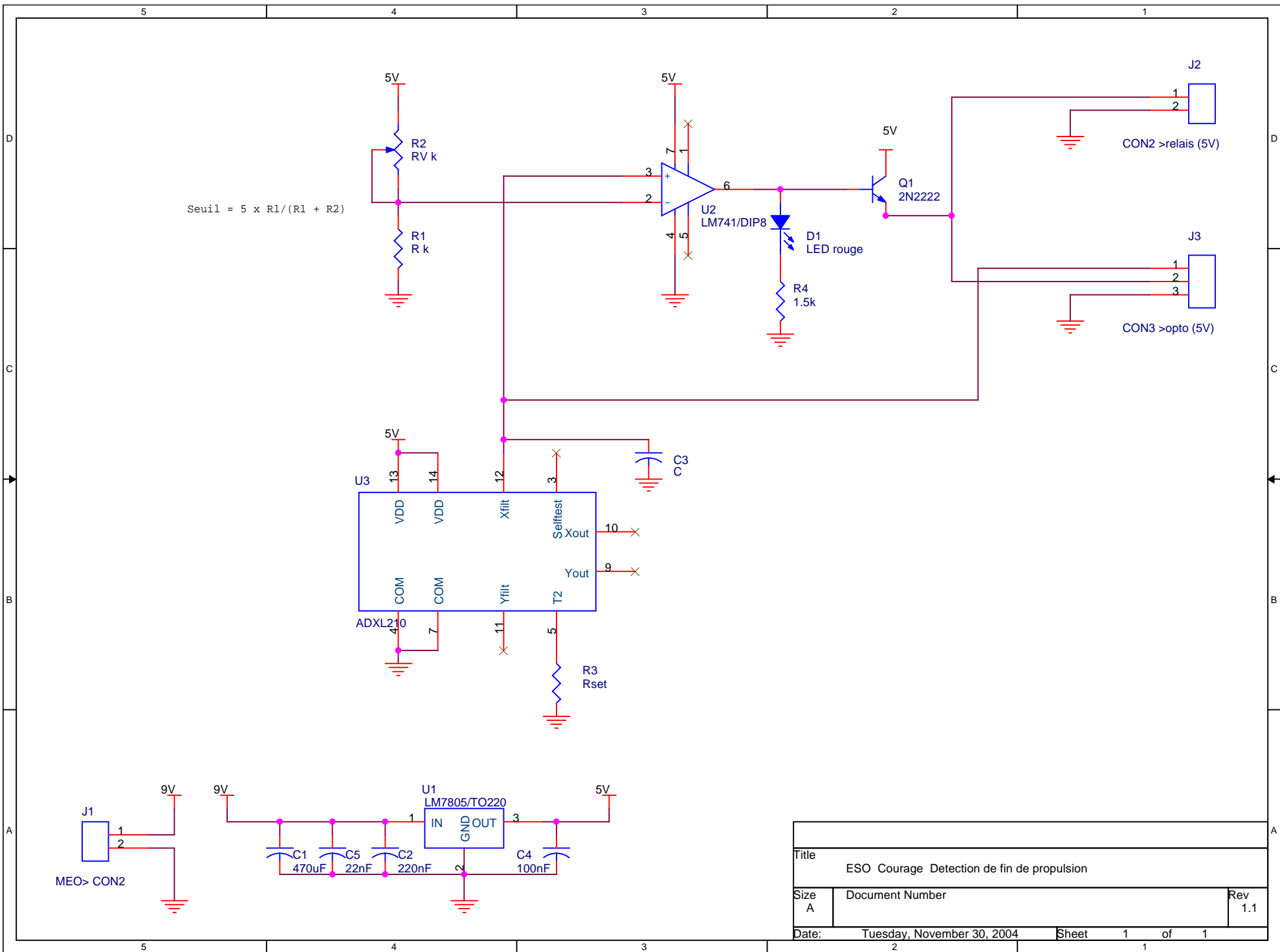
Ligne 5V 1
 Jack1 a
 Jack1 b
 R14 100k
 decl

J2
 sortie1 1
 sortie2 2
 sortie3 3
 4
 CON4 > Opto

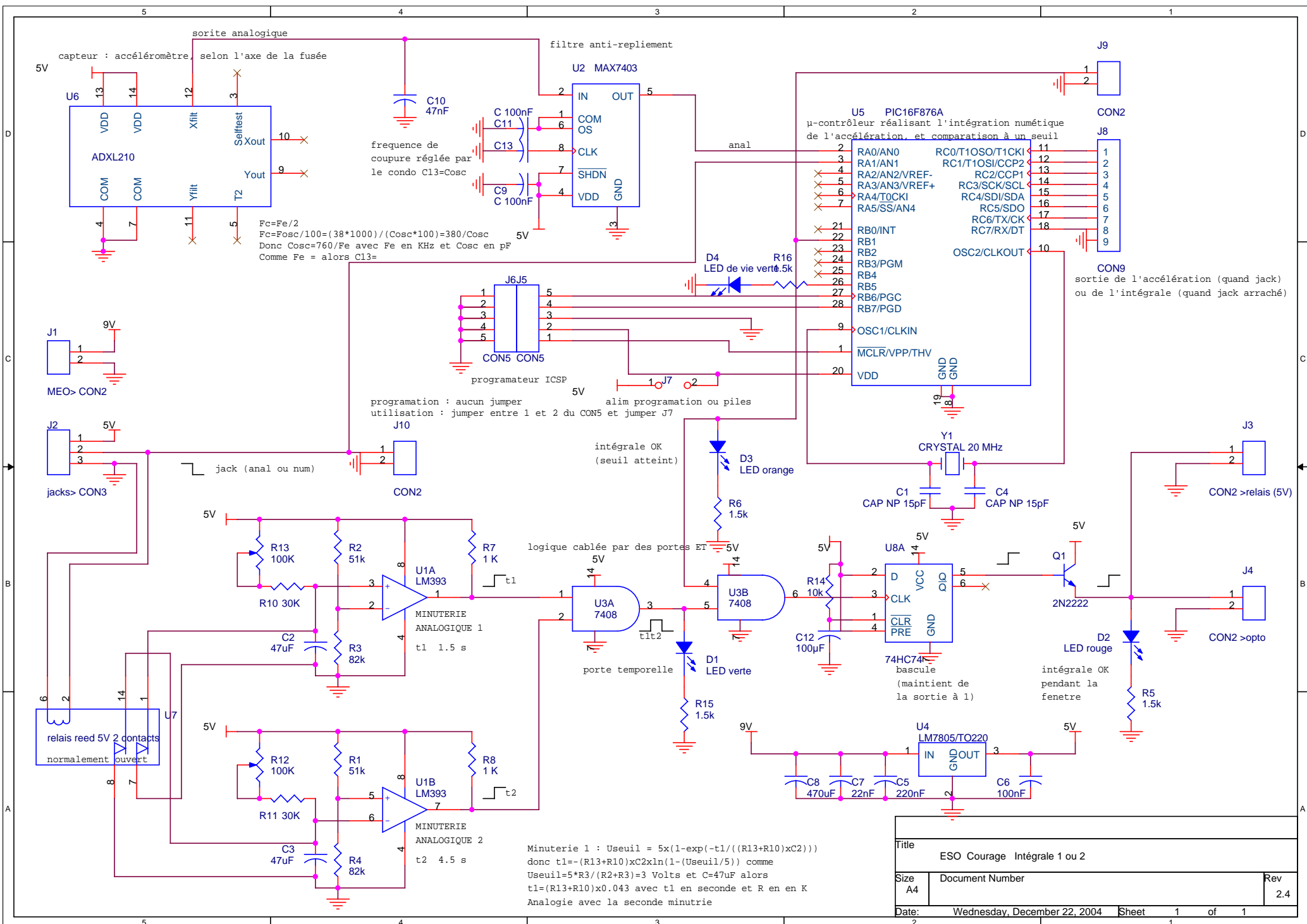
J1
 sortie1 1
 sortie2 2
 sortie3 3
 4
 CON4 > Relais

J3
 4 Masse4
 3 Alim4
 2 Masse3
 1 Alim3
 MBO > CON4

Title		
ESO Courage Minuteries		
Size	Document Number	Rev
A3		1.6
Date:	Sunday, December 05, 2004	Sheet 1 of 1



Title		
ESO Courage Detection de fin de propulsion		
Size	Document Number	Rev
A		1.1
Date:	Tuesday, November 30, 2004	Sheet 1 of 1



capteur : accéléromètre selon l'axe de la fusée

sortie analogique

U6 ADXL210

VDD VDD Xfilt Selftest Xout 10

COM COM Yfilt T2 Yout 9

5V

filtre anti-repliement

U2 MAX7403

IN OUT 5

COM OS 1

OS 6

CLK 8

SHDN 7

VDD GND 4 3

C10 47nF

C11 100nF

C13 100nF

C9 100nF

5V

frequence de coupure réglée par le condo C13=Cosc

$F_c = F_e / 2$
 $F_c = F_{osc} / 100 = (38 * 1000) / (C_{osc} * 100) = 380 / C_{osc}$
 Donc $C_{osc} = 760 / F_e$ avec F_e en KHz et C_{osc} en pF
 Comme $F_e =$ alors $C13 =$

U5 PIC16F876A

µ-contrôleur réalisant l'intégration numérique de l'accélération et comparaison à un seuil

2 RA0/AN0 RC0/T1OSO/T1CKI 11

3 RA1/AN1 RC1/T1OSI/CCP2 12

4 RA2/AN2/VREF- RC2/CCP1 13

5 RA3/AN3/VREF+ RC3/SCK/SCL 14

6 RA4/T0CKI RC4/SDI/SDA 15

7 RA5/SS/AN4 RC5/SDO 16

8 RC6/TX/CK 17

9 RC7/RX/DT 18

10 OSC2/CLKOUT 10

19 GND

20 VDD

21 RB0/INT 22 RB1

23 RB2 24 RB3/PGM 25 RB4

26 RB5 27 RB6/PGC 28 RB7/PGD

9 OSC1/CLKIN

1 MCLR/VPP/THV

19 GND

20 VDD

U1A LM393

MINUTERIE ANALOGIQUE 1

t1 1.5 s

U1B LM393

MINUTERIE ANALOGIQUE 2

t2 4.5 s

R13 100K R2 51k R7 1K

R10 30K R3 82k

C2 47uF R4 82k

R11 30K R1 51k R8 1K

C3 47uF R4 82k

5V

U3A 7408

portée temporelle

U3B 7408

intégrale OK (seuil atteint)

D1 LED verte

D3 LED orange

R6 1.5k

R15 1.5k

5V

U8A 74HC74

bascule (maintient de la sortie à 1)

U4 LM7805/TO220

5V

C1 15pF C4 15pF

Y1 CRYSTAL 20 MHz

D2 LED rouge

R5 1.5k

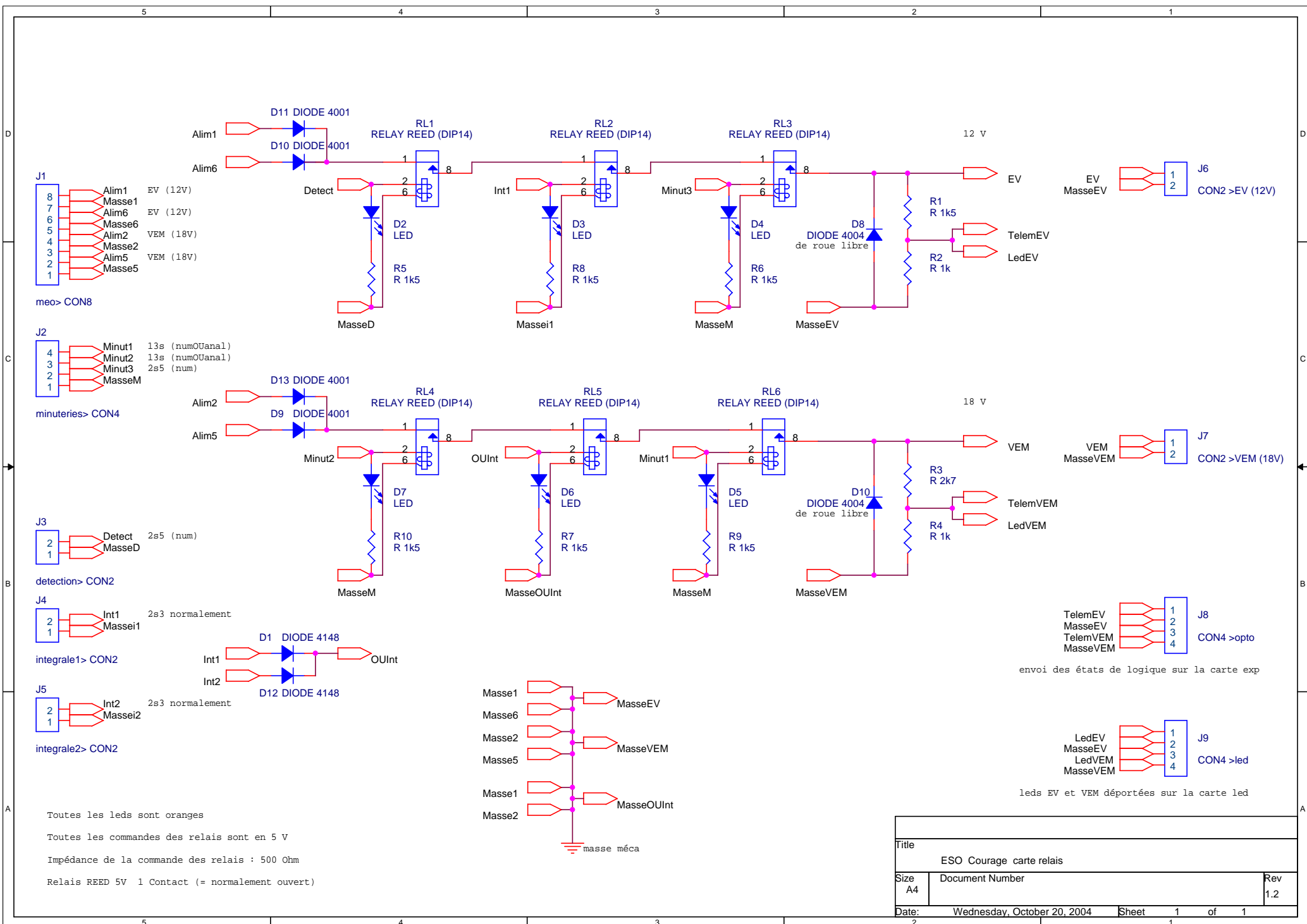
Q1 2N2222

J4 CON2 >opto

J3 CON2 >relais (5V)

Minuterie 1 : $Useuil = 5 * (1 - \exp(-t1 / ((R13 + R10) * C2)))$
 donc $t1 = -((R13 + R10) * C2 * \ln(1 - (Useuil / 5)))$ comme
 $Useuil = 5 * R3 / (R2 + R3) = 3$ Volts et $C = 47uF$ alors
 $t1 = (R13 + R10) * 0.043$ avec $t1$ en seconde et R en K
 Analogie avec la seconde minuterie

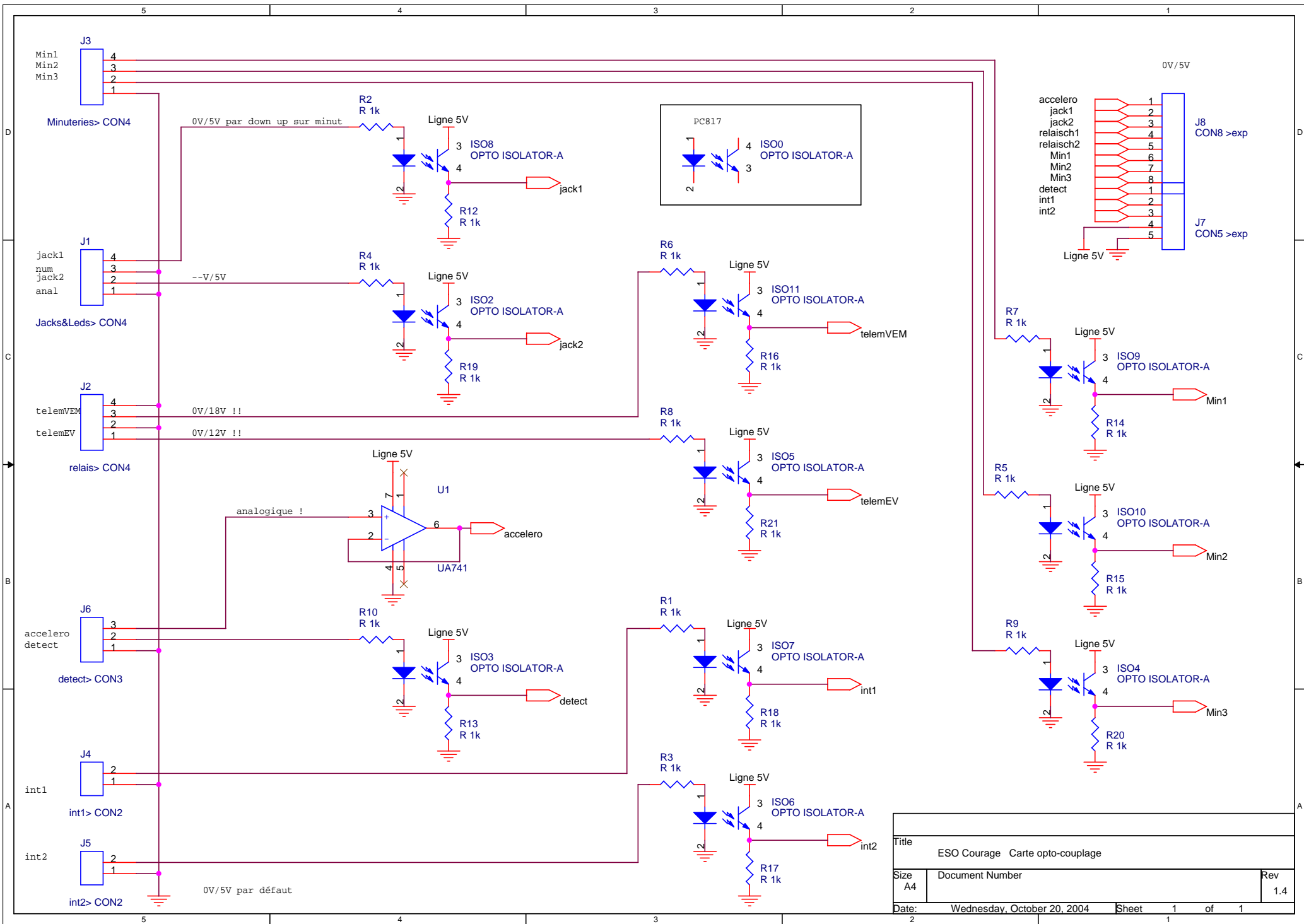
Title		
ESO Courage Intégrale 1 ou 2		
Size	Document Number	Rev
A4		2.4
Date:	Wednesday, December 22, 2004	Sheet 1 of 1



Toutes les leds sont oranges
 Toutes les commandes des relais sont en 5 V
 Impédance de la commande des relais : 500 Ohm
 Relais REED 5V 1 Contact (= normalement ouvert)

envoi des états de logique sur la carte exp
 leds EV et VEM déportées sur la carte led

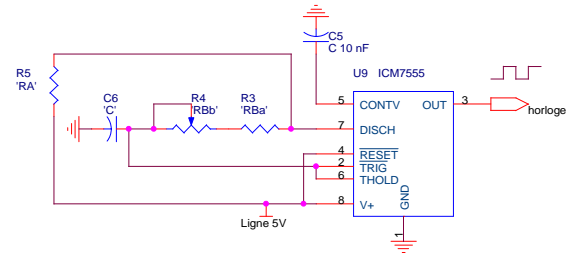
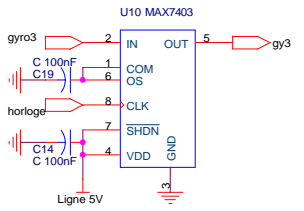
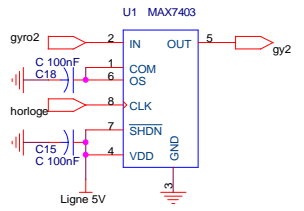
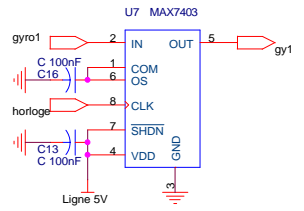
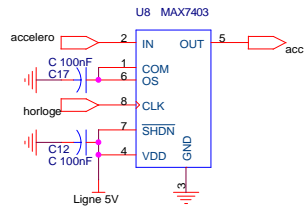
Title		ESO Courage carte relais	
Size	A4	Document Number	Rev 1.2
Date:	Wednesday, October 20, 2004	Sheet	1 of 1



Title		
ESO Courage Carte opto-couplage		
Size	Document Number	Rev
A4		1.4
Date:	Wednesday, October 20, 2004	Sheet 1 of 1

filtres anti-repliement de spectre (passe-bas avant CAN) de type elliptic (r=1.2) du 8e ordre.

générateur de crénneaux pilotant la fréquence de coupure des filtres

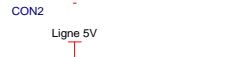
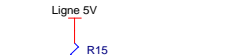
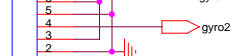


horloge = 100 x freq coupure
 $F_c = F_s / 2$ environ 48 Hz (9600) ou 24 Hz (4800)
 ie h= environ 4.8 KHz (9600) ou 2.4 KHz (4800)

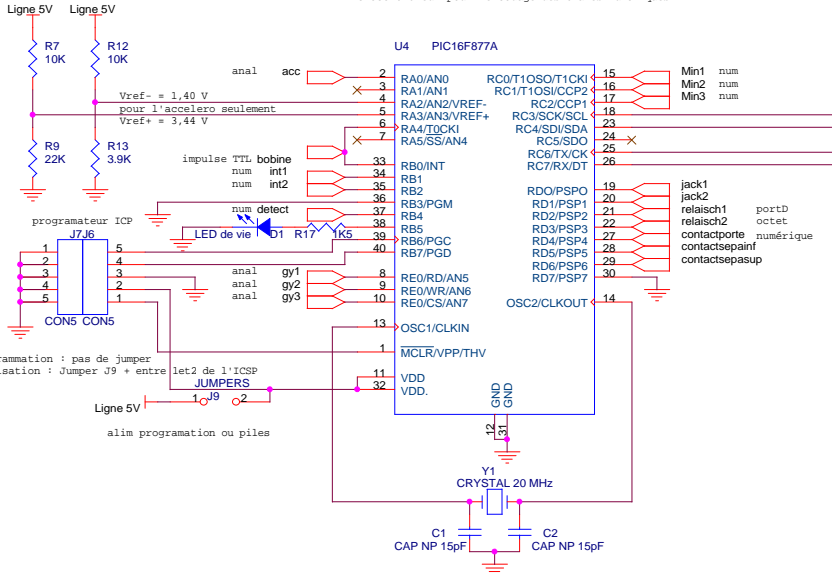
$f = 1.44 / ((RA + 2RB) \times C)$
 Rapport cyclique $D = RB / (RA + 2RB)$

$(RA + 2RB) = 30K (9600)$
 $(RA + 2RB) = 60K (4800)$

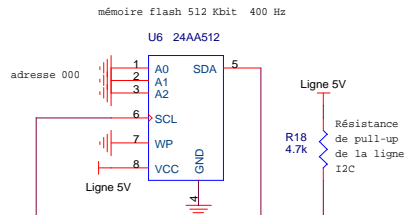
C environ 6.8 nF C=10nF
 $RA << RB (50\%)$
 $RA = 1K \quad RbA = 11K \quad RbB = 22K \quad RbB = 3.5K (9600)$
 $RbB = 18.5K (4800)$



microcontrôleur pour le codage des trames numériques



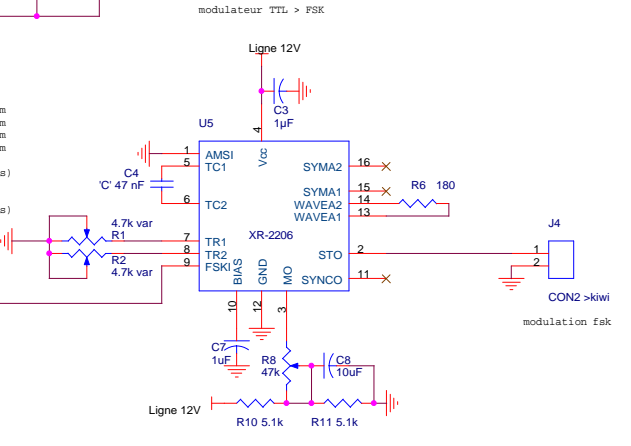
Programation : pas de jumper
 Utilisation : Jumper J9 + entre let2 de l'ICSP
 alim programmation ou piles



$F = 1 / (R \times C)$
 $C = 47 \text{ nF}$
 $F = 9000 \text{ Hz} \Rightarrow R = 2.4k\Omega$
 $F = 15000 \text{ Hz} \Rightarrow R = 1.4k\Omega$
 $F = 14400 \text{ Hz} \Rightarrow R = 1.5k\Omega$
 $F = 24000 \text{ Hz} \Rightarrow R = 0.9k\Omega$

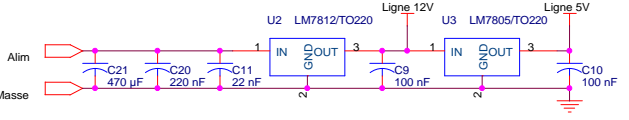
télem 4800 bauds (bit/s)
 $0 = 9000 / 1 = 15000 \text{ Hz}$

télem 9600 bauds (bit/s)
 $0 = 14400 / 1 = 24000 \text{ Hz}$



modulateur TTL > FSK

modulation fsk



signaux fermés, contacteurs ouverts

Title		
ESO projet courage carte expérience		
Size	Document Number	Rev
A3		2.3
Date:	Saturday, November 27, 2004	Sheet 1 of 1

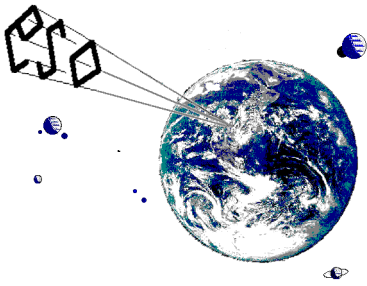
ON (5V) haut
OFF(0V) bas

Numéro 12345678
Puissance 01234567

Minuterie Numérique

Temps en 1/10e de seconde

	0		64		128		192
	1		65		129		193
	2		66		130		194
	3		67		131		195
	4		68		132		196
	5		69		133		197
	6		70		134		198
	7		71		135		199
	8		72		136		200
	9		73		137		201
	10		74		138		202
	11		75		139		203
	12		76		140		204
	13		77		141		205
	14		78		142		206
	15		79		143		207
	16		80		144		208
	17		81		145		209
	18		82		146		210
	19		83		147		211
	20		84		148		212
	21		85		149		213
	22		86		150		214
	23		87		151		215
	24		88		152		216
	25		89		153		217
	26		90		154		218
	27		91		155		219
	28		92		156		220
	29		93		157		221
	30		94		158		222
	31		95		159		223
	32		96		160		224
	33		97		161		225
	34		98		162		226
	35		99		163		227
	36		100		164		228
	37		101		165		229
	38		102		166		230
	39		103		167		231
	40		104		168		232
	41		105		169		233
	42		106		170		234
	43		107		171		235
	44		108		172		236
	45		109		173		237
	46		110		174		238
	47		111		175		239
	48		112		176		240
	49		113		177		241
	50		114		178		242
	51		115		179		243
	52		116		180		244
	53		117		181		245
	54		118		182		246
	55		119		183		247
	56		120		184		248
	57		121		185		249
	58		122		186		250
	59		123		187		251
	60		124		188		252
	61		125		189		253
	62		126		190		254
	63		127		191		255

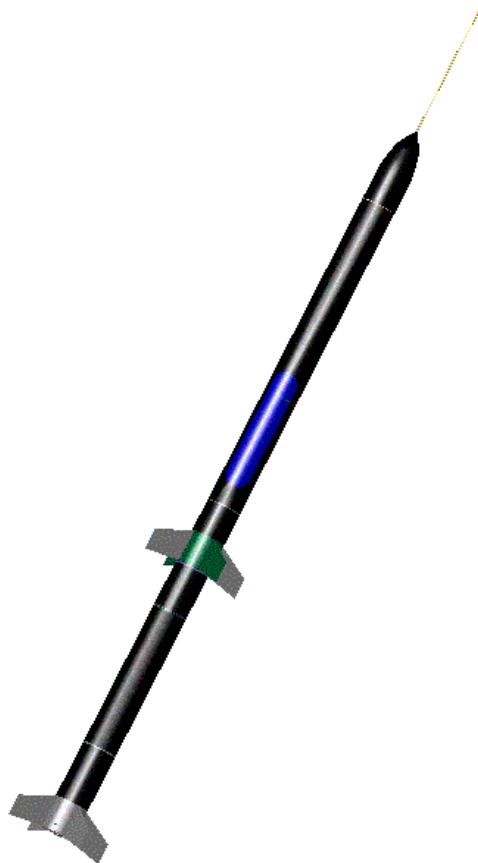


ESTACA SPACE ODYSSEY

ÉTUDE DE SÉCURITÉ

du projet COURAGE

de l'Estaca Space Odyssey (ESO)



Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur

Remerciements

Tous les membres du projet Courage tiennent à remercier les personnes qui nous ont aidés à réaliser cette étude de sécurité, première étape du projet de fusée expérimentale.

Citons premièrement Alain Dartigalongue qui nous a appris les bases d'une analyse de sécurité, notions qui nous étaient jusque là inconnues.

Puis nos suiveurs de Planète-Sciences, Vincent Girard et Nicolas Lorient, qui ont dépassé les limites d'un suivi habituel, en nous apportant une aide soutenue à chaque réunion.

De plus, nous remercions les organismes qui nous permettront de lancer ce projet expérimental, tels que le CNES et Planète-Sciences, mais également tous nos autres sponsors.

Sommaire

REMERCIEMENTS.....	2
SOMMAIRE.....	3
INTRODUCTION.....	4
1 PRESENTATION DE COURAGE	5
1.1 MOYENS	5
1.1.1 L'association.....	5
1.1.2 Les membres.....	5
1.1.3 Le planning	6
1.1.4 Le budget.....	7
1.2 OBJECTIF INITIAL	7
1.3 OBJECTIF DU PROJET COURAGE.....	8
2 DESCRIPTION	9
2.1 LEXIQUE	9
2.2 LA STRUCTURE MECANIQUE.....	10
2.2.1 <i>Caractéristiques générales de la fusée</i>	10
2.2.1.1 Synoptique.....	10
2.2.1.2 Explications	11
2.2.1.3 Les matériaux	11
2.2.1.4 Structure du premier étage.....	11
2.2.1.5 Structure du 2 ^{ème} étage.....	12
2.2.2 <i>Les séparations</i>	12
2.2.2.1 Choix.....	12
2.2.2.2 Principe d'une séparation transversale à billes	13
2.2.2.2.1 Fermeture du système de séparation	13
2.2.2.2.2 Ejection du parachute	14
2.2.2.3 Double séparation	15
2.2.2.4 L'ouverture du parachute 2.....	16
2.3 L'ELECTRONIQUE	17
2.3.1 <i>L'architecture électronique initiale</i>	17
2.3.2 <i>Commande des ouvertures</i>	18
2.3.3 <i>L'expérience</i>	18
3 ETUDE DE SECURITE	19
3.1 METHODE EMPLOYEE	19
3.2 ANALYSE PAR PHASES	21
3.2.1 <i>La chronologie et le séquentiel de vol</i>	21
3.2.2 <i>Liste des cas de pannes simples</i>	23
3.2.3 <i>Détermination des cas catastrophiques et résolution</i>	25
3.2.4 <i>Nouvelle architecture électronique</i>	40
3.2.5 <i>Etude des doubles pannes</i>	41
3.2.6 <i>Nouvelle architecture électronique</i>	45
3.3 ANALYSE PAR BLOC	46
3.3.1 <i>Etude des simples pannes</i>	46
3.3.2 <i>Modification de l'électronique</i> :	49
3.3.3 <i>Etude des doubles pannes</i>	50
3.3.4 <i>Schéma final de l'électronique de sécurité</i>	53
4 CONCLUSION.....	54

Introduction

Ce document regroupe l'étude de sécurité menée lors de la réalisation du projet « Courage », ainsi que tous les éléments nécessaires à sa compréhension. Ce projet de fusée expérimentale a débuté en octobre 2003 et doit voler lors de la campagne nationale de lancement durant l'été 2004.

La première version de ce document a été rédigée en décembre 2003, mais il a été appelé à évoluer au cours de l'avancement du projet. Ainsi, la dernière mise à jour de ce document date d'avril 2004. Si la conception mécanique était déjà bien définie, l'un des buts de cette étude était l'amélioration de la conception des systèmes électroniques ainsi que la détermination des changements à opérer en mécanique afin d'obtenir un projet répondant à des critères de sécurité (tolérance aux doubles pannes).

Après une présentation des objectifs du projet de fusée, nous nous arrêterons sur une préconception de l'architecture de la fusée, mécanique plus particulièrement, condition indispensable à la bonne conduite de l'étude de sécurité que nous mènerons à sa suite. Néanmoins, cette étude de sécurité sera facilement adaptable à un autre projet d'architecture globalement semblable.

Nous avons cherché, dans la mesure du possible, à rendre ce document lisible pour tous. Un lexique p 9, répertorie l'ensemble des mots pouvant porter à confusion. Si, malgré nos efforts, certains points ne vous paraissent pas clairs, vous pouvez nous joindre à eso@estaca.fr ou via le responsable de projet à lcome@free.fr.

1 Présentation de Courage

1.1 Moyens

1.1.1 L'association

L'Estaca Space Odyssey (ESO) est le club aérospatial de l'ESTACA, école d'ingénieur spécialisée notamment dans les domaines aéronautique et spatial. Association loi 1901 depuis 1992, elle regroupe une quarantaine de membres, tous élèves de l'ESTACA ou anciens ESOCIENS, qui conçoivent, réalisent et lancent plusieurs projets techniques par an. Les supports sont les mini-fusées, les fusées expérimentales et plus rarement les ballons expérimentaux.

1.1.2 Les membres

Ce projet regroupe les 8 membres suivants :

Côme Léo (responsable du projet)
Sucher Damien (responsable mécanique)
Boldrini Julien (responsable électronique)
Meunier Michael (mécanique)
Woelfflé Angélique (mécanique)
Morel Aude (électronique)
Leclercq Sylvain (électronique)
Delair Xavier (électronique)

Parmi ces membres, 6 ont déjà travaillé sur au moins une fusée expérimentale, principalement sur le projet PIF & Hercule.

1.1.3 Le planning

Sa présentation peut paraître compliquée, mais le planning suivant offre l'avantage de synthétiser toutes les contraintes d'ordre temporel sur une même page.

Fusée expérimentale "Courage" ESO 2004

Planning du 20/11/2003

Dispo	Date	Gestion	Méca	Elec	Documents	Réunions
exam ½jour	sem mois dates butoirs					
3	45		Définition		DP	
3	46 nov		1ère conception		Démarche expérimentale Architecture	Revue de Définition
3	47		étude de SDF			+
3	48 30-nov		2ème conception		"Dossier de sécurité"	+
3	49 déc				"Dossier de conception"	
3	50					
3	51 20-déc					
vac	5 52					
vac	5 1 jan 31-déc					
rev	0 2 2004					
exam	0 3					
vac	10 4					Revue de Conception
3+	5		Fabrication des pièces	Réalisation des cartes	Dossier de conception	
3+	6 fév					
3+	7					
3+	8 22-févr		Tests individuels (réglages)	Tests cartes (debuggage, étalonnage)		?
vac	10 9					
3	10 mar					
3	11					
3	12 21-mars					
rev	0 13					
exam	0 14 avr				dossier CNES (sécu & technique)	
3	15					
vac	10 16					
vac	10 17 25-avr					Reunion d'avancement
3	18					
3	19 mai					
3	20					
3	21 15-mai					?
0	22					
rev	0 23 juin					
exam	0 24					
rev	3 25					
exam	5 26 23-juin					Visite de pré-qualification
vac	10 27 juil					
vac	10 28					
vac	10 29					
vac	10 30					
vac	10 31 26 au 31					Campagne de lancement
0	32 aou					
0	33					
0	34					
0	35					
vac	10 36 sept					
3	37					
3	38					
3	39					
3	40 oct					
3	41					
3	42					
3	43 31-oct					Compte-Rendu d'expérience

Recherche et entretien de sponsors financiers et matériels
 (ANVAR, Analog Device, Union Thermique, AXSON, M Composites, Zodiac, Leduc, ...)
 assurer le recrutement et la formation de nouveaux membres ...

vac=vaccances
 rev=révisions
 exam=partiels

Note : le planning a peu évolué depuis décembre, néanmoins nous réalisons en pratique la fabrication, les tests et l'intégration presque en parallèle. Depuis janvier, on note un léger retard, du au changements de conceptions qu'impliquait l'utilisation d'une porte.

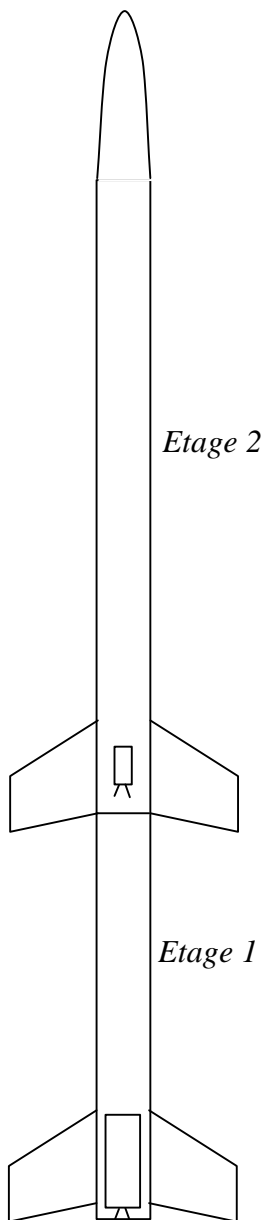
1.1.4 Le budget

Le projet nécessite du matériel assez coûteux, mais celui-ci est principalement fourni par des sponsors. Le propulseur et l'émetteur nous sont fournis par le CNES, l'organisation du suivi et de la campagne de lancement par Planète-Sciences, mais aussi les bruts d'aluminium par Union Thermique, les parachutes par Aérazur, les vérins pneumatiques par Parker, les ressorts par Leduc, les capteurs par Analog Device... De plus, l'association achète du matériel pour l'ensemble des fusées, tel les fibres de carbone, la visserie, sur un budget commun.

Ainsi, le budget alloué par l'ESO aux liquidités propres du projet Courage est de 1000€

Si cela devient insuffisant, il faudra alors en rediscuter avec le conseil d'administration de l'ESO.

1.2 Objectif initial



Ayant déjà réalisé une fusée expérimentale pour la plupart, nous souhaitons au départ réaliser une fusée bi-étage active, projet de plus grande ampleur, pour nous rapprocher des contraintes rencontrées dans le milieu professionnel ainsi que pour l'aspect pédagogique qu'une telle réalisation peut nous apporter.

Nous avons donc commencé dès septembre à réfléchir aux problèmes que cela pouvait poser, que ce soit au niveau technique, sécurité ou humain.

Nous avons alors retenu plusieurs points importants :

- Premièrement, l'une des phases critique d'une fusée bi-étage est la mise à feu du second propulseur. Or si la séparation inter-étage perturbe le comportement dynamique du second étage, il ne faut pas, dans ce cas là, autoriser la mise à feu du second propulseur.

- Ensuite, la gestion d'une séparation et de deux ouvertures parachutes (soit trois actionneurs) ne nous apparaît pas comme un choix simple, pour des raisons de masse et d'encombrement ainsi que de complexité des systèmes (mécanique et électronique). D'autre part, l'étage 1 (celui du bas), se retrouvant seul, est instable. Il nous paraît donc intéressant de pouvoir ouvrir le parachute dès la séparation inter-étage. C'est pourquoi nous avons opté pour un système qui réalise la séparation inter-étage et l'ouverture du parachute 1 en même temps, ceci grâce au même actionneur.

Néanmoins, avant de se lancer dans « la grande aventure » qu'est la réalisation d'une fusée bi-étage, nous préférons tout d'abord nous former aux concepts propres aux fusées bi-étage par l'intermédiaire d'un projet expérimental mono-propulseur et ce dans l'optique d'une démarche sécuritaire et de qualité.

1.3 Objectif du projet Courage

Nous avons donc décidé d'étudier cette année le comportement dynamique du second étage (inerte, sans 2nd propulseur) lors de la séparation inter-étage, afin d'étudier l'influence de cette séparation à haute vitesse sur les conditions d'allumage (altitude, inclinaison, stabilité, etc.) d'un éventuel second propulseur, en négligeant le vent et autres phénomènes aérodynamiques complexes.

Dans cette étude du comportement dynamique, nous allons essayer de connaître les rotations du 2nd étage de la fusée sur ses trois axes et sa vitesse d'éloignement par rapport au 1^{er} étage lors de la séparation inter-étage.

Pour déterminer les paramètres angulaires et d'éloignement, nous avons décidé d'utiliser comme capteurs trois gyromètres et un dé-bobineur avec calcul du nombre de tours. Après leur conditionnement, les données sont renvoyées au sol par télémesure et stockées à bord.

Lorsque nous aurons récolté ces données, nous pourrons les analyser et les interpréter, puis apporter des modifications ou non (mécanique, électronique ou critère de sécurité) à une future bi-étage, de caractéristiques semblables, qui pourra allumer son second propulseur dans de meilleures conditions de sécurité.

Pour cette année :

- Les trois gyromètres nous indiqueront si notre type de séparation a induit ou non une déviation de trajectoire par rapport au 1^{er} étage et s'il faut retravailler le système.
- Le dé-bobineur nous fournira la vitesse d'éloignement du 2nd étage par rapport au 1^{er} étage et ainsi, nous pourrons déduire le temps minimum nécessaire après séparation inter-étage pour l'allumage du 2nd propulseur.

De plus, nous chercherons à séparer au même moment qu'une bi-étage active, c'est à dire le plus tôt possible après la fin de propulsion pour que son inclinaison soit convenable, ni trop inclinée, ni trop verticale (donc proche des conditions de la rampe), la vitesse importante améliorant la continuité de la stabilité. C'est pourquoi la commande de cette séparation se fera à la l'aide d'un système de détection de fin de propulsion nominale.

2 Description

2.1 Lexique

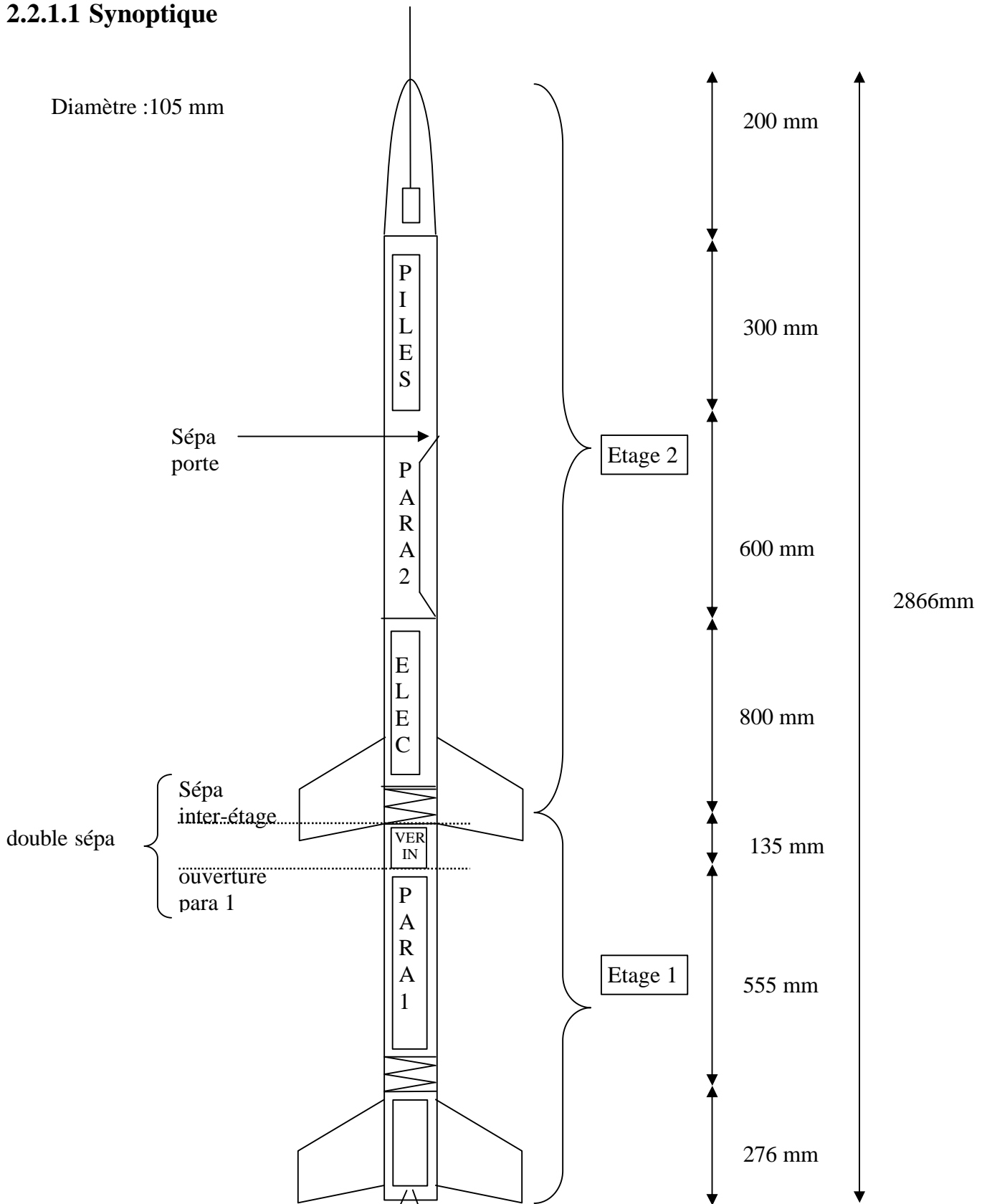
Dans l'ordre alphabétique :

Catastrophique (cata)	Se dit d'un cas mettant en danger l'intégrité d'au moins une personne
Comportement dynamique	Evolution des paramètres angulaires (roulis, lacet, tangage) et d'éloignement (entre les 2 étages) du vol de la fusée
Déploiement para	Le parachute s'est bien ouvert et n'est pas en torche
Double Séparation	Séparation qui regroupe la séparation inter-étage et l'ouverture para 1
Elec	Diminutif d'électronique
Electrovanne (EV)	Vanne pneumatique à commande électromagnétique, permettant de libérer la pression du vérin.
Etage 1 (ou 1 ^{er} étage)	Etage inférieur de la fusée, contenant le propulseur
Etage 2 (ou 2 nd étage)	Etage supérieur de la fusée, ne contenant pas de propulseur
Gabarit	Zone dans laquelle peut retomber la fusée (sans modification de trajectoire)
Long Feu :	Se dit d'une mauvaise poussée (éloignée de la poussée théorique)
Méca	Diminutif de mécanique
MEO	Acronyme de Mise En Œuvre
Non Feu :	Se dit d'un propulseur ayant reçu l'ordre d'allumage et ne s'étant pas allumé
Ouverture parachute (1 ou 2)	Se dit de la phase ou du système mécanique qui permet d'ouvrir le parachute 1 ou le parachute 2
Para (1 ou 2) :	Diminutif de parachute. Le parachute 1 se trouve dans l'étage 1, le parachute 2 dans l'étage 2 !!
Propu	Diminutif de propulseur
Sécu	Diminutif de sécurité
Sépa	Diminutif de séparation
Séparation inter-étage	Nom donné à la séparation entre les 2 étages
Séq	Diminutif de séquenceur
Torche	Se dit d'une descente sous parachute où la vitesse de descente est excessive du à une mauvaise ouverture du parachute ou au déchirement d'une partie de celui-ci.
Trajectoire balistique	Se dit du vol d'une fusée qui n'a pas ouvert son parachute, provoquant une retombée au sol à grande vitesse
Trajectoire nominale	Se dit d'un vol où la totalité de la fusée retombe sous parachute (dans notre cas sous 1 et 2 ou 2 tout seul, la double séparation n'ayant alors pas eu lieu)
Ventouse Electro-Magnétique (VEM)	Système constitué d'un électro-aimant et d'une plaque en acier dont la libération se fait par un envoi de courant

2.2 La structure mécanique

2.2.1 Caractéristiques générales de la fusée

2.2.1.1 Synoptique



2.2.1.2 Explications

La fusée est composée de 2 étages.

Le premier est l'étage propulsif. Il est composé de l'ensemble propulseur (jupe + ailerons), du parachute n°1 et du système de double séparation (inter-étage et ouverture parachute 1).

Le deuxième étage est un étage totalement inerte. Il est pourvu d'ailerons pour des raisons évidentes de stabilité, et est composé du système d'éjection du parachute n°2 (ouverture porte) ainsi que de la case électronique, contenant les commandes de séparation et les expériences, elle-même surplombé de l'ogive.

Le diamètre 105 mm a été choisi car il permet d'obtenir une espace « confortable » pour l'intégration sans que le maître couple ne soit trop important, ce qui est important pour les caractéristiques générales de vol. D'autre part, les moules existants à l'ESO sont de diamètre 105 extérieur et ce diamètre est facilement réalisable, même sans moule, à partir d'une gouttière de 100mm (diamètre interne du tube carbone), ce qui permettra de réaliser la fusée même en cas de problème avec les moules.

Le bilan de masse de la fusée est actuellement estimé à 14 kg, avec un propulseur Chamois plein.

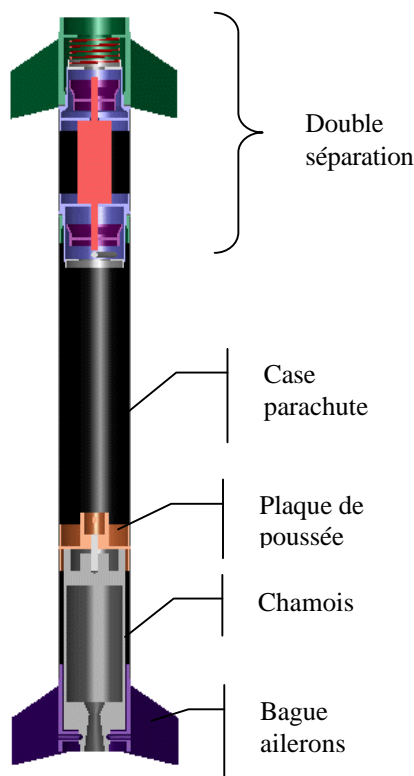
2.2.1.3 Les matériaux

Les bagues, que ce soit de séparation, d'ouverture parachute ou de liaisons, seront usinées en aluminium. En effet, ce matériau, qui a de bonnes propriétés mécaniques (limite élastique élevée pour une faible densité), est facilement usinable.

Le corps de la fusée sera réalisé en fibres de carbone et sera la structure principalement porteuse de la fusée. Ce matériau s'est vite imposé par ces excellentes caractéristiques mécaniques en compression (compression due à la poussée propulseur, aux chocs à l'atterrissage) et par la bonne maîtrise de l'association sur les techniques de drapage de la fibre de carbone.

L'ogive sera réalisée en fibre de verre ou en Kevlar afin permettre l'émission de la télémessure.

2.2.1.4 Structure du premier étage

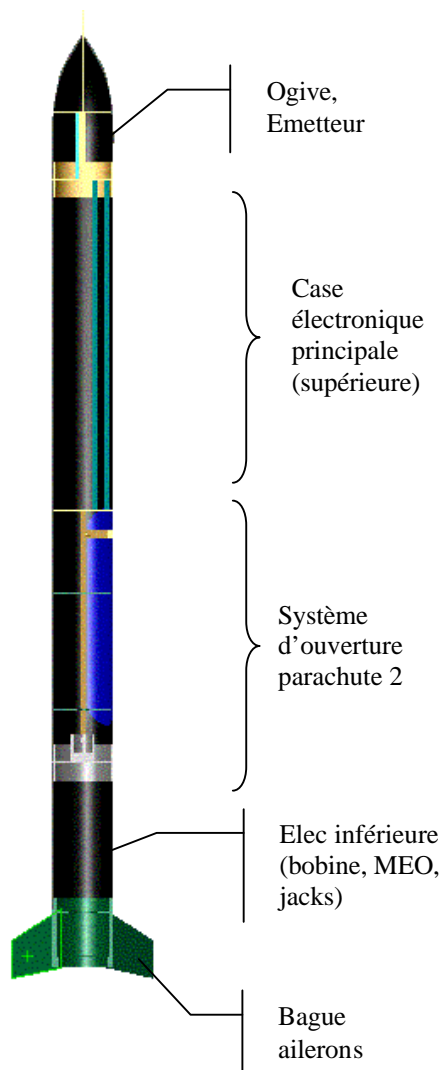


Le descriptif se fera de bas en haut.

Les premiers éléments de cet étage sont donc la bague ailerons et la jupe du propulseur. Ils seront maintenus, d'un côté à la bague « plaque de poussée », de l'autre par des vis pointeaux serrant dans la gorge de la tuyère du propulseur, ce qui est la configuration classique des fusées de l'ESO. Le propulseur est en appui sur la plaque de poussée et y est fixé à l'aide d'une vis goujon. Juste au dessus, se trouve la case parachute où se logent le ressort d'éjection, les coquilles parachutes, le parachute, les sangles... Enfin, au sommet de l'étage se trouve la double séparation.

(Cf. « les séparations » pour l'explication générale de son fonctionnement).

2.2.1.5 Structure du 2^{ème} étage



En bas du deuxième étage se trouve 2^{ème} la bague ailerons. L'intérieur de cette bague est totalement utilisé par le système de séparation inter-étage (cf « les séparations »).

Au dessus, se trouvera l'expérience de mesure de vitesse de séparation ainsi que l'ensemble des interrupteurs et des jacks de mise en œuvre de l'électronique. Viens ensuite le système d'éjection du 2nd parachute (porte latérale) et la case électronique, contenant les autres capteurs d'expériences et toute la logique de sécurité. Enfin, la structure est surplombée par l'ogive dans laquelle se loge l'émetteur de télémétrie.

2.2.2 Les séparations.

2.2.2.1 Choix

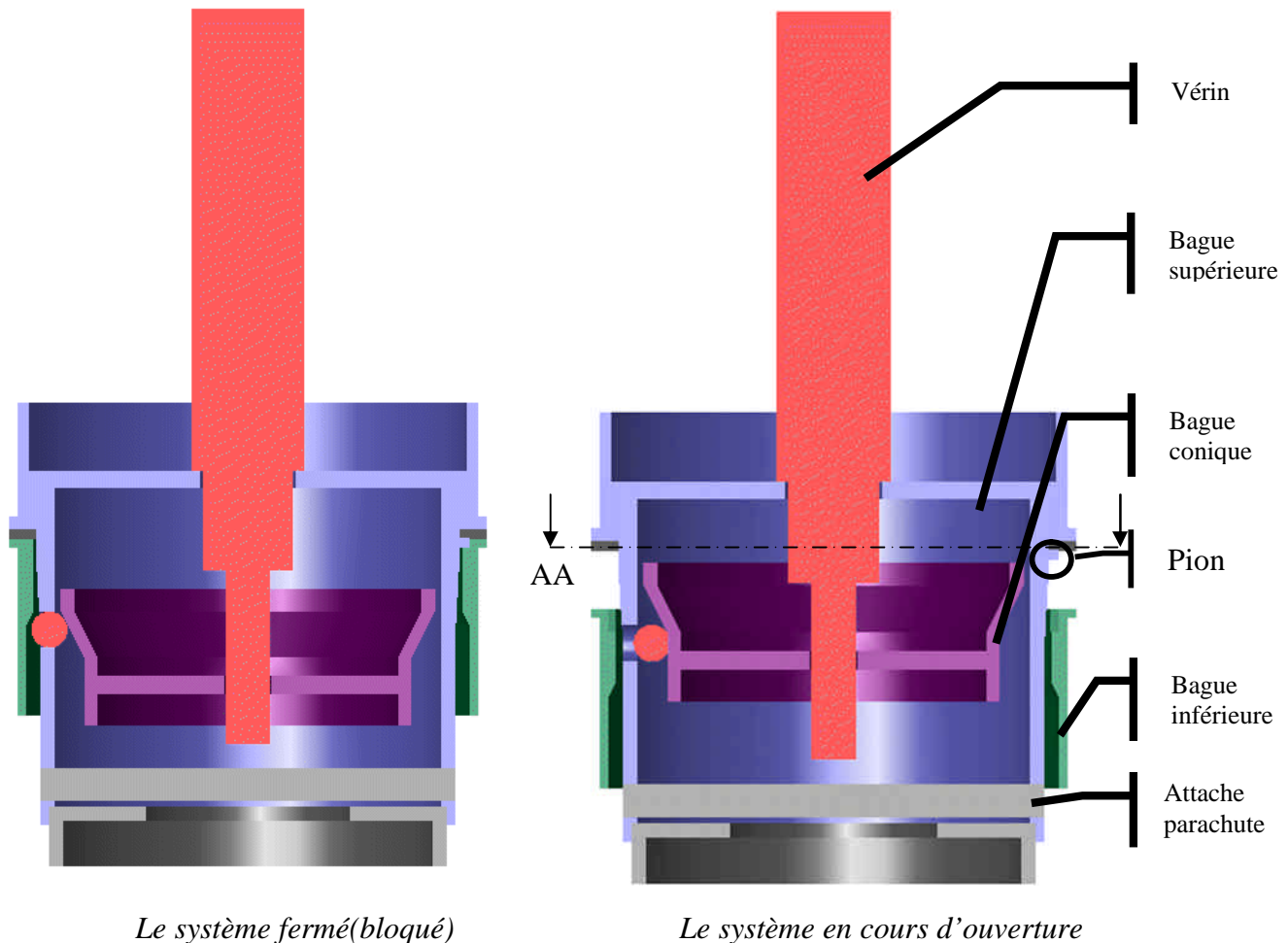
La peau de la fusée en fibres de carbone étant porteuse, nous avons tout d'abord envisagé trois systèmes de séparation transversale et écarté toute solution utilisant une porte. Nous avons donc, dans un premier temps, mis en place la solution des séparations transversales que l'ESO maîtrise, c'est-à-dire la séparation pneumatique à billes ayant volé avec succès sur Revanche, Efrestart, Pif&hercule, pour ne citer qu'elles, prouvant la bonne fiabilité de ce système de séparation. La majorité de l'équipe provenant du projet Pif&hercule, la configuration retenue pour Courage était relativement semblable à cette dernière.

Par la suite, ayant réfléchi sur les conditions de récupération d'une bi-étage active (2 propu), nous nous sommes rendus compte qu'il était fortement souhaitable de connaître l'état du propulseur du second étage (dans le cas où la fusée n'a pas ordonné l'allumage de celui-ci lors du vol pour raison de sécurité). Il est alors impossible de séparer le deuxième étage de manière transversale car cela implique la coupure de transmission entre les éléments proches du propulseur et l'émetteur. Une solution pour laisser intact cette liaison est de réaliser une ouverture parachute 2 par une porte. Il faudra alors renforcer la peau de carbone afin que la lésion ainsi créée par la porte ne provoque pas la perte d'intégrité de la fusée, et renforcer cette partie avec un treillis métallique.

2.2.2.2 Principe d'une séparation transversale à billes

2.2.2.2.1 Fermeture du système de séparation

Le système de fermeture est composé de 3 bagues, de 3 billes et d'un vérin.



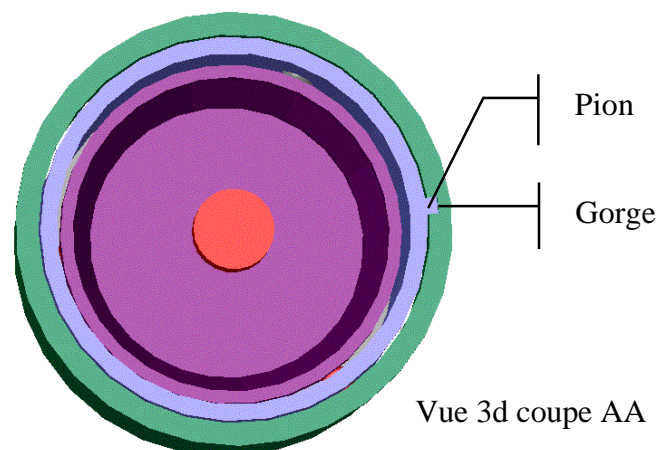
Le corps du vérin (rouge) est solidaire de la bague supérieure (bleu).

La bague conique (violet) est solidaire avec la tige du vérin (rouge aussi).

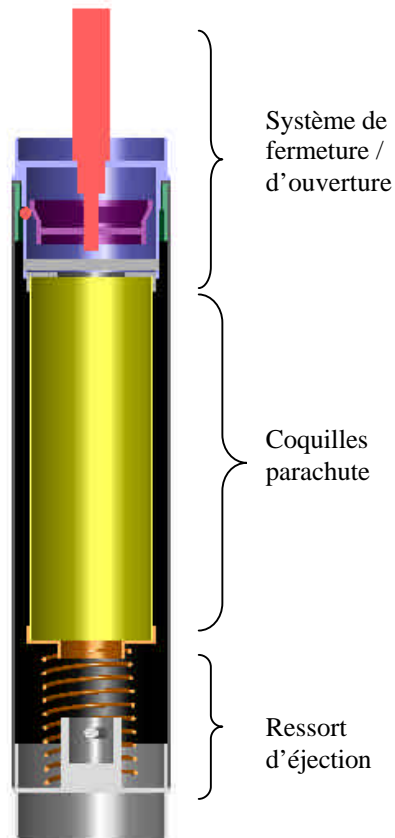
La mise sous pression du vérin sous 6 bars entraîne la sortie de la tige et la descente de la bague conique. Les billes sont alors poussées pour se mettre en appui sur la bague inférieure (verte). Ces billes solidarissent la bague inférieure avec la bague supérieure (bleue). La fermeture de la séparation est donc réalisée et les deux parties (inf. et sup.) sont solidarisées.

Pour l'ouverture, une électrovanne permet de vider le vérin. Le ressort de rappel (vérin simple effet) suffit alors pour remonter la tige. La bague conique remonte et libère les 3 billes. Les bagues supérieures et inférieures ne sont donc plus solidaires et peuvent maintenant se séparer, aidée par un ressort.

De plus, un pion horizontal fixé sur la bague supérieure vient se mettre dans une gorge de la bague inférieure au niveau de l'appui plan des 2 bagues, ceci afin de bloquer la rotation du système de séparation, sans pour autant gêner la séparation.



2.2.2.2.2 Ejection du parachute

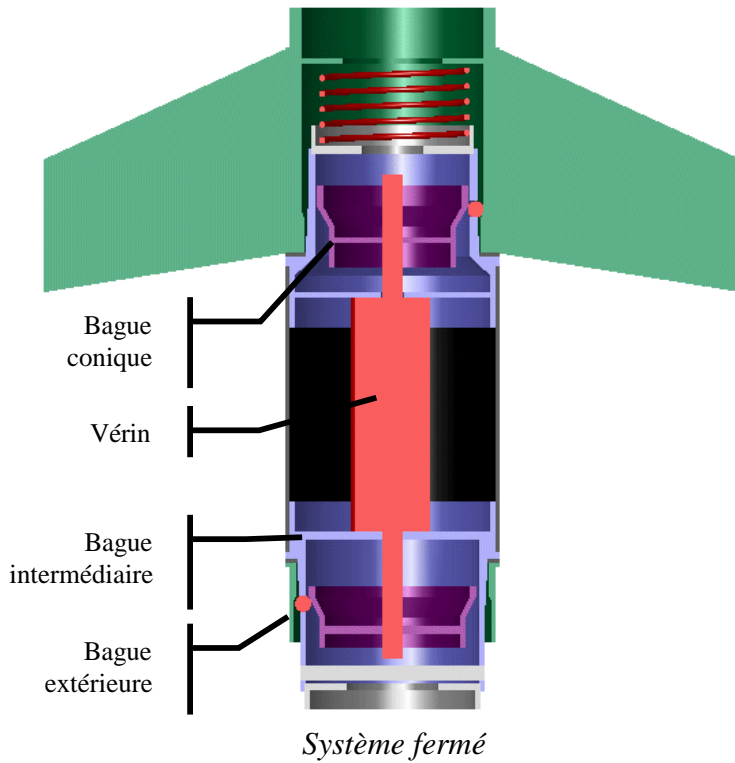


Lorsque le système est en position fermée, le ressort se retrouve comprimé par l'intermédiaire des coquilles parachutes (jaune) qui elles même prennent appui sur la partie basse de la bague supérieure de fermeture (bleue)

Lors de l'ouverture, la pression du vérin s'échappe par l'électrovanne, la tige du vérin remonte et le système de fermeture est désolidarisé. Le ressort produit alors la poussée nécessaire à l'éjection des coquilles parachute d'au moins la moitié de leur longueur en soulevant le reste de la fusée (comme le prévoit le cahier des charges).

*Disposition des éléments
constitutifs de l'ouverture
parachute*

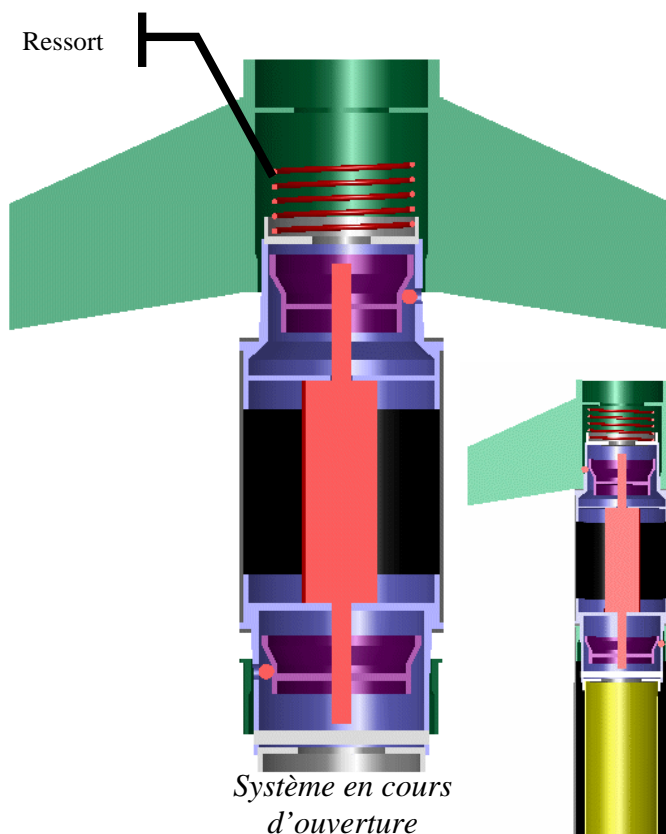
2.2.2.3 Double séparation



Le principe de base est rigoureusement identique à celui décrit précédemment. Le vérin (rouge) est ici à tige traversante. Ainsi les 2 bagues coniques (violet) descendent et montent en même temps.

De la même manière, la mise sous pression du vérin va entraîner la descente des bagues coniques et donc la sortie des billes qui vont solidariser les bagues intermédiaires (bleues) aux bagues extérieures (vertes).

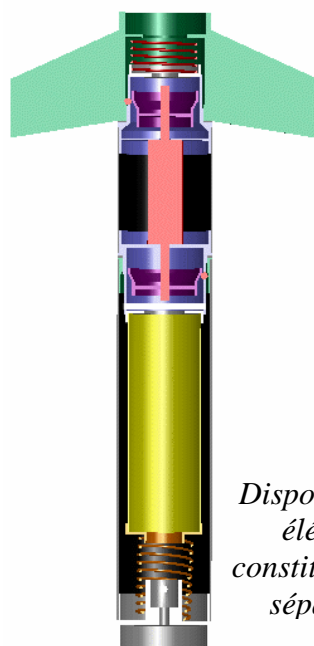
Le système est donc fermé. Notons qu'ici une des bagues extérieure de séparation est directement la bague ailerons du 2^{ème} étage.



De même, pour l'ouverture, une électrovanne libérera la pression du vérin. Le ressort de rappel (vérin simple effet) suffit pour remonter la tige, faire remonter les bagues coniques et provoquer la désolidarisation des bagues.

Le ressort du haut (rouge) provoque l'éjection du 2^{ème} étage par rapport au premier.

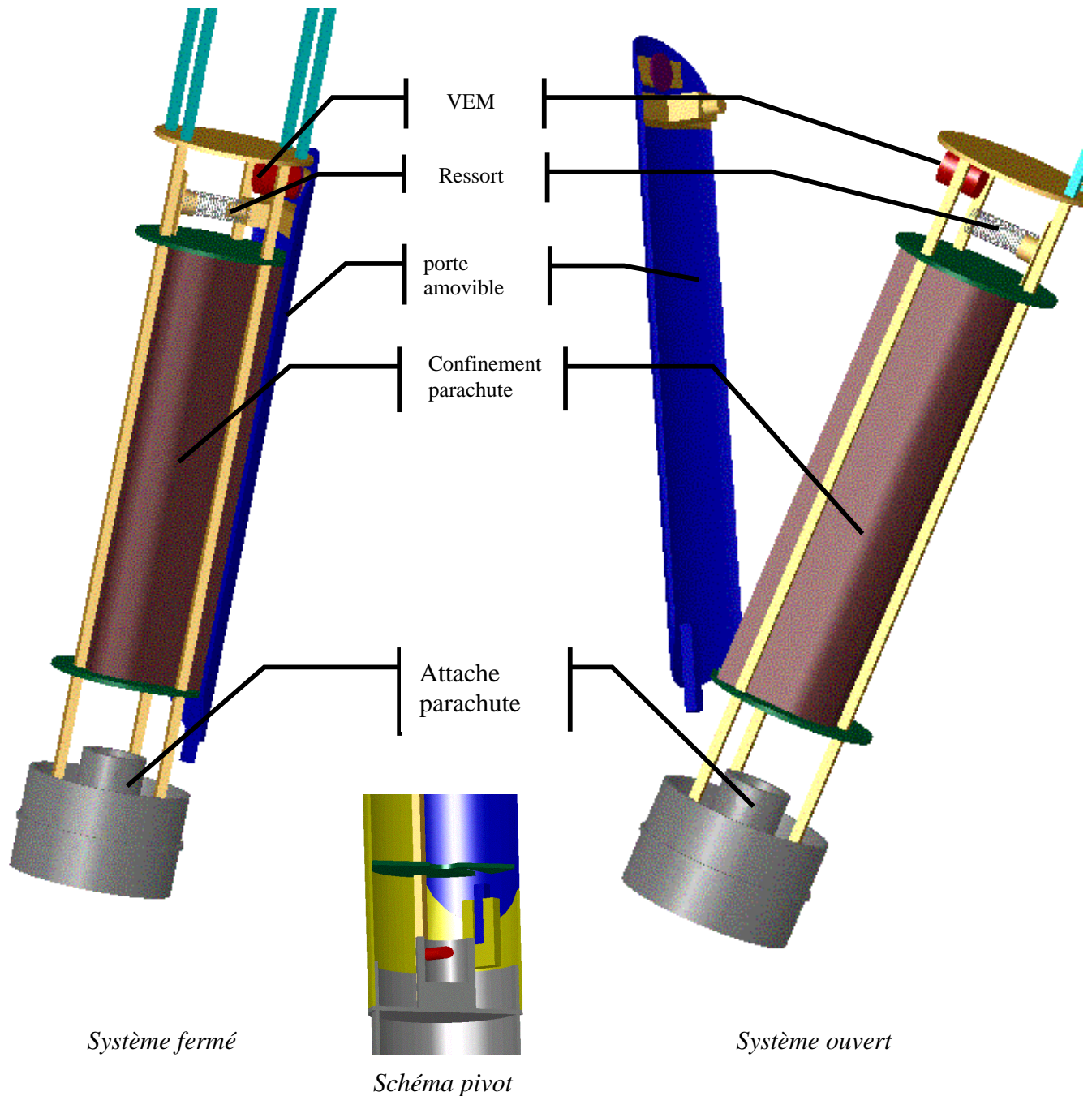
Le ressort du bas (marron) permet l'éjection de la case para. L'éjection du parachute 1 est rigoureusement identique à l'éjection standard. (cf. précédemment)



Disposition des éléments constitutifs de la séparation

2.2.2.4 L'ouverture du parachute 2

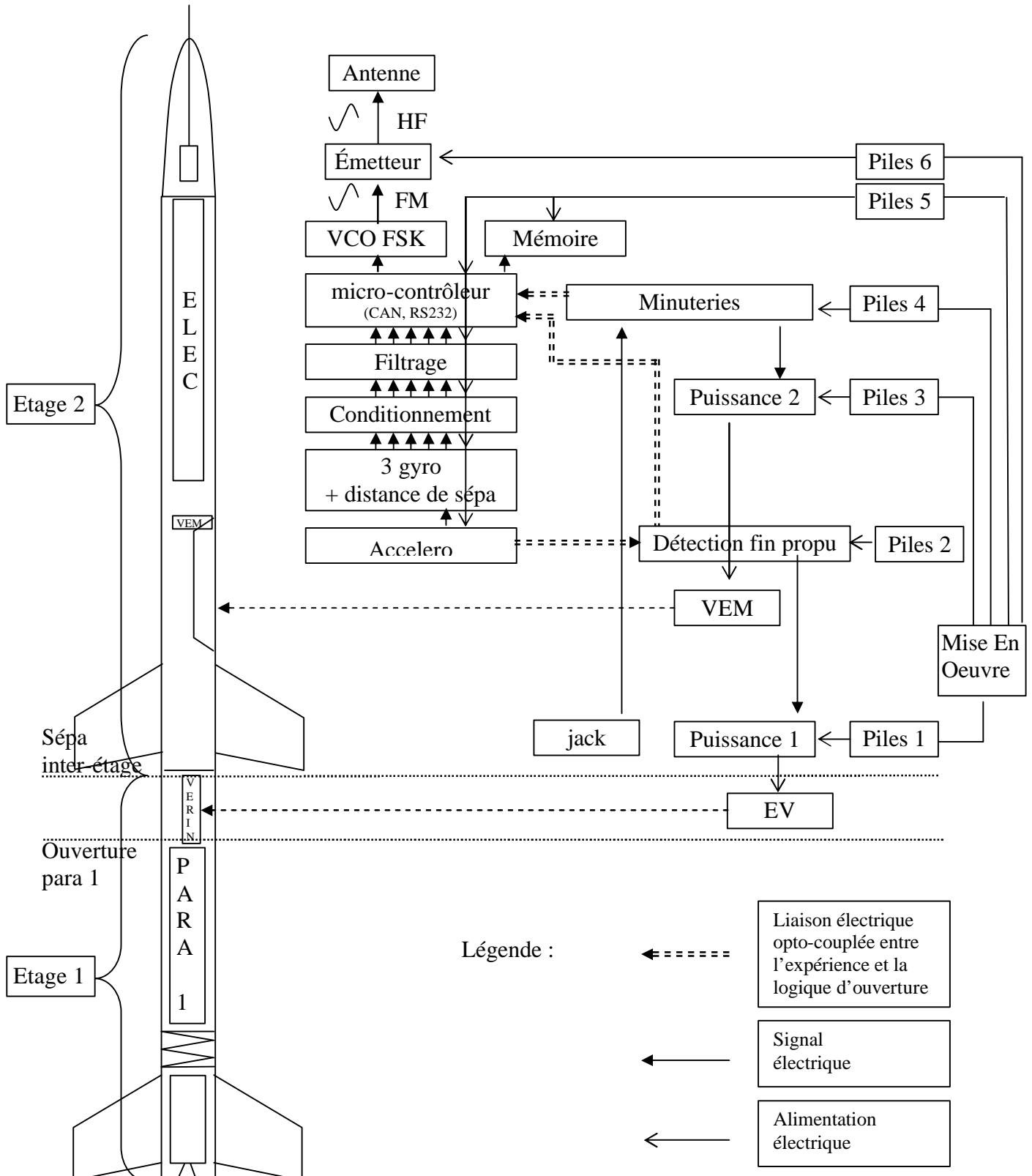
L'ouverture du deuxième parachute se fait par l'intermédiaire d'une porte.
La peau carbone n'est pas représentée sur les vues suivantes.



Le parachute plié est logé dans le confinement parachute (bordeaux). Il est attaché à une bague située en dessous du système. La fermeture de la porte se fait par une ventouse électromagnétique (VEM) (rouge). Celle-ci, liée au treillis, ne recevant aucun courant, applique une force d'attraction sur une petite rondelle d'acier liée à la porte (bleue), ce qui permet de la maintenir fermée. La libération de la ventouse se fait par une « émission de courant ». La liaison est alors rompue et un petit ressort suffit alors à faire basculer la porte, autour du point de pivot situé en bas (schématisée ci-dessus). L'engouffrement du vent se chargera alors d'emporter la porte au loin qui entraînera le parachute avec elle déclenchant ainsi son déploiement.

2.3 L'électronique

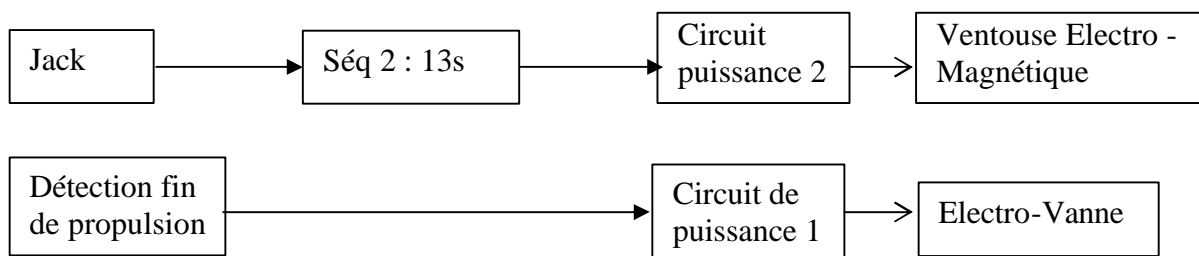
2.3.1 L'architecture électronique initiale



2.3.2 Commande des ouvertures

La double séparation est commandée par une ElectroVanne (EV) et l'ouverture du parachute 2 par une Ventouse Electro-Magnétique (VEM), celles-ci étant alimentée par des piles chacune indépendantes. La détection de la fin de propulsion commande directement, en première approche, la double séparation afin de séparer à haute vitesse, tandis que l'ouverture du parachute 2 est ordonnée par une minuterie qui est initialisée par l'arrachage d'un jack au décollage. Ce système détecte le passage à une accélération axiale négative (diminution de la vitesse axiale de la fusée), le pic de poussée et la force créée par le champ de pesanteur étant comptés positivement (convention fixée arbitrairement) (il faut raisonner en terme de charge : la pesanteur et l'effet de la poussée sont ressentis dans le même sens).

Voici le schéma initial de la logique, schéma qui sera amené à évoluer au cours de l'étude :



Note : Les temps sont susceptibles de changer (temps d'apogée trajec).

2.3.3 L'expérience

Notre expérience consiste en l'étude du comportement dynamique du second étage lors de la séparation des deux étages à haute vitesse, c'est à dire peu de temps après la fin de propulsion.

Les grandeurs physiques nécessaires sont mesurées par des capteurs, ici trois gyroscopes pour les vitesses de rotation, un accéléromètre afin de détecter la fin de propulsion, et un système de mesure de la vitesse de séparation.

Le capteur de roulis aura une plage de mesure étendue à plus de $\pm 600^\circ/\text{s}$, soit environ ± 2 tours/s, ceci étant possible à partir d'un ADXRS300 d'Analog Device. D'après des retours d'expériences d'anciennes fusées expérimentales, le roulis dépasse rarement 1tr/s.

Les deux autres gyroscopes mesureront des petites variations de lacet et de tangage, nous utiliserons une plage de mesure plus réduite ($\pm 150^\circ/\text{s}$?).

L'accéléromètre mono-axial doit permettre de détecter l'accélération et la décélération de la fusée, soit environ $\pm 10g$. Le capteur ADXL150 d'Analog Device permet de détecter plus de $\pm 10g$.

Les trois capteurs précédents utilisent la technologie iMeMs qui offre de nombreux avantages : bonne précision avec une bonne sensibilité, allant linéairement de 0 à 5V en pleine échelle d'entrée, faible masse et faible encombrement, filtre passe bas intégré.

Enfin, le dernier capteur doit mesurer la distance de séparation inter-étage et sera fabriqué par nos soins, en mesurant la déroulement d'un fil, dont la seule extrémité fixée est reliée à l'étage inférieur, et enroulé sur une bobine située dans la partie supérieure. Le capteur est alors un compte tours de l'axe, dont l'effet de l'inertie est limité par des frottements au niveau des pivots.

3 Etude de Sécurité

3.1 Méthode employée

L'objectif de cette étude est que la fusée soit sécuritaire vis à vis des personnes présentes sur le site de lancement, ceci grâce à une tolérance à la double panne.

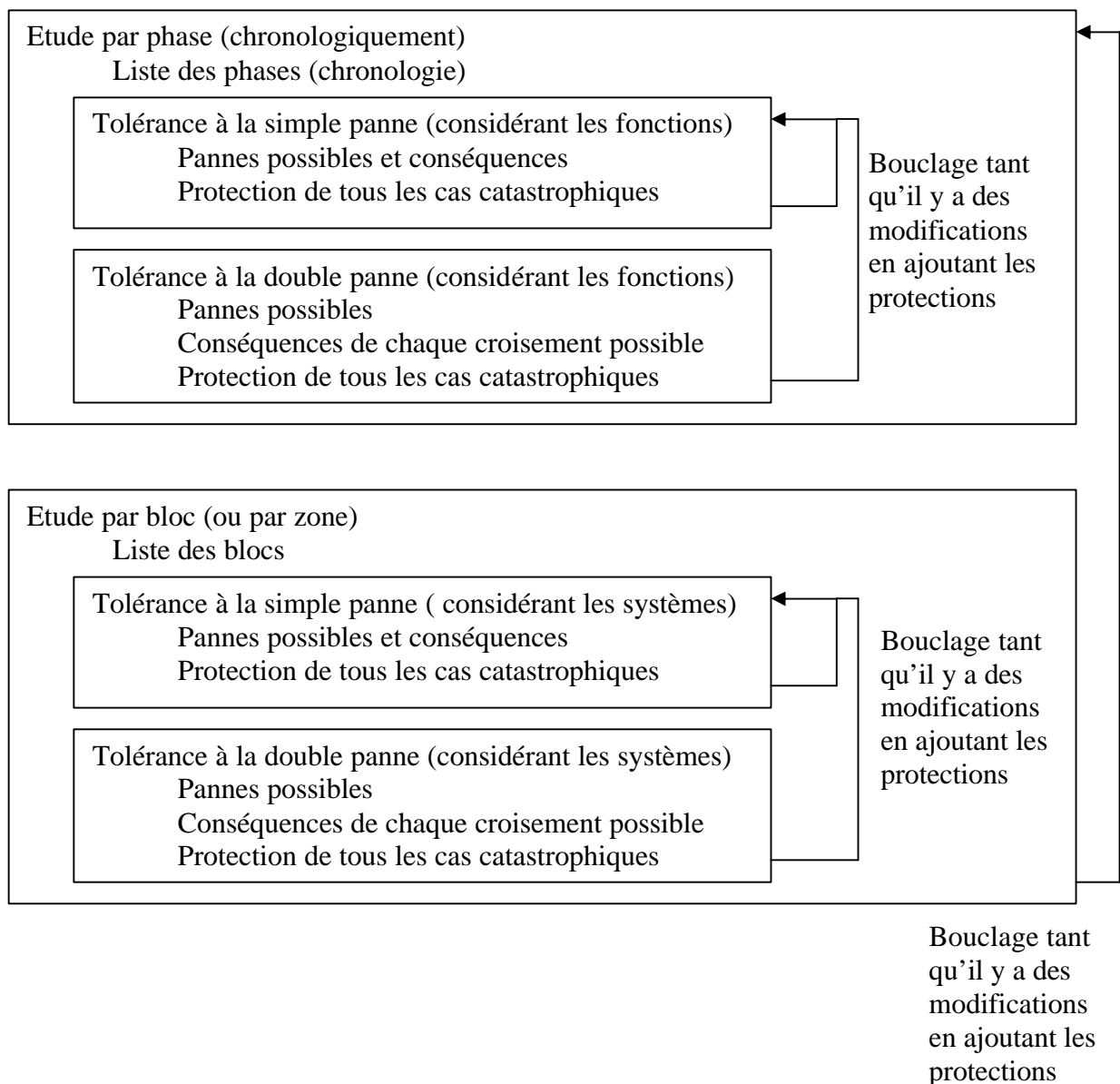
Cette étude se décompose en 2 phases :

La première partie est l'étude par phase. Il s'agit d'étudier les différents événements pouvant intervenir lors du vol de la fusée. On réalise ainsi une première liste de « péripéties ». Pour chaque élément de cette liste, on étudie les conséquences de l'événement afin de déterminer s'il est catastrophique ou non. Nous définirons un événement comme catastrophique lorsque celui-ci peut provoquer la blessure voire la mort d'une personne présente sur le site. Pour chaque événement catastrophique, on propose une solution qui réduit la probabilité que celui-ci se produise ou/et qui réduit sa gravité. Si parmi les solutions, il y a un changement de phase à faire, on réalise de nouveau l'étude par phase simple panne. Tous les cas étant solutionnés, on réalise alors une étude croisée des doubles pannes. Il s'agit de voir si deux événements surgissant lors du vol, qui ne sont plus catastrophiques en simple panne, peuvent recréer un nouveau cas catastrophique. Cette étude peut se réaliser à l'aide d'un tableau double entrées. On étudie si un événement associé avec un autre augmente leur gravité commune. Si la réponse est affirmative, le cas devient catastrophique et il convient alors de trouver une solution pour baisser son occurrence et/ou sa gravité.

La deuxième partie est l'étude par bloc. Cette fois-ci, on réalise une liste des éléments constituant la fusée et on regarde les conséquences si tel ou tel élément tombe en panne afin de déterminer si une panne sur l'élément peut provoquer un événement catastrophique. Une solution doit alors être trouvée pour chaque panne conduisant à un cas catastrophique. Cela fait, on réalise, comme pour l'étude par phase, un croisement des simples panne afin d'étudier les double pannes et leurs conséquences. On sélectionne les cas catastrophiques et on recherche alors les solutions à mettre en œuvre. Celle-ci mise en place, on vérifie qu'elles ne créent pas de nouveaux cas catastrophiques. Si tel est le cas, on vérifie qu'elles ne perturbent pas l'analyse par phase, sinon on résout les problèmes et on vérifie qu'il n'y a plus de cas catastrophiques.

La méthode générale de la démarche de sécurité peut se représenter par le schéma suivant, montrant particulièrement les bouclages nécessaires afin de prendre en considérations les protections ajoutées au fur et à mesure.

Le nombre de bouclage à effectuer peut être important, néanmoins les modifications sont normalement de moins en moins importantes.



3.2 Analyse par phases

3.2.1 La chronologie et le séquentiel de vol

Dans un premier temps, on réalise le séquentiel de vol de la fusée en considérant les pannes qui peuvent se produire sur la mécanique.

Chronologie :

Tente club : fermeture des paras et de la sépa inter-étage.

Descente sur zone rampe

Test compatibilité rampe

Mise en place du propulseur

Mise en place de la canne d'allumage

Levé de la rampe

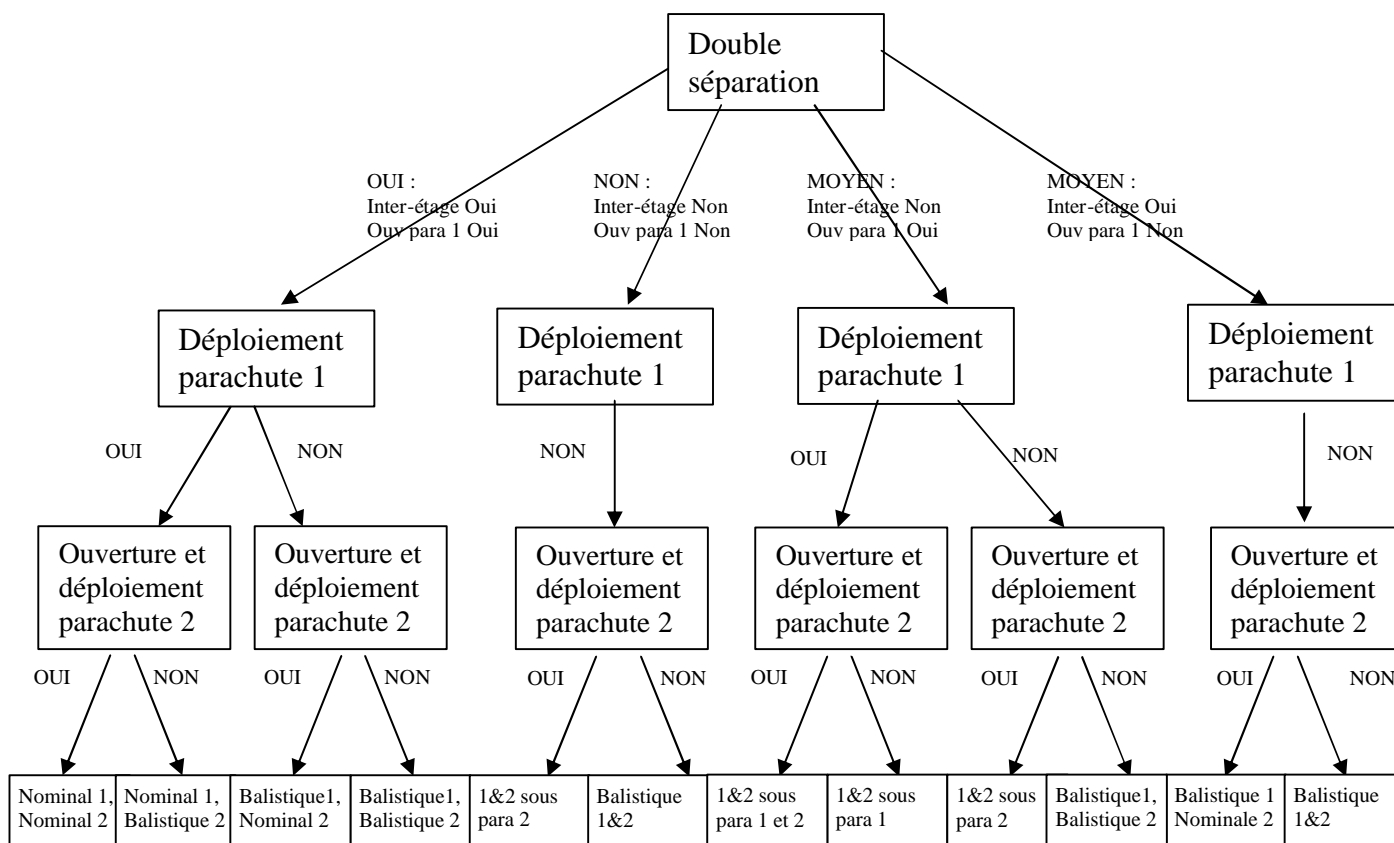
Mise en œuvre de la fusée (interrupteurs)

Raccordement de la ligne de mise à feu

Mise A Feu

Sortie de Rampe

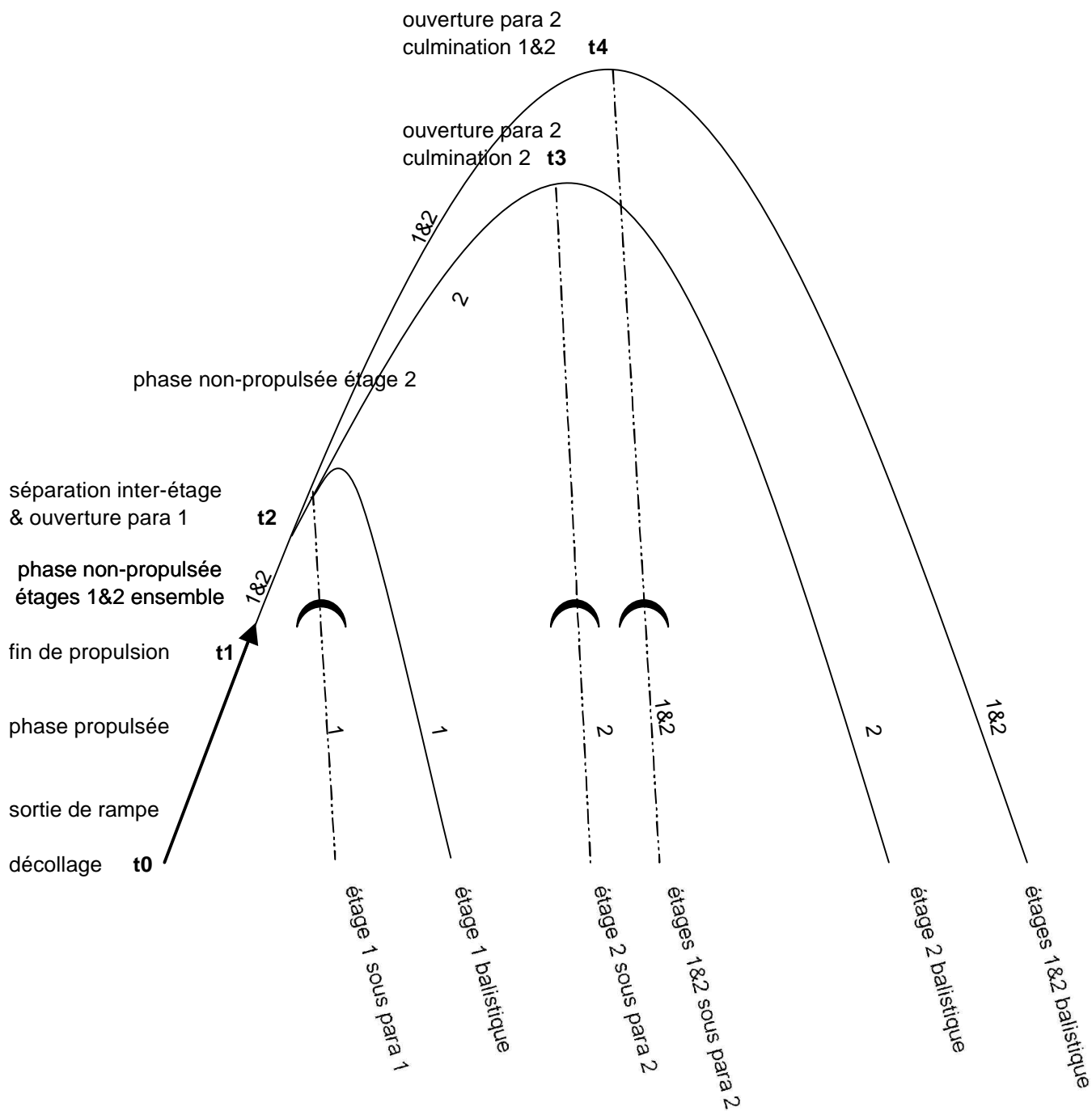
Vol : voir le diagramme suivant :



Notes : Nominal signifie ici une retombée correcte sous parachute.

1&2 signifie que les étages 1 et 2 sont reliés.

Soit, traduit sous forme de trajectoire, pour les cas les moins dégradées (sans modification de trajectoire) :



Note : Comme le 2nd étage n'est pas propulsé, l'apogée du 2nd étage seul est moins élevé que si la séparation inter-étage ne s'effectuait pas, ceci pour des raisons d'inertie et de traînée aérodynamiques.

3.2.2 Liste des cas de pannes simples

Chronologiquement, on trouve les différents cas de pannes suivants :

En tente Club (depuis l'arrivée sur le site de lancement, jusqu'à l'arrivée sur la zone des rampes)

- Mauvaise fermeture fusée : erreur lors de la fermeture de la fusée (problème d'ordre mécanique au niveau de la double séparation et/ou de la porte (ex : oubli d'une bille))

Mise en rampe (depuis l'arrivée sur la zone des rampes jusqu'après le levé de la rampe)

- Double Séparation intempestive
- Ouverture parachute 1 intempestif
- Séparation inter-étage intempestif
- Ouverture parachute 2 intempestive
- Aileron tordu lors de la mise en rampe
- Perte d'intégrité mécanique

Mise en Œuvre (depuis la rampe levée jusqu'avant la Mise à Feu)

- Double Séparation intempestive
- Ouverture parachute 1 intempestif
- Séparation inter-étage intempestif
- Ouverture parachute 2 intempestive
- Non basculement d'un interrupteur
- Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur
- Mise en place du jack incorrecte

Mise à feu et décollage (depuis l'appui sur le bouton rouge jusqu'avant la sortie de rampe)

- Non feu
- Explosion moteur
- Long feu
- Perte d'intégrité mécanique
- Double Séparation intempestive
- Ouverture parachute 1 intempestif
- Séparation inter-étage intempestif
- Ouverture parachute 2 intempestive

Sortie de rampe (dès que la fusée n'est plus guidée par la rampe jusqu'à ce quelques mètres au dessus)

- Double Séparation intempestive
- Ouverture parachute 1 intempestif
- Séparation inter-étage intempestif
- Ouverture parachute 2 intempestive
- Perte d'intégrité mécanique
- Pas de stabilité
- Rafale de vent

Phase propulsée (depuis après la sortie de rampe jusqu'à la fin de propulsion)

- Double Séparation intempestive
- Ouverture parachute 1 intempestif
- Séparation inter-étage intempestif
- Ouverture parachute 2 intempestive
- Perte d'intégrité mécanique
- Pas de stabilité
- Modification de trajectoire

Phase non propulsée 1^{er} et 2^{ème} étage non encore séparés (jusqu'avant déclenchement de la séparation)

- Double Séparation intempestive
- Ouverture parachute 1 intempestif
- Séparation inter-étage intempestif
- Ouverture parachute 2 intempestive
- Perte d'intégrité mécanique
- Pas de stabilité
- Modification de trajectoire

Double séparation (depuis le déclenchement jusqu'à la stabilisation des étages)

- Pas de séparation
- Séparation inter-étage non effective
- Ouverture parachute 1 non effective
- Ouverture parachute 2 intempestive
- Perte d'intégrité mécanique
- Perte de stabilité
- Modification de trajectoire étage 2

Descente sous parachute du 1^{er} étage

- torche ou arrachage para
- vent ramenant l'étage 1 en zone public

Phase non propulsée 2^{ème} étage seul

- perte d'intégrité
- non stabilité
- ouverture para 2 intempestive
- modification de trajectoire

Ouverture para 2

- non ouverture para 2

Descente du 2^{ème} étage sous para 2

- torche ou arrachage para
- vent ramenant l'étage en zone public

3.2.3 Détermination des cas catastrophiques et résolution

Notes : Nous considérerons qu'un parachute ouvert durant les phases de propulsion à une forte probabilité de se faire arracher, même s'il est dimensionné pour des hautes vitesses. Cet arrachage n'est donc pas considéré comme une panne en soi.

Nous avons préféré recopier les solutions que de faire des références aux cas précédant.

En tente club

Cas de panne : **Mauvaise fermeture fusée** :

Conséquences : Cas non catastrophique lors de cette phase car la fusée n'est pas en mouvement (mais qui peut engendrer une ouverture intempestive s'avérant catastrophique lors d'une autre phase).

Cause & solutions :

Problème d'ordre mécanique au niveau de la double séparation et /ou de la porte (ex : oubli d'une bille). Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Mise en rampe

Cas de panne : **Double séparation intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique car la fusée n'est pas en vol.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte de pression vérin : L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club ainsi que la vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.

Vérin défectueux : Qualité professionnelle

Electrovanne défectueuse : Qualité professionnelle

Cas de panne : **Ouverture parachute 1 intempestif**

Conséquences : Cas non catastrophique car la fusée n'est pas en vol.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Cas de panne : **séparation inter-étage intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique car la fusée n'est pas en vol.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Cas de panne : **Ouverture parachute 2 intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique car la fusée n'est pas en vol.

Cause & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre : utilisation d'une chronologie.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Cas de panne : **Aileron tordu lors de la mise en rampe**

Conséquences : Cas non catastrophique lors de cette phase car la fusée n'est pas en mouvement (mais qui peut engendrer une perte de stabilité s'avérant catastrophique lors du vol.)

Solution : Mise en rampe de la fusée avec précaution

Cas de panne : **Perte d'intégrité mécanique**

Conséquences : Cas non catastrophique lors de cette phase car la fusée n'est pas en mouvement (mais qui peut engendrer une perte de stabilité s'avérant catastrophique lors du vol.)

Solution : Mise en rampe de la fusée avec précaution, conception et dimensionnement adapté pour une résistance aux déformations possible lors de la mise en rampe.

Mise en Œuvre

Cas de panne : **Double séparation intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique tant que la canne d'allumage n'est pas raccordée à la ligne de mise à feu mais pouvant le devenir si celle-ci l'est.

Cause & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture la double séparation et de la porte.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Perte de pression vérin : L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club ainsi que la vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.

Envoi d'un signal du Détecteur de fin de poussée intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Vérin défectueux : Qualité professionnelle

Electrovanne défectueuse : Qualité professionnelle

Cas de panne : **Ouverture parachute 1 intempestif**

Conséquences : Cas non catastrophique tant que la canne d'allumage n'est pas raccordée à la ligne de mise à feu mais pouvant le devenir si celle-ci l'est.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Cas de panne : **séparation inter-étage intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique tant que la canne d'allumage n'est pas raccordée à la ligne de mise à feu mais pouvant le devenir si celle-ci l'est.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Cas de panne : **Ouverture parachute 2 intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique tant que la canne d'allumage n'est pas raccordée à la ligne de mise à feu mais pouvant le devenir si celle-ci l'est.

Cause & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la porte.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoi d'un signal du Séquenceur 2 intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Cas de panne : **Non-basculement d'un interrupteur**

Conséquences : Non catastrophique provoquant un vol balistique de la fusée restant dans le gabarit.

Solutions : Respect de la chronologie avec un exécutant et un exécutif-contrôleur

Cas de panne : **Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur**

Conséquences : Cas non catastrophique lors de cette phase car la fusée n'est pas en mouvement (mais qui peut engendrer une perte de stabilité s'avérant catastrophique lors du vol.)

Solutions : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Cas de panne : **Mise en place du jack incorrecte**

Conséquences: Cas non catastrophique lors de cette phase car la fusée n'est pas en mouvement (mais qui peut engendrer une ouverture intempestive s'avérant catastrophique lors du vol).

Solutions : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre : utilisation d'une chronologie.

Mise à feu

Cas de panne : **Non feu**

Conséquences: Cas catastrophique car désarmement nécessaire du propulseur par le pyrotechnicien.

Solutions : Cas indépendant de notre volonté, Mise en place des procédures CNES.

Cas de panne : **Explosion moteur**

Conséquences : Cas catastrophique: projection de débris.

Solutions : Cas indépendant de notre volonté, Qualité professionnelle du propulseur + dépotage du propulseur.

Cas de panne : **Long feu**

Conséquences: Cas catastrophique car une retombée en rampe déclenchant la détection de fin de poussée engendrerait une ouverture intempestive de la double séparation en sortie de rampe.

Solutions : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Cas de panne **Perte d'intégrité mécanique**

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée perdra sa stabilité en sortie de rampe.

Solutions : Bon dimensionnement des différentes pièces.

Cas de panne **Double séparation intempestive**

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée perdra sa stabilité en sortie de rampe

Solutions : Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Perte de pression vérin : L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club ainsi que la vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.

Envoi d'un signal du Détecteur de fin de poussée intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Vérin défectueux : Qualité professionnelle

Electrovanne défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : **Ouverture parachute 1 intempestif**

Conséquences : Cas catastrophique, la fusée perdra sa stabilité en sortie de rampe

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : **séparation inter-étage intempestive**

Conséquences : Cas catastrophique, la fusée perdra sa stabilité en sortie de rampe

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne **Ouverture parachute 2 intempestive**

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée perdra sa stabilité en sortie de rampe

Solutions : **Erreur lors de la fermeture de la fusée** : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoie d'un signal du Séquenceur 2 : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Sortie de rampe

Cas de panne : **Double séparation intempestive**

Conséquences: Cas catastrophique, l'étage 1 n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Perte de pression vérin : L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club ainsi que la vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.

Envoi d'un signal du Détecteur de fin de poussée intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Vérin défectueux : Qualité professionnelle

Electrovanne défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : **Ouverture parachute 1 intempestif**

Conséquences : Cas catastrophique, la fusée n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : **séparation inter-étage intempestive**

Conséquences : Cas catastrophique, la fusée n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : Ouverture parachute 2 intempestive

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoi d'un signal du Séquenceur 2 intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : Perte d'intégrité mécanique

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée peut ne plus être stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Aileron tordu lors de la mise en rampe : mise en rampe de la fusée avec précaution.

Arrachage d'ailerons : Dimensionnement adapté des ailerons

Déformation et/ou cassure du carbone ou des bagues aluminium : Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.

Cas de panne : Pas de stabilité

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Perte d'intégrité mécanique (voir cas de panne précédent)

Vitesse de sortie de rampe faible : faire attention à la masse de la fusée (cahier des charge) et au maître-couple (le plus faible possible) ou Cas indépendant de notre volonté si mauvaise poussée propulseur.

Mauvais dimensionnement des ailerons : dimensionnement adapté des ailerons.

Cas de panne : Rafale de vent

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée peut changer de direction très facilement, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions : Mise en place par le CNES d'un PC Météo, demande d'un lancé de ballon juste avant le lancement, fusée stable, vitesse de sortie de rampe importante.

Phase propulsée

Cas de panne : Double séparation intempestive

Conséquences: Cas catastrophique, l'étage 1 n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Solutions : Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Perte de pression vérin : L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club ainsi que la vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.

Envoi d'un signal du Détecteur de fin de poussée intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Vérin défectueux : Qualité professionnelle

Electrovanne défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : Ouverture parachute 1 intempestif

Conséquences : Cas catastrophique, l'étage 1 n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : séparation inter-étage intempestive

Conséquences : Cas catastrophique, l'étage 1 n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : Ouverture parachute 2 intempestive

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoi d'un signal du Séquenceur 2 intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : Perte d'intégrité mécanique

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée peut ne plus être stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Aileron tordu lors de la mise en rampe : mise en rampe de la fusée avec précaution.

Arrachage d'ailerons : Dimensionnement adapté des ailerons

Déformation et/ou cassure du carbone ou des bagues aluminium : Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.

Cas de panne : Pas de stabilité

Conséquences: Cas catastrophique, la fusée n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Perte d'intégrité mécanique (voir cas de panne précédent)

Vitesse de sortie de rampe faible : faire attention à la masse de la fusée (cahier des charge) et au maître-couple (le plus faible possible) ou Cas indépendant de notre volonté si mauvaise poussée propulseur.

Mauvais dimensionnement des ailerons : dimensionnement adapté des ailerons.

Cas de panne : Modification de trajectoire

Conséquences : Cas catastrophique, possibilité de sortir du gabarit

Cause & solutions :

Perte de stabilité : (voir cas de panne précédent)

Vent : influence faible par rapport à la vitesse de la fusée.

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Phase non propulsée 1^{er} et 2^{ème} étage non encore séparés :

Cas de panne : Double séparation intempestive

Conséquences : Cas non catastrophique car ouverture du parachute 1 (dimensionné) et descente de la fusée dans le gabarit (simple anticipation de la phase suivante).

Causes & Solutions : Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Perte de pression vérin : L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club ainsi que la vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.

Envoi d'un signal du Détecteur de fin de poussée intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Vérin défectueux : Qualité professionnelle

Electrovanne défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Dimensionnement du parachute 1 pour l'ouverture à haute vitesse.

Cas de panne : Ouverture parachute 1 intempestif

Conséquences : Cas catastrophique, le parachute résistera, fera basculer l'ensemble du 2^{ème} étage (encore lié). Par suite, en donnant l'ordre de double séparation, la fusée larguera dans n'importe quelle direction le 2^{ème} étage.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Cas de panne : séparation inter-étage intempestive

Conséquences : Cas catastrophique, l'étage 1 n'est pas stable, possibilité de sortir du gabarit.

Causes & solutions :

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système

Cas de panne : Ouverture parachute 2 intempestive

Conséquences : Cas catastrophique car le parachute 2 risque de s'arracher et la fusée de sortir du gabarit.

Cause & solutions : Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoi d'un signal du Séquenceur 2 intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Dimensionnement du parachute 2 pour l'ouverture à haute vitesse.

Cas de panne : Perte d'intégrité mécanique

Conséquences : Cas catastrophique car nous sommes toujours à haute vitesse.(il faut cependant préciser, en supposant la double sépa et l'ouverture para 2 effective, que seul l'étage 2 reste dangereux car même avec un parachute dimensionné rien ne dit qu'il peut revenir en zone public avant l'ouverture du para 2)

Cause & solutions :

Aileron tordu lors de la mise en rampe : mise en rampe de la fusée avec précaution.

Arrachage d'ailerons : Dimensionnement adapté des ailerons

Déformation et/ou cassure du carbone ou des bagues aluminium : Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.

Cas de panne : Pas de stabilité

Conséquences : Cas catastrophique car nous sommes toujours à haute vitesse.

Cause & solutions :

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Perte d'intégrité mécanique (voir cas de panne précédent)

Vitesse de sortie de rampe faible : faire attention à la masse de la fusée (cahier des charge) et au maître-couple (le plus faible possible) ou Cas indépendant de notre volonté si mauvaise poussée propulseur.

Mauvais dimensionnement des ailerons : dimensionnement adapté des ailerons.

Cas de panne : Modification de trajectoire

Conséquences : Cas catastrophique car nous sommes toujours à haute vitesse.

Cause & solutions :

Perte de stabilité : (voir cas de panne précédent)

Vent : influence faible par rapport à la vitesse de la fusée.

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Double séparation

Cas de panne : **Pas de double-séparation**

Conséquences : Cas non catastrophique : la fusée fait balistique car le parachute 2 n'est pas dimensionné à la descente de la fusée entière, mais elle reste dans le gabarit.

Cause & solutions :

Descente rapide : dimensionner le parachute 2 pour récupérer les 2 étages

Cas de panne : Séparation inter-étage non effective

Conséquences : Cas catastrophique : le parachute 1 n'est pas dimensionné pour retenir à l'origine l'ensemble de la fusée à haute vitesse, il s'arrache et l'étage 1 peut sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Blocage du système d'ouverture : Réalisation soignée des pièces

Contre l'arrachage : dimensionner le parachute 1 à la reprise de l'ensemble de la fusée à haute vitesse

Cas de panne : Ouverture parachute 1 non effective

Conséquences : Cas catastrophique : l'étage 1, instable par sa configuration, a des risque de sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Blocage du système d'ouverture : Réalisation soignée des pièces

Cas de panne : **Ouverture parachute 2 intempestive**

Conséquences : Cas catastrophique car le parachute 2 risque de s'arracher et la fusée de sortir du gabarit.

Cause & solutions : Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoi d'un signal du Séquenceur 2 intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Dimensionnement du parachute 2 pour l'ouverture à haute vitesse.

Cas de panne : **Perte d'intégrité mécanique**

Conséquences : Cas catastrophique car nous sommes toujours à haute vitesse.

Cause & solutions :

Aileron tordu lors de la mise en rampe : mise en rampe de la fusée avec précaution.

Arrachage d'ailerons : Dimensionnement adapté des ailerons

Déformation et/ou cassure du carbone ou des bagues aluminium : Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.

Cas de panne : **Perte de stabilité**

Conséquences : Cas catastrophique car nous sommes toujours à haute vitesse.

Cause & solutions :

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Perte d'intégrité mécanique (voir cas de panne précédent)

Vitesse de sortie de rampe faible : faire attention à la masse de la fusée (cahier des charge) et au maître-couple (le plus faible possible) ou Cas indépendant de notre volonté si mauvaise poussée propulseur.

Mauvais dimensionnement des ailerons : dimensionnement adapté des ailerons.

Cas de panne : **Modification de trajectoire**

Conséquences : Cas catastrophique car nous sommes toujours à haute vitesse.

Cause & solutions :

Perte de stabilité : (voir cas de panne précédent)

Vent : influence faible par rapport à la vitesse de la fusée.

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Effort du au fil de l'éloignement : fil facile à dérouler

Blocage de la bobine : le fil doit céder

Descente sous parachute du 1^{er} étage

Cas de panne : **Torche ou arrachage para 1**

Conséquences : Cas non catastrophique car la fusée n'est plus en phase propulsée et elle a subi une perte d'énergie due à la claqué de l'ouverture parachute, vol balistique de l'étage 1 instable, la fusée reste dans le gabarit.

Cause & solution :

Emmêlement du fil de calcul d'éloignement autour du para : dimensionnement du fil pour qu'il casse si emmêlement.

Arrachage para : dimensionnement du para.

Cas de panne : **Vent ramenant l'étage 1 en zone public**

Conséquences : Cas catastrophique, la fusée peut sortir du gabarit.

Cause & solutions :

Dimensionner le parachute pour une descente rapide.

Phase non propulsée 2^{ème} étage seul

Cas de panne : **Perte d'intégrité**

Conséquences : Cas catastrophique en lui-même cependant l'ouverture imminente du para 2 réduit la possibilité d'une sortie de gabarit.

Cause & solutions :

Aileron tordu lors de la mise en rampe : mise en rampe de la fusée avec précaution.

Arrachage d'ailerons : Dimensionnement adapté des ailerons

Déformation et/ou cassure du carbone ou des bagues aluminium : Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.

Cas de panne : **Non-stabilité**

Conséquences : Cas catastrophique en lui-même cependant l'ouverture imminente du para 2 réduit la possibilité d'une sortie de gabarit.

Cause & solutions :

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Perte d'intégrité mécanique (voir cas de panne précédent)

Vitesse de sortie de rampe faible : faire attention à la masse de la fusée (cahier des charge) et au maître-couple (le plus faible possible) ou Cas indépendant de notre volonté si mauvaise poussée propulseur.

Mauvais dimensionnement des ailerons : dimensionnement adapté des ailerons.

Cas de panne : **Ouverture para 2 intempestive**

Conséquences : Cas non catastrophique, descente sous para 2 dans le gabarit. De plus, ce n'est qu'une anticipation de la phase suivante.

Cause & solutions : Les solutions développées précédemment sont toujours efficaces.

Erreur lors de la fermeture de la fusée : Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur). Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de l'ensemble des séparations.

Mise en place du jack incorrect lors de la mise en œuvre : Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre

Envoi d'un signal du Séquenceur 2 intempestif : Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Ventouse électromagnétique défectueuse : Qualité professionnelle

Perte d'intégrité du système de séparation : Bon dimensionnement des pièces du système.

Dimensionnement du parachute 2 pour l'ouverture à haute vitesse.

Cas de panne : **Modification de trajectoire**

Conséquences : Cas catastrophique en lui-même cependant l'ouverture imminente du para 2 réduit la possibilité d'une sortie de gabarit.

Cause & solutions :

Perte de stabilité : (voir cas de panne précédent)

Vent : influence faible par rapport à la vitesse de la fusée.

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Ouverture para 2 :

Cas de panne : **Non-ouverture para 2**

Conséquences : Cas non catastrophique, vol balistique du 2nd étage dans le gabarit

Descente 2ème étage sous para 2 :

Cas de panne : **Torche ou arrachage para**

Conséquences : Cas non catastrophique, vol balistique du 2nd étage dans le gabarit

Cas de panne : **vent ramenant l'étage 2 en zone public**

Conséquences : Cas catastrophique, la fusée peut sortir du gabarit.

Solution : Dimensionner le parachute pour une descente rapide.

Rappel des solutions mises en œuvre

Au niveau mécanique :

- Conception et dimensionnement adapté pour une résistance aux déformations possible lors de la mise en rampe.
- Usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme.
- Dimensionnement adapté des ailerons.
- Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.
- Faire attention à la masse de la fusée (cahier des charges) et au maître-couple (le plus faible possible).
- Dimensionnement du fil pour qu'il casse si emmêlement.
- Réalisation soignée des pièces du système de séparation.
- Dimensionner les parachutes 1 et 2 pour pouvoir reprendre soit leur propre étage, soit les deux étages, à haute vitesse, avec une vitesse de descente plutôt relativement rapide.

Au niveau électronique :

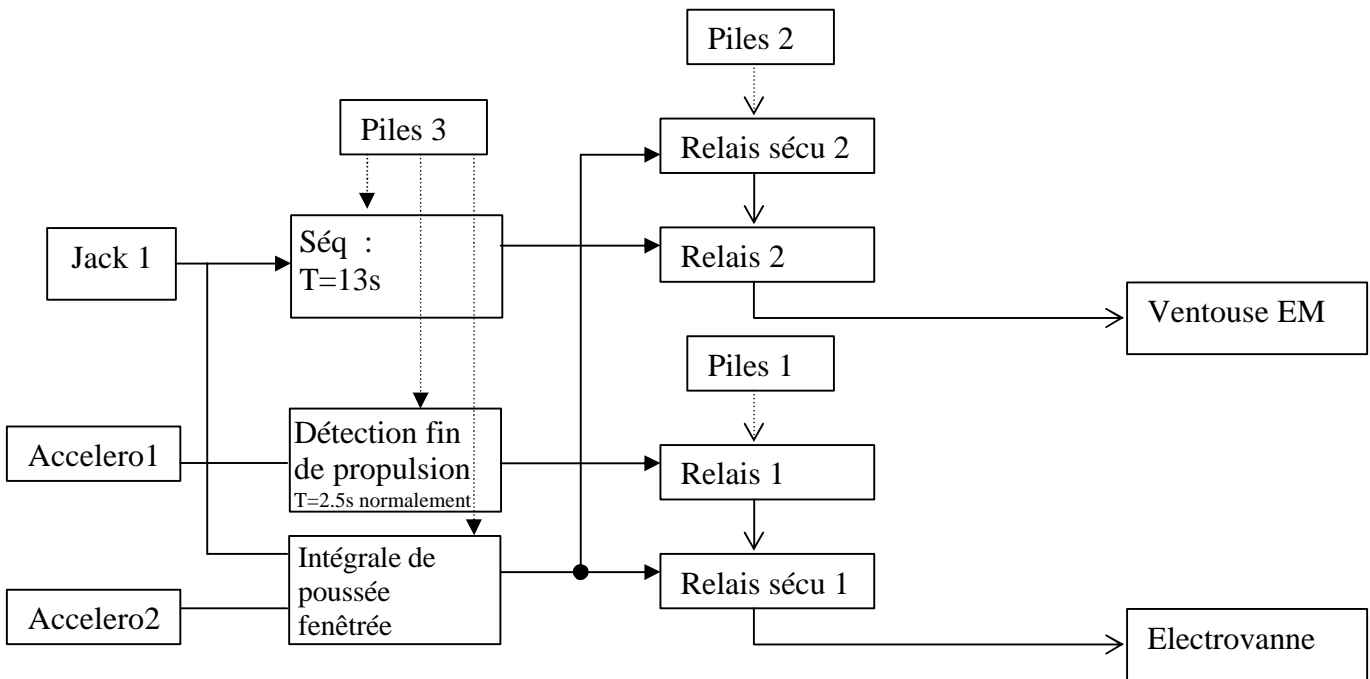
- L'autonomie de 2 heures imposée par le cahier des charges, des tests préalables réalisés en tente club
- Ajout d'un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée.

Au niveau de la chronologie :

- Respect de la chronologie avec un exécutant et un exécutif-contrôleur
- Mise en place d'un protocole de fermeture avec 3 personnes le réalisant (un exécutant, un exécutif et un contrôleur).
- Changement des piles.
- Mise en place d'un test vérifiant la fermeture de la double séparation et de la porte.
- Vérification de la pression juste avant la mise en rampe à l'aide d'un système de mesure de pression à l'extérieur de la fusée.
- Vérification de la connexion du jack avant puis après la mise en œuvre.
- Mise en rampe de la fusée avec précaution.
- Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée
- Demande d'un lancé de ballon météo juste avant le lancement

3.2.4 Nouvelle architecture électronique

L'analyse par phase simple panne fait apparaître le besoin de favoriser la non-ouverture en phase propulsée. Pour cela, nous allons mettre plusieurs commandes des systèmes de séparation et d'ouverture en série, en ajoutant un système vérifiant la valeur de l'intégrale de poussée dans une fenêtre temporelle déterminée. Pour être efficace, la partie de puissance doit aussi être doublée, ce qui nous pousse à utiliser des relais (interrupteurs commandés normalement ouvert) placés en série pour réaliser la porte ET.



Notes : La numérotation des piles est indépendante entre chaque schéma de ce dossier
Plus de détail sera donné dans le dossier de conception.

Synthèse : les lignes et colonnes grises, vertes et bleus sont supprimées.

		En tete Club	Mise en rampe	Mise en Clave		sortie de rampe	Phase propulsée	Phase non propulsée 1er et 2ème étage non séparés	Double séparation	Phase non propulsée 2ème étage seul ou de l'ensemble 1+2
		Mauvaise fermeture fusée								
		Aléon tordu lors de la mise en rampe								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Double Séparation intempesive								
		Sepa inter-étage intempesive								
		Ouverture para 1 intempesive								
		Ouverture parachute 2								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Pas de stabilité								
		Rafale								
		Double Séparation intempesive								
		Sepa inter-étage intempesive								
		Ouverture para 1 intempesive								
		Ouverture parachute 2								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Pas de stabilité								
		Rafale								
		Double Séparation intempesive								
		Sepa inter-étage intempesive								
		Ouverture para 1 intempesive								
		Ouverture parachute 2								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Pas de stabilité								
		Rafale								
		Double Séparation intempesive								
		Sepa inter-étage intempesive								
		Ouverture para 1 intempesive								
		Ouverture parachute 2								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Pas de stabilité								
		Modification de trajectoire								
		Double Séparation intempesive								
		Sepa inter-étage intempesive								
		Ouverture para 1 intempesive								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Pas de stabilité								
		Modification de trajectoire								
		Pas de séparation								
		Séparation inter-étage non effective								
		Ouverture parachute 1 non effective								
		Perte d'intégrité mécanique								
		Perte de stabilité								
		Modification de trajectoire étage 2								
		torche ou arrachage para								
		vent ramenant l'étage en zone public								
		perte d'intégrité								
		Non-stabilité								
		ouverture para 2 intempesive								
		Modification de trajectoire étage 2								
		Ouverture para 2								
		Non-séparation								
		torche ou arrachage para								
		vent ramenant l'étage en zone public								

Nous retrouvons dans ce tableau à double entrée de nombreuses pannes jugées catastrophiques lors de l'étude en simple panne, que nous avons résolues et qui sont, dès lors à risque quasi impossible. Celles-ci combinées entre elles provoquent de nouveaux cas catastrophiques. Elles seront traitées par les mêmes solutions trouvées en simple panne, c'est à dire un bon dimensionnement, des tests valides, une réalisation et une intégration soignée afin de réduire au maximum l'occurrence de ces pannes.

Nous nous intéresserons plus particulièrement au cas où la fusée ou un de ses étages peut revenir en amont du gabarit, c'est à dire en zone public, cas catastrophique par excellence.

Ces pannes sont les suivantes (tableau à croiser : 1 panne de gauche avec 1 de droite)

*Perte d'intégrité mécanique	+torche ou arrachage para 1 ou 2
*Pas de stabilité	+vent ramenant l'étage 1 ou 2 en zone public
*Modification de trajectoire	+Non-ouverture para 2
*Erreur mécanique lors de la mis en place du propulseur	+Non-basculement d'un interrupteur +Non double séparation (ou une seule des deux)

La perte d'intégrité mécanique, le manque de stabilité, la modification de trajectoire ou une erreur mécanique lors de la mis en place du propulseur peuvent provoquer un retour de la fusée vers la zone public.

La non ouverture du parachute ou de la double séparation, le non basculement d'un interrupteur, la mise en torche ou l'arrachage du parachute ou la présence même d'un vent fort peut rapidement aggraver les pannes précédentes.

La fusée n'a alors aucun moyen d'arrêter sa course vers la zone public.

Il faut donc résoudre ces différentes pannes.

Les pannes non encore résolues sont « torche ou arrachage para 1 ou 2 », «Non double séparation » et «Non ouverture para 2 » : Nous proposons donc pour les résoudre :

Arrachage parachute 1 ou 2 : Dimensionnement de la chaîne parachute pour un choc à grande vitesse.

Torche : Précaution lors du pliage et de la mise en place des parachutes dans la fusée.

Non double séparation : Cette séparation est l'association de 2 séparations simples. Ces séparations ont déjà été testées par le club sur plusieurs fusées et ont démontré sa fiabilité. On peut, de plus, doubler le système électronique avec une porte « OU ».

Non ouverture para2 : dimensionnement du ressort d'éjection de la porte et conception adaptée pour éviter tout blocage lors de son ouverture. On peut de plus doubler le système électronique avec une porte « OU ».

Les solutions des autres pannes ont été déjà trouvés durant l'étude des simples pannes :

Perte d'intégrité mécanique :

Aileron tordu lors de la mise en rampe : mise en rampe de la fusée avec précaution.

Arrachage d'ailerons : Dimensionnement adapté des ailerons

Déformation carbone et Bague aluminium : Dimensionnement adapté du carbone et des bagues aluminium.

Pas de stabilité :

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Perte d'intégrité mécanique (voir cas de panne précédent)

Vitesse de sortie de rampe faible : faire attention à la masse de la fusée (cahier des charge) ou Cas indépendant de notre volonté si mauvaise poussée propulseur.

Modification de trajectoire :

Perte de stabilité : (voir cas de panne précédent)

Vent : influence faible par rapport à la vitesse de la fusée.

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur (voir précédemment)

Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur :

Cause & solutions :

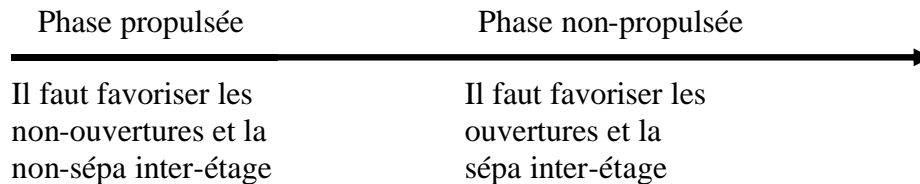
Erreur mécanique lors de la mise en place du propulseur : Mise en place d'un système de visualisation pour vérifier le contact entre le propulseur et la plaque de poussée (usinage de trous dans l'emmanchement de la bague de poussée qui ne prend aucun effort puisqu'il n'y a pas de vis pour cause d'hyperstatisme).

Vent ramenant l'étage 1 ou 2 en zone public : Dimensionner les parachutes pour une descente rapide.

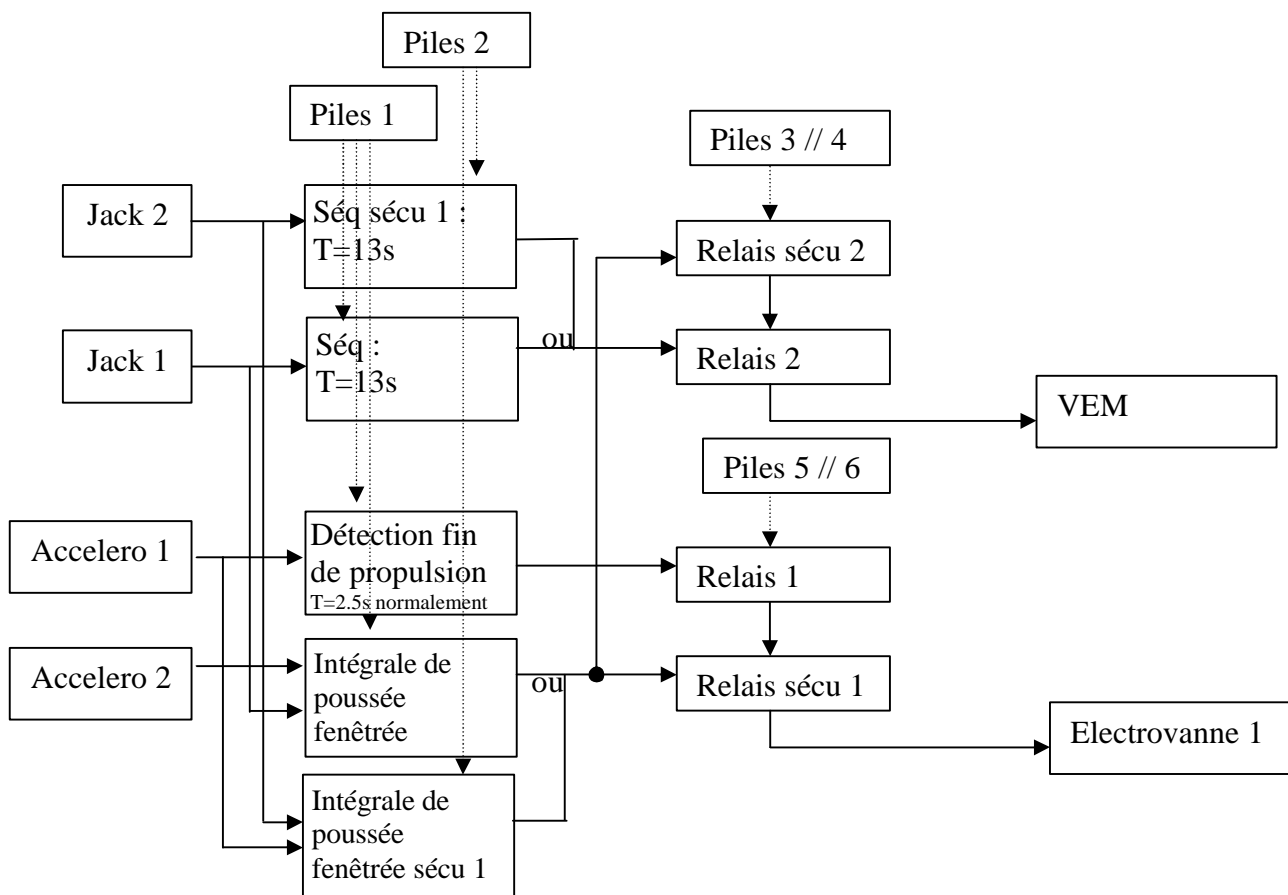
Non basculement d'un interrupteur : Respect de la chronologie avec un exécutant et un exécutif contrôleur.

3.2.6 Nouvelle architecture électronique

L'analyse par phase double panne fait apparaître le besoin de favoriser l'ouverture en phase non-propulsée afin de couvrir des vols dégradés (pas de stabilité...). Pour cela, nous allons mettre une redondance sur la commande des systèmes de séparation et d'ouverture, en ajoutant avec des portes « ou », un second séquenceur et une seconde intégrale de poussée.



La dualité précédente (empêcher puis favoriser les ouvertures et sépa) nous conduit une architecture composée de portes OU puis de porte ET. Dans cet ordre, nous privilégions la non-ouverture en phase propulsée.



Notes :

Les piles 3//4 (et 5//6) sont mises en parallèle pour rester opérationnelles en cas de panne de l'une d'elle. De plus, Pile 3 (par exemple) représente un ensemble de piles en série pour attendre la tension désirée.

3.3 Analyse par bloc

3.3.1 Etude des simples pannes

Réalisons maintenant l'étude des simples pannes par blocs.

La colonne « éléments » regroupe les éléments de la fusée donnés de bas en haut (du propulseur à l'ogive). On considèrera que les éléments « carbone et bague alu » sont valables pour l'ensemble de la fusée. La colonne « Panne » donne les différentes pannes possibles sur l'élément listé. La colonne « Conséquence » donne quant à elle les conséquences des pannes, la colonne « catastrophique » renseigne la gravité de la panne considérée lors de la phase critique de la panne (on se place dans le pire des cas) (les explications de cette gravité se trouvent lors de l'analyse par phase pour la plupart) (Rappel : un cas est catastrophique lorsqu'il peut mettre la vie de quelqu'un en danger). L'avant dernière colonne nous renseigne sur le fait si une solution a déjà été proposée lors de l'analyse par phases. Enfin, la dernière nous donne ou nous rappelle les solutions aux différentes pannes. Avec le code couleur (rouge ou vert), un cas catastrophique non traité aura les 2 colonnes de couleur rouge.

élément	Panne possible	Conséquence	Cat astr ophi que ?	Cas déjà solu tion né	Protection
Propulseur	pas de poussée	non décollage	non	oui	protocole CNES
	Explosion	Ejection d'éléments	oui	oui	Protocole CNES + dépotage
	Long feu	Atterrissage Propu armé	oui	oui	protocole CNES + qualité propu
Ailerons 1	arrachage	perte de stabilité	oui	oui	Dimensionnement
composites	perte d'intégrité	perte de stabilité	oui	oui	Dimensionnement
bague alu	perte d'intégrité	perte de stabilité	oui	oui	Dimensionnement
ressort1	cassure	non éjection para 1	non	non	qualité professionnelle
Double séparation	non séparation	Cf. n°1	non	non	Cf. n°1
	perte d'intégrité	ouverture double sépa	oui	oui	Dimensionnement
Ouverture para1	non séparation	Balistique 1	oui	oui	Conception soignée
	perte d'intégrité	ouverture para1	oui	oui	Dimensionnement
Sépa inter-étage	non séparation	1+2 sous para 1	non	oui	Dimensionnement para
	perte d'intégrité	Sépa inter-étage	oui	oui	Dimensionnement
coquille para1	cassure	non éjection para 1	non	non	Dimensionnement
	écartement	non éjection para 1	non	non	Dimensionnement
chaîne para 1	arrachage	balistique étage 1	non	oui	dimensionnement + gabarit
double vérin	perte d'intégrité	ouverture double sépa	oui	oui	qualité professionnelle
	arc-boutement	blocage séparation	non	non	qualité professionnelle
clapet anti-retour	fuite	ouverture double sépa	oui	oui	tests des 2 h + intégration soignée
tuyauterie 1	fuite	ouverture double sépa	oui	oui	tests des 2 h + intégration soignée
électrovanne 1	fuite	ouverture double sépa	oui	oui	tests des 2 h + intégration soignée + qualité professionnelle
ressort inter-étage	cassure	non séparation	non	non	qualité professionnelle
ailerons2	arrachage	perte de stabilité	oui	oui	Dimensionnement
carte MEO	faux contact ou court-circuit	Cf. n°2	oui	non	Cf n°2
jack décollage*2	non arrachage ou faux contact	vol balistique	non	oui	respect chronologie
	Arrachage intempestif	Séparation intempestive para2	oui	oui	Respect chronologie + vérification par diode
câbles	faux contact ou court-circuit	vol balistique / ouverture fusée	oui	non	Cf n°3
carte détection fin propu	déclenchement intempestif	ouverture double sépa	non	oui	Intégrale de poussée
	pas de déclenchement	non sépa inter-étage	non	non	Cf. n°4
Capteur d'accélération 1	mauvaise valeur	ouverture double sépa	oui	non	Cf. n°8
Intégrale de poussée	pas de déclenchement	non sépa inter-étage	non	non	Cf. n°9
	déclenchement intempestif	ouverture double sépa	non	non	Cf. n°6
Intégrale de poussée secu 1	pas de déclenchement	non sépa inter-étage	non	non	Cf. n°9
	déclenchement intempestif	ouverture double sépa	non	non	Cf. n°6
Capteur d'accélération 2	mauvaise valeur	ouverture double sépa	non	non	Détection fin propu
alim	alim	vol balistique	non	non	Cf. n°7
Ressort porte	cassure	non ouverture porte 2	non	non	qualité professionnelle
Séquenceur	déclenchement intempestif	ouverture para 2	non	oui	Intégrale de poussée
	pas de déclenchement	non éjection para 2	non	non	Cf. n°5
Séquenceur secu1	pas de déclenchement	non éjection para 2	non	non	Cf. n°5
	déclenchement intempestif	ouverture para 2	non	oui	Intégrale de poussée
Chaîne para 2	arrachage	balistique étage 2	non	oui	dimensionnement + gabarit
Ventouse Electro-Magnétique	Non déblocage	balistique étage 2	non	non	qualité professionnelle
	Ouverture intempestive	Ouverture 2	oui	non	qualité professionnelle
ouverture porte	non ouverture	balistique étage 2	non	non	Cf. n°1
	perte d'intégrité	ouverture para 2	oui	oui	dimensionnement
Fil d'éloignement	frottement	faible modif de traject.	oui	oui	faible frottements
	blocage	modif de traectoire	oui	oui	dimensionnement

Pour les cas n°x, voir page suivante.

n° 1 : Non séparation de l'un des 2 systèmes d'ouverture.

Si il s'agit de la non séparation de la double séparation, il y a toujours la possibilité de récupérer la fusée par le parachute 2.

Si il s'agit de la non séparation de l'ouverture parachute 2, alors, comme on a largué le premier étage et son parachute, on aboutit à un vol balistique du 2^{ème} étage. Situation ne portant pas à conséquence en simple panne, l'étage retombant dans la zone balistique prévue à l'aval de la rampe. Cette zone correspond à la portée balistique donnée par trajec.

n° 2 : S'il s'agit d'un faux contact (ex : rupture d'une piste), la puissance électrique risque de ne pas parvenir aux actionneurs, ce qui provoque un vol balistique de l'ensemble de la fusée mais dans la zone balistique prévue

S'il s'agit d'un court-circuit, il y a risque de déclenchement intempestif des 2 séparations., ce qui conduit à un cas catastrophique. Ne pouvant doubler cette carte, on veillera à la propreté de cette carte lors de sa réalisation et de son intégration afin de réduire la probabilité d'un tel événement.

n° 3 : Ce cas est similaire au cas n°2. De la même manière, ne pouvant doubler les câbles, nous veillerons également à leur intégration.

n° 4 : Il s'agit du cas où le système de déclenchement de fin de propu ne donne pas l'ordre d'ouverture. La double séparation ne se fera donc pas, la fusée étant alors récupérée totalement par le parachute 2.

n° 5 : Ce cas correspond au fait que l'un des séquenceurs mis en parallèle commandant l'ouverture de la porte ne donne pas l'ordre d'ouverture. De par le fait de cette redondance, si une chaîne « lâche », la deuxième peut prendre le relais à condition toutefois que le système d'intégrale de poussée est donné son « accord ».

n° 6 : Il s'agit du cas où l'intégrale de poussée donne l'ordre d'ouverture intempestivement (pour cause d'erreur de traitement ou de capteur). Ce cas se résout de lui-même par le fait que l'intégrale de poussée et la commande qu'elle protège (détecteur de fin de propu et séquenceur 2.1 et 2.2) sont raccordées par une porte « et ». Le déclenchement intempestif de l'un ou de l'autre ne déclenche donc pas l'ouverture puisqu'il faut les 2 commandes pour déclencher l'ouverture.

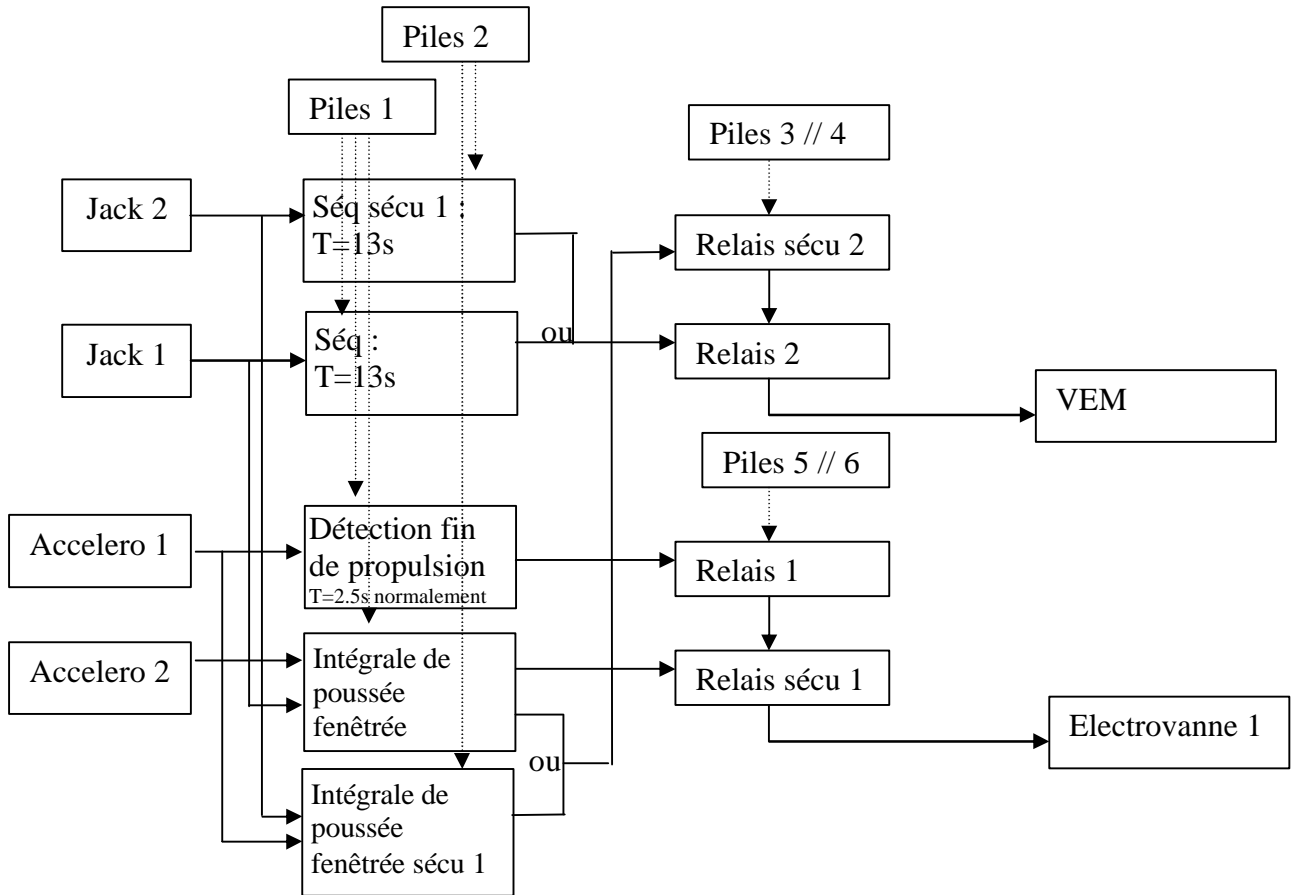
n° 7 : Si l'alimentation générale tombe en panne, les commandes n'étant plus alors alimentées, cela conduit à un vol balistique de l'ensemble de la fusée dans la zone prévue. Ce cas n'est pas catastrophique en soi mais illustre quand même les limites d'une telle conception. Nous veillerons donc à rendre indépendante les différentes alimentations des systèmes de commandes, de logiques, et d'exécution (électrovanne et VEM), afin d'éviter qu'une panne d'une entre-elles entraîne un vol balistique complet de la fusée. (En particulier dissocier l'alimentation du système d'ouverture du parachute 2 du système d'ouverture de la double séparation).

n° 8 : Dans le cas où l'accéléromètre 1 est défaillant, il peut déclencher à la fois la détection de fin de propulsion et l'intégrale de poussée fenêtrée Sécu 1 ce qui conduit à une ouverture intempestive de la séparation inter-étage. Il suffit de faire en sorte que l'intégrale de poussée fenêtrée Sécu 1 ne déclenche plus le relais Sécu 1 mais seulement le relais Sécu 2 (voir schéma pour plus de compréhension).

n° 9 : Dans le cas où l'une des deux intégrales de poussée ne donne pas l'ordre à la double séparation, celle-ci ne s'effectuera pas. La fusée réalise alors un vol balistique dans le gabarit.

Après une résolution simple des quelques cas non déjà traités, généralement en baissant l'occurrence de ces dernières, nous sommes donc arrivés à ne plus obtenir de cas catastrophiques par l'étude des simples pannes par blocs.

3.3.2 Modification de l'électronique :



3.3.3 Etude des doubles pannes

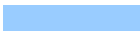




L'étude des doubles pannes consiste à étudier la gravité et l'occurrence de ces doubles pannes. Nous obtenons alors le tableau suivant :

La construction des cas de ce tableau se fait en regardant :

- ⇒ si les pannes considérées ne mettent pas la vie d'autrui en danger et qu'elles n'empêchent pas de redescendre la fusée sous au moins l'un des parachutes.
- ⇒ si les pannes considérées amènent à un vol balistique de l'une des parties de la fusée mais dans la zone en aval de la rampe, il y a alors peu de danger pour les personnes. Une double panne entrant dans cette catégorie peut ne pas être résolue.
- ⇒ si les pannes considérées peuvent être catastrophiques mais qu'elles ont déjà été résolues lors des différentes études précédentes (dimensionnement, tests, séquenceur de sécurité...).
- ⇒ si les pannes considérées peuvent être catastrophiques et qu'elles n'ont pas encore été résolues.

Au vu du nombre de cas, chaque double panne ne peut être explicitée. Nous continuerons donc notre étude sur les pannes dont l'issue est catastrophique et qui n'ont pas été résolues.

Légende du tableau

Turquoise		incohérent
vert		Absence de danger particulier, retour complet de la fusée sous parachute
jaune		Peu de danger, une partie de la fusée réalise un vol balistique dans la zone en aval de la rampe
orange		Cas catastrophique déjà résolu
rouge		Cas catastrophique à résoudre

élément	Panne possible	élément	
		Propulseur	Ailerons 1
	pas de poussée		
	Explosion		
	Long feu		
	arrachage		
	perte d'intégrité		
	perte d'intégrité		
	baguette alu		
	perte d'intégrité		
	ressort1		
	casure		
	non-séparation		
	Double séparation		
	perte d'intégrité		
	casure		
	coquille para1		
	écartement		
	arrachage		
	chaîne para 1		
	perte d'intégrité		
	arc-boutement		
	double vérin		
	clapet anti-retour		
	fuite		
	tuyauterie 1		
	fuite		
	électrovanne 1		
	fuite		
	ressort inter-étage		
	casure		
	Ailerons 2		
	arrachage		
	carte MEO		
	faux contact ou court-circuit		
	jack décollage		
	non-arrachage ou faux-contact		
	arrachage intempestif		
	arrachage intempestif		
	câbles		
	faux contact ou court-circuit		
	carte détection fin propu		
	déclenchement intempestif		
	pas de déclenchement		
	capteur d'accélération		
	mauvaise valeur		
	Séquenceur Sécu n°1		
	pas de déclenchement		
	déclenchement intempestif		
	alim		
	alim		
	Ressort 2		
	casure		
	coquilles para		
	casure		
	écartement		
	Séquenceur 2		
	déclenchement intempestif		
	pas de déclenchement		
	Séquenceur Sécu n°2		
	pas de déclenchement		
	déclenchement intempestif		
	chaîne para 2		
	arrachage		
	Vérin 2		
	perte d'intégrité		
	arc-boutement		
	électrovanne2		
	fuite		
	clapet anti-retour 2		
	fuite		
	Tuyauterie 2		
	fuite		
	Sépa 2		
	non-séparation		
	perte d'intégrité		

A la lecture de ce tableau, on s'aperçoit de l'existence de 10 cas catastrophiques. Il s'agit en fait, de doubles pannes électroniques qui donnent l'ordre d'ouverture intempestive de la séparation inter-étage ou de la porte. Pour résoudre cette panne, nous n'avons d'autre choix que de rajouter une minuterie à chacune des paires de commandes des séparations

Il faut maintenant vérifier que l'ajout de ces 3 minuterics ne produit pas de nouveaux cas catastrophiques:

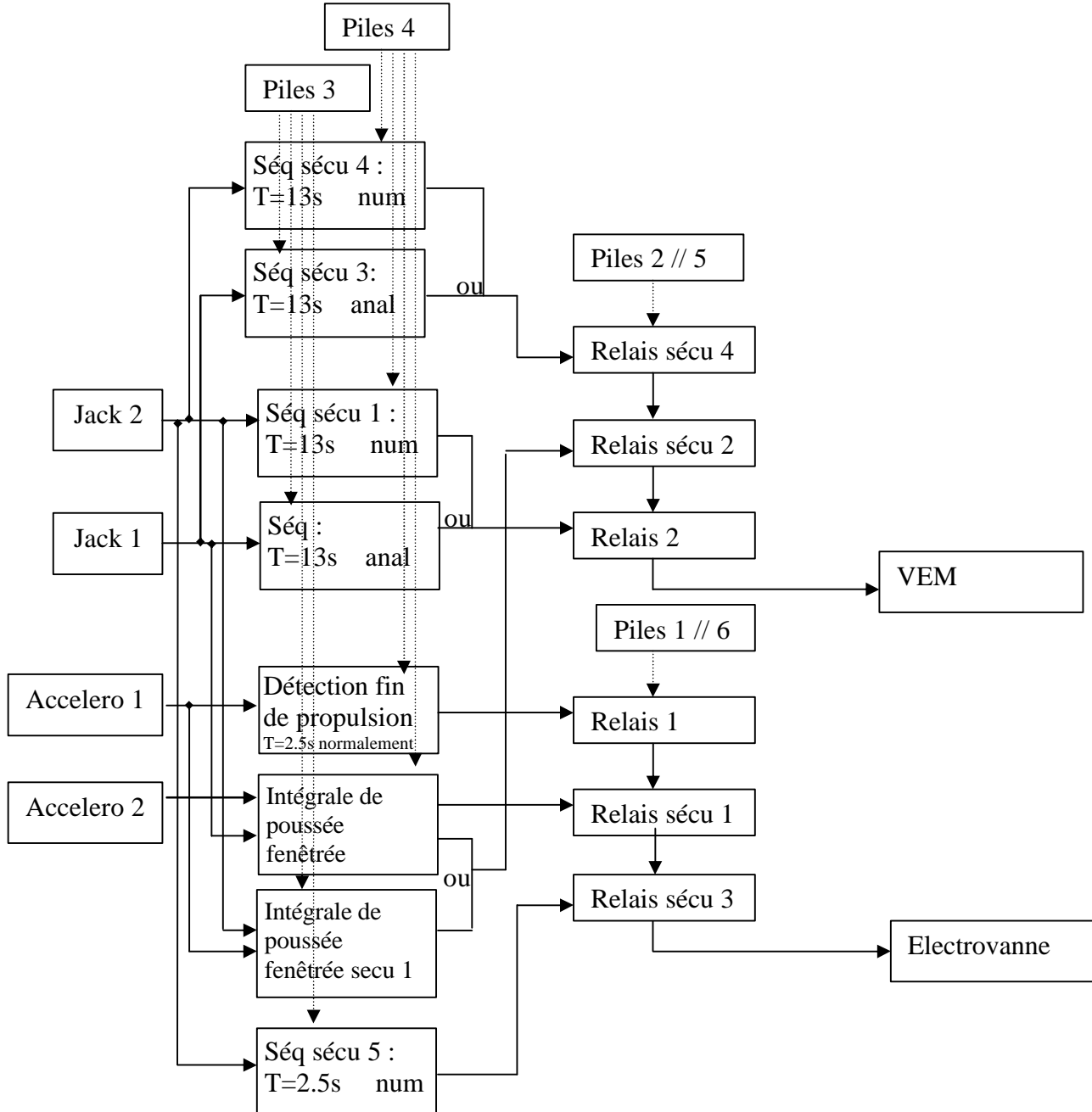
		séquenceur Sécu 1b (double sépa)		Séquenceur Sécu 2b (para 2)	
élément		Pas de déclenchement	déclenchement intempestif	Pas de déclenchement	déclenchement intempestif
élément	Panne possible				
Propulseur	pas de poussée				
	Explosion				
	Long feu				
Ailerons 1	arrachage				
carbone	perte d'intégrité				
bague alu	perte d'intégrité				
ressort1	cassure				
Double séparation	non-séparation				
	perte d'intégrité				
coquille para1	cassure				
	écartement				
chaîne para 1	arrachage				
double vérin	perte d'intégrité				
	arc-boutement				
clapet anti-retour	fuite				
tuyauterie 1	fuite				
électrovanne 1	fuite				
ressort inter-étage	cassure				
Ailerons 2	arrachage				
carte MEO	faux contact ou court-circuit				
jack décollage	non-arrachage ou faux-contact				
	arrachage intempestif				
câbles	faux contact ou court-circuit				
carte détection fin propu	déclenchement intempestif				
	pas de déclenchement				
capteur d'accélération	mauvaise valeur				
Séquenceur Sécu n°1	pas de déclenchement				
	déclenchement intempestif				
alim	alim				
Ressort 2	cassure				
coquilles para	cassure				
	écartement				
Séquenceur 2	déclenchement intempestif				
	pas de déclenchement				
Séquenceur Sécu n°2	pas de déclenchement				
	déclenchement intempestif				
chaîne para 2	arrachage				
Vérin 2	perte d'intégrité				
	arc-boutement				
électrovanne2	fuite				
clapet anti-retour 2	fuite				
Tuyauterie 2	fuite				
Sépa 2	non-séparation				
	perte d'intégrité				

Comme nous venons de le voir, l'ajout de ces 3 minuterics n'entraîne aucun nouveau cas catastrophique. D'autre part, la solution étant purement électronique, aucun changement sur l'étude des phases n'est à prendre en considération.

Comme d'habitude, la logique sera faite à partir des relais.

3.3.4 Schéma final de l'électronique de sécurité

Nous venons donc de terminer notre étude de sécurité. L'analyse par bloc fait réapparaître le besoin de favoriser la non-ouverture en phase propulsée (2 pannes électroniques) et l'ouverture en phase non-propulsée (1 panne stabilité, trajectoire... + 1 panne électronique). Pour cela, nous allons mettre une redondance supplémentaire sur la commande des systèmes de séparation et d'ouverture, en ajoutant avec des portes « et » et « ou » de nouveaux séquenceurs. Dans le cas de la non-double-séparation en phase non-propulsée, nous nous limiterons à une redondance avec des portes « ou » sur le système d'ouverture para 2 car le para 2 récupère alors l'ensemble de la fusée. Tout cela nous permet de figer notre électronique de sécurité sur le schéma suivant :



Remarques : les alimentations sont volontairement croisées pour deux systèmes redondés (doublés) ; ce même principe est appliqué aux jack (le même jack peut déclencher deux systèmes de chaîne distinctes et indépendantes). De plus, les séquenceurs redondés seront de nature différentes, une étant analogique (RC), l'autre numérique (compteur).

4 Conclusion

Cette étude de sécurité nous a permis de comprendre quelles sont les sécurités indispensables au projet. En résumé, l'électronique a été modifiée comme suit :

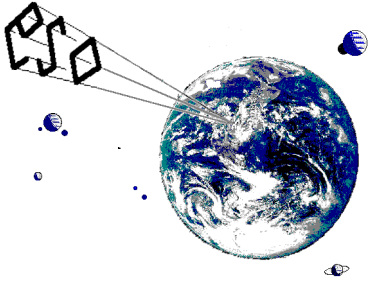
- l'analyse par phase simple panne nous contraint à ajouter une intégrale de poussée fenêtrée, avec une porte « et » sur chacune des 2 chaînes. (VEM et EV)
- l'analyse par phase double panne nous oblige à doubler l'intégrale de poussée et le séquenceur de l'ouverture parachute 2 avec des porte « ou ».
- l'analyse par bloc simple panne engendre un changement du rôle des 2 intégrales de poussée.
- l'analyse par bloc double panne nous impose de tripler les déclencheurs de la double séparation et de l'ouverture parachute 2 avec des portes « et ».

Quant à la mécanique, l'étude nous montre qu'il faut prendre soin de la conception, du dimensionnement, de la réalisation et de la mise en œuvre de la fusée, afin de minimiser l'ensemble des risques.

Cette étude nous a permis d'effectuer une conception clairvoyante, afin de mener à bien ce projet.

L'ensemble de toutes les solutions trouvées précédemment sont expliquées de manière plus détaillée dans le dossier de conception.

L'ensemble des membres du projet Courage.



ESTACA SPACE ODYSSEY

Dossier de vérification de la conformité au Cahier des Charges pour fusées expérimentales

Projet COURAGE Estaca Space Odyssey (ESO)



Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur

Introduction

L'objet de ce document est de vérifier la conformité de la fusée bi-étage mono-propulseur COURAGE au cahier des charges pour fusées expérimentales mono-propulseur mono-étage (version 2, fin 2004, applicable pour les lancements 2005).

Pour cela, chaque règle à respecter est rappelée, puis nous indiquons après la marque « → » si elle est respectée ou pas, avec éventuellement un lien vers un endroit où trouver plus d'informations à ce sujet.

Lorsqu'on ne peut pas appliquer les règles au projet Courage (du fait de ces spécificités), une dérogation à la règle est proposée.

Nous avons distingué 3 catégories de dérogations :

- **Les dérogations légères (→ Attention)**
Une solution équivalente ou plus adaptée au projet est proposée.
- **Les dérogations franches (→ Dérogation)**
Une explication indique pourquoi la règle n'est pas du tout applicable.
- **Les dérogations formules (→ Formule)**
Une autre formule est proposée, formule détaillée en annexe de ce document

Les lecteurs devront donc faire particulièrement attention à ces points là.

Le présent document constitue donc une demande de dérogation de ces règles du cahier des charges pour fusée expérimentale, demande adressée expressément au CNES et à Planète-Sciences pour le projet COURAGE.

La liste des règles où nous demandons une dérogation sont fournies en page suivante.

La référence entre le nom des règles et les pages où elles apparaissent est donnée juste après.

Révision de ce document

Mise à jour apportées par la version v1.5 :

- Ajout de la dérogation STAB345 concernant la stabilité non calculée par Trajec.
- Ajout de la dérogation MEC5 concernant la résistance transversale des ailerons.
- Réorganisation des catégories des dérogations.
- Ajouts des annexes.

Attention, ce document fait référence à d'autres documents qui ne sont nécessairement à jour.

Par exemple, les fiches contrôles v1.3 ne prennent pas en compte les résultats du code Missile ONERA, ni le dossier de conception v2.1.

Règles où le projet Courage requiert une dérogation :

Dérogations légères :

(Ces règles contiennent la marque : → **Attention** :...)

SNR 1 : points de test et des cavaliers

SNR 2 : trame conforme à SNR

SNR 3 : fréquences conforme à SNR

MEC 9 : éléments fixés, largage, éjection ...

REC 3 : V_{\min} descente para

SEQ 1 : Aucune liaison électrique séquenceur/expérience

SECU 10 : Réservoirs de gaz comprimés

SECU 11 : $CS \geq 2$

Dérogations franches :

(Ces règles contiennent la marque : → **Dérogation** :...)

SEQ 5 : fenêtrage temporel

SECU 13 : Autonomie du système pneumatique, gonflage en rampe

SECU 14 : Pièces éjectées par le système pneumatique

Dérogations formules :

(Ces règles contiennent la marque : → **Formule** :...)

MEC 2b : Flèche $< 1\%$ (composante 'dynamique') – Calcul de la charge latérale équivalente

MEC 5 : Résistance transversale des ailerons – Calcul de l'effort transversal

REC 13 : Solidité de la chaîne parachute – Calcul de la force choc

STAB 345 : Stabilité Trajec – Calcul des coefficients aérodynamique

Liste des règles

CHRONO 1 :	P 24	OBJ 1 :	P 5	<u>SEQ 1 :</u>	P 12
CP 1 :	P 24	OBJ 2 :	P 5	SEQ 2 :	P 12
CP 2 :	P 24	OBJ 3 :	P 5	SEQ 3 :	P 12
CP 3 :	P 24	QUAL 1 :	P 18	SEQ 4 :	P 12
CP 4 :	P 24	QUAL 2 :	P 18	<u>SEQ 5 :</u>	P 13
CR 1 :	P 23	QUAL 3 :	P 18	SEQ 6 :	P 13
CR 2 :	P 23	QUAL 4 :	P 18	SEQ 7 :	P 13
CR 3 :	P 23	QUAL 5 :	P 18	<u>SNR 1 :</u>	P 7
CR 4 :	P 23	QUAL 6 :	P 18	<u>SNR 2 :</u>	P 7
CR 5 :	P 23	REA 1 :	P 6	<u>SNR 3 :</u>	P 7
CR 6 :	P 23	REA 2 :	P 6	SNR 4 :	P 8
CR 7 :	P 23	REA 3 :	P 6	STAB 1 :	P 22
CR 8 :	P 23	REC 1 :	P 11	STAB 2 :	P 22
DEF 1 :	P 6	REC 2 :	P 11	<u>STAB 3 :</u>	P 22
DEF 2 :	P 6	<u>REC 3 :</u>	P 11	<u>STAB 4 :</u>	P 22
EXP 1 :	P 24	REC 4 :	P 11	<u>STAB 5 :</u>	P 22
INI 1 :	P 12	REC 5 :	P 11	STOC1 :	
INI 2 :	P 12	REC 6 :	P 14	STOC2 :	
IRIG 1 :		REC 7 :	P 14	STOC3 :	
IRIG 2 :		REC 8 :	P 14	STOC4 :	
IRIG 3 :		REC 9 :	P 14	STOC5 :	
LOC 1 :		REC 10 :	P 14	TEL 1 :	
LOC 2 :		REC 11 :		TEL 2 :	
LOC 3 :		REC 12 :		TEL 3 :	
LOC 4 :		<u>REC 13 :</u>	P 17	TEL 4 :	
MEC 1 :	P 9	REC 14 :	P 17	TEL 5 :	P 8
<u>MEC 2 :</u>	P 9	SECU 1 :	P 19	TEL 6 :	P 8
MEC 3 :	P 9	SECU 2 :	P 19	TEL 7 :	P 8
MEC 4 :	P 9	SECU 3 :	P 19	TEL 8 :	P 8
<u>MEC 5 :</u>	P 10	SECU 4 :	P 19		
MEC 6 :	P 10	SECU 5 :			
MEC 7 :	P 10	SECU 6 :			
MEC 8 :	P 10	SECU 7 :			
<u>MEC 9 :</u>	P 10	SECU 8 :			
MES 1 :	P 6	SECU 9 :	P 15, 20		
MES 2 :	P 6, 8	<u>SECU 10 :</u>	P 15, 20		
METH 1 :	P 5	SECU 11 :	P 15, 20		
METH 2 :	P 5	SECU 12 :	P 15, 20		
METH 3 :	P 5	<u>SECU 13 :</u>	P 16, 21		
METH 4 :	P 5	SECU 14 :	P 16, 21		
		SECU 15 :	P 22		
		SECU 16 :	P 22		

Remarque : Certains paragraphes, sans objet pour la fusée Courage, ont été supprimés, d'où le fait que certaines règles ne renvoient à aucune page (IRIG, LOC, REC/autres, SECU/infla, STOC, TEL/autres).

L'expérience / Les objectifs de l'expérience

OBJ1 : Le club doit définir les buts de l'expérience.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

OBJ2 : Le club doit déterminer les paramètres à étudier.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

OBJ3 : Le club doit fixer les gammes de mesure et les précisions requises.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

L'expérience / La méthode retenue

METH1 : Le club doit indiquer les paramètres effectivement mesurés.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

METH2 : Le club doit établir les fonctions de conversion (entre les paramètres que l'on souhaite mesurer et ceux que l'on mesure effectivement).

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 70 à 72
Voir fiches contrôles page 10

METH3 : Le club doit évaluer les erreurs de mesure.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

METH4 : Le club doit établir, dès le début du projet, la manière d'exploiter les résultats de l'expérience. Il doit notamment définir la méthode de décodage des télémessures ainsi que la manière dont il va les exploiter, et prévoir les résultats qu'il doit obtenir.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

L'expérience / Définition de la chaîne de mesure

DEF1 : Le club doit choisir les maillons de la chaîne de mesure (capteurs, conditionneurs, codeurs, ...) à partir des performances requises.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 68

DEF2 : Le club doit prévoir les méthodes d'étalonnage des différentes voies de mesure.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 70 à 72

L'expérience / Réalisation de la chaîne de mesure

REA1 : Le club doit établir les plans de tous les sous-ensembles électriques et mécaniques.

→ OK, Voir les plans méca et schémas élec

REA2 : Le club doit établir les plans de câblage électrique.

→ OK, Voir le schéma élec de câblage global
Voir dossier de conception v2.1 page 76

REA3 : Le club doit établir les plans d'intégration électronique-mécanique.

→ OK, Voir les plans méca et schémas élec

MES1 : Toutes les voies de mesure doivent être étalonnées.

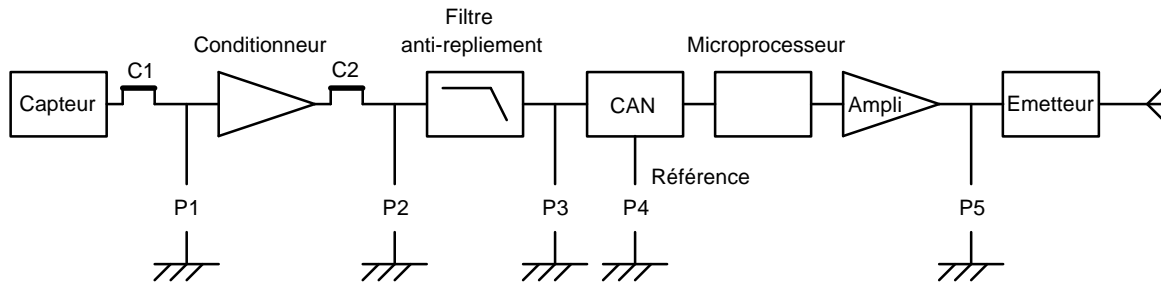
→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 70 à 72
Voir fiches contrôles page 10

MES2 : La chaîne de mesure globale doit avoir une autonomie d'au moins 45 minutes.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 77

L'expérience / Télémessure numérique SNR

SNR1 : Des points de test et des cavaliers doivent être présents entre chaque élément de la chaîne de télémessure : capteur, conditionneur, filtre anti-repliement, CAN, microprocesseur, ampli de sortie, émetteur (voir figure 2).



P1, P2, P3, P4, P5 : Points de test (1 pour le signal + 1 pour la masse)

C1, C2 : Cavaliers

FIG. 2 - Implantation des picots de test et cavaliers pour une télém. num.

→ **Attention** : les connecteurs inter-cartes font office de cavaliers
les pattes des composants font office de point de test

Il n'y a pas de conditionneur, donc $C1=C2$ et $P1=P2$. Le μ -contrôleur PIC inclut le CAN. Il n'y a pas d'ampli. Avant l'émetteur, il y a un modulateur VCO.

Isolation en C1 : défaire le connecteur (ou retirer le filtre)

Mesure en P1 : pin1 des filtres ou pin7/4/1 du connecteur

Mesure en P3 : pin5 des filtres ou pin2/8/9/10 du PIC

Mesure en P4 : masse/alim5V ou pin4/pin5 du PIC pour l'accéléromètre

Mesure en P5 : connecteur sortie TTL ou pin25 du PIC ou pin9 du VCO

Isolation de la sortie TTL du PIC : retirer le VCO

Isolation de l'entrée du VCO : retirer le PIC

Mesure modulation : pin2 du VCO ou pin1 du connecteur Kiwi

SNR2 : La trame de transmission doit être conforme au standard SNR.

→ **Attention** : nous utilisons un seul bit de stop et plusieurs voies numériques. Il faut donc utiliser un logiciel de décodage configurable.

Voir dossier de conception v2.1 page 73

SNR3 : Les fréquences modulantes doivent être conformes au standard SNR.

→ **Attention** : nous utilisons un débit de 9600 bit/s et les fréquences adaptées correspondantes (14.4kHz et 24kHz). Il faut donc utiliser un démodulateur FSK compatible avec ce débit et ces fréquences (CNES ou ESO).

Voir dossier de conception v2.1 page 74

SNR4 : La bande passante du signal en entrée du convertisseur doit être limitée pour éviter tout repliement de spectre.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 73

MES2 : La chaîne de mesure globale doit avoir une autonomie d'au moins 45 minutes.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 77

L'expérience / L'émetteur

TEL5: L'émetteur doit être capable de transmettre dans de bonnes conditions les données issues de l'expérience, en respectant la réglementation internationale des télécommunications.

Cette condition est vérifiée dans le cas de l'utilisation correcte d'un émetteur fourni par PLANETE SCIENCES . Ainsi pour le Kiwi, il faut notamment que :

- l'alimentation de l'émetteur soit entre 7.5V et 14V.
- la tension de modulation soit entre 0.1V et 5V crête à crête.

→ OK, Le Kiwi Me est alimenté en 12V régulé.

L'amplitude de modulation est réglable de 0.5V à 5V càc
Voir les schémas élec

TEL6: La puissance HF émise doit être supérieure à 150 mW.

Cette condition est vérifiée dans le cas de l'utilisation correcte d'un émetteur fourni par PLANETE SCIENCES .

→ OK.

TEL7: L'émetteur doit avoir sa propre alimentation, avec un interrupteur de mise sous tension indépendant des autres interrupteurs. L'autonomie de l'émetteur doit être d'au moins 45 minutes.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 77

TEL8: Le TOS (Taux d'Ondes Stationnaires) doit être inférieur à 2 (à la fréquence d'émission).

→ A confirmer à l'aide d'un TOS-mètre. Antenne lamda/4.

La structure mécanique

MEC1 : Le club doit réaliser les plans mécaniques de chaque pièce ainsi que de l'intégration.

→ OK, Voir les plans mécaniques.

MEC2a : Flèche < 1 % (30 mm/3m) (composante statique, à vide)

→ OK, Courage possède actuellement une flèche statique inférieure à 1%.

Si la fusée n'est pas détériorée par des tests trop contraignants, sa flèche statique restera inférieure à 1%.

MEC2b : Flèche < 1 % (30 mm/3m) (composante dynamique, sous charge)

→ **Formule** : Il est impossible de tester si la flèche dynamique de la fusée est inférieure à 1% avec une charge de **5kg** au bout de la fusée (à ~3m de la plaque de poussée et à ~2m de la séparation), car la double-séparation n'a pas été dimensionnée pour supporter une telle charge (connue postérieurement au dimensionnement), et donc :

- Le vérin ne résistera pas et la double-séparation transversale s'ouvrirait.
- Les fortes contraintes abîmeraient irrémédiablement les bagues de la sépa.
- Les fortes contraintes abîmeraient irrémédiablement les tubes inférieurs.

Nous proposons alors un calcul de la charge latérale équivalente à appliquer pour simuler le phénomène d'aéroélasticité (**voir en annexe**), donnant une charge de **800g** pour un propulseur Chamois. Pour cette charge, les problèmes mentionnés ci-dessus disparaissent, et nous pouvons vérifier que l'augmentation de la flèche est bien < 1%.

MEC3 : Tenue en compression :

Chaque élément de la fusée doit pouvoir supporter une compression équivalente à $F = 2 \times \text{Accélération Max} \times M_{\text{sup}}$ (en NEWTON)

où M_{sup} est la masse de la partie supérieure

(numériquement la masse en kg et l'accélération en m/s^2 donnent F en Newton)

→ OK, On considère $\text{Acc}_{\text{max}}=7^*g$, d'où $F(\text{en kg})=14^*M_{\text{sup}}$

soit : $F= 80 \text{ kg}$ pour l'étage 2 ($M_{\text{sup}}=5.5\text{kg}$)

et : $F=150 \text{ kg}$ pour l'étage 1 ($M_{\text{sup}}=10.1\text{kg}$)

MEC4 : Résistance longitudinale des ailerons :

Les ailerons doivent pouvoir supporter une force longitudinale de :

$F = 2 \times \text{Masse d'un aileron} \times \text{Accélération Max}$

(numériquement la masse en kg et l'accélération en m/s^2 donnent F en Newton)

→ OK, $M_{\text{ail}}=200\text{g}$ et $\text{Acc}_{\text{max}}=7^*g$ d'où $F_{\text{ail}}=3\text{kg}$

MEC5 : Résistance transversale des ailerons :
Une force $F = 1.2 \times \text{Surface d'un aileron} \times V_{\text{max}}^2$ (en NEWTON) doit entraîner une flèche transversale des ailerons inférieure à 10° . (la surface en m^2 et la vitesse en m/s).

→ **Formule** : Nous proposons un calcul du coefficient (ici **1.2**) correspondant plus à la réalité (incidence max de 5° , et non 90°), ce qui donne un coefficient **~0.1** (voir en annexe).

MEC6 : Alignements des ailerons $< 1^\circ$ → OK.

MEC7 : Angle entre deux ailerons consécutifs : $90^\circ \pm 10^\circ$ → OK.

MEC8 : Les ailerons ou les fixations d'ailerons en matériaux composites sont interdits pour les fusées dont la vitesse dépasse Mach 0,8. Sauf justification du club agréée par PLANETE SCIENCE (cf dérogations)

→ OK, Les ailerons et leurs fixations sont en aluminium.

MEC9 : Tous les éléments de la fusée doivent rester fixés durant toute la durée du vol. Toute fois, le largage ou l'éjection d'éléments peut être envisagé dans le cadre d'une expérience argumentée.

Rappel : Contrôle de cette règle :

MEC 9 : Tous les éléments de la fusée doivent rester fixés durant toute la durée du vol (jusqu'à l'impact au sol), et ce malgré les contraintes liées à l'accélération et à la décélération du propulseur ainsi qu'aux efforts aérodynamiques subits.

Tous les éléments internes et externes de la fusée doivent être fixés avec la plus grande attention. La fusée devra pouvoir être secouée vivement (manuellement) dans tous les sens lors des contrôles. Les « grosses masses » (moteur électrique, piles, ...) devront résister à 1,5 fois (coefficient de sécurité) le poids d'un objet d'une masse égale à leur propre masse multipliée par la poussée maximale de la fusée donnée par le logiciel Trajec.

Quand cela le justifie (exemple : goupille), on pourra accepter que certains éléments se détachent durant le vol. On impose cependant que ces derniers restent reliés à la fusée jusqu'à sa récupération. On étudiera alors attentivement à la fois les conséquences possibles de perturbations de la stabilité de la fusée engendrées par cette perte de masse ainsi que la protection des personnes.

Par mesure de sécurité, dans le cas de gouilles sortantes, il est demandé de respecter un écart de 90° entre l'axe de la goupille et l'axe d'accessibilité des commandes de la fusée (interrupteurs, ...).

→ **Attention** : Les éléments sont 'fixes', sauf ceux qui ne le sont pas : 1^{er} étage, module vérin, 2^{ème} étage ; la tige du vérin et les deux bagues coniques, les billes, la porte et les coquilles, les ressorts, les parachutes. Les éléments largués (se détachant) sont : le 1^{er} étage et le module vérin (les 2 sous 1 parachute) (par rapport au 2nd étage), certaines billes de la séparation. Les éléments internes fixes sont solidement attachés et devraient pouvoir résister à l'accélération subite. Certains des éléments se détachant durant le vol ne sont pas reliés à la fusée jusqu'à sa récupération (le 1^{er} étage et le module vérin). Les conséquences possibles de perturbation de la stabilité de la fusée engendrées par cette perte de masse fait l'objet de l'expérience de la fusée, et ne peut pas être étudié préalablement, et la protection des personnes fait l'objet de l'étude de sécurité réalisée préalablement à la conception même de la fusée.

(Note : la clarté de cette explication n'a d'égal que l'explication du contrôle de cette règle du cahier des charges !)

Le système de récupération / Le système dans son ensemble

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.

→ OK.

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

→ OK, mais **Remarque** : $C_{x_{para}}=0.75$ dans le calcul des vitesses de descentes.

Voir dossier de conception v2.1 page 46

Voir fiches des contrôles page 14.

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

→ **Attention** : Afin de prendre en considération les différentes configurations de vol possible, les vitesses de descentes sont différentes selon qu'un parachute récupère un seul étage de la fusée ou les deux étages. Dans certains cas, la vitesse de descente est donc nécessairement relativement lente (7.6m/s).

Remarque : $C_{x_{para}}=0.75$ dans le calcul des vitesses de descentes.

Voir dossier de conception v2.1 page 46

Voir fiches des contrôles page 14.

REC4 : L'instant de déploiement du système ralentisseur doit être compatible avec l'expérience menée par le club.

→ OK.

REC5 : Le club doit réaliser les plans des différents éléments mécaniques du système de récupération et de leur intégration.

→ OK, Voir les plans mécaniques.

Le système de récupération / L'initialisation

INI1 : Les accéléro-contacts utilisés pour détecter le décollage de la fusée et dont la masselotte se verrouille mécaniquement une fois le seuil à détecter dépassé, ou basés sur la déformation irréversible d'un matériau, sont interdits.

→ OK, aucun accéléro-contact utilisé, ni d'accéléro-contact verrouillable.

INI2 : L'initialisation à partir de la ligne de mise à feu est interdite. Par contre un Top feu est disponible au pupitre de mise à feu pour commander des systèmes annexes non embarqués (appareil photo, ...).

→ OK, Rien À Signaler

Le système de récupération / Le séquenceur

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

→ **Attention** : Afin de connaître l'état des minuteries et autres éléments liés à la logique de séparation des étages et d'ouverture des parachutes, nous renvoyons ces informations par télémessure. Néanmoins, toutes ces liaisons sont isolées galvaniquement par des optocoupleurs pour les signaux numériques, et par un suiveur de tension pour le signal analogique.

SEQ2 : Le séquenceur doit avoir une autonomie d'au moins 45 minutes.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 77

SEQ3 : Le séquenceur doit avoir la puissance nécessaire pour déclencher le mécanisme de séparation.

→ OK, Etages de puissance par transistors puis relais.
Voir dossier de conception v2.1 page 67,

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)

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 75

SEQ5 : Dans le cas d'un déclenchement non minuté de la séparation, un fenêtrage temporel [T1, T2] est obligatoire.

$T1 \geq T - 2 \text{ sec.}$

$T2 \leq T + 2 \text{ sec.}$

avec T = instant prévu de déclenchement

Un cavalier et des points de test devront permettre d'isoler et de vérifier facilement le fonctionnement du module de fenêtrage temporel.

→ **Dérogation** : Etant donné les spécificités du projet, la logique de séparation des étages et d'ouverture des parachutes est donnée par le dossier de sécurité.

Voir dossier de conception v2.1 page 60

Voir dossier de sécurité

SEQ6 : Le club doit connaître la formule donnant la valeur du temps de déclenchement du séquenceur à partir des valeurs des composants employés.

→ OK, Voir les schémas élec, et le page de réglage des minuteries numériques

SEQ7 : Le club doit réaliser les plans du séquenceur et de son câblage électrique (à la prise d'initialisation, à l'actionneur, aux alimentations, ...).

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 61-62

Le système de récupération / Séparation transversale

REC6 : La fusée doit être équipée d'un dispositif qui permet, lors de la séparation transversale, de dégager l'emboîtement des deux parties de la fusée, en soulevant le poids de la partie supérieure.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 22-23

REC7 : Utilisation de coquilles :

Si le parachute est contenu dans des coquilles, la fusée doit être équipée d'un dispositif qui permet, lors de la séparation transversale, de faire sortir les coquilles contenant le parachute d'au moins la moitié de leur longueur, en soulevant le poids de la partie supérieure de la fusée.

→ OK, Voir dossier de conception v2.1 page 22-23

Le système de récupération / Porte latérale

REC8 : La case contenant le système de récupération doit rester opérationnelle lorsqu'elle supporte en compression longitudinale une force :

$$F = 2 \times \text{Accélération Max} \times M_{\text{sup}}$$

où M_{sup} est la masse de la partie supérieure

(numériquement l'accélération en m/s^2 et la masse en kg donnent F en Newton).

→ OK, Posons $\text{Acc}_{\text{max}}=7 \cdot g$ et $M_{\text{sup}}=3\text{kg}$, d'où $F=2 \cdot 7 \cdot 3=42\text{kg}$

REC9 : En position fermée, la porte latérale ne doit pas dépasser du profil de la fusée.

→ OK.

REC10 : La porte ne doit pas s'ouvrir ou se bloquer lorsqu'on applique un couple de torsion de 1 N.m entre le haut et le bas de la fusée.

→ OK.

Le système de récupération / Systèmes pneumatiques

SECU9 : Les gaz comprimés utilisés comme source d'énergie ou comme vecteur d'énergie doivent être ininflammables.

→ OK, Air ambiant

SECU10 : Les réservoirs de gaz comprimés doivent être équipés d'une purge permettant de les vidanger indépendamment du fonctionnement du système qu'ils alimentent.

→ **Attention** : Cette règle s'applique mal au système de vérin pneumatique utilisé sur Courage, où le seul réservoir est le corps du vérin simple effet. Purger la pression du vérin aura pour action inévitable de faire remonter la tige du vérin grâce au ressort de rappel intégré.

Néanmoins, nous avons prévu de bloquer la double-séparation qui a lieu dès que la tige est remontée en insérant des vis goujons depuis l'extérieur de la fusée.

SECU11 : $CS \geq 2$

où CS est le coefficient de sécurité (rapport entre la valeur maximale que peut supporter un équipement et la valeur normale).

→ **Attention** : Cette règle sert à éviter qu'un réservoir n'explose s'il est surgonflé. Dans notre cas, le vérin se met à fuir si la pression dépasse la pression nominale. Il n'y a donc aucun risque d'explosion, le CS est donc bien >2 dans le sens de la sécurité. De plus, nous avons récemment ajouté un limiteur de pression réglé à 5 bars sur le tuyau de pompage, évitant d'abîmer le vérin par surpression sans s'en soucier quand on pompe.

SECU12 : Le matériel au sol de remplissage des réservoirs de gaz comprimés doit être équipé au minimum :

- soit d'une mesure de pression permettant de contrôler la pression de gonflage,
- soit d'une valve de sécurité, tarée au plus à 1,5 fois la pression de fonctionnement.

A l'exception d'une conception telle que la pression maximale produite soit toujours inférieure à 1,5 fois la pression de fonctionnement.

→ OK, La pompe manuelle de gonflage (pompe à vélo) est équipée d'un manomètre. De plus, le vérin se met à fuir si la pression dépasse ($>8\text{bar}$) la pression nominale (6bar). De plus, nous avons récemment ajouté un limiteur de pression réglé à 5 bars sur le tuyau de pompage, évitant d'abîmer le vérin par surpression sans s'en soucier quand on pompe.

SECU13 : Les systèmes pneumatiques doivent avoir une autonomie de 2 heures minimum. La mise en pression ou en dépression ne peut se faire sur rampe pour des raisons de temps.

→ **Dérogation** : Il est possible que l'autonomie de notre système pneumatique ne tienne pas sous pression pendant 2 heures. Pour cette raison, nous effectuerons un regonflage juste avant l'insertion finale en rampe.

SECU14 : Les systèmes pneumatiques ne doivent pas éjecter de pièces à l'extérieur de la fusée.

(Plus généralement, pièces éjectées par la fusée.)

→ **Dérogation** : Le système de la double-séparation utilise des billes qui ne peuvent pas être retenus dans la fusée et qui s'échappent par l'ouverture créée par la séparation des différentes parties de la fusée.

Néanmoins, le système de vérin pneumatique ne communique aucune énergie aux billes, qui ont donc une vitesse initiale quasi-nulle. Il n'y a aucun danger lors des manipulations au sol.

Le système de récupération / Le ralentisseur

REC13 : Le ralentisseur doit être suffisamment solide pour résister au choc à l'ouverture.

→ **Formule** : Dans le cas d'une ouverture parachute après la fin de propulsion (cas nominal pour le parachute 1), la vitesse est très importante (considérons $V=120\text{m/s}$). L'application des formules et des coefficients de sécurité ($1.25*1.2*2$) pour le dimensionnement n'est pas envisageable. Aussi avons nous affiné les formules d'après les indications fournies par le constructeur de nos parachutes (Aérazur) pour dimensionner le reste de la chaîne parachute (émerillon, corde, attache).

La solidité de la toile et des suspentes a été validée par Aérazur.

(Voir dossier de conception v2.1 page 47 à 58)

Voir en annexe

REC14 : Dans le cas de l'utilisation d'un parachute, celui-ci doit être équipé d'un anneau anti-torche (également appelé glisseur).

→ OK, Utilisation d'émerillons.

Qualité

QUAL1 : Le club doit établir assez tôt un planning détaillé de son projet allant jusqu'à l'exploitation des résultats. Il doit également répartir les tâches entre les différents participants au projet.

→ OK, Voir le planning dans le dossier de conception

QUAL2 : Le club doit réaliser les plans de tous les sous-ensembles électriques et mécaniques.

→ OK, Voir les plans mécaniques et schémas électroniques.

QUAL3 : Le club doit réaliser les plans d'intégration de l'ensemble des éléments de la fusée.

→ OK, Voir le dossier de conception.

QUAL4 : Le club doit réaliser les plans de câblage électrique.

→ OK, Voir le schéma électronique de câblage

QUAL5 : Le club doit disposer de la documentation technique de l'ensemble des composants électriques et électroniques qu'il utilise.

→ OK, Voir la liste des datasheets disponibles en annexe du dossier de conception

QUAL6 : La tenue mécanique de tous les éléments de la fusée doit leur permettre de fonctionner correctement lorsqu'ils sont soumis aux perturbations du vol (accélération, vibrations, ...).

→ OK, Utilisation de connecteurs à verrouillage (clip).

Sécurité

SECU1 : Tout système actif modifiant le lacet ou le tangage de la trajectoire est interdit. Tout système modifiant le roulis est interdit en phase propulsée.

→ OK, Rien À Signaler

SECU2 : Il est interdit d'embarquer à bord des fusées des produits pouvant être dangereux.

→ OK, Rien À Signaler

SECU3 : Il est interdit d'embarquer à bord des fusées des animaux morts ou vivants.

→ OK, Rien À Signaler

SECU4 : Les systèmes qui commandent des processus actifs sur rampe avant le décollage doivent être équipé d'un système permettant au P.C. de connaître leur état à chaque instant.

→ OK, Rien À Signaler

Sécurité / Systèmes pneumatiques

SECU9 : Les gaz comprimés utilisés comme source d'énergie ou comme vecteur d'énergie doivent être ininflammables.

→ OK, Air ambiant

SECU10 : Les réservoirs de gaz comprimés doivent être équipés d'une purge permettant de les vidanger indépendamment du fonctionnement du système qu'ils alimentent.

→ **Attention** : Cette règle s'applique mal au système de vérin pneumatique utilisé sur Courage, où le seul réservoir est le corps du vérin simple effet. Purger la pression du vérin aura pour action inévitable de faire remonter la tige du vérin grâce au ressort de rappel intégré.

Néanmoins, nous avons prévu de bloquer la double-séparation qui a lieu dès que la tige est remontée en insérant des vis goujons depuis l'extérieur de la fusée.

SECU11 : $CS \geq 2$

où CS est le coefficient de sécurité (rapport entre la valeur maximale que peut supporter un équipement et la valeur normale).

→ **Attention** : Cette règle sert à éviter qu'un réservoir n'explose s'il est surgonflé. Dans notre cas, le vérin se met à fuir si la pression dépasse la pression nominale. Il n'y a donc aucun risque d'explosion, le CS est donc bien >2 dans le sens de la sécurité. De plus, nous avons récemment ajouté un limiteur de pression réglé à 5 bars sur le tuyau de pompage, évitant d'abîmer le vérin par surpression sans s'en soucier quand on pompe.

SECU12 : Le matériel au sol de remplissage des réservoirs de gaz comprimés doit être équipé au minimum :

- soit d'une mesure de pression permettant de contrôler la pression de gonflage,
- soit d'une valve de sécurité, tarée au plus à 1,5 fois la pression de fonctionnement.

A l'exception d'une conception telle que la pression maximale produite soit toujours inférieure à 1,5 fois la pression de fonctionnement.

→ OK, La pompe manuelle de gonflage (pompe à vélo) est équipée d'un manomètre. De plus, le vérin se met à fuir si la pression dépasse ($>8\text{bar}$) la pression nominale (6bar). De plus, nous avons récemment ajouté un limiteur de pression réglé à 5 bars sur le tuyau de pompage, évitant d'abîmer le vérin par surpression sans s'en soucier quand on pompe.

SECU13 : Les systèmes pneumatiques doivent avoir une autonomie de 2 heures minimum. La mise en pression ou en dépression ne peut se faire sur rampe pour des raisons de temps.

→ **Dérogation** : Il est possible que l'autonomie de notre système pneumatique ne tienne sous pression pendant 2 heures. Pour cette raison, nous effectuerons un regonflage juste avant l'insertion finale en rampe.

SECU14 : Les systèmes pneumatiques ne doivent pas éjecter de pièces à l'extérieur de la fusée.

(Plus généralement, pièces éjectées par la fusée.)

→ **Dérogation** : Le système de la double-séparation utilise des billes qui ne peuvent pas être retenus dans la fusée et qui s'échappent par l'ouverture créée par la séparation des différentes parties de la fusée.

Néanmoins, le système de vérin pneumatique ne communique aucune énergie aux billes, qui ont donc une vitesse initiale quasi-nulle. Il n'y a aucun danger lors des manipulations au sol.

Sécurité / Sécurité électrique

SECU15 : La ligne de mise à feu du moteur est inaccessible à l'expérience. Par contre un Top feu est disponible au pupitre de mise à feu pour commander des systèmes annexes non embarqués (appareil photo, ...).

→ OK, Rien À Signaler

SECU16 : Les tensions supérieures à 30 V sont interdites dans la fusée.

→ OK, La d.d.p. (différence de potentiel électrique) maximale est de 18V.

Mise en œuvre / Stabilité

STAB1 : Vitesse en sortie de rampe > 20 m/s

→ OK, d'après Trajec.

STAB2 : Finesse : $10 < f < 35$

→ OK.

STAB3 : Portance : $15 < C_n < 40$

→ **Formule** : valeurs calculées par le Code Missile de l'ONERA.

→ OK sur les valeurs à respecter.

STAB4 : Marge Statique : $2 < MS < 6$

→ **Formule** : valeurs calculées par le Code Missile de l'ONERA.

→ OK sur les valeurs à respecter.

STAB5 : Produit $MS \times C_n = C_m$: $40 < C_m (< 100)$, un produit supérieur à 100 nécessite des conditions de lancement particulières.

→ **Formule** : valeurs calculées par le Code Missile de l'ONERA.

→ OK sur les valeurs à respecter.

Voir pourquoi nous n'utilisons pas Trajec en annexe.

Mise en œuvre / Compatibilité rampe

CR1 : La fusée doit être compatible avec au moins une des 4 rampes...

→ OK : Voir les fiches contrôles Courage.

CR2 : Toutes les fusées doivent avoir 4 ailerons identiques.

→ OK : **Remarque** : S'agissant d'une fusée bi-étage, il y a 8 ailerons répartis entre les empennages de chaque étage, correctement alignés d'un étage à l'autre.

CR3 : Les zones devant être accessibles (interrupteurs, voyants, prise d'initialisation, ...) doivent se trouver à $\pm 20^\circ$ dans l'alignement des ailerons.

→ OK.

CR4 : D'éventuels éléments éjectés doivent se trouver dans une zone accessible autre que celle de signalisation ou de mise en oeuvre.

→ OK : Rien À Signaler

CR5 : La fusée doit être prévue pour être introduite horizontalement dans la rampe.

→ OK, Voir chronologie.

CR6 : Angle des cordons arrachables : 5 à 30°.

→ OK.

CR7 : Les interrupteurs de mise en oeuvre doivent être accessibles de l'extérieur de la fusée, sans démontage.

→ OK.

CR8 : En rampe, le diamètre extérieur de la fusée devra être le même tout au long de la fusée entre le bas du cône et le bas du moteur.

Donc si la fusée a une jupe ou un rétreint, le club devra prévoir des coquilles pour supprimer la différence de diamètre extérieur lors du glissement dans la rampe.

→ OK.

Mise en œuvre / Compatibilité propulseur

CP1 : Le contact entre le moteur et la plaque de poussée doit être plan.

→ OK : Voir les plans mécaniques.

CP2 : Le goujon du moteur sera vissé sur la plaque de poussée. Il ne devra supporter aucun effort dû à la propulsion.

→ OK : Voir les plans mécaniques.

CP3 : Les impératifs spécifiques à chaque propulseur, décrits dans le cahier propulseur, devront être respectés.

→ OK : Voir les plans mécaniques.

CP4 : Les fusées équipées d'un rétreint à l'arrière du moteur doivent laisser une zone d'accessibilité de diamètre supérieure à 80 mm derrière la tuyère afin que le pyrotechnicien puisse facilement mettre en place la cane d'allumage.

→ OK : Voir les plans mécaniques, Rien À Signaler.

Mise en œuvre / Chronologie

CHRONO1 : Le club doit établir assez tôt une « check-list » très détaillée, présentée chronologiquement, de la mise en oeuvre de la fusée.

→ OK, Voir la chronologie

L'exploitation des résultats

EXP1 : L'expérience devra faire l'objet d'un compte-rendu détaillé.

→ OK.

Annexes détaillant les formules proposées

Pour chacune des 4 règles suivantes, les formules du Cahier des Charges fusex ne peuvent pas s'appliquer à la fusée Courage.

MEC 2b : Calcul de la charge latérale équivalente (Flèche < 1 % (composante 'dynamique'))

MEC 5 : Calcul de l'effort transversal (Résistance transversale des ailerons)

REC 13 : Calcul de la force choc (Solidité de la chaîne parachute)

STAB 345 : Calcul des coefficients aérodynamique (Stabilité hors Trajec)

Nous proposons d'autres formules, qui sont applicables au projet Courage.

Les critères du cahier des charges sont alors vérifiés en se basant sur ces formules.

MEC 2b : Flèche dynamique, aéroélasticité :

Calcul du test sous charge (force latérale équivalente)

Proposition de modification de la règle des Cahier des Charges minif et fusex concernant la flèche dite 'dynamique'

Introduction :

Dans les versions 2004 des cahiers des charges pour mini-fusées et fusées expérimentales, la règle concernant le test de flèche (VL5 & MEC2b) a été complétée par un second test de flèche sous charge, censé prémunir contre les conséquences du phénomène d'aéroélasticité des fusées (flexion sous l'effet de l'accélération, qui peut conduire à sa rupture ou pourrait modifier sa trajectoire (non prouvé)).

Refaire le même test avec une masse de <X> appliquée au bas de l'ogive (haut du corps).

La flèche doit être £ 1% par rapport à la position à vide.

Ce (double) test garantit (...) que la tenue mécanique en flexion de la fusée résistera aux efforts du vol sans influencer de façon critique sur celui-ci.

La valeur de la masse dépend du propulseur : 50g en Wapiti, 500g en Cariacou, 5kg en Isard & Chamois

Problème :

L'application pratique de ces valeurs pose problème dans un grand nombre de cas.

Outre le non-respect des tolérances fixé par la règle, l'application d'une charge si importante au niveau de l'ogive peut détériorer certaines fusées, qui sont pourtant aptes au vol.

Solution proposée :

Un certain nombre de bénévoles Planète-Sciences se sont alors penché sur le problème, et sur la méthode de calcul employé par le CNES.

Il en ressort que certaines des hypothèses qui ont conduit aux valeurs ci-dessous sont trop fortes.

En particulier, la masse de la fusée (sans propulseur) était considérée comme concentrée au bas de l'ogive.

Nous proposons de supposer que la masse de la fusée est linéairement répartie.

La flèche de la fusée doit alors être $\leq 1\%$ (coefficient de sécurité de 2) par rapport à la position à vide

lorsqu'on applique une masse au bas de l'ogive de : $F_{\text{LatéraleEquivalente}} = \frac{2}{100} \times \frac{3}{8} \times \text{Poussée}$ (en N).

(Même formulation qu'actuellement, seule la valeur de la masse change)

L'application de la méthode à chacun des propulseurs donne les résultats suivant :

Propulseur	Poussée max (N)	Force latérale équivalente à appliquer		
		(N)	(kg)	(~ grammes)
Wapiti	60	0,45	0,046	50
Cariacou	300	2,250	0,229	250
Isard	800	6,000	0,612	600
Chamois	1050	7,875	0,804	800

Le détail des calculs est donné dans les pages suivantes.

Calculs détaillés :

Supposons une fusée souple à accélération max (juste après la sortie de rampe).
 La vitesse étant faible, les forces aérodynamiques sont négligées.
 La flèche en sortie de rampe est supposée égale à 2%.

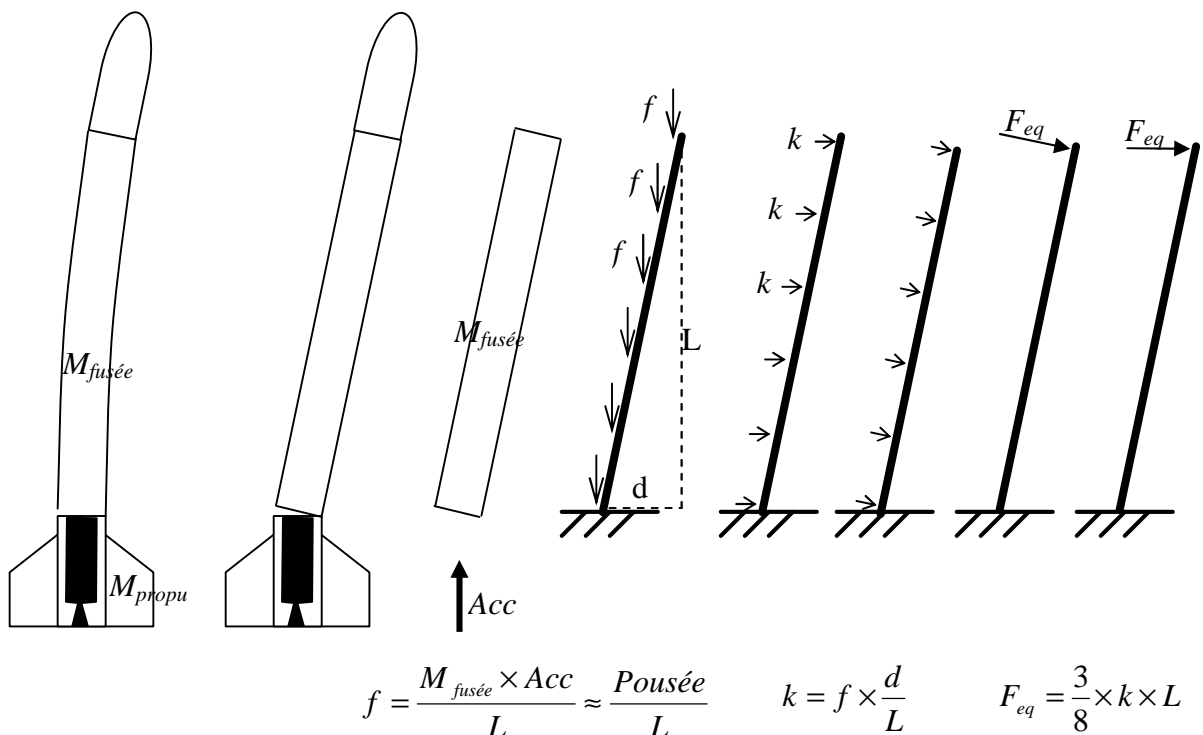
Pour simplifier les calculs, on considérera que la fusée est rectiligne et de pente constante.
 Cela veut dire que toute la flèche se crée au niveau de la plaque de poussée.
 Cette simplification tend à augmenter la force latérale équivalente, elle est donc acceptable.

On supposera que la masse de la fusée sans propulseur est linéairement répartie,
 entre la plaque de poussée et le bas de l'ogive.

Cette hypothèse peut paraître trop complaisante, car elle ne tiendrait pas compte d'une masselotte haut placée et mal centrée. Néanmoins, le fait de considérer que les masses de la partie basse (bague aileron, ailerons) et de l'ogive sont ramenées entre la plaque de poussée et le bas de l'ogive, ce fait a tendance à remonter la position du centre de gravité (sauf ogive très longue ou très lourde), et donc a tendance à amplifier le phénomène de flexion due à l'accélération.
 Cette hypothèse est donc acceptable.

Pour simplifier les calculs, on fera enfin une approximation des petits angles, soit :
 $\cos(\arctan 2\%) = 0.9998 \approx 1$

La démarche est alors la suivante :



D'un point de vue global, la fusée est soumise à la poussée et à la gravité.

Pour simplifier, on majore l'accélération, ce qui revient à ne pas considérer la gravité.

Le Principe Fondamental de la Dynamique (PFD) donne alors : $Acc = \frac{Poussée}{M_{totale}}$

Si on observe maintenant les efforts internes à la fusée, sans s'intéresser au propulseur :

la force que ressent la fusée sous l'effet de l'accélération est : $F_{fusée} = M_{fusée} \times Acc$

En remplaçant Acc dans la dernière équation, on en déduit : $F_{fusée} = Poussée \times \frac{M_{fusée}}{M_{totale}}$

Pour simplifier, et s'affranchir de la masse de la fusée (ce qui donnerait une formule algébrique), on considère la force $F_{fusée}$ maximale, c'est à dire $F_{fusée} = Poussée$

Comme la masse est répartie, le coefficient de charge en N/m est : $f_{fusée} = \frac{Poussée}{L}$

La compression ne nous intéressant pas ici, transformons la force axiale répartie en force latérale répartie,

à l'aide du rapport des bras de levier (qui est constant) : $k = f_{fusée} \frac{d}{L} = f_{fusée} \frac{2}{100}$

Comme il n'est pas pratique d'appliquer une force répartie, calculons la force ponctuelle équivalente à appliquer au niveau du bas de l'ogive, telle que la flèche au niveau de l'ogive soit identique.

Pour cela, utilisons les résultats de la déformation (flèche y) d'une poutre en flexion.

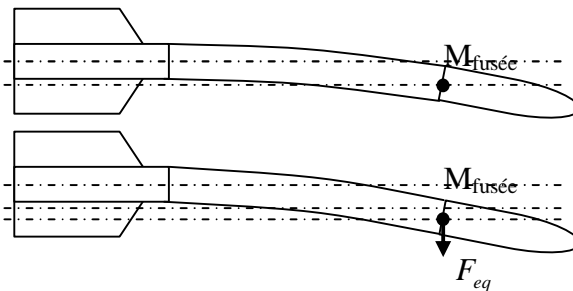
Pour une charge répartie : $y = \frac{k.L^4}{8.E.I}$

Pour une charge concentrée : $y = \frac{Feq.L^3}{3.E.I}$

D'où : $Feq = \frac{3}{8} \times k \times L$

Au final, on en déduit que pour simuler l'effet de l'accélération sur une fusée présentant une flèche de 2%,

il faut appliquer une force latérale équivalente de : $F_{LatéraleEquivalente} = \frac{2}{100} \times \frac{3}{8} \times Poussée$



Maintenant que l'on a calculé la force latérale équivalente à l'effet d'une flèche de 2%, réfléchissons à ce que l'on peut en faire.

On sait que plus la flèche est importante, plus cet effort transversal est important (proportionnel à d). Si on assimile la fusée à une poutre en flexion, on sait aussi que plus la flèche est importante, plus la force de réaction de la fusée est importante (théoriquement proportionnel à d).

Logiquement, il faudrait donc faire le test suivant :

On exerce un effort transversal sur l'ogive de la fusée de la valeur équivalente (calculée à 2%).

- Si la flèche mesurée est inférieure à 2%, cela signifie que la fusée est assez rigide, et que si on impose une flèche de 2%, la réaction de la fusée serait supérieure à la force équivalente et la flèche diminuerai.
- Si la flèche mesurée est supérieure à 2%, cela signifie que la fusée n'est pas assez rigide, et que si on impose une flèche de 2%, la réaction de la fusée serait inférieure à la force équivalente et la flèche augmentera.

Une petite précision est nécessaire : une fusée ne se comporte pas exactement comme une poutre en flexion, notamment à cause du jeu de l'assemblage des pièces. Il n'y a pas proportionnalité entre flèche et force de réaction, mais linéarité à partir d'une certaine flèche.

La solution, proposée par le CNES dans la règle actuelle, consiste à prendre comme référence la fusée chargée par son propre poids (fusée à l'horizontale).

Refaire le même test avec une masse de $\langle X \rangle$ appliquée au bas de l'ogive (haut du corps).

La flèche doit être $\leq x\%$ par rapport à la position à vide.

Application d'un coefficient de sécurité de 2 :

La solution, proposée par le CNES dans la règle actuelle, consiste à calculer la force latérale équivalente à une flexion de 2%, et vérifier que sous l'application de cette charge, la flèche n'augmente pas de plus de 1%. Cela revient au même que de faire les calculs pour une flèche en sortie de rampe de 1%, puis à appliquer le coefficient de sécurité sur la valeur de la charge.

Refaire le même test avec une masse de $\langle X \rangle$ appliquée au bas de l'ogive (haut du corps).

La flèche doit être $\leq 1\%$ par rapport à la position à vide.

(Même formulation qu'actuellement, seule la valeur de la masse change)

Remarque :

Pour des fusées ne supportant pas une telle masse, il est possible de tout réduire lors des contrôles.

Par exemple, calculer la force latérale équivalente à une flexion de 1%, et vérifier que sous l'application de cette charge, la flèche n'augmente pas de plus de 0.5%. Attention cependant à la précision de mesure.

MEC 5 : Résistance transversale des ailerons

Calcul de l'effort transversal

Proposition de modification de la règle du Cahier des Charges fusex concernant la résistance transversale des ailerons

Introduction :

Dans les versions 2004 des cahiers des charges pour fusées expérimentales, le coefficient de la règle concernant la résistance transversale des ailerons a été fortement augmentée (par rapport aux versions antérieures (**0,052**)).

Une force $F = 1.2 \times \text{Surface d'un aileron} \times V_{\text{max}}^2$ (en NEWTON) doit entraîner une flèche transversale des ailerons inférieure à 10° . (la surface en m^2 et la vitesse en m/s).

Problème :

L'application pratique de ces valeurs pose problème dans un grand nombre de cas.

Dès que la fusée va vite et/ou possède des grands ailerons, la force dépasse rapidement les 50kg.

Solution proposée :

Un certain nombre de bénévoles Planète-Sciences se sont alors penché sur le problème, et sur la méthode de calcul employé par le CNES.

Il en ressort que la nouvelle valeur ne correspond pas à la réalité physique (incidence 90° !).

La force latérale qui s'exerce sur un aileron en incidence peut s'exprimer sous la forme approchée :

$$F = \frac{1}{2} r \cdot S \cdot C_x \cdot V^2 \cdot \sin(i)$$

En prenant $r=1.2$, $C_x=1$, $i=5^\circ$, on retrouve l'ancien coefficient **0,052**.

Appliquons un coefficient de sécurité de 2, on obtient alors un coefficient d'environ **0,1**.

REC 13 : Solidité de la chaîne parachute

Calcul de la force choc

Introduction :

Le parachute du 1^{er} étage s'ouvre à vitesse quasi-maximum, et doit résister à une force-choc importante. Dans les cas dégradés, le parachute du 2^{ème} étage doit aussi résister à une ouverture à vitesse maximum.

Problème :

L'application des formules et coefficients de sécurité du cahier des charges nous conduirait à surdimensionner la résistance de toutes les chaînes parachutes (plus de 2 Tonnes !!).

Solution proposée :

Affiner les formules de calculs, et diminuer légèrement les coefficients de sécurité.

Les parachutes nous sont fournis par la société Aerazur (filiale de Zodiac).

A partir des données que nous leur avons communiquées, ils ont dimensionné les parachutes.

Suite à notre demande, ils nous ont fourni leurs calculs, permettant de calculer notamment le choc à l'ouverture. Ci-dessous un e-mail, puis une feuille de calcul Excel, montrant l'utilisation du coefficient de choc dans le calcul de la force choc.

-----Message d'origine-----

De : NLarriere@zodiac.com [mailto:NLarriere@zodiac.com]

Envoyé : jeudi 24 mars 2005 09:44

À : Côme Léo

Objet : RE Calculs du projet Courage

Monsieur,

Comme promis, je vous transmets le calcul théorique du parachute Courage.
(See attached file: Calcul parachute Courage.ZIP)

Le rôle pris comme référence est de 1,225 kg/m² correspondant à l'atmosphère standard c'est-à-dire altitude =0 et température=15°C (ce qui sera votre cas)

Au niveau du calcul du choc à l'ouverture, nous avons l'habitude d'utiliser la méthode de la condition de masse, qui permet de vérifier l'influence de la masse sur l'écoulement du parachute dans l'air càd son SCx.

Pour information, si nous prenions votre méthode, aucun être humain ne pourrait être parachutiste car il se prendrait:

$0,5 \times 1.27 \times 75 (S) \times 70^2 (vitesse\ ouverture) = 238\ 000\ N$ soit env. 240 G Avec notre méthode, $0,5 \times 1.225 \times 75 \times 0.8 \times 70^2 \times 0.02 = 5700\ N$ soit env. 6G, ce qui est plus réaliste.

Si vous avez d'autres questions, n'hésitez pas à m'en faire part.

Meilleures salutations.

Noëlle LARRIERE

AERAZUR

Parachute and Protection Systems Division Parachutes and Physiological Protection
Department Tél: 33 1 41.23.24.56. <http://www.aerosafety.zodiac.com/>

Densité de l'air (kg/m3) 1,225

Calcul de la surface du parachute

issu de: $Mg = 1/2 * r\phi * SCx * v^2$
avec v: vitesse de descente

Masse de l'engin (kg) 13,5
Vitesse d'impact (m/s) 14,0
Vitesse à l'ouverture (m/s) 140,0

Surface spécifique SCx (m²) 1,103

Cx (sans) 0,60 0,65 0,70 0,75 0,80

Surface minimum requise (m²) 1,839 1,697 1,576 1,471 1,379

Type parachute retenu

Plat

Surface retenue (m²) 1,50
Cx 0,75

Calcul du choc à l'ouverture

Calcul de la condition de masse (kg/m²) 12,000
Calcul de la condition de masse (psf) 2,457
Coefficient masse infinie 1,700
Facteur correctif (masse finie) 0,220
Coefficient de choc (sans) 0,374

(=M/(SCx))
formule précédente mais unité différente
données de la littérature
données de la littérature
(=coeff masse infinie * coeff choc)

Choc à l'ouverture (N) 5051,10

issu de : $Choc = 1/2 * r\phi * SCx * v^2 * kc$
avec v: vitesse à l'ouverture
et kc: coefficient de choc

Décelération à l'ouverture (g) 38,14

Dimensionnement du parachute

Nbre de suspentes (sans) 8 12
Coefficient de sécurité (sans) 2
Résistance des suspentes (daN) 126,28 84,19

Pas entre deux suspentes (m) 0,5
Tension dans le tissu (N/m) 4501,88
Tension dans le tissu (daN/5cm) 22,51

Formule empirique définie par ARZ

Choix matériaux

Tissu:	TR 6514	Résistance: 125-130 daN/5cm
Suspentes:	R 617	Résistance: 250 daN
Ruban:	R 6801	Résistance: 250 daN

On constate que le choc à l'ouverture est d'environ **500kg** pour une ouverture à 140m/s.

Le parachute a été correctement dimensionné par Aerazur pour résister à cela.

Nous avons dimensionné la chaîne parachute en fonction de cette valeur :

Emerillon : Résistance rupture : 2 300 kg

Sangle : Résistance rupture dès qu'il y a un Nœud (1/2) : 900kg

Attache parachute (tout compris) : Résistance rupture minimum : 700 kg à 800 kg

STAB 3, 4 et 5 : Stabilité calculée par Trajec

Calculs des coefficients aérodynamique

Problématique :

Le logiciel de trajectographie et de stabilité 'trajec v2.3' ne prends pas en compte le phénomène de masquage des ailerons inférieurs par les ailerons supérieurs pour les fusées bi-empennages. Cela fausse fortement le calcul du coefficient de portance angulaire $C_n\alpha$, et peut amener à de mauvaises conclusions concernant la stabilité d'une telle fusée.

Solution proposée :

L'utilisation du 'code missile' développé par l'ONERA, en partenariat avec le CNES notamment, permet de prendre en compte ce phénomène de masquage des ailerons.

Vocabulaire :

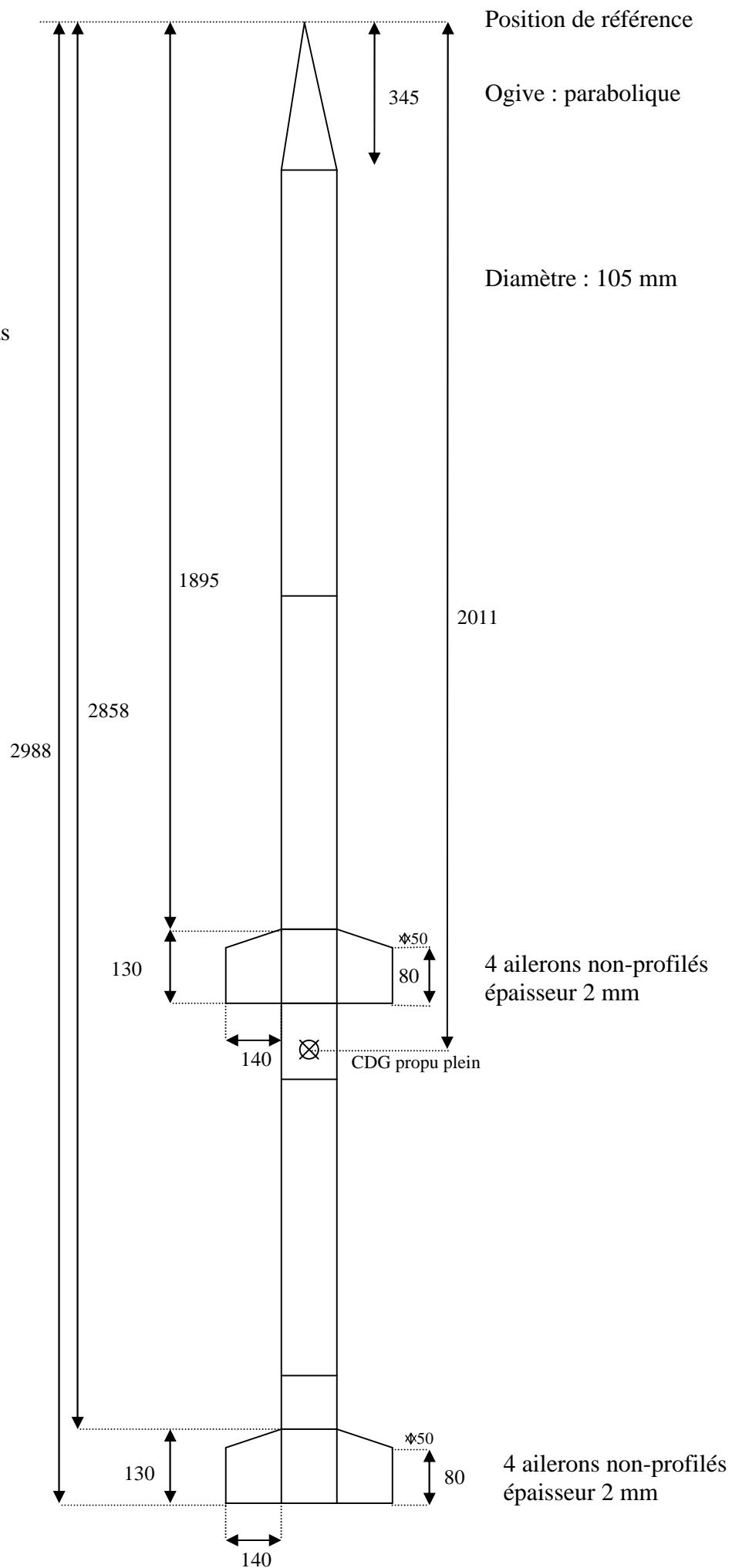
Dans toute cette partie notamment, la notion de stabilité s'entend au sens des critères CNES et Planète-Sciences concernant le coefficient de portance angulaire $C_n\alpha$, la marge statique MS, et leur produit $MS \times C_n\alpha$.

Considérons au départ une premièrement configuration d'ailerons, décrite page suivante, et nommée 'Pour des ailerons inf de 140 mm de largeur'.

ESO
Fusée Courage

Contact :
Léo Côme
lcome@free.fr

A déterminer :
Cna et Xcp
- de l'empennage bas
- de toute la fusée



Voici la comparaison des résultats des deux codes de calculs.

Données Trajec	
Hauteur E	h140

Données code missile	
Hauteur E	h140
Vitesse	Mach 0,2

Résultat Trajec

Résultat code missile	
Cnalpha	22,576
Xf/D	18,831

Critères		
Finesse	10	35
Cn	15	40
Ms	2	6
Ms*Cn	40	500

Attention si >100

Résultats			
Finesse	28,5		OK
Cn	29,0		OK
XCp	2274		
Ms	2,50	3,30	OK
Ms*Cn	72,5	95,7	OK

Conclusion	STABLE
------------	--------

Critères		
Finesse	10	35
Cn	15	40
Ms	2	6
Ms*Cn	40	500

Attention si >100

Résultats			
Finesse	28,5		OK
Cn	22,6		OK
XCp	1977		
Ms	-0,32	0,63	NOK
Ms*Cn	-7,3	14,2	NOK

Conclusion	INSTABLE
------------	----------

Comme on peut le voir, cette configuration est donnée pour stable par Trajec, alors qu'en réalité elle ne l'est pas à cause du phénomène de masquage.

Nous avons donc dimensionné les ailerons inférieurs de telle sorte que la fusée bi-empennage soit stable selon le code ONERA.

Pour cela, nous avons du itérer presque 10 fois sur la 'largeur' des ailerons inférieurs.

Au final, nous avons retenus des ailerons inférieurs ayant une 'largeur' de 230mm.

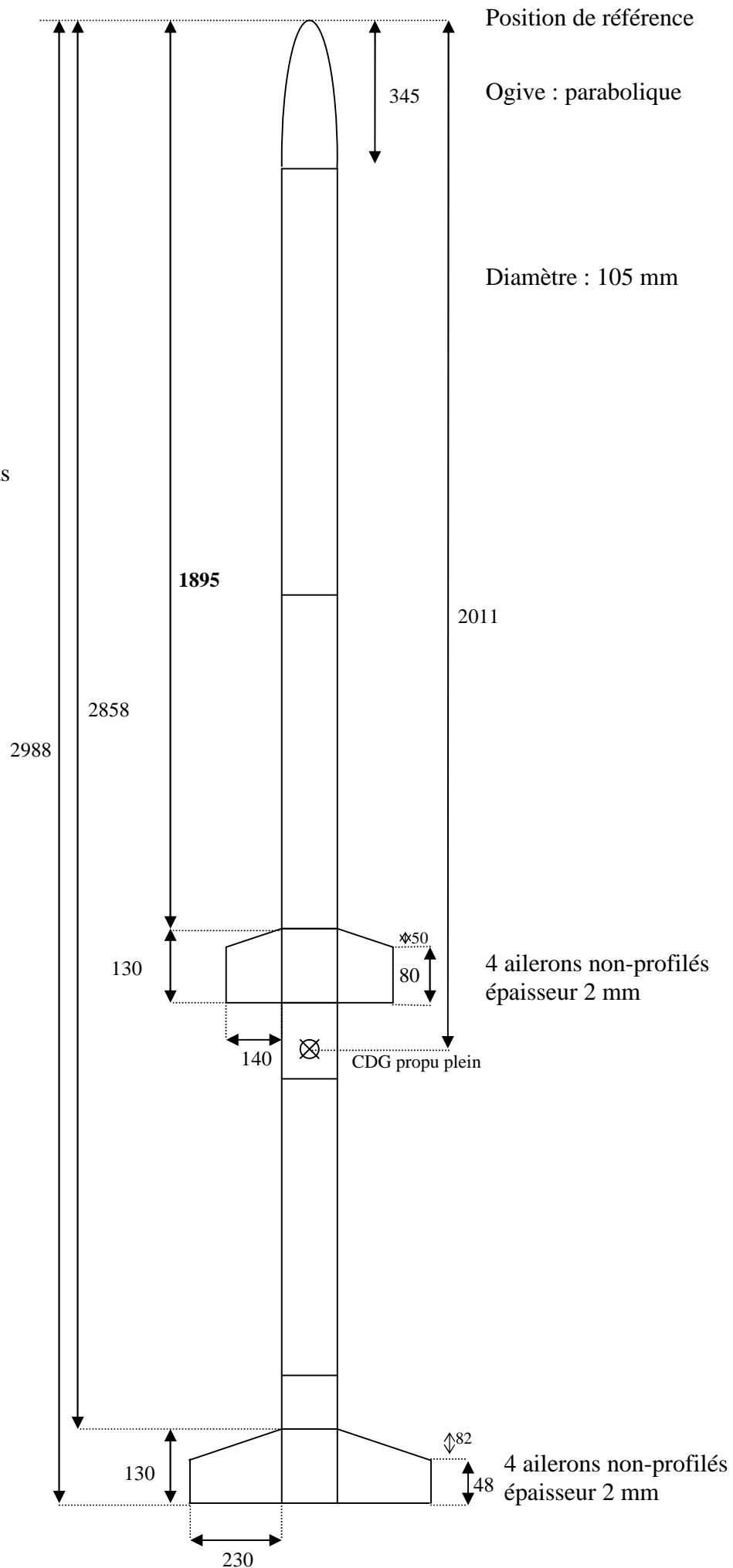
Cette configuration est rappelée page suivante.

ESO
Fusée Courage

Contact :
Léo Côme
lcome@free.fr

Vitesse :
Mach 0.5 maximum

A déterminer :
Cna et Xcp
- de l'empennage bas
- de toute la fusée



Voici la comparaison des résultats des deux codes de calculs.

Données Trajec	
Hauteur E	h230

Données code missile	
Hauteur E	h230
Vitesse	Mach 0,2

Résultat Trajec

Résultat code missile	
Cnalpha	32,93
Xf/D	21,642

Critères		
Finesse	10	35
Cn	15	40
Ms	2	6
Ms*Cn	40	500

Attention si >100

Résultats			
Finesse	28,5		OK
Cn	39,4		OK
XCp	2452		
Ms	4,20	4,90	OK
Ms*Cn	165,5	193,1	OK

Conclusion	STABLE
------------	--------

Critères		
Finesse	10	35
Cn	15	40
Ms	2	6
Ms*Cn	40	500

Attention si >100

Résultats			
Finesse	28,5		OK
Cn	32,9		OK
XCp	2272		
Ms	2,49	3,44	OK
Ms*Cn	82,0	113,3	OK

Conclusion	STABLE
------------	--------

Comme on peut le voir, cette configuration est donnée pour très limite-surstable par Trajec, alors qu'en réalité elle est parfaitement stable.

Les données brutes du résultat du code missile sont données ci-après :

Configuration : ESO_Courage_h140

***** DEFINITION DE LA GEOMETRIE *****

_ DESCRIPTION DU MISSILE

FUSELAGE AVEC 2 SERIES DE VOILURES

_ GRANDEURS DE REFERENCE

LONGUEUR DE REFERENCE : D (Diamètre) (105mm)
 SURFACE DE REFERENCE : $\pi \cdot D^2 / 4$
 CENTRE DE RESOLUTION XM (CdG) : 19.152 CALIBRES / pointe avant (2010.96)

_ DEFINITION DU FUSELAGE

TYPE D'OGIVE : CONIQUE
 ALLONGEMENT DU CONE : 3.286 CALIBRES (345.03)
 1/2 ANGLE DU CONE : 8.652 DEGRES
 EMOUSSEMENT DE L'OGIVE : 0.000 CALIBRES
 ALLONGEMENT DU CYLINDRE : 25.171 CALIBRES (2642.955)
 ALLONGEMENT TOTAL DU MISSILE : 28.457 CALIBRES (2987.985)
 DIAMETRE DU FUSELAGE AMONT (D) : 0.105 METRES
 DIAMETRE DE SORTIE DE LA TUYERE : 0.000 METRES

_ DEFINITION DE L'AILE AVANT

NOMBRE D'ELEMENTS : 4
 EFFILEMENT : 0.615
 ALLONGEMENT : 2.666
 R/S : 0.273
 ABSCISSE DE L'APEX : 18.047 CALIBRES (1894.935)
 XH/C : 0.500
 CORDE EMLANTURE : 1.238 CALIBRES (129.99)
 CORDE D'EXTREMITÉ : 0.762 CALIBRES (80.01)
 HAUTEUR : 1.333 CALIBRES (139.965)
 FLECHE AU BORD D'ATTAQUE : 19.654 DEGRES
 FLECHE AU BORD DE FUITE : 0.000 DEGRES
 POSITION EN ROULIS : 0.000 DEGRES
 S.DEMI-AILE/SREF : 1.697
 RAYON A L'EMPLANTURE : 0.500
 PROFIL : LOSANGIQUE
 PARAMETRES DU PROFIL (X1,X2) : 50.000 % 50.000 %
 EPAISSEUR RELATIVE : 4.000 %
 EPAISSEUR DU BORD DE FUITE : 0.000 %

_ DEFINITION DE L'AILE ARRIERE

NOMBRE D'ELEMENTS : 4
 EFFILEMENT : 0.615
 ALLONGEMENT : 2.666
 R/S : 0.273
 ABSCISSE DE L'APEX : 27.219 CALIBRES (2857.995)
 XH/C : 0.500
 CORDE EMLANTURE : 1.238 CALIBRES
 CORDE D'EXTREMITÉ : 0.762 CALIBRES
 HAUTEUR : 1.333 CALIBRES
 FLECHE AU BORD D'ATTAQUE : 19.654 DEGRES
 FLECHE AU BORD DE FUITE : 0.000 DEGRES
 POSITION EN ROULIS : 0.000 DEGRES
 S.DEMI-AILE/SREF : 1.697
 RAYON A L'EMPLANTURE : 0.500
 PROFIL : LOSANGIQUE
 PARAMETRES DU PROFIL (X1,X2) : 50.000 % 50.000 %
 EPAISSEUR RELATIVE : 4.000 %
 EPAISSEUR DU BORD DE FUITE : 0.000 %

```

-----
Conditions du calcul
- Mach      : 0.200
- Reynolds/m : 9.52 million(s)
- Transition : naturelle
-----

```

***** RESULTATS OBTENUS (A INCIDENCE NULLE) *****

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DU FUSELAGE

```

-----
CNalpha = 2.962      XF/ALO = 1.792
                XF/D   = 5.890 (618.45)

```

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE AVANT

```

-----
CNalpha = 2.804      XF/C = 0.360      (37.8)      (Sref=Saile)
                YF/H = 0.427

```

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

```

Ka = 1.150      Kf = 0.393      XF/C = 0.323      (incidence)
AL44 = 0.808    AL43 = 0.147    AL42 = 0.055    (braquage)
KPHI = 0.500                                (roulis)

```

EFFORTS GLOBAUX

```

CNalpha = 14.689   XF/D   = 18.482   YF/D   = 1.069      (1940.61)
CNdelta = 10.876   Cmdelta = 7.292   CLdelta = 10.713

```

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE ARRIERE

```

-----
CNalpha = 2.804      XF/C = 0.360      (Sref=Saile)
                YF/H = 0.427

```

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

```

Ka = 1.150      Kf = 0.393      XF/C = 0.323      (incidence)
AL44 = 0.808    AL43 = 0.147    AL42 = 0.055    (braquage)
KPHI = 0.500                                (roulis)

```

EFFORTS GLOBAUX

```

CNalpha = 14.688   XF/D   = 27.654   YF/D   = 1.069      (2903.67)
CNdelta = 10.876   Cmdelta = -92.462  CLdelta = 10.713

```

- CALCUL DE L'INTERACTION AILE AVANT / AILE ARRIERE

```

-----
CNalphaI= -9.763    XF/D = 27.654

```

```

*****
*          CONFIGURATION COMPLETE          *
*          -----                          *
* CNalpha      : 22.576 *
* XF/D         : 18.831 * (1977.255)
*
* CA(sans culot) : 0.284 *
* CA(phase balistique) : 0.418 *
*
* Cmq         : -1324.7 *
* Clp         : -34.5 *
*
*****

```

Conditions du calcul

- Mach : 0.300
- Reynolds/m : 9.52 million(s)
- Transition : naturelle

***** RESULTATS OBTENUS (A INCIDENCE NULLE) *****

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DU FUSELAGE

CNalpha = 2.962 XF/ALO = 1.792
 XF/D = 5.890

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE AVANT

CNalpha = 2.835 XF/C = 0.360 (Sref=Saile)
 YF/H = 0.430

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

Ka = 1.150 Kf = 0.393 XF/C = 0.323 (incidence)
AL44 = 0.808 AL43 = 0.147 AL42 = 0.055 (braquage)
KPHI = 0.500 (roulis)

EFFORTS GLOBAUX

CNalpha = 14.850 XF/D = 18.481 YF/D = 1.074
CNdelta = 10.995 Cmdelta = 7.376 CLdelta = 10.877

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE ARRIERE

CNalpha = 2.835 XF/C = 0.360 (Sref=Saile)
 YF/H = 0.430

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

Ka = 1.150 Kf = 0.393 XF/C = 0.323 (incidence)
AL44 = 0.808 AL43 = 0.147 AL42 = 0.055 (braquage)
KPHI = 0.500 (roulis)

EFFORTS GLOBAUX

CNalpha = 14.850 XF/D = 27.653 YF/D = 1.074
CNdelta = 10.995 Cmdelta = -93.472 CLdelta = 10.877

- CALCUL DE L'INTERACTION AILE AVANT / AILE ARRIERE

CNalphaI= -9.978 XF/D = 27.653

```
*****  
*             CONFIGURATION COMPLETE             *  
*             -----             *  
* CNalpha                : 22.683 *  
* XF/D                   : 18.807 *  
* CA(sans culot)        : 0.283 *  
* CA(phase balistique)  : 0.419 *  
* Cm                      : -1336.3 *  
* Clp                    : -34.7 *  
*             *  
*****
```

Conditions du calcul
- Mach : 0.500
- Reynolds/m : 9.52 million(s)
- Transition : naturelle

***** RESULTATS OBTENUS (A INCIDENCE NULLE) *****

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DU FUSELAGE

CNalpha = 2.992 XF/ALO = 1.796
 XF/D = 5.901

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE AVANT

CNalpha = 2.944 XF/C = 0.358 (Sref=Saile)
 YF/H = 0.437

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

Ka = 1.150 Kf = 0.393 XF/C = 0.323 (incidence)
AL44 = 0.808 AL43 = 0.147 AL42 = 0.055 (braquage)
KPHI = 0.500 (roulis)

EFFORTS GLOBAUX

CNalpha = 15.421 XF/D = 18.479 YF/D = 1.083
CNdelta = 11.418 Cmdelta = 7.682 CLdelta = 11.391

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE ARRIERE

CNalpha = 2.944 XF/C = 0.358 (Sref=Saile)
 YF/H = 0.437

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

Ka = 1.150 Kf = 0.393 XF/C = 0.323 (incidence)
AL44 = 0.808 AL43 = 0.147 AL42 = 0.055 (braquage)
KPHI = 0.500 (roulis)

EFFORTS GLOBAUX

CNalpha = 15.421 XF/D = 27.651 YF/D = 1.083
CNdelta = 11.418 Cmdelta = -97.044 CLdelta = 11.391

_ CALCUL DE L'INTERACTION AILE AVANT / AILE ARRIERE

CNalphaI= -10.764 XF/D = 27.651

```

*****
*              CONFIGURATION COMPLETE              *
*              -----              *
* CNalpha          : 23.069 *
* XF/D             : 18.699 *
*                 *
* CA(sans culot)   : 0.280 *
* CA(phase balistique) : 0.423 *
*                 *
* Cmq             : -1379.9 *
* Clp             : -35.3 *
*                 *
*****

```


Configuration : ESO_Courage_h230

***** DEFINITION DE LA GEOMETRIE *****

_ DESCRIPTION DU MISSILE

FUSELAGE AVEC 2 SERIES DE VOILURES

_ GRANDEURS DE REFERENCE

LONGUEUR DE REFERENCE : D [105mm]
 SURFACE DE REFERENCE : $\pi \cdot D^2 / 4$
 CENTRE DE RESOLUTION XM : 19.152 CALIBRES / pointe avant [2010.96]

_ DEFINITION DU FUSELAGE

TYPE D'OGIVE : CONIQUE
 ALLONGEMENT DU CONE : 3.286 CALIBRES [345.03mm]
 1/2 ANGLE DU CONE : 8.652 DEGRES
 EMOUSSEMENT DE L'OGIVE : 0.000 CALIBRES
 ALLONGEMENT DU CYLINDRE : 25.171 CALIBRES [2642.955mm]
 ALLONGEMENT TOTAL DU MISSILE : 28.457 CALIBRES [2987.985mm]
 DIAMETRE DU FUSELAGE AMONT (D) : 0.105 METRES
 DIAMETRE DE SORTIE DE LA TUYERE : 0.000 METRES

_ DEFINITION DE L'AILE AVANT

NOMBRE D'ELEMENTS : 4
 EFFILEMENT : 0.615
 ALLONGEMENT : 2.666
 R/S : 0.273
 ABSCISSE DE L'APEX : 18.047 CALIBRES [1894.935mm; "L"]
 XH/C : 0.500
 CORDE EMPLANTURE : 1.238 CALIBRES [129.99mm; "m"]
 CORDE D'EXTREMITE : 0.762 CALIBRES [80.01mm; "n"]
 HAUTEUR : 1.333 CALIBRES [139.965mm; "e"]
 FLECHE AU BORD D'ATTAQUE : 19.654 DEGRES
 FLECHE AU BORD DE FUITE : 0.000 DEGRES
 POSITION EN ROULIS : 0.000 DEGRES
 S.DEMI-AILE/SREF : 1.697
 RAYON A L'EMPLANTURE : 0.500
 PROFIL : LOSANGIQUE
 PARAMETRES DU PROFIL (X1,X2) : 50.000 % 50.000 %
 EPAISSEUR RELATIVE : 4.000 %
 EPAISSEUR DU BORD DE FUITE : 0.000 %

_ DEFINITION DE L'AILE ARRIERE

NOMBRE D'ELEMENTS : 4
 EFFILEMENT : 0.368
 ALLONGEMENT : 5.172
 R/S : 0.186
 ABSCISSE DE L'APEX : 27.219 CALIBRES [2857.995mm; "L"]
 XH/C : 0.500
 CORDE EMPLANTURE : 1.238 CALIBRES [129.99mm; "m"]
 CORDE D'EXTREMITE : 0.456 CALIBRES [47.88mm; "n"]
 HAUTEUR : 2.190 CALIBRES [229.95mm; "e"]
 FLECHE AU BORD D'ATTAQUE : 19.654 DEGRES
 FLECHE AU BORD DE FUITE : 0.000 DEGRES
 POSITION EN ROULIS : 0.000 DEGRES
 S.DEMI-AILE/SREF : 2.362
 RAYON A L'EMPLANTURE : 0.500
 PROFIL : LOSANGIQUE
 PARAMETRES DU PROFIL (X1,X2) : 50.000 % 50.000 %
 EPAISSEUR RELATIVE : 4.000 %
 EPAISSEUR DU BORD DE FUITE : 0.000 %


```

-----
Conditions du calcul
- Mach : 0.300
- Reynolds/m : 9.52 million(s)
- Transition : naturelle
-----

```

***** RESULTATS OBTENUS (A INCIDENCE NULLE) *****

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DU FUSELAGE

```

-----
CNalpha = 2.962   XF/ALO = 1.792
              XF/D   = 5.890

```

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE AVANT

```

-----
CNalpha = 2.835   XF/C = 0.360           (Sref=Saile)
              YF/H = 0.430

```

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

```

Ka = 1.150   Kf = 0.393   XF/C = 0.323   (incidence)
AL44 = 0.808   AL43 = 0.147   AL42 = 0.055   (braquage)
KPHI = 0.500                                     (roulis)

```

EFFORTS GLOBAUX

```

CNalpha = 14.850   XF/D = 18.481   YF/D = 1.074
CNdelta = 10.995   Cmdelta = 7.376   CLdelta = 10.877

```

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE ARRIERE

```

-----
CNalpha = 3.923   XF/C = 0.433           (Sref=Saile)
              YF/H = 0.430

```

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

```

Ka = 1.020   Kf = 0.257   XF/C = 0.350   (incidence)
AL44 = 0.808   AL43 = 0.178   AL42 = 0.062   (braquage)
KPHI = 0.500                                     (roulis)

```

EFFORTS GLOBAUX

```

CNalpha = 23.670   XF/D = 27.735   YF/D = 1.441
CNdelta = 19.912   Cmdelta = -170.896   CLdelta = 25.122

```

- CALCUL DE L'INTERACTION AILE AVANT / AILE ARRIERE

```

-----
CNalphaI= -8.241   XF/D = 27.735

```

```

*****
*          CONFIGURATION COMPLETE          *
*          -----                          *
* CNalpha          : 33.241                *
* XF/D             : 21.654                *
* CA(sans culot)   : 0.292                *
* CA(phase balistique) : 0.428          *
* Cmqs             : -2006.7              *
* Clp              : -79.4                *
*****

```



```

-----
Conditions du calcul
- Mach      : 0.500
- Reynolds/m : 9.52 million(s)
- Transition : naturelle
-----

```

***** RESULTATS OBTENUS (A INCIDENCE NULLE) *****

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DU FUSELAGE

```

-----
CNalpha = 2.992      XF/ALO = 1.796
                XF/D   = 5.901

```

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE AVANT

```

-----
CNalpha = 2.944      XF/C = 0.358      (Sref=Saile)
                YF/H = 0.437

```

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

```

Ka = 1.150      Kf = 0.393      XF/C = 0.323      (incidence)
AL44 = 0.808    AL43 = 0.147    AL42 = 0.055    (braquage)
KPHI = 0.500                                (roulis)

```

EFFORTS GLOBAUX

```

CNalpha = 15.421   XF/D   = 18.479   YF/D   = 1.083
CNdelta = 11.418   Cmdelta = 7.682   CLdelta = 11.391

```

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE ARRIERE

```

-----
CNalpha = 4.143      XF/C = 0.436      (Sref=Saile)
                YF/H = 0.436

```

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

```

Ka = 1.020      Kf = 0.257      XF/C = 0.350      (incidence)
AL44 = 0.808    AL43 = 0.178    AL42 = 0.062    (braquage)
KPHI = 0.500                                (roulis)

```

EFFORTS GLOBAUX

```

CNalpha = 24.999   XF/D   = 27.737   YF/D   = 1.455
CNdelta = 21.029   Cmdelta = -180.532   CLdelta = 26.794

```

- CALCUL DE L'INTERACTION AILE AVANT / AILE ARRIERE

```

-----
CNalphaI= -9.041   XF/D = 27.737

```

```

*****
*          CONFIGURATION COMPLETE          *
*          -----                          *
* CNalpha      : 34.370 *
* XF/D         : 21.683 *
*              *
* CA(sans culot) : 0.290 *
* CA(phase balistique) : 0.432 *
*              *
* Cmq         : -2108.4 *
* Clp         : -82.3 *
*              *
*****

```

Conditions du calcul

- Mach : 0.600
- Reynolds/m : 9.52 million(s)
- Transition : naturelle

***** RESULTATS OBTENUS (A INCIDENCE NULLE) *****

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DU FUSELAGE

CNalpha = 3.079 XF/ALO = 1.806
 XF/D = 5.934

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE AVANT

CNalpha = 3.031 XF/C = 0.356 (Sref=Saile)
 YF/H = 0.441

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

Ka = 1.150 Kf = 0.393 XF/C = 0.323 (incidence)
AL44 = 0.808 AL43 = 0.147 AL42 = 0.055 (braquage)
KPHI = 0.500 (roulis)

EFFORTS GLOBAUX

CNalpha = 15.874 XF/D = 18.477 YF/D = 1.087
CNdelta = 11.753 Cmdelta = 7.929 CLdelta = 11.775

_ GRADIENT DE FORCE NORMALE ET FOYER DE L'AILE ARRIERE

CNalpha = 4.325 XF/C = 0.438 (Sref=Saile)
 YF/H = 0.440

INTERACTIONS AILE-FUSELAGE

Ka = 1.020 Kf = 0.257 XF/C = 0.350 (incidence)
AL44 = 0.808 AL43 = 0.178 AL42 = 0.062 (braquage)
KPHI = 0.500 (roulis)

EFFORTS GLOBAUX

CNalpha = 26.091 XF/D = 27.739 YF/D = 1.463
CNdelta = 21.948 Cmdelta = -188.470 CLdelta = 28.103

- CALCUL DE L'INTERACTION AILE AVANT / AILE ARRIERE

CNalphaI= -9.715 XF/D = 27.739

```
*****
*           CONFIGURATION COMPLETE           *
*           -----                           *
*  CNalpha             :  35.330   *
*  XF/D                :  21.677   *
*
*  CA(sans culot)     :   0.286   *
*  CA(phase balistique) :  0.431   *
*
*  Cm q               : -2197.7   *
*  Clp                :   -84.5   *
*
*****
```

Pour information, voici quelques échanges e-mail avec M. Denis, professeur d'aérodynamique à l'ESTACA, et missilier à l'ONERA.

-----Message d'origine-----

De : Pascal.Denis@onera.fr [mailto:Pascal.Denis@onera.fr]

Envoyé : jeudi 27 janvier 2005 11:00

À : lcome@free.fr

Objet : Fusée_courage

Bonjour,

Ci-joint les fichiers correspondant à des hauteurs de gouvernes de 140/160/180 et 200. Attention, la flèche au bord d'attaque est restée constante. Vous pourrez constater que la fusée devient stable dès h=160 mm. A vous de choisir la marge statique que vous voulez....

N'hésitez pas à me contacter si nécessaire

Cordialement

Pascal Denis

ONERA Applied Aerodynamics Department

Missiles, Hypersonic and Launchers Aerodynamics Unit

BP 72 - 29, avenue de la Division Leclerc 92322 CHATILLON CEDEX - FRANCE

Tel : 33.1.46.73.41.80 Fax : 33.1.46.73.41.46

mailto:pascal.denis@onera.fr http://www.onera.fr ftp://ftp.onera.fr

-----Message d'origine-----

De : Pascal.Denis@onera.fr [mailto:Pascal.Denis@onera.fr]

Envoyé : mardi 18 janvier 2005 09:55

À : Côme Léo

Objet : Re: Fusée expérimentale de l'ESO

Bonjour,

Avant tout, désolé pour le délai de fourniture des résultats....

Vous trouverez ci-joint en fichier attaché les caractéristiques aérodynamiques de votre fusée.

J'y ai juste jeté un oeil, mais j'ai tout de suite remarqué que la définition actuelle est instable, quel que soit le nombre de Mach. Il faut donc revoir la définition des empennages (en subsonique, pour accroître la portance, il faut augmenter l'envergure ...)

Si vous avez des questions, n'hésitez pas à m'appeler.

Cordialement

P. DENIS

Côme Léo wrote:

> Monsieur Denis,

>

> Je me permets de vous faire parvenir les données concernant la fusée
> expérimentale bi-empennage Courage de l'ESO.

> Je vous rappelle que nous souhaiterions connaître le coefficient de
> portance Cnalpha et la position du centre de poussée Xcp de l'ensemble
> de la fusée.

> Si possible, pouvez-vous également nous fournir les valeurs pour chaque un
> des éléments portant, notamment l'empennage du bas qui subit le phénomène
> de masquage.

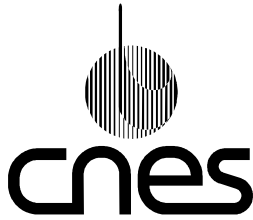
>

> En vous remerciant d'avance pour votre aide.

> Léo Côme.

Nous avons également discuté oralement d'un moyen de prendre en considération le phénomène de masquage dans nos petits logiciels (Trajec ou équivalent Excel).

Certaines personnes (Vincent Girard & Laurent Regnault pour ne pas les citer) considère qu'en 1^e approche, la portance des ailerons est réduite de moitié au dessous des ailerons du haut. M. Denis pense que c'est réduit de plus que la moitié (presque en totalité !). Néanmoins, cette 1^e approche appliquée de façon simpliste (sans chercher à dissocier l'interaction avec le fuselage) donne des résultats proches de ceux du code missile ONERA dans le cas de Courage (dimensions, vitesse). Ce n'est certainement pas généralisable, mais cela pourrait déjà être utilisé en 1^e approche pour des fusex bi-empennage.



CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES



Campagne nationale de lancement 2005

FICHES DES CONTRÔLES DE LA FUSEE EXPERIMENTAME BI-ETAGE MONO-PROPULSEUR COURAGE

CLUB : ESTACA SPACE ODYSSEY (ESO)
PROJET : COURAGE
Responsable du projet : Léo Côme
Responsable mécanique : Damien Sucher
Responsable électronique : Julien Boldrini

Qualifié par :

Visa :

Le :

Remarques : voir page suivante

Remarques :

Cette page permet de noter toute remarque jugée utile.

Avertissement

Les intitulés employés ne servent que de rappels mnémotechniques des règles. Ils ne peuvent en aucun cas prendre le pas sur les définitions du cahier des charges.

Récapitulatif des contrôles

I. Mécanique

Cotation	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 4
Stabilité étages 1&2	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 5
Stabilité étage 2	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 6
Compatibilité rampe	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 7
Compatibilité propulseur	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 8
Tenue mécanique	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 9
Qualité mécanique	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 9

II. Expérience

Capteurs	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 10
Télémesure Numérique	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 11
Liaison H.F.	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 12
Qualité de l'expérience	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 13

III. Système de récupération

Initialisation	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 14	
Séquenceur	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 14	
Ralentisseur	Parachute	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 14
Libération	Séparation transversale	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 15
	Porte latérale	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 15
Localisation		<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 15
Qualité du système de récupération		<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 16

IV. Projet global

Documents		<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 17
Spécificités	Pneumatique	<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 18
Points généraux et sécurité		<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 19
Vol simulé et chronologie		<input type="checkbox"/> 3	<input type="checkbox"/> 2	<input type="checkbox"/> 1	<input type="checkbox"/> OK	p 19

Préambule

Afin de refléter des caractéristiques de la fusée Courage, les membres du projet ont légèrement adapté les fiches contrôles initiales dans le but de faciliter les contrôles. Ces modifications, ainsi que les pré-calculs effectués par le club (ESO), sont généralement repérés par la couleur bleue.

Les valeurs indiquées en vert peuvent évoluer d'ici mi-2005, à mesurer précisément.

Les contrôleurs sont priés de faire les éventuelles modifications numériques en rouge, de cocher les cases et de noter leurs initiales pour les points validés.

I. Mécanique

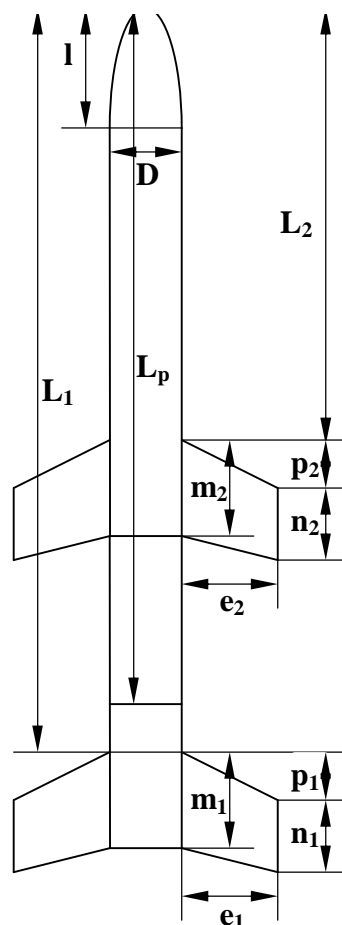
COTATION

Contrôles effectués par un contrôleur 'mécanique'.

Type de propulseur : Chamois (Virole maison)

Dimensions de la fusée

D =	105 mm	<input type="checkbox"/>	l =	345 mm	<input type="checkbox"/>
L ₁ =	2860 mm	<input type="checkbox"/>	L ₂ =	1895 mm	<input type="checkbox"/>
m ₁ =	130 mm	<input type="checkbox"/>	m ₂ =	130 mm	<input type="checkbox"/>
n ₁ =	80 mm	<input type="checkbox"/>	n ₂ =	80 mm	<input type="checkbox"/>
p ₁ =	50 mm	<input type="checkbox"/>	p ₂ =	50 mm	<input type="checkbox"/>
e ₁ =	140 mm	<input type="checkbox"/>	e ₂ =	140 mm	<input type="checkbox"/>
Épaisseur des ailerons			2 mm		<input type="checkbox"/>
Nombre d'ailerons			4 + 4		<input type="checkbox"/>
Distance entre le sommet de l'ogive et la plaque de poussée L _p			2693 mm		<input type="checkbox"/>
Ogive			Ogivale		<input type="checkbox"/>
Longueur hors tout de la fusée avec propulseur et sans antenne			2025 mm (étage 2 seul)		<input type="checkbox"/>
Longueur hors tout de la fusée avec propulseur et sans antenne			2988 mm (étages 1&2)		<input type="checkbox"/>
Plus grand diamètre extérieur			105 mm		<input type="checkbox"/>
Envergure maximale			385 mm		<input type="checkbox"/>



	Étages 1&2			Étage 2 seul				
	Sans propulseur	Avec propu vide (sans + 2.47 kg)	Avec propu plein (sans + 3.7 kg)					
Masse	(10.13?) kg	<input type="checkbox"/>	(12.606?) kg	<input type="checkbox"/>	(5.510?) kg	<input type="checkbox"/>		
X CG	(1710?) mm	<input type="checkbox"/>	→→→→→→→ (par trajec)		(2011?) mm	<input type="checkbox"/>	(1170?) mm	<input type="checkbox"/>

Indiquer dans le paragraphe 'Compatibilité propulseur' (page 8) s'il est ou non nécessaire que la masse et le CG soient mesurés avec le propulseur. Non

STABILITE ETAGES 1&2

Contrôles effectués par un contrôleur 'mécanique'.

Stabilité

cf cahier des charges p 80

Règle	Intitulé	Cahier des charges	d'après le club	Contrôle
STAB 1	Vitesse de sortie de rampe	≥ 20 m/s	20	<input type="checkbox"/>
STAB 2	Finesse	$10 \leq Cf \leq 35$	28.4	<input type="checkbox"/>
STAB 3	Portance	$15 \leq Cn \leq 40$	29	<input type="checkbox"/>
STAB 4	Marge statique	$2 \leq Ms \leq 6$	2.5 à 3.2	<input type="checkbox"/>
STAB 5	Produit MS x Cn	$40 < Cm (< 100)$	72.5 à 92.8	<input type="checkbox"/>

Limite instable Limite surstable Stable

Qualité de la stabilité (bonne ou limite) :

Phase propulsée :

Cx utilisé dans le calcul	0.65 <input type="checkbox"/>		
Maître couple (mm ²)	10899 <input type="checkbox"/>		
Site utilisé dans le calcul	70°	75°	80°
Vitesse maximale	m/s <input type="checkbox"/>	115 m/s <input type="checkbox"/>	m/s <input type="checkbox"/>
Accélération maximale	m/s ² <input type="checkbox"/>	61 m/s ² <input type="checkbox"/>	m/s ² <input type="checkbox"/>

Si séparation inter-étage, voir page suivante étage 2 seul.

Si non-séparation inter-étage, voir ci-dessous.

Temps de culmination	s <input type="checkbox"/>	12.5 s <input type="checkbox"/>	s <input type="checkbox"/>
Altitude de culmination	m <input type="checkbox"/>	650 m <input type="checkbox"/>	m <input type="checkbox"/>
Vitesse à la culmination	m/s <input type="checkbox"/>	37 m/s <input type="checkbox"/>	m/s <input type="checkbox"/>
Portée balistique	m <input type="checkbox"/>	844 m <input type="checkbox"/>	m <input type="checkbox"/>
Durée du vol balistique	s <input type="checkbox"/>	24.35 s <input type="checkbox"/>	s <input type="checkbox"/>

Remarques particulières :

Stabilité étages 1&2	OK <input type="checkbox"/>
---------------------------------	------------------------------------

STABILITE ETAGE 2 SEUL

Contrôles effectués par un contrôleur 'mécanique'.

Stabilité

cf cahier des charges p 80

Règle	Intitulé	Cahier des charges	d'après le club	Contrôle
STAB 2	Finesse	$10 \leq C_f \leq 35$	19.3	<input type="checkbox"/>
STAB 3	Portance	$15 \leq C_n \leq 40$	15.5	<input type="checkbox"/>
STAB 4	Marge statique	$2 \leq M_s \leq 6$	5.2	<input type="checkbox"/>
STAB 5	Produit MS x Cn	$40 < C_m (< 100)$	80.60	<input type="checkbox"/>

Limite instable Limite surstable Stable

Qualité de la stabilité (bonne ou limite) :

Attitude au moment de la séparation inter-étage (à t=3s) :

Altitude de séparation (z-z ₀)	m <input type="checkbox"/>	187 m <input type="checkbox"/>	m <input type="checkbox"/>
Vitesse à la séparation (v)	m/s <input type="checkbox"/>	109 m/s <input type="checkbox"/>	m/s <input type="checkbox"/>
Portée balistique(x)	m <input type="checkbox"/>	70 m <input type="checkbox"/>	m <input type="checkbox"/>
Déport latéral (y)	0 m <input type="checkbox"/>	0 m <input type="checkbox"/>	0 m <input type="checkbox"/>
Accélération (g)	m/s ² <input type="checkbox"/>	13 m/s ² <input type="checkbox"/>	m/s ² <input type="checkbox"/>
Angle d'incidence (A)	° <input type="checkbox"/>	67 ° <input type="checkbox"/>	° <input type="checkbox"/>

Après séparation inter-étage, étage 2 seul :

Temps total de culmination	s <input type="checkbox"/>	12.25 s <input type="checkbox"/>	s <input type="checkbox"/>
Altitude de culmination	m <input type="checkbox"/>	639 m <input type="checkbox"/>	m <input type="checkbox"/>
Vitesse à la culmination	m/s <input type="checkbox"/>	22 m/s <input type="checkbox"/>	m/s <input type="checkbox"/>
Portée balistique totale	m <input type="checkbox"/>	536 m <input type="checkbox"/>	m <input type="checkbox"/>
Durée totale du vol balistique	s <input type="checkbox"/>	24.25 s <input type="checkbox"/>	s <input type="checkbox"/>

Remarques particulières :

Stabilité étage 2	OK <input type="checkbox"/>
--------------------------	------------------------------------

COMPATIBILITE RAMPE

Contrôles effectués par un contrôleur 'mécanique'.

Compatibilité rampe

cf cahier des charges p 82

Règle	Intitulé	Cahier des charges	d'après le club	Contrôle
CR 1	Longueur hors antenne	≤ 4 m	2988 mm	<input type="checkbox"/>
	Plus grand diamètre extérieur	$40 \text{ mm} \leq \varnothing_{\text{ext}} \leq 200 \text{ mm}$	105 mm	<input type="checkbox"/>
	Envergure	≤ 720 mm	385 mm	<input type="checkbox"/>
	Masse	≤ 15 kg	13.8 kg	<input type="checkbox"/>
CR 2	Nombre d'ailerons	4	4+4	<input type="checkbox"/>
CR 3	Zones accessibles	$\pm 20^\circ$ / aux ailerons		<input type="checkbox"/>
CR 4	Éléments éjectés	zone accessible spécifique	aucun	<input type="checkbox"/>
CR 6	Angle d'arrachement des cordons	$5^\circ \leq \theta \leq 30^\circ$		<input type="checkbox"/>
CR 7	Commandes accessibles sans démontage			<input type="checkbox"/>
CR 8	Diamètre extérieur unique en rampe			<input type="checkbox"/>

Indiquer dans le paragraphe 'Compatibilité propulseur' (page 7) s'il est ou non nécessaire que la règle CR 3 soit vérifiée en présence du moteur (ailerons fixés directement sur le moteur).

	Idéfix	Astérix	Obélix	Menhir
Longueur hors antenne	≤ 2 m	≤ 4 m	≤ 4 m	≤ 4 m
Plus grand diamètre ext (mm)	$40 \leq \varnothing \leq 60$	$40 \leq \varnothing \leq 130$	$40 \leq \varnothing \leq 160$	$90 \leq \varnothing \leq 200$
Envergure	≤ 260 mm	≤ 370 mm	≤ 370 mm	≤ 720 mm
Masse totale	≤ 5 kg	≤ 25 kg	≤ 25 kg	≤ 25 kg

A partir des caractéristiques indiquées ci-dessus, rayer les noms des rampes qui ne conviennent pas :

~~Idéfix~~

~~Astérix~~

~~Obélix~~

Menhir

Compatibilité rampe

OK

Contrôles effectués par un pyrotechnicien.

Compatibilité propulseur

cf cahier des charges p 86

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
CP 1	Moteur / plaque de poussée	contact plan	<input type="checkbox"/>
CP 2	Goujon	aucun effort de propulsion	<input type="checkbox"/>
CP 3	Impératifs du propulseur	cf cahier propulseur	<input type="checkbox"/>
CP 4	Tuyère	facilement accessible	<input type="checkbox"/>

Type et numéro du propulseur attribué :

Il est demandé au pyrotechnicien de mesurer la masse et la position du centre de gravité de la fusée avec moteur (renseignements à reporter dans le paragraphe 'cotation' page 3) :

Oui Non

Il est demandé au pyrotechnicien de vérifier la règle CR 3 concernant l'alignement des ailerons par rapport aux zones accessibles de la fusées (avis à reporter dans la ligne CR 3 du paragraphe 'compatibilité rampe' page 7) :

Oui Non

Le pyrotechnicien indique dans le paragraphe 'Vol simulé' (page19) :

- s'il souhaite participer au vol simulé.
- si la chronologie lui semble poser problème.

Compatibilité propulseur	OK <input type="checkbox"/>
---------------------------------	------------------------------------

TENUE MECANIQUE

Contrôles effectués par un contrôleur 'mécanique'.

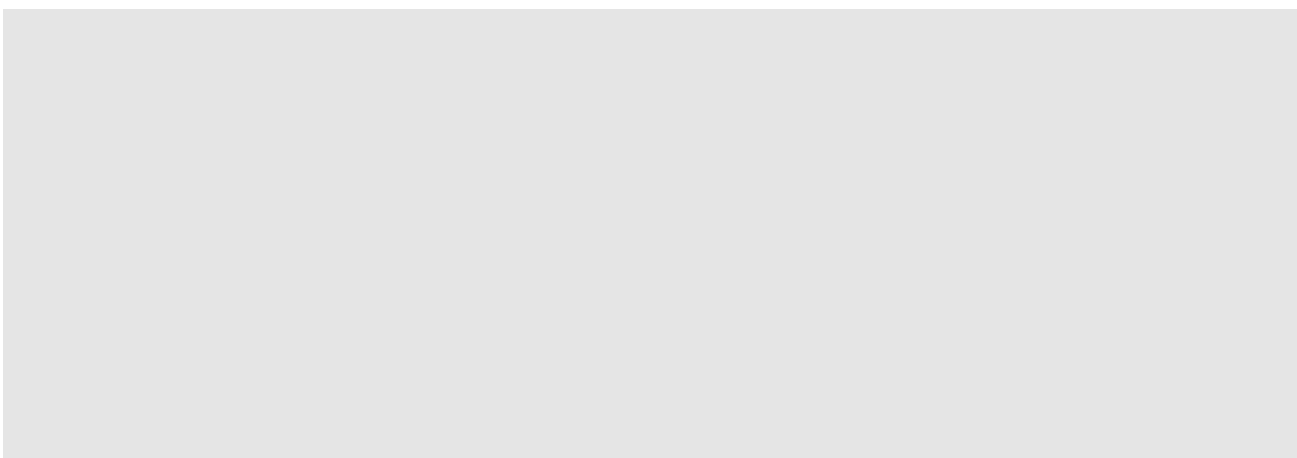
Tenue mécanique

cf cahier des charges p 32

Règle	Intitulé	Cahier des charges Application numérique	Contrôle
MEC2a	Flèche statique	$< 10 \text{ mm/m}$ $< 3 \text{ cm sur environ } 3\text{m}$	<input type="checkbox"/>
MEC2b	Flèche dynamique	$< 10 \text{ mm/m supplémentaire}$ $< 3 \text{ cm sur environ } 3\text{m}$	Dérogation
MEC 3	Compression des pièces ($\text{Acc}_{\text{max}}=7^*g$)	$F=2 \cdot \text{Acc}_{\text{max}} \cdot M_{\text{sup}}/g$ $F=80\text{kg pour l'étage 2 } (M_{\text{sup}}5.5\text{kg})$ $F=150 \text{ kg pour l'étage 1 } (M_{\text{sup}}10.1)$	<input type="checkbox"/>
MEC 4	Résist. Longitud. Ailerons	$F=2 \cdot \text{Acc}_{\text{max}} \cdot M_{\text{ail}}/g$ $4xF = 4x3\text{kg}$ $(M_{\text{Iail}}=200g)$	<input type="checkbox"/>
MEC 5	Résist. Transvers. Ailerons	$F_1=1,2 \cdot S_{\text{ail}} \cdot V_{\text{max}}^2/g$ $2xF = 2x26 \text{ kg} \quad d < 24\text{mm}$	<input type="checkbox"/>
MEC 6	Alignement des ailerons	$< 2 \% / \text{Axe fusée}$	<input type="checkbox"/>
MEC 7	Perpendicularité ailerons	$\pm 10^\circ$	<input type="checkbox"/>
MEC 8	Ailerons composites	Interdits si $V_{\text{max}} > \text{mach } 0.8$ Sans objet	<input type="checkbox"/>
MEC 9	Éléments fixes, largués, éjectés	Piles bien fixées, séparation des étages, largages des biles, éjections de la porte, des ressorts	<input type="checkbox"/>

Tenue mécanique	OK <input type="checkbox"/>
------------------------	------------------------------------

Qualité mécanique



Qualité de la mécanique	OK <input type="checkbox"/>
--------------------------------	------------------------------------

II. Expérience

CAPTEURS

Étalonnage capteurs

cf cahier des charges p 18

Contrôles effectués par un contrôleur 'étalonnage capteur'.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
MES 1	Étalonnage des voies de mesure	réalisé	<input type="checkbox"/>

Remplir le tableau ci-dessous pour toutes les voies de mesure (y compris les phases de vol) :

	Paramètre physique	Sortie capteur en V	Valeur numérique de 0 à 255
	min -360°/s		26
Gyro X	moy 0°/s		122
	max +360°/s		218
	min -360°/s		101
Gyro Y	moy 0°/s		128
	max +360°/s		155
	min -360°/s		27
Gyro Z	moy 0°/s		121
	max +360°/s		215
	'min' -1g inv		157
Accelero	moy 0g		144
	'max' +1g norm		130

Joindre les courbes d'étalonnage avec les fiches de contrôle.

Remarques :

Étalonnage capteurs

OK

Télémesure numérique SNR

cf cahier des charges p 22

Contrôles effectués par un contrôleur 'pré-HF'.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
SNR 1	Points de tests et cavaliers	Présents	<input type="checkbox"/>
SNR 2	Trame de transmission	Standard	<input type="checkbox"/>
SNR 3	Fréquences modulantes	Standard	<input type="checkbox"/>
SNR 4	B.P. à l'entrée du CAN	< Fe / 2	<input type="checkbox"/>
MES 2	Autonomie de la chaîne	≥ 45 minutes	<input type="checkbox"/>

Description du protocole :

Télémesure numérique au standard SNR :

10 bit/octet (1 Start (0), 8 data (LSB→MSB), 1 Stop(1))

10 octets/trame :

FF	T	G	G	G	A	D	N	N	R
S	i	y	y	y	c	i	u	u	e
y	m	r	r	r	c	s	m	m	s
n	e	o	o	o	e	t	é	é	e
c	C				l	a	r	r	r
h	o	X	Y	Z	e	n	i	i	v
r	d				r	c	k	k	é
o	e				o	e	l	2	e

Détail des voies numériques :

<u>Numérik 1</u> bit=1 si :	<u>Numérik 2</u> bit=1 si :
b0: jack num arraché	b0: (0)
b1: jack anal arraché	b1: int1 OK
b2: EV active	b2: int2 OK
b3: VEM active	b3: detect OK
b4: porte ouverte	b4: Min1 (13s) OK
b5: (sépa-inf ouverte) (0)	b5: Min2 (13s) OK
b6: sépa-sup ouverte	b6: Min3 (2.5s) OK
b7: (0)	b7: (0)

Modulation externe FSK 9600 bit/s (ou 4800 bit/s si tests à 9600bit/s négatifs)

Soit une fréquence d'échantillonnage capteur de 96 trames/s = 96 Hz (ou 48 Hz)

On a alors un fréquence de coupure de $F_e/2 = 48\text{Hz}$ (ou 24 Hz)

L'horloge de commande des filtres ($100 \times F_c$) est de 4.8 kHz (ou 2.4 kHz)

Si 9600 bit/s : $f(0) = 14.4 \text{ kHz min}$ $f(1) = 24 \text{ kHz max}$

Si 4800 bit/s : $f(0) = 9 \text{ kHz min}$ $f(1) = 15 \text{ kHz max}$

Remarques :

Télémesure numérique SNR

OK

LIAISON HF

Liaison HF

cf cahier des charges p 26

Contrôles effectués par un contrôleur 'HF'.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
TEL 5	Réglementation et signaux	Respectés	<input type="checkbox"/>
TEL 6	Puissance émise	≥ 150 mW	<input type="checkbox"/>
TEL 7	Alimentations	Indépendante	<input type="checkbox"/>
	Autonomie de la chaîne	≥ 45 minutes	<input type="checkbox"/>
TEL 8	TOS	≤ 2	<input type="checkbox"/>

Si émetteur Planète Sciences, noter le numéro de celui-ci :

Liaison HF

OK

Qualité de l'expérience

Capteurs

Télemesure

Liaison H.F.

Chaîne complète :

Qualité de l'expérience

OK

V. Système de récupération

Contrôles effectués par un contrôleur 'système de récupération'.

Initialisation

cf cahier des charges p 40

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
INI 2	Initialisateurs non reproductibles	Interdits	<input type="checkbox"/>

Initialisation

OK

Séquenceur

cf cahier des charges p 42

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
SEQ 1	Liaison électrique	Uniquement la masse	<input type="checkbox"/>
SEQ 2	Autonomie	≥ 45 minutes	<input type="checkbox"/>
SEQ 3	Puissance de commande	Suffisante	<input type="checkbox"/>
SEQ 4	Signalisations	Mise sous tension	<input type="checkbox"/>
		Séquenceur inactif	<input type="checkbox"/>
		Actionneur inactif	<input type="checkbox"/>
SEQ 5	Fenêtrage temporel	T ± 2 s	<input type="checkbox"/>
SEQ 6	Temps de déclenchement	Maîtrisé	<input type="checkbox"/>

Séquenceur

OK

Ralentisseur

cf cahier des charges p 38/58

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
REC 2	Vitesse de chute	$5 \leq V \leq 15$ m/s	1 <input type="checkbox"/> 2 <input type="checkbox"/> 3 <input type="checkbox"/>
REC 13	Solidité	Suffisante	1 <input type="checkbox"/> 2 <input type="checkbox"/>
REC 14	Système anti-torche	Présent	1 <input type="checkbox"/> 2 <input type="checkbox"/>

	Para1 étage1	Para1 étages1&2	Para2 étage2	Para2 (intemp.) étages1&2
Résistance de l'émerillon		1 <input type="checkbox"/>		2 <input type="checkbox"/>
Surface du parachute	1.5 m ²	1.5 m ²	1.5 m ²	1.5 m ²
Vitesse à l'ouverture	max120 m/s	max120 m/s	~16 m/s	max120 m/s
Masse (propu vide)	~7.1 kg	~12.6 kg	~5.5 kg	~12.6 kg
Force à l'ouverture	1400 kg	1400 kg	25 kg	1400 kg
$0.5 \cdot \rho \cdot S_{\text{para}} \cdot C_x \cdot V_{\text{ouv}}^2 / g \cdot K_c$	590 kg 1 <input type="checkbox"/>	590 kg		590 kg 2 <input type="checkbox"/>
Vitesse de chute $\sqrt{\frac{2 \cdot M_{\text{vide}} \cdot g}{r \cdot C_x \cdot S_{\text{parachute}}}}$	(8.8) m/s 1 <input type="checkbox"/>	(11.8) m/s 3 <input type="checkbox"/>	(7.6) m/s 2 <input type="checkbox"/>	(11.8) m/s

Avec $C_x=0.8$ et $K_c=0.4$!

Ralentisseur

OK

Séparation transversale (étage 1)

cf cahier des charges p 48

Contrôles effectués par un contrôleur 'système de récupération'.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
REC 6	Dégagement de l'emboîtement	Suffisant	<input type="checkbox"/>
REC 7	Sortie des coquilles	Plus de la moitié de leur longueur	<input type="checkbox"/>

Séparation transversale **OK**

Porte latérale (étage 2)

cf cahier des charges p 50

Contrôles effectués par un contrôleur 'système de récupération'.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
REC 8	Force de compression	$\geq 2 a_{\max} M_{\text{sup}} (\geq 2*7*3=42\text{kg})$	<input type="checkbox"/>
REC 9	Dépassement en position fermée	Aucun	<input type="checkbox"/>
REC 10	Résistance au couple de torsion	1.N.m	<input type="checkbox"/>

Porte latérale **OK**

Localisation

Règle	Intitulé	Information
	Couleur ralentisseur	
	Couleur(s) du corps	
	Pièces éjectées	Certaines billes de la séparation; le premier étage ☺
	Pièce à suivre (en priorité)	Étage 2 (étage supérieur, qui continue sur ça lancée)

Note : de la craie concassée de différentes couleurs permettra de visualiser les différentes séparations (ouverture para1 et séparation inter-étage vers 3s, ouverture Para2 vers 13s).

Localisation **OK**

Qualité du système de récupération

Séquenceur

Éjection du parachute

3 essais de libération du para 1 (double-séparation) réussis consécutivement :

1 ^{er} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
2 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
3 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
4 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
5 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté

3 essais de libération du parachute 2 (porte latérale) réussis consécutivement :

1 ^{er} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
2 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
3 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
4 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté
5 ^{ième} essai	<input type="checkbox"/>	Réussi	<input type="checkbox"/>	Raté

Remarques :

Qualité du système de récupération

OK

VI Projet global

DOCUMENTS

Contrôles effectués par le directeur des contrôles.

Expérience

cf cahier des charges p 14

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
OBJ 1	But de l'expérience	Existe	<input type="checkbox"/>
OBJ 2	Paramètres à étudier	Existe	<input type="checkbox"/>
OBJ 3	Gamme, Précision	Existe	<input type="checkbox"/>
METH 1	Paramètres mesurés	Existe	<input type="checkbox"/>
METH 2	Fonctions de conversion	Existe	<input type="checkbox"/>
METH 3	Eval. erreurs de mesure	Existe	<input type="checkbox"/>
METH 4	Exploitation	Existe	<input type="checkbox"/>

Expérience

OK

Mécanique

cf cahier des charges p 32

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
MEC 1	Plans mécaniques	Existent	<input type="checkbox"/>

Mécanique

OK

Chaîne de mesure

cf cahier des charges p 18

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
DEF 1	Choix des maillons	Existe	<input type="checkbox"/>
DEF 2	Méthode d'étalonnage	Existe	<input type="checkbox"/>
REA 1	Plan électronique et mécanique	Existent	<input type="checkbox"/>
REA 2	Plans de câblage	Existent	<input type="checkbox"/>
REA 3	Plans d'intégration	Existent	<input type="checkbox"/>

Chaîne de mesure

OK

Séquenceur

cf cahier des charges p 42

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
SEQ 7	Plans du séquenceur	Existent	<input type="checkbox"/>

Séquenceur

OK

SPECIFICITES

Systeme pneumatique

cf cahier des charges p 56

Contrôles effectués par un contrôleur 'sécurité-qualité'.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
SECU 9	Gaz	Ininflammable	<input type="checkbox"/>
SECU 10	Purge	Existe	<input type="checkbox"/>
SECU 11	Coefficient de sécurité	≥ 2	<input type="checkbox"/>
SECU 12	Matériel de remplissage	Equipé de valve ou manomètre	<input type="checkbox"/>
SECU 13	Autonomie	≥ 2 heures	<input type="checkbox"/>

Systeme pneumatique

OK

Points généraux*cf cahier des charges p 70*

Contrôles effectués par un contrôleur sécurité-qualité.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
SECU 1	Modification de trajectoire	Interdit	<input type="checkbox"/>
SECU 2	Vols de produits dangereux	Interdit	<input type="checkbox"/>
SECU 3	Vols de cosmonautes	Interdit	<input type="checkbox"/>
SECU 4	Processus actifs	Connus du PC	<input type="checkbox"/>

Points généraux**OK** **Sécurité***cf cahier des charges p 76*

Contrôles effectués par un contrôleur sécurité-qualité.

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
SECU 15	Lignes de mise à feux	Inaccessible	<input type="checkbox"/>
SECU 16	Tensions intérieures	≤ 30 V	<input type="checkbox"/>

Sécurité**OK** **VOL SIMULE ET CHRONOLOGIE**

Contrôles effectués par le directeur des contrôles

Chronologie et vol simulé*cf cahier des charges p 82 et 88*

Règle	Intitulé	Cahier des charges	Contrôle
CR 5	Introduction rampe	Horizontale	<input type="checkbox"/>
CHRONO 1	Chronologie	Rédigée	<input type="checkbox"/>

Le pyrotechnicien estime que la chronologie pose problème :

 Oui Non

Le pyrotechnicien demande à assister au vol simulé :

 Oui Non

Vol simulé

Remarques sur la mise en oeuvre de la chronologie :

Remarques sur la libération du parachute :

Remarques sur la télémesure :

Chronologie et vol simulé

OK

Notes

Cette page permet de noter tout renseignement complémentaire jugé utile.



Intégration finale Courage

Dans la colonne « Personnes », il y a dans l'ordre et séparés par des tirets :
Exécutif - **Exécutant** - **Contrôleur** avec L pour Léo, D pour Damien et J pour Julien.

Montage du 1^{er} étage :

N°	Consigne	Outils, besoins	Personnes
1-	La plaque de poussée étant seule, y fixer la sangle du parachute 1	Sangle, Barre transversale, 2 clés de 13	L-D-J
2-	Fixer la bague Sépa inf inf au tube parachute 1	4 vis M3*3, BTR M3 (2)	L-D-J
3-	Faire passer la sangle à travers le ressort et la bague ressort, insérer le tube parachute et le fixer à la plaque de poussée	Ressort, Bague ressort, 16 vis M3*6, BTR M3	L-D-J
4-	<i>Fixer le propu vide à la plaque de poussée</i>	<i>Propu goujon M10</i>	L-D-J
5-	<i>Insérer la jupe, la bague ailerons sur le propu et serrer les vis pointeaux</i>	<i>4 vis pointeaux M8 (4), BTR M8</i>	L-D-J
6-	Installer le ressort inter-étage (bague + ressort) et les attacher sur le module vérin	Module vérin complet, Ficelle	L-D-J
7-	Faire passer la sangle dans la plaque parachute haute et l'attacher au module vérin	Ressort, Bague Ressort, Tournevis plat,	L-D-J
8-	Plier le parachute 1	parachute 1	L-D-J
9-	Attacher le parachute 1 à l'émerillon et l'insérer dans les coquilles para 1, les emboîter dans les 2 bagues ressorts inférieures, mettre le système à l'équilibre. Mettre la craie.	Parachute 1 plié, Coquilles para 1, Craie Jaune	L-DJ- J
10-	Mettre les 6 billes de la double sépa inf.	6 billes	L-D-J
11	Appuyer pour fermer		L-LD-J
12	Pomper, mettre les 2 vis M4	Une pompe, 2 Vis M4*8	L-J-D

Montage du module vérin :

N°	Consigne	Outils, besoins	Personnes
1-	Prendre la bague sup inf et y attacher fermement le vérin (3 vis directement + 1 vis avec une rondelle après)	clés	D J L
2-	Mettre le tube vérin	4 vis M3*6	D J L
3-	Installer la bague inf sup sur le vérin (3 vis directement + 1 vis avec une rondelle après), Fixer le tube vérin	4 vis M3*6	D J L
4-	Installer la bague conique haute : 1 rondelle, 2 joints noirs, 2 joints blancs	Ecrou de tige	D J L
5-	Installer la bague conique basse bague , joint noir, écrou	Ecrou de tige	D J L

Montage du 2^{ème} étage :

N°	Consigne	Outils, besoins	Personnes
1-	Fixer la bague aileron 2 au treillis élec (marque rouge treillis vers marque « rouge » bague, trous marqués d'un point « rouge »)	4 vis M3*8, BTR M3	L-D-J
2-	Installer les piles et les fixer	Pistocolle + colsons	L-J-D
3-	Pistocoller l'élec	Pistocolle	L-J-D
4-	Embobiner le fil et le faire dépasser	fil, tournevis plat	L-D-J
5-	Insérer le tube élec sur le treillis élec et le fixer à la bague ailerons	8 vis M3*6, BTR M3	L-D-J
6-	Fixer la bague parachute 2 au treillis parachute (trous marqués par un point « rouge ») sans sangle parachute 2	3 vis M3*8, BTR M3	L-D-J
7-	Insérer et fixer les 2 connecteurs DB	4 vis M3*12, BRT M3	L-D-J
8-	Emboîter la bague parachute 2 au tube élec et fixer le treillis élec à la bague parachute 2 en suivant l'ordre (1,2,3,4)	4 vis M3*8, BTR M3	L-D-J
9-	Fixer alors le tube élec à la bague parachute 2	8 vis M3*6, BTR M3	L-D-J
10-	Fixer la sangle parachute 2	Sangle, Barre transversale, 2 clés de 13	L-D-J
11-	Après y avoir fixé le KIWI, fixer la bague ogive au tube parachute 2	2 vis M3*12 + 2 écrous 4 vis M3*6, BTR M3	L-D-J
12-	Insérer le tube parachute 2 sur le treillis parachute et fixer le tube para 2 sur la bague para 2	4 vis M3*6, BTR M3	L-D-J
13-	Fixer le treillis parachute 2 à la bague ogive en suivant l'ordre (1,2)	2 vis M3*8, BTR M3	L-D-J
14-	Mettre la vis anti-rotation	1 vis M3*8, BTR M3	L-D-J
15-	Mettre en place la coque parachute 2 Mettre la craie	Coque parachute 2, craie verte	L-D-J
16-	Mettre le ressort de la porte, le parachute plié et fermer la porte. STOP !	Parachute 2, Ressort porte, Porte	L-D-J

17-	Mettre en place l'antenne sur le KIWI	Antenne	L-D-J
18-	Mettre l'ogive et la fixer à la bague ogive	4 vis M3*6, BTR M3	L-D-J

Fermeture 1^{er} – 2nd étage

N°	Consigne	Outils, besoins	Personnes
1-	Vider le vérin afin de faire remonter la tige	système piles ext.	L-D-J
2-	Approcher le 2 nd étage du module vérin et attacher le fil de la bobine à la tige du vérin		L-DJ-J
3-	Mettre les 6 billes de la double sépa supérieure	6 billes	L-D-J
4-	Emboîter le jack électrovanne. Mettre la craie.	Craie Rouge	L-DJ-J
5-	Appuyer pour fermer		L-D-J
6-	Pomper	Une pompe	L-J-D
7-	Rembobiner le fil	1 tournevis plat	L-D-J
8-	Retirer les 2 vis M4 de la double sépa inférieure		L-D-J



Chrono Courage

Cette chronologie est prévue pour être suivie par 3 personnes le plus longtemps possible. Ceci afin de respecter le dossier de sécurité en répartissant les rôles entre exécutif, exécutant et contrôleur. Dans la colonne « Personnes », il y a dans l'ordre et séparés par des tirets : **Exécutif** - **Exécutant** - **Contrôleur** avec L pour Léo, D pour Damien et J pour Julien. Cette chrono est valable pour Menhir.

Au R3 :

Durée	Consignes	Matériel	Personnes
20 min	Montage du 1 ^{er} étage et du module vérin Cf doc. Intégration finale Courage Attention : parachute sans élastique	Cf doc. Intégration finale Courage	L-D-J
30 min	Montage du 2 nd étage Cf doc. Intégration finale Courage S'arrêter au point n°16 Attention : parachute sans élastique	Cf doc. Intégration finale Courage	L-D-J
10 min	Préparation boîte à outils : à prendre : <ul style="list-style-type: none"> - 1 pipe et une clé de 19 - 1 pipe et une clé de 13 - 1 clé de 8 - 1 clé BTR M3 (2), clé et pipe M3 (5,5) - 1 clé BTR M8 (4) - 1 pompe à vélo - Gaine thermo + briquet : embout pompe - 1 paire de ciseaux - Vis M3*6, M3*8, M3*12, M4*20, M8*20 - Ecrous M3 - plusieurs tournevis plat - Billes - Colsons - Jacks de vol - Jacks courts - 1 chamois inerte avec goujon - Alimentation externe actionneurs - Matos démodulation (câble RS232, 1 filtre 50 KHz, Inverseur 232 / duplicateur, logiciels config Courage, Carte démod) - Rallonge pneumatique - Petit marteau - Antenne, ogive, 1^{er} étage, 2nd étage, module vérin, système piles ext. - Documents (Intégration finale Courage) - Support fusée horizontale - goniomètre 	1 sac	L-D-J
? min	Montée en zone de lancement	1 voiture	D J L



En tente club

H-	Durée	Consignes	matériels	Personnes
90 min	15min	Fermeture entière de la fusée en repartant au point n° 17 du montage du 2 nd étage et finir le doc avec le propu inerte Cf doc. Intégration finale Courage	Cf doc. Intégration finale Courage	L-D-J
75 min	10min	Test de vérification de fermeture de le double sépa : mettre la fusée à l'horizontale Rmq : essai à faire avec personne dans l'axe de la fusée. Vérification de la porte Remettre les 4 vis de sécurité (rouge et dépaçantes)	4 vis M4*20 avec fanion, Clé M4	L-D J-/
70 min	20min	Préparation réception télem et essai téléme	matos télem démodulateur	L-J-/ Camion CNES
		Prise du matériel suivant : <ul style="list-style-type: none"> - 1 clé BTR M3 - 1 clé BTR M4 (vis sécurité) - 1 clé BTR M8 - Vis M8*20 - Billes - 1 pompe - Gaine thermo + briquet (à laisser en tente pyro) : embout pompe - 1 raccord tuyau-fusée - Rallonge pneumatique - 1 chamois inerte - Support fusée horizontale - 2 jacks de vol 	un sac	D
		Descente en rampe après autorisation		D J L



En zone rampe

H-	Durée	Consignes	matériels	Personnes
50 min	4 min	Réglage des patins (pour fusée Ø 105 mm) Orientation en gisement de la rampe		Les rampes
46 min	2 min	Essai télem (porteuse et modulation)		L-J-D
44 min	2 min	Prise de photos devant rampe	un appareil photo	DJL ESO
42 min	8 min	Test compatibilité rampe avec propu inerte (avec précaution) Prise de photos fusée en rampe Sortie de la fusée de la rampe		D J L Les rampes
34 min	5 min	Evacuation public : reste D J		
29 min	6 min	Mise en place du propu sur support et des ailerons1 Vérification de son positionnement	4 Vis M8*20 Clé M8	D J Le pyro
23 min	2 min	Mise en rampe avec précaution		D J
21min	2 min	Mise en place des 2 jacks sur la rampe et la fusée		J-D
19 min	5 min	Orientation en site de la rampe		D J
14 min	3 min	2 nd évacuation : D : retour en tente pyro J : reste en zone rampes		D
14 min	1min	J : Regonflage du vérin		J
11 min	2 min	Mise en place de la canne d'allumage		pyro
9 min	3 min	Retrait des 4 vis de sécurité (rouge) Basculement des interrupteurs <ul style="list-style-type: none"> • du haut vers le bas • vers la gauche Vérifications des leds : <ul style="list-style-type: none"> - Mise sous tension : 8 vertes allumées - Jacks : 2 oranges non allumées - Séparation : 2 rouges non allumées 		J
6 min	3 min	Retour rapide de Julien en tente pyro		J
4 min	1 min 2 min	Raccordement de la ligne de mise à feu Le pyro remonte en tente pyro		Pyro
10s	10 s	Décompte final		
0	0	Mise à feu		D

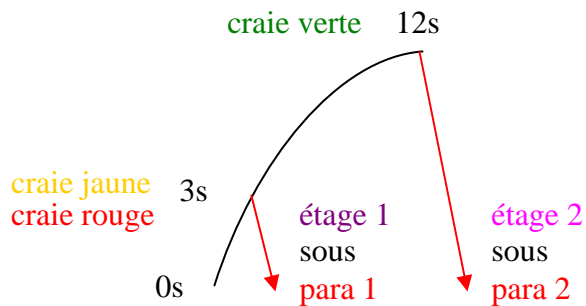


Au cours du vol

Attention : suivi prioritaire de l'étage 2 (haut)

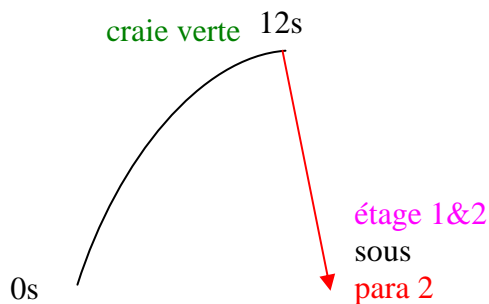
Cas nominal :

H+	Evènement important
3 s	Séparation inter-étage (nuage de craie rouge) Ouverture para 1 (nuage de craie jaune, ouverture para 1 rouge)
Entre 3s et 12s	Poursuite du vol <ul style="list-style-type: none"> • 2^{ème} étage (haut) sur sa lancée (mauve clair) • 1^{er} étage (bas) redescend sous parachute (mauve foncé en 2 parties)
12 s	Ouverture porte du 2 nd étage (nuage de craie verte, ouverture para 2 rouge)
Après 13 s	Descente du 2nd étage sous parachute (mauve clair)



Cas dégradé le plus probable : (pas de séparation entre les 2 étages, mode fusée « classique »)

H+	Evènement important
12	Ouverture porte du 2 nd étage (nuage de craie verte, ouverture para 2 rouge)
Après 13 s	Descente de la fusée entière (1 ^{er} et 2 nd étage assemblés) sous parachute 2 (dégradé de mauve)



A la récupération et au R3

Zone rampe :

- récupérer les 2 jacks
- récupérer la canne d'allumage

Zone d'impact étage 1 :

- photos
- récupération

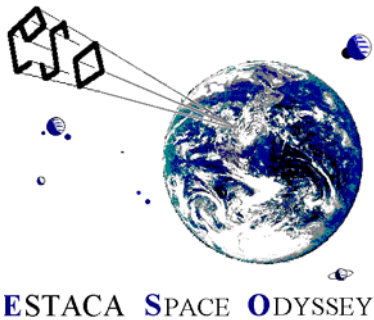
Zone d'impact étage 2 :

- photos
- relever l'état des LEDs,
- éteindre la fusée,
- NE PAS LA REALLUMER (écrasement mémoire)
- mettre un jack court par sécurité.
- récupération

Zone R3 :

- démontage étage 2
- retirer la mémoire haute de son support !

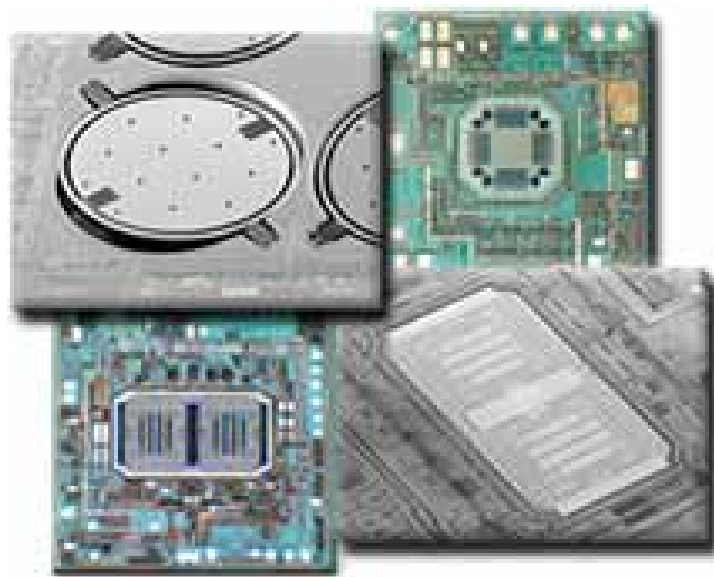




L'EXPERIENCE & LA CHAINE DE MESURE FICHE D'ETALONNAGE DES CAPTEURS

du projet COURAGE

de l'Estaca Space Odyssey (ESO)



Fusée expérimentale bi-étage mono-propulseur

Sommaire

1	Généralités sur l'expérience et la chaîne de mesure	3
1.1	But de l'expérience.....	3
1.2	Paramètres à étudier.....	3
1.3	Capteurs et paramètres effectivement mesurés.....	3
2	Les gyroscopes.....	4
2.1	Convention des axes de rotation	4
2.2	Gamme de mesure estimée et précision requise	5
2.3	Evaluation des erreurs de mesures.....	7
2.4	Méthode d'étalonnage des gyros	8
2.5	Résultats de l'étalonnage des gyros	9
3	La bobine	10
4	L'accéléromètre (détection & expérience)	11
4.1	Gamme de mesure estimée et précision requise	11
4.2	Evaluation des erreurs de mesure	11
4.3	Méthode d'étalonnage de l'accelero exp	11
4.4	Résultats de l'étalonnage de l'accéléro exp.....	11
5	Choix et performances des maillons.....	12
6	Les intégrales d'accélération	13
6.1	Principe de l'intégrale.....	13
6.2	Gamme de mesure estimée et précision requise	16
6.3	Evaluation des erreurs de mesure	16
6.4	Méthode d'étalonnage des accelero de l'intégrale.....	16
6.5	Résultats de l'étalonnage de l'accéléro exp & détermination de la valeur seuil	17
6.5.1	Intégrale 1	17
6.5.2	Intégrale 2	18

(Ce document reprend en totalité le paragraphe 3.2 du dossier de conception v2.1, paragraphe amené à être mis à jour dans une version ultérieure du dossier de conception)

1 Généralités sur l'expérience et la chaîne de mesure

1.1 But de l'expérience

- Etude du comportement dynamique du 2ème étage suite à une séparation à grande vitesse.
- Déclenchement de la séparation après détection de la fin de poussée du moteur.

Voir plus d'explication dans le début du dossier de conception.

1.2 Paramètres à étudier

- Rotation des 3 angles principaux du 2ème étage (telem)
- Vitesse de séparation des 2 étages (telem)
- Poussée du moteur (calcul à bord + telem)

1.3 Capteurs et paramètres effectivement mesurés

- 3 Gyroscopes, vitesses de rotation des 3 angles principaux du 2ème étage
- Fil déroulant une bobine (Ø15mm) dont on mesure la rotation
- Accéléromètre, accélération axiale de la fusée

2 Les gyroscopes

2.1 Convention des axes de rotation

En regardant la carte Mise En Œuvre en face :

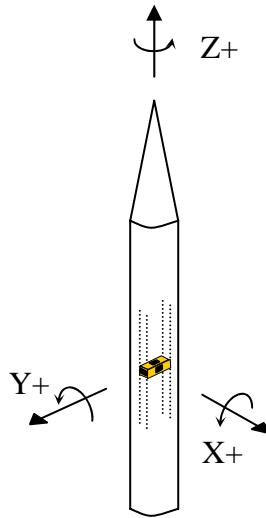
L'axe X vient vers l'avant

L'axe Y va à gauche

L'axe Z vers le haut

Le repère n'est donc pas dans le sens direct.

Les rotations sont définies positives dans le sens trigonométrique direct.



2.2 Gamme de mesure estimée et précision requise

Pour l'expérience principale (comportement dynamique 2nd étage), ce qui compte le plus est l'attitude générale du 2nd étage après la séparation, notamment pour voir si la fusée aurait été dans de bonnes conditions pour mettre à feu un 2nd propulseur. Cette information est utile environ 1 seconde après la séparation. Néanmoins, pour cette fusée expérimentale, nous effectuerons l'acquisition pendant toute la durée du vol. Les vibrations rapides (autres que les oscillations de la fusée par phénomènes de stabilité) n'ont aucun intérêt pour l'expérience.

Pour cela, nous allons devoir intégrer numériquement les vitesses angulaires fournies par les gyroscopes. Et l'intégrale sera juste si nous intégrons toutes les variations de vitesses, y compris celles qui sont assez rapides (changement brusque de direction). Aussi la plage de mesure du capteur doit rester assez large (jusqu'à 300°/s).

Nous avons estimé qu'une bande passante allant de 0 Hz à 100 Hz (soit un pas d'intégration numérique de 10 ms) conviendrait à notre application. Cela signifie en conséquence que nous serons en mesure de quantifier des vibrations allant jusqu'à 50 Hz, ce qui est déjà assez élevé pour des oscillations mécaniques (seules vibrations qui nous intéressent ici).

Concernant le roulis (gyro Z)

Le roulis d'une fusée expérimentale est généralement inférieur à 1 tour / seconde.

Les variations du roulis induites par la séparation ne devraient pas être importantes, et le roulis instantané devrait donc rester compris entre -300° et +300°.

Conclusion :

+/- 300°/s de 0 à 50Hz, résolution de 5°/s

Détermination de la fréquence d'oscillation de la fusée

Il est intéressant de calculer la fréquence propre d'oscillation aéro-mécanique de la fusée au moment de la séparation, afin de pouvoir dimensionner la bande passante de la chaîne de mesure associée aux gyroscopes.

Dans la documentation « stabilité dynamique » disponible auprès de Planète-Sciences, on obtient que la période d'oscillation de la fusée vaut :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{2.I}{\rho.S.I.C_n} \frac{1}{V}}$$

où I est le moment d'inertie, S le maître-couple, l la marge statique non rapportée au calibre, C_n le coef de portance et enfin V la vitesse considérée.

Appliquée au 2nd étage de Courage, on a :

I ≈ 3 kg.m² (ordre de grandeur donné par le logiciel de CAO catia)

ρ = 1.27 kg/m³

S = π * 0.0525² = 0.00866 m²

C_n = 15.5

habituellement l = (X_{cp} - X_{cg}) / D = (1.719 - 1.100) / 0.105 = 5.9 (rapportée au calibre)

mais ici : l = X_{cp} - X_{cg} = 1.719 - 1.100 = 0.619 m (non rapportée au calibre)

V = 100 m/s +/- 20% au moment de la séparation

Ce qui donne donc :

T = 2 * 3.14 / 100 * (2 * 3 / 1.27 / 0.00866 / 0.619 / 15.5)^{0.5} +/- 50%

T ≈ 0.5 s +/- 0.25s

A faible vitesse, la période augmente (5s à 10m/s)

On doit donc notamment être capable de mesurer des oscillations de fréquences 4Hz max.

Avec une dizaine de points par période pour obtenir un signal exploitable et analysable, ça fait une fréquence d'échantillonnage de 40Hz.

On peut donc utiliser une télémesure numérique 10bits/octet et 10octets/trame avec un débit de 4800bits/s ou de 9600 bit/s (soit 48Hz et 96Hz).

Remarque : on s'intéresse néanmoins aux variations brusques au moment précis de la séparation. Ces mouvements brusques nécessitent une période d'échantillonnage plus importante que leur durée. Par exemple pour enregistrer une variation brusque durant 2ms, il faut une fréquence d'échantillonnage de 100Hz (car le signal est filtré contre le repliement de spectre).

2.3 Evaluation des erreurs de mesures

Théoriquement :

- étalonnage à $180^\circ/\text{s}$, non linéarité, numérisation 8 bits ... \gg 5% maximum.

Il est évident que les erreurs de mesure ne vont pas venir des capteurs eux-mêmes, dont la précision est largement supérieure à la qualité de la chaîne de mesure numérique. Néanmoins, la difficulté d'étalonner sur la gamme de mesure attendue est une grosse source d'erreur (étalonnage des gyros sur $-100^\circ/\text{s}$ / $+100^\circ/\text{s}$ puis extrapolation linéaire sur $-300^\circ/\text{s}$ / $+300^\circ/\text{s}$).

Expérimentalement :

Fusée immobile, on regarde la dispersion des valeurs (acquisition sur ~ 1000 points).

Résultat : dispersion de 1 bit (2 bits au grand maximum)

2.4 Méthode d'étalonnage des gyros

Explication pour un gyro, à renouveler pour les deux autres.

On relie la carte expérience à un PC muni d'un logiciel de décodage (K-com, K-easy)

Pour une rotation R (en °/s) donnée, mais comprise entre -300°/s et +300°/s (sens trigo), on a une tension V comprise entre 0 et 5V, puis un octet numérique N compris entre 0 et 255.

On veut obtenir expérimentalement les coefficients C et N₀ de la relation :

$$\boxed{N = C_{\text{exp}} \cdot R + N_0}$$

On commence par relever la valeur pour une rotation nulle.

$$\boxed{N_0 = N_{\text{exp}} (@ R=0)}$$

Puis on effectue une acquisition d'une rotation d'un tour (sens trigo).

On obtient :

- {N_k} (les échantillons) (vérification par un graphique)
 - T_{acq} (durée d'acquisition) (directement donné par K-Com)
- avec T_{acq} = Nb · T_e (nb de points × période d'échantillonnage en s)

On calcule la rotation moyenne physique : $R_{\text{moyen}} = \frac{360^\circ}{T_{\text{acq}}}$ (en °/s)

Puis la rotation moyenne numérique : $N_{\text{moyen}} = \frac{\sum N_k}{Nb}$ (en bit décimal) (facile sous Excel)

On obtient alors le coefficient $\boxed{C_{\text{exp}} = \frac{N_{\text{moyen}} - N_0}{R_{\text{moyen}}}$ (en bit/(°/s) décimal)

Pour retrouver la rotation R (en °/s) à partir d'une acquisition numérique N, on utilisera alors :

$$\boxed{R = (N - N_0) / C_{\text{exp}}}$$

2.5 Résultats de l'étalonnage des gyros

« Fonctions de conversion »

Etalonnage normal du 03/01/2005

Gyro x

N0=122 bit

Nmoyen=129.009 bit

Tacq=13,703 s

Rmoyen=26,272 °/s

C=DN/R=0,2668 bit/°/s

N+360°/s=N0+360*C=218.0

N -360°/s=N0-360*C=26.0

Gyro y

N0=128 bit

Nmoyen= 130,169 bit

Tacq= 12,547 s

Rmoyen=28,6921 °/s

C=DN/R=0,07559 bit/°/s

N+360°/s=N0+360*C=155

N -360°/s=N0-360*C=101

Gyro z

N0=121 bit

Nmoyen= 125,434 bit

Tacq= 21,187 s

Rmoyen= 16,9916°/s

C=DN/R= 0,26095 bit/°/s

N+360°/s=N0+360*C= 215

N -360°/s=N0-360*C=27

Etalonnage précis du 06 janvier 2005

Fusée suspendue.

2 tours par acquisition.

2 acquisitions par axe (dans chacun des 2 sens).

Acqui	N0 (bit)	Nmoyen (bit)	Tacq (s)	Rmoyen (°/s)	C=ΔN/R (bit/°/s)	1/C _{moyenné} (°/s/bit)	N _{+360°/s} (bit)	N _{-360°/s} (bit)
X-	122	139,752	10,532	68,3631	0,25967	3.871	215	29
X+	122	98,866	8	-90	0,25704			
Y-	128	131,83	12,859	55,992	0,06849	14.394	153	103
Y+	128	122,72	9,609	-74,93	0,07046			
Z-	121	143,08	8,235	87,432	0,25249	3.921	213	29
Z+	121	91,98	6,391	-112,66	0,25758			

Essais pour comprendre la différence sur le gyroY (31/03/2005)

Modification du support du capteur gyroY

Réétalonnage fin du gyroY (04 avril 2005) :

Acqui	N0 (bit)	Nmoyen (bit)	Tacq (s)	Rmoyen (°/s)	C=ΔN/R (bit/°/s)	1/C _{moyenné} (°/s/bit)	N _{+360°/s} (bit)	N _{-360°/s} (bit)
Y3-	126	145,17	9.891	72.793	0.26332	3.922	218	34
Y3+	125	107.97	10.085	69.085	0.24657			
Y4-	126	155.57	6.391	112.66	0.26245	3.870	219	33
Y4+	126	98.16	6.578	109.5	0.25440			

Sens trigo → variation négative

3 La bobine

L'arbre de la partie tournante est de 15 mm.

De part l'expérience de l'ESO sur les séparations transversales et de part les calculs théoriques, une séparation complète d'environ 500 mm doit se faire en un peu moins de 0,4s.

Nous obtenons donc une vitesse de séparation moyenne de 1,25m/s. Soit au niveau de la bobine une vitesse radiale de $w = 166 \text{ rad/s}$ soit 26,41 tours/s. Ainsi nous devrions compter environ 13 tours en un peu moins d'1/2 seconde.

Le compteur allant jusqu'à 256 valeurs, nous avons choisit de compter 4 impulsions par tour.

Conclusion :

5m/s max (100 tr/s), résolution de 1 cm ($\frac{1}{4}$ de tour)

Le capteur étant numérique, il n'y a pas d'étalonnage nécessaire.

4 L'accéléromètre (détection & expérience)

4.1 Gamme de mesure estimée et précision requise

L'accélération attendue est fournie par trajec : environ 64 m/s^2 (6.4g).

Afin de pouvoir mesurer des variations, on prends une marge supérieure.

Pour la décélération, on a environ la moitié de l'accélération en valeur (par expérience).

Sachant que la gravité crée une charge permanente de 1g, une bonne gamme de mesure peut être de -2g à $+8\text{g}$. Les CAN des PIC utilisent des références correspondant à ces valeurs environ.

4.2 Evaluation des erreurs de mesure

- étalonnage à $-1/0/1\text{g}$, non linéarité, numérisation 8 bits ... >> 5% maximum.

Il est évident que les erreurs de mesure ne vont pas venir des capteurs eux-mêmes, dont la précision est largement supérieure à la qualité de la chaîne de mesure numérique. Néanmoins, la difficulté d'étalonner sur la gamme de mesure attendue est une grosse source d'erreur (typiquement étalonnage des accéléros sur $-1\text{G}/0\text{G}/1\text{G}$ puis extrapolation linéaire sur $-10\text{G}/+10\text{G}$).

4.3 Méthode d'étalonnage de l'accéléro exp

Ne pouvant recréer une accélération constance de l'ordre de 10G, nous nous contenterons de mesurer la gravité terrestre. Donc trois points de mesure :

- fusée verticale vers le haut (noté +1g par convention)
- fusée horizontale (0g)
- fusée retournée vers le bas (-1g)

4.4 Résultats de l'étalonnage de l'accéléro exp

« Fonctions de conversion »

Etalonnage de l'accéléromètre expérience 03/01/2005

Utilisation des V_{ref} du pic exp, entre -10g et $+10\text{g}$ (V entre 1.5V et 3.5V)

+1G (verticale) : 130/255
0G (horizontale) : 144/255
-1G (retournée) : 157/255

5 Choix et performances des maillons

Voir le détail des maillons au § 3.2.2 à 3.2.8 du dossier de conception v2.1.

Raison & performance des choix des maillons :

Les Capteurs :

adaptés et peu cher (sponsoring)
professionnelle

Le conditionnement :

(néant car déjà amplifiés 0-5V, ou bien utilisation des références du CAN)

Les filtres :

facilement réglables, coupure franche, échantillon gratuits
coupure très franche, faible ripple, fréquence de coupure facilement modifiable.

La numérisation CAN, le codage et la sérialisation UART SNR :

CAN intégré, programmable, gratuit
Numérisation sur 8 bits en utilisant les références quand nécessaire, codage trame OK.

La modulation FSK :

VCO classique de Pla-Sci (XR2206).
Bonne qualité hormis quelque saut de phase.

L'émetteur :

à ton avis !

6 Les intégrales d'accélération

6.1 Principe de l'intégrale

Objectif :

L'objectif est d'obtenir un passage de tension à un état haut en sortie lorsque la poussée du propulseur s'est bien déroulée.

Principe de fonctionnement :

Les deux cartes intégrales de poussée sont identiques.

Attention : l'expression « intégrale de poussée » est un abus de langage. Il s'agit plutôt d'une intégrale d'accélération, ce qui est fort différent. La relation qu'il y a entre les deux dépend de nombreux paramètres (masse, angle, gravité, forces aéro). $m \cdot \vec{A}_{cc} = \vec{F}_{Poussée} + \vec{F}_{aero} + \vec{F}_{gravité}$

Cependant l'intégrale d'accélération permet aussi de savoir si le propulseur a bien poussé.

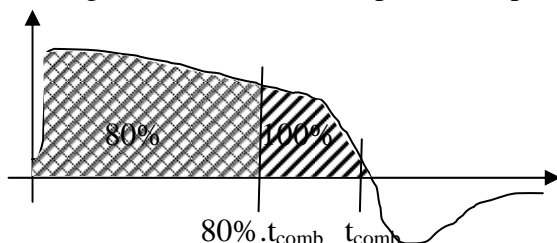
Le principe est de vérifier si l'intégrale d'accélération atteint un seuil fixé durant une fenêtre de temps délimitée. Il s'agit en fait de vérifier la quantité d'énergie libérée par le propulseur dans un temps donné.

La poussée fournie par le propulseur Chamois est connue théoriquement.

La poussée réelle peut être légèrement différente de la poussée théorique selon principalement deux effets :

- L'impulsion spécifique (produit Poussée x Temps) est différente.
- La vitesse de combustion est différente (court et fort, ou long et faible).

A noter que la technologie de nos capteurs fait qu'ils détectent la gravité terrestre. Considérons la courbe de la « charge » (accélération comprenant la pesanteur) vu par le capteur d'accélération en fct du temps.



L'objectif des intégrales d'accélération est de vérifier que le propulseur a fonctionné correctement. Pour vérifier cela, nous adopterons la logique suivante :

Il faut que l'intégrale d'accélération correspondante à 80% de l'impulsion spécifique théorique soit atteinte au temps théorique de ces 80% (soit environ à 0.8 x Temps de combustion théorique) à plus ou moins 0,5 seconde près.

Considérons que le temps de combustion théorique est de 2.5s, les 80% de l'impulsion spécifique théorique sont donc à 2,0s.

Il faut alors que l'intégrale ait atteint ce seuil de 80% entre 1,5 et 2,5 secondes.

Remarque : ces valeurs sont indépendantes du temps de latence mécanique de l'ouverture. Contrairement aux minuteries, on ne doit pas soustraire le temps de latence aux temps de l'intégrale de poussée.

Remarque : en pratique, dès que l'intégrale a atteint ce seuil, le microcontrôleur conserve sa sortie à un, ce qui signifie que même si le seuil a été atteint avant 1,5s, la carte intégrale considérera que le propulseur a bien fonctionné à partir de 1,5s. Néanmoins, la séparation sera effective que quand les deux autres conditions seront remplies : fusée en décélération et $t > 2,5s$.

Conception :

L'intégrale est réalisée numériquement, à l'aide d'un microcontrôleur PIC et est démarrée au décollage par l'arrachage des jacks. Il s'agit de sommer les valeurs numérisées par le CAN intégré, tous les dt (pas de temps). On détermine à l'aide d'un logiciel de trajectographie pas à pas (au même pas dt !!) la valeur théorique de l'intégrale de l'accélération au moment de la fin de propulsion.

Le « seuil intégral » correspond à 80% de cette dernière valeur théorique (marge d'incertitude propulseur).

La condition d'intégrale de poussée est réalisée à un instant donné si et seulement si l'intégrale instantanée (à ce moment) de l'accéléromètre dépasse le « seuil intégral » et que ce moment est pendant la fenêtre temporelle 1,5s – 3,5s.

Cette double condition est réalisée à l'aide d'une porte ET

Le fenêtrage temporel est réalisé à l'aide de 2 minuteries analogiques (voir partie sur les minuteries analogiques) et d'une porte ET.

Dans le cas où la double condition est réalisée le signal de sortie est maintenu à l'état haut à l'aide d'une bascule.

La sortie de l'accéléromètre est filtrée pour respecter la condition de Shannon (intégration numérique) et ce filtrage est réalisé à partir d'un filtre actif à horloge interne (régulé à partir d'un condensateur).

Un transistor a été placé à la suite de la bascule afin d'assurer l'apport de courant nécessaire au bon déclenchement des relais REED.

Des moyens de vérification ont été mis en place afin de s'assurer du bon fonctionnement de l'intégrale de poussée :

- Une carte extérieure à la fusée qui simule le capteur d'accélération aux moyens d'un PIC (16F876A) et d'un CNA (Convertisseur Numérique-Analogique) durant la phase ascendante.
- Une seconde carte extérieure à la fusée qui affiche la valeur intégrée par l'intégrale sous forme de vu-mètre et d'afficheurs digitaux (valeur 0-256) au moyen d'un PIC (16F877A)

Les calculs de dimensionnement sont détaillés sur le schéma

Ref : Capteur : ADXL210 PIC 16F876A/87A Filtre : MAX7403 Transistor : 2N2222
Porte ET : Bascule : 74HC74

Voir le schéma de la carte intégrales 1 ou 2 en annexe.

La poussée fournie par le propulseur Chamois est connue théoriquement.

La poussée réelle peut être légèrement différente de la poussée théorique selon principalement deux effets :

- L'impulsion spécifique (produit Poussée x Temps) est différente.
- La vitesse de combustion est différente (court et fort, ou long et faible).

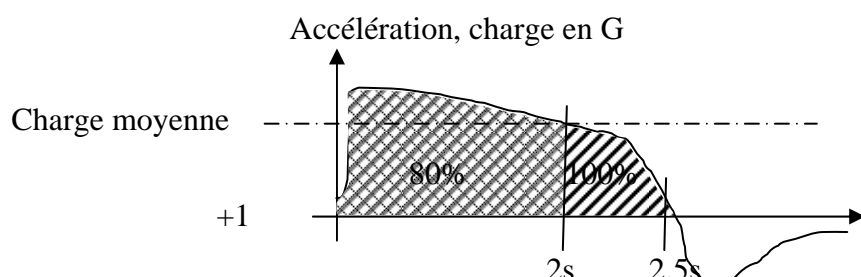
L'objectif des intégrales d'accélération est de vérifier que le propulseur a fonctionné correctement. Pour vérifier cela, nous adopterons la logique suivante :

Il faut que l'intégrale d'accélération correspondante à 80% de l'impulsion spécifique théorique soit atteinte au temps théorique de ces 80% (soit environ à 0.8 x Temps de combustion théorique) à plus ou moins 0,5 seconde près.

Considérons que le temps de combustion théorique est de 2.5s, les 80% de l'impulsion spécifique théorique sont donc à 2,0s.

Il faut alors que l'intégrale ait atteint ce seuil de 80% entre 1,5 et 2,5 secondes.

Remarque : en pratique, dès que l'intégrale a atteint ce seuil, le microcontrôleur conserve sa sortie à un, ce qui signifie que même si le seuil à été atteint avant 1,5s, la carte intégrale considérera que le propulseur à bien fonctionné à partir de 1,5s. Néanmoins, la séparation sera effective que quand les deux autres conditions seront remplies : fusée en décélération et $t > 2,5s$.



La charge moyenne peut être exprimée de 3 manières :

Poussée/Mfusée=56 m.s² référence 0 G
DelatV/DeltaT=110/2.5=44 m/s² référence +1 G !
Selon Trajec 6.0 à 6.5 G

6.2 Gamme de mesure estimée et précision requise

Voir § correspondant dans la partie « L'accéléromètre (détection & expérience) ».

6.3 Evaluation des erreurs de mesure

Voir § correspondant dans la partie « L'accéléromètre (détection & expérience) ».

6.4 Méthode d'étalonnage des accelero de l'intégrale

Voir § correspondant dans la partie « L'accéléromètre (détection & expérience) ».

6.5 Résultats de l'étalonnage de l'accéléro exp & détermination de la valeur seuil

6.5.1 Intégrale 1

En théorie :

Charge (en g)	Tension Capteur (en V) ref 2.7-1.7	Valeur Codé (en bits)
8	1.7 (ref-)	255
/	/	/
1	2.4	76.5
0	2.5	51
-1	2.6	25.5
-2	2.7 (ref+)	0

D'après des mesures expérimentales :

Etalonnage des accéléromètres des intégrales 31/03/2005

Inversion par programmation !

Utilisation de la carte afficheur

Intégrale 1 (carte du dessous) :

+1G (verticale) : 132/255* 2.395V (* sans réf !)

0G (horizontale) : 127/255 2.495V

-1G (retournée) : 121/255 2.597V

x G : 127+5.5x

Utilisation des références, entre -2G et +8G :

soit V entre 2.7 et 1.7V

Calculs des extrapolation et calcul du seuil de l'intégrale d'accélération :

Charge (en g)	Tension Capteur (en V) ref 2.64-1.72	Valeur Codé (en bits)	Octet de poids fort du seuil de l'intégrale du PIC
7.68 ←	1.72 (ref-)	255	
6.2 →	1.875 →	212	83
1	2.4	68	
0	2.5	40	
-1	2.6	12	
-1.15 ←	2.64 (ref+)	0	

Légende :

Mesuré
Calculé
Seuil pré-calculé

$$Tension = -0.1 \times Charge + 2.495$$

$$Valeur = \text{arrondi} \left(255 \times \frac{Vref_+ - Tension}{Vref_+ - Vref_-} \right) = \text{arrondi} \left(255 \times \frac{2.64 - Tension}{0.92} \right)$$

$$Valeur \times 50Hz \times 2sec = \text{seuilPIC.High} \times 256 \quad \text{soit} \quad \text{seuilPIC.High} = \frac{Valeur \times 50Hz \times 2sec}{256}$$

6.5.2 Intégrale 2

En théorie :

Charge (en g)	Tension Capteur (en V) ref 2.72-1.72	Valeur Codé (en bits)
8	1.72 (ref-)	255
/	/	/
1	2.42	76.5
0	2.52	51
-1	2.62	25.5
-2	2.72 (ref+)	0

D'après des mesures expérimentales :

Intégrale 2 (carte du dessus) :

+1G (verticale) : 130/255* 2.423V (* sans réf !)

0G (horizontale) : 124.5/255 2.527V

-1G (retournée) : 119.5/255 2.624V

x G : $124.5 + 5.5x$

Utilisation des références, entre -2G et +8G :

soit V entre 2.7 et 1.7V

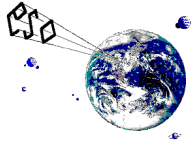
Calculs des extrapolation et calcul du seuil de l'intégrale d'accélération :

Charge (en g)	Tension Capteur (en V) ref 2.64-1.74	Valeur Codé (en bits)	Octet de poids fort du seuil de l'intégrale du PIC
7.68 ←	1.74 (ref-)	255	
6.2 →	1.905 →	204	80
1	2.42	64	
0	2.52	36	
-1	2.62	8	
-1.42 ←	2.65 (ref+)	0	

$$Tension = -0.1 \times Charge + 2.525$$

$$Valeur = \text{arrondi} \left(255 \times \frac{V_{ref+} - Tension}{V_{ref+} - V_{ref-}} \right) = \text{arrondi} \left(255 \times \frac{2.64 - Tension}{0.92} \right)$$

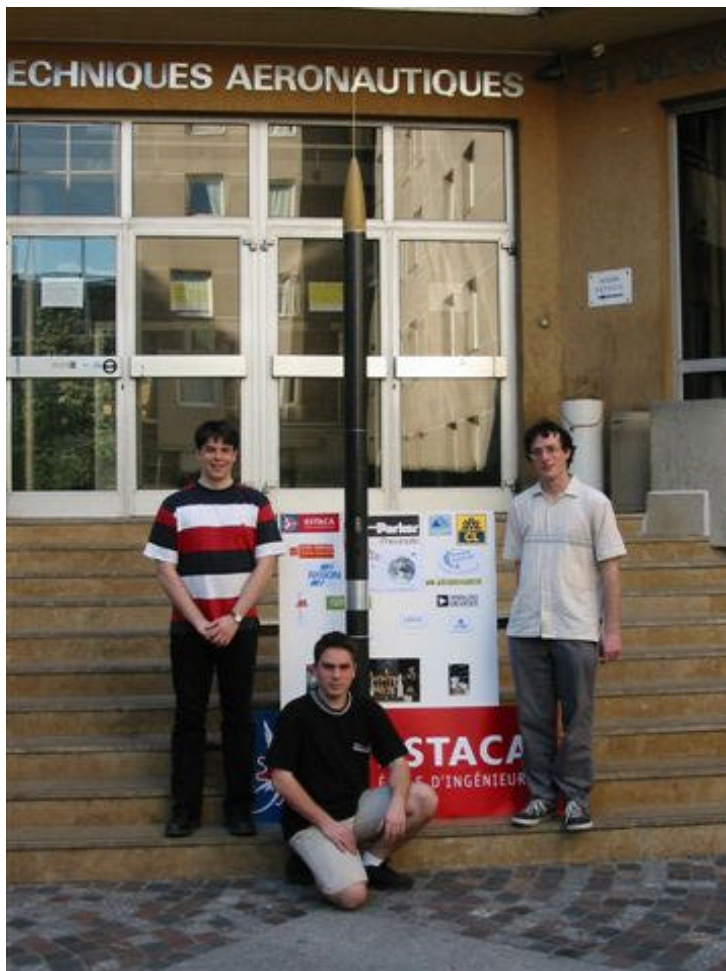
$$Valeur \times 50Hz \times 2sec = \text{seuilPIC.High} \times 256 \quad \text{soit} \quad \text{seuilPIC.High} = \frac{Valeur \times 50Hz \times 2sec}{256}$$



Partenariat entre
l'Estaca Space Odyssey (ESO),
&
Analog Devices International (ADI)



Compte rendu provisoire du Partenariat entre l'Estaca Space Odyssey (ESO) & Analog Devices (ADI)



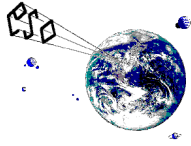
Une partie de l'équipe au côté de la fusée « Courage »

Résumé du partenariat :

L'ESO, club aérospatial de l'ESTACA, a sollicité Analog Devices afin de lui fournir des capteurs gyrométriques (gyroscopes) et d'accélération. Analog Device nous a alors gracieusement fournit des capteurs de technologie iMEMs répondant à nos besoins. En retour, ADI peut notamment communiquer autour de ce projet expérimental et utiliser les schémas et photos.

Les capteurs ont été intégrés dans la fusée expérimentale 'Courage' et serviront à étudier l'attitude de la fusée lors de la séparation entre le premier étage (propulsif), et le second étage (inerte).

Le décollage de la fusée, prévu pour cet été 2004, a été reporté d'un an par les autorités compétentes (le CNES) pour diverses raisons administratives et légales. Néanmoins, le partenariat ESO/ADI reste intact.



Partenariat entre
l'Estaca Space Odyssey (ESO),
&
Analog Devices International (ADI)



I. Présentation de l'ESO

L'Estaca Space Odyssey est une association loi 1901 dont le but est de concevoir, réaliser et lancer des fusées expérimentales. Ces engins de 1 à 3 mètres de haut sont propulsés par un moteur à poudre fourni par le CNES (Centre National d'Etudes Spatiales), lui permettant de monter à 1000 mètres d'altitude en 13 secondes. A l'apogée, l'ouverture d'un parachute permet une récupération de la fusée en bon état.

La structure mécanique est composée de tubes porteurs en fibres de carbone, et de bagues de maintien en aluminium.

L'électronique embarquée permet de réaliser une expérience scientifique, qui peut être par exemple la mesure des paramètres du vol (altitude, vitesse ...). Les données issues des capteurs sont transmises au sol via une télémesure et/ou enregistrées à bord.

Nous réalisons deux fusées par an environ, qui sont lancées fin juillet sur un terrain militaire.



II. Le projet Courage : l'expérience

L'objectif de cette fusée, réalisée lors de l'année scolaire 2003-2004, est d'étudier le comportement dynamique de la fusée lors de la séparation entre les deux étages.

Pour cela, plusieurs capteurs sont embarqués dans le second étage :

Trois gyromètres (vitesse angulaire) donnant l'attitude de la fusée dans ces 3 axes.

Une mesure de la vitesse de séparation des deux étages (capteur optique).

De plus, afin de garantir la sécurité du public, la séparation est soumise à plusieurs conditions, particulièrement liées au bon fonctionnement du propulseur (vitesse, poussée).

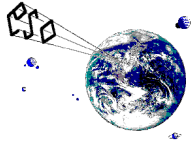
Pour cela, l'utilisation d'accéléromètres placés dans l'axe de la fusée s'impose :

Un accéléromètre sert à détecter la fin de poussée du propulseur.

L'intégration numérique d'un autre donne la vitesse instantanée

L'intégration numérique d'un troisième vérifie l'énergie de poussée du propulseur.

Ces derniers capteurs sont dissociés par fonction pour des raisons de tolérance aux pannes (redondance sécuritaire).



Partenariat entre
l'Estaca Space Odyssey (ESO),
&
Analog Devices International (ADI)



III. Choix des capteurs

Nous recherchions en premier lieu des gyromètres servant à l'expérience.

Ceux-ci devaient répondre à de nombreux critères :

- gamme de mesure de +/- 1 tour /s environ
- résolution fréquentielle adéquate (DC à 100 Hz)
- faible sensibilité aux accélérations (+/-10g statique) et vibrations
- étendue de sortie correcte (> 50 mV pleine échelle)
- précision suffisante pour une numérisation 8 bits
- alimentation standard (asymétrique 0V / +5V à +15V)
- encombrement et masse faible (<Ø100, <50g pièce)
- coût accessible (<<100 €pièce)
- implantation aisée (boîtier câblé, package DIP/DIL)

Parmi les constructeurs de gyromètres, on peut citer :

SILICON Sensing Systems (Japan) "CRS-03"

MURATA Manufacturing "ENC-03M"

ANALOG Devices "ADXRS"

SAGEM

Pour différentes raisons (techniques, disponibilité, datasheets...), nous avons retenu les gyromètres ADXRS de Analog Devices utilisant la technologie iMEM's.

Ces derniers offrent de nombreux avantages et répondent parfaitement à notre besoin :

- gamme de mesure 300°/s (éventuellement modifiable)
- résolution fréquentielle 40Hz max (éventuellement modifiable)
- très peu sensible aux accélérations (normalement)
- étendue de sortie impeccable (environ 0.5V > 4.5V pleine échelle)
- précision largement satisfaisante
- alimentation standard (5V)
- encombrement très réduit
- coût correct

Il y a néanmoins quelques inconvénients :

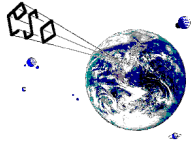
- package micro-billes inutilisable (pour nous) en version standard
- relation entre le réglage de la bande passante et la gamme de mesure

Heureusement, Analog Devices propose une version « module d'évaluation » où le capteur est soudé sur un adaptateur DIP/DIL 20 (ADXRS300EB).

Ensuite, nous recherchions des capteurs d'accélération pour la partie sécurité.

Les constructeurs d'accéléromètres sont plus nombreux.

L'ESO a déjà utilisé des accéléromètres de Entran Electronic Sensors, mais devant les avantages des accéléromètres de Analog Devices (toujours technologie iMEM's), nous avons rapidement décidé d'utiliser les ADXL (ADXL 210).



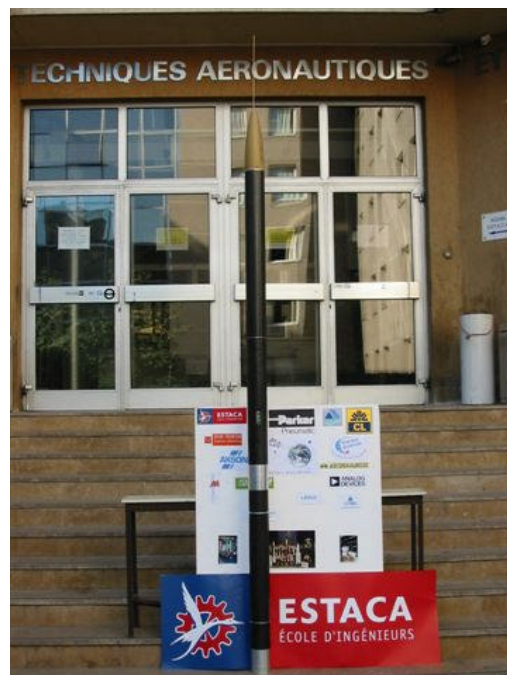
Partenariat entre
l'Estaca Space Odyssey (ESO),
&
Analog Devices International (ADI)

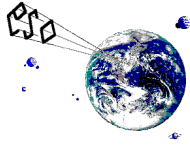


IV. Le partenariat

L'association ESO ayant besoin de 6 capteurs Analog Devices pour son projet de fusée expérimentale « Courage », nous avons contacté Analog Devices France afin de les obtenir sous la forme d'échantillons gratuits. Après le choix des capteurs qui conviennent à notre application, Analog Devices nous a donc fourni gracieusement des gyromètres ADXRS300EB et des accéléromètres ADXL210 et ADXL150. Sans ce partenariat, cela représenterait un achat auprès d'un revendeur France d'une valeur d'environ 60 € par gyromètre (en Evaluation Board), et 15€par accéléromètre.

En échange, l'ESO fournira un compte-rendu de vol et d'expérience à Analog Devices, et mentionnera ADI parmi les sponsors du projet Courage. Un logo Analog Devices sera apposé sur la fusée, fusée qui sera régulièrement exposée lors de manifestations publiques (Journées Portes Ouvertes de l'Estaca, mais aussi fête de la science, salon du Bourget, campagne nationale de lancement...). Analog Devices pourra faire de la communication autour du projet Courage, en utilisant les photos et autres documents relatifs au projet, en publiant un communiqué de presse sur le lancement de la fusée Courage, en publiant des articles dans des revues techniques spécialisées dans l'électronique... Dans ce but, il est envisagé que Analog Devices fournisse à l'ESO des moyens de communications sur Analog Devices, tels des T-shirts portant le logo Analog Devices.





V. L'intégration électronique des capteurs

Le signal issu de chacun des gyromètres doit être numérisé afin d'être transmis par télémétrie numérique et enregistré dans une mémoire flash. Pour cela, nous utilisons un microcontrôleur PIC 16F877A de Microchip.

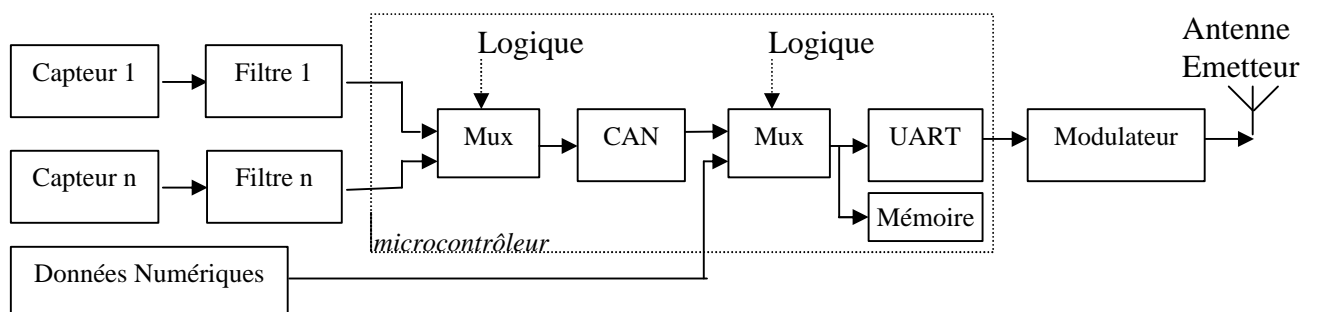
Après réflexion, nous avons apporté aucun réglage au capteur, jugeant que le compromis entre bande passante et étendue de mesure était convenable.

Etant donné la dynamique de sortie des capteurs, il n'est pas nécessaire de conditionner le signal (pas de gain, ni de faire un offset).

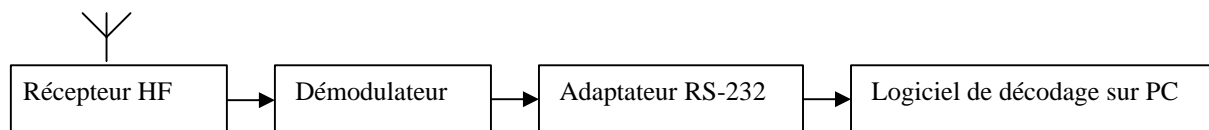
Néanmoins, nous avons inséré des filtres passe-bas pour éviter les phénomènes de repliement de spectre dus à l'échantillonnage numérique.

Le microcontrôleur se charge d'élaborer la trame numérique (train binaire sérialisé), puis un VCO génère une modulation FSK.

Au final, on a donc la chaîne de télémétrie suivante, pour la partie émission :



Et pour la partie réception :



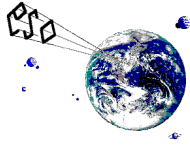
Pour les accéléromètres, ils sont utilisés pour des calculs embarqués :

Le premier est comparé à un seuil de référence afin de détecter la décélération en fin de propulsion. Il est également envoyé à la carte expérience par un suiveur de tension pour enregistrer l'accélération.

Le second est utilisé pour l'intégration numérique de l'accélération, référencée à -1G, pour obtenir la vitesse instantanée

Le troisième est aussi utilisé pour l'intégration numérique, mais référencé à 0G, et donnant donc la poussée du propulseur.

(Voir aussi le schéma des cartes électroniques en annexe).



VI. L'intégration mécanique des capteurs

Nous avons donc 6 capteurs à intégrer dans la fusée.

L'orientation est importante :

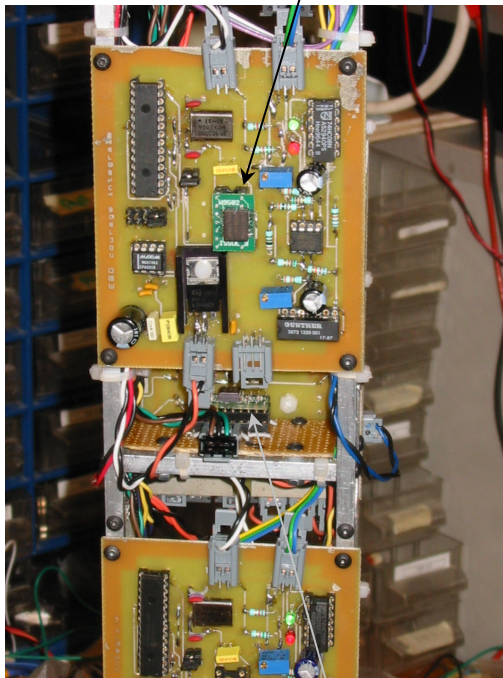
- les 3 gyroscopes doivent être dans les 3 directions orthogonales

- les 3 accéléromètres doivent être placés dans l'axe de la fusée

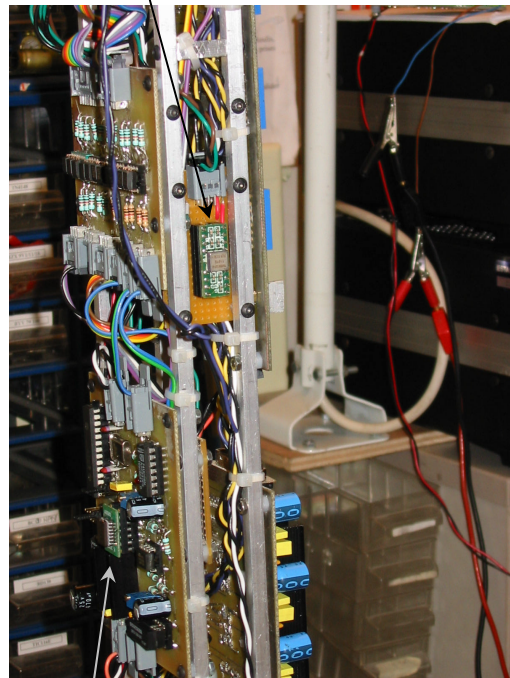
Nous disposons d'un treillis métallique sur lequel est fixé les cartes électroniques.

Les gyroscopes sont placés sur les cartes électroniques tandis que les accéléromètres sont placés sur des petites cartes indépendantes. Pour les accéléromètres, nous avons utilisé des adaptateurs CMS vers DIP.

Accéléromètre sur adaptateur CMS > DIP



Gyroscope Evaluation Board



Gyroscope Evaluation Board

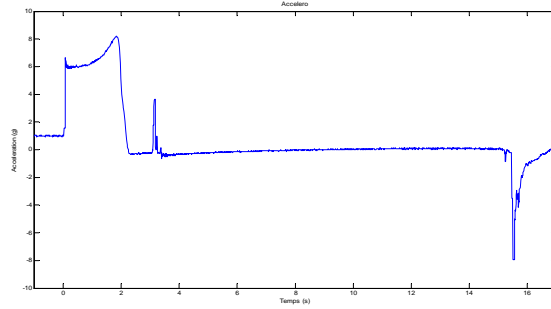
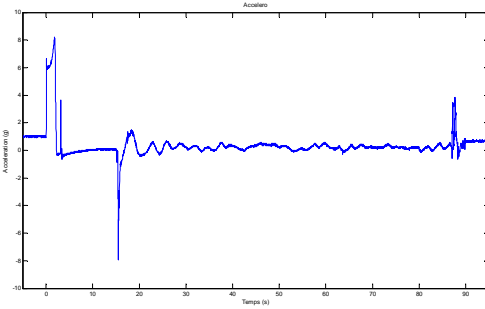
Accéléromètre sur adaptateur CMS > DIP

Page synthétisant les courbes des principaux capteurs de COURAGE

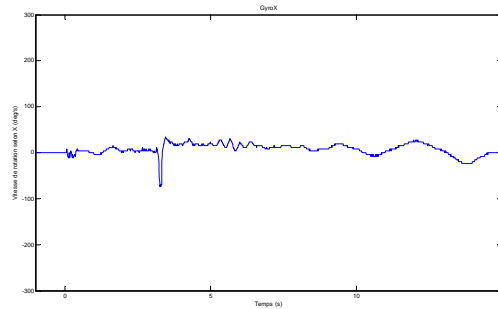
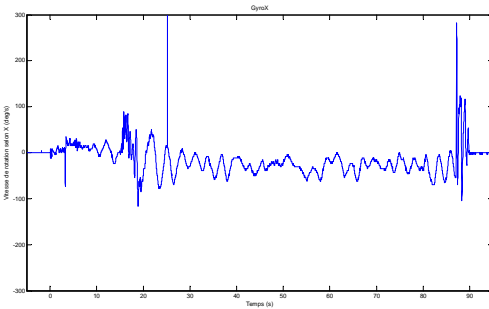
Vol complet

Zoom sur la phase ascendante

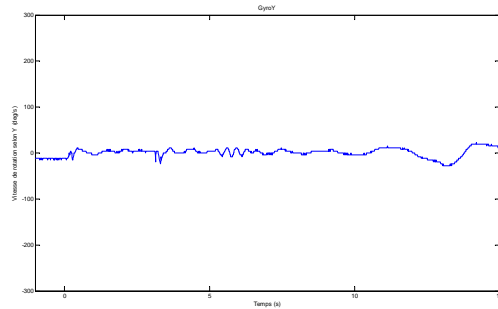
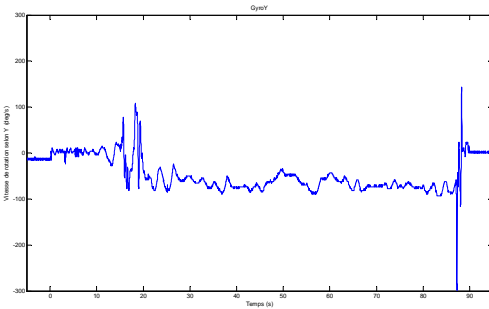
Accéléromètre axial (charge) :



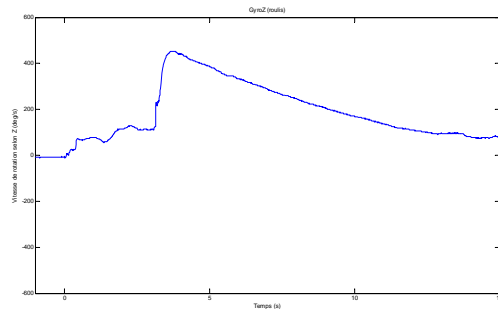
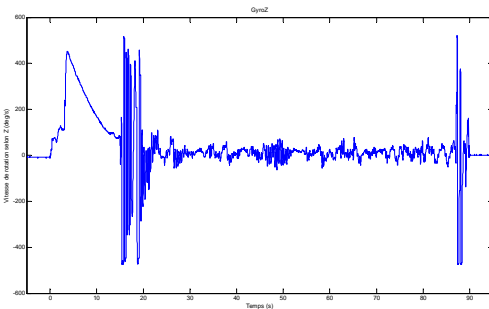
Gyromètre X :



Gyromètre Y :



Gyromètre Z (roulis) :



Rappel des principaux événements :

- T=0s : décollage
- T=2.5s : fin de poussée du propulseur
- T=3s : largage du 1^{er} étage
- T=15s : déploiement du parachute du 2^{ème} étage
- T=88s : atterrissage du 2^{ème} étage dans les arbres

