

# Compte-rendu de projet Fusée expérimentale

## PIF&HERCULE



### Du club aérospatial Estaca Space Odyssey (ESO) 2002-2003

Rédaction : SUCHER Damien  
CÔME Léo

# Remerciements

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

- CNES ( propulseur, émetteur, campagne)
- Planète-Sciences (ex-ANSTJ) ( suivi et organisation )
- Entran (electronic sensors) ( accéléromètre )
- Parker (Pneumatic) ( électrovanne et vérin )
- Leduc ( Ressort )
- Union Thermique ( aluminium )
- Zodiac (anciennement Aerazur) ( parachute )
- Keller ( capteur de pression )
- Stocko ( connecteurs )
- Crédit Lyonnais ( financier )
- Institution Ste Geneviève ( gravure des cartes )
- ESTACA ( financier et facilités techniques )
- JCB Aéro ( soudure des ailerons )

Nous tenons également à remercier nos suiveurs de Planète-sciences, Clément Marion et Tanguy Jeanne, pour leurs précieux conseils.

Enfin, nous avons apprécié l'aide de Sébastien Joannes, de Vincent Girard et de Patrick Lemaire (GSA).

# Sommaire

<b>REMERCIEMENTS</b>	<b>2</b>
<b>SOMMAIRE</b>	<b>3</b>
<b>INTRODUCTION</b>	<b>4</b>
PRESENTATION DE L'ECOLE : L'ESTACA	4
PRESENTATION DU CLUB : L'ESO	4
PRESENTATION DE L'EQUIPE : PIF & HERCULE	5
OBJECTIFS	6
MOYENS	7
<b>CONCEPTION ET DIMENSIONNEMENT MECANIQUE</b>	<b>9</b>
GENERALITES	9
SYNOPTIQUE DE LA FUSEE	10
CARACTERISTIQUES DE LA FUSEE	10
LA SEPARATION	12
<b>CONCEPTION DE LA PARTIE ELECTRONIQUE</b>	<b>17</b>
LE SEQUENCEUR	17
LA CHAINE DE MESURE	18
<i>L'accéléromètre</i>	18
<i>Le capteur de pression</i>	19
<b>REALISATION ET INTEGRATION</b>	<b>21</b>
<b>LA CAMPAGNE DE LANCEMENT ET LE VOL</b>	<b>26</b>
LA QUALIFICATION	26
LE VOL	27
ANALYSE DU VOL	27
<b>LA TELEMESURE</b>	<b>28</b>
LES ESSAIS PRELIMINAIRES	28
LE VOL	28
LA DEMODULATION MAISON (MATLAB)	29
LES BRUITS	30
LES COURBES	32
<b>RESULTAT DE L'EXPERIENCE</b>	<b>34</b>
<b>CONCLUSION</b>	<b>40</b>
<b>ANNEXES</b>	<b>41</b>

# Introduction

Ce document regroupe l'ensemble des informations concernant le projet de fusée expérimentale nommée PIF & Hercule (pour Projet d'Initiation Fusex.). Il contient les calculs de conception, le déroulement du projet et l'interprétation de l'expérience.

Le projet, commencé en octobre 2002, a été lancé le vendredi 1<sup>er</sup> août 2003 à 15h51 lors de la campagne de lancement nationale organisée par le CNES et Planète-sciences sur le terrain militaire de Sissonne et a effectué un vol nominal.

## Présentation de l'école : l'ESTACA

L'Ecole Supérieure des Techniques Aéronautiques et de Construction Automobile forme des ingénieurs en 5 ans. Elle recrute ses étudiants en grande majorité après un baccalauréat scientifique.

Les études, axées autour des mathématiques, de la mécanique et des sciences physiques, préparent aux métiers des transports grâce à quatre dominantes: Automobile, Ferroviaire, Aéronautique et Espace.

Elle délivre un diplôme reconnu par la commission des titres d'ingénieurs, dans quatre filières : Structure et Matériaux, Commande et Systèmes, Fluides et Energétique et Vibrations et Acoustique.

Chaque année, environ 160 élèves sont diplômés et sont embauchés par les grands noms de l'industrie des transports comme Renault, PSA, Airbus, Dassault Aviation ...

## Présentation du club : l'ESO

L'ESO (ESTACA Space Odyssey) est une association loi 1901 dont l'objectif est de promouvoir l'activité aérospatiale au sein de l'école et du grand public. Elle y parvient en réalisant, notamment, la conception, la fabrication et le lancement de fusées ou de ballons expérimentaux, grâce à l'encadrement du CNES et de Planète-sciences.

L'association a réalisé une vingtaine de fusées et de ballons depuis sa fondation en 1991.

Elle compte aujourd'hui une trentaine de membres, tous étudiants à l'ESTACA, travaillant sur plusieurs projets.

Adresse postale :                    association ESO  
                                                 34-36, avenue Victor Hugo  
                                                 92300 LEVALLOIS PERRET

Adresse électronique :            eso@estaca.fr  
Site Internet :                        www.eso.online.fr

Pour la période mai 2002 / mai 2003, le Conseil d'Administration comprenait :

Président :                            Sébastien BELIN  
Vice-président :                    Antoine PATUREAU-MIRAND  
Trésorier :                            Rémy RAUL  
Secrétaire :                           Loïc BOQUIEN  
Membre 5 :                            Milan ASSUIED  
Membre 6 :                            Florent MICHAUX

Pour l'année mai 2003 / mai 2004, le Conseil d'Administration est composé de :

Président :                            Damien SUCHER  
Vice-président :                    Thomas BENOIST  
Trésorier :                            Guillaume FONVIELLE  
Secrétaire :                           Julien BOLDRINI  
Membre 5 :                            Léo CÔME  
Membre 6 :                            Florent MICHAUX

## Présentation de l'équipe : PIF & Hercule

Les Participants au projet PIF et Hercule sont :

Damien SUCHER	(2 <sup>e</sup> )	(chef de projet)
Loïc BOQUIEN	(3 <sup>e</sup> )	(électronique)
Léo COME	(2 <sup>e</sup> )	(électronique)
Julien BOLDRINI	(2 <sup>e</sup> )	(électronique)
Guillaume FONVIELLE	(2 <sup>e</sup> )	(mécanique)
Mickaël MEUNIER	(3 <sup>e</sup> )	(mécanique)
Xavier LUPO	(4 <sup>e</sup> )	(mécanique)

L'équipe de cette fusée expérimentale est composée de sept personnes, toutes étudiantes à l'Estaca et provenant de toutes les promotions. La conception et la réalisation mécanique étaient assurées par quatre personnes tandis que les trois autres s'occupaient de l'électronique de bord. Cette fusée ayant pour objectif, entre autres, la formation des nouveaux membres du club, la moitié de l'équipe est constituée de novices, encadrés par des anciens membres (qui occupent les postes-clefs).

## Objectifs

L'objectif principal du projet est de mettre en œuvre une expérience liée au vecteur : retrouver la trajectoire décrite par la fusée pendant sa phase ascendante.

Pour cela, on suppose que cette trajectoire est plane et on enregistre les vitesses axiale et verticale au cours du temps de vol. On pourra alors obtenir l'inclinaison de la fusée au cours du vol, et, par itération, la trajectoire de la fusée.

Ainsi, on pourra confronter les résultats théoriques donnés par le logiciel « trajec » (ou d'autres), le vol décrit par la localisation (apogée) et la trajectoire obtenue d'après les relevés.

On distingue également plusieurs objectifs secondaires :

- Se former et assurer la formation des nouveaux membres de l'ESO.
- Réaliser une fusée expérimentale en une seule année.
- Obtenir un projet de qualité (par exemple : avoir une télémessure exploitable)

L'ensemble de ces objectifs a permis de définir les lignes caractéristiques de la fusée :

La vitesse axiale est donnée par l'intégration de l'accélération fournie par un **accéléromètre** mono-axial.

La vitesse verticale est donnée par la dérivation de l'altitude, elle-même fournie par un capteur de pression absolue monté en **pression statique**.

Ces deux voies sont envoyées par télémessure **analogique IRIG** en utilisant l'émetteur Kiwi.

La modulation externe permet l'apprentissage des techniques de modulation en fréquence et nous assure d'une transmission continue des paramètres.

Le propulseur souhaité est un **Isard**, qui suffit à l'expérience, et qui permet de réaliser une fusée de taille moyenne dans un temps raisonnable.

La séparation, n'étant pas l'objectif d'étude d'une fusée expérimentale, reprend exactement le principe, bien connu à l'ESO, de séparation transversale à billes par **vérin pneumatique** comme Revanche, Gumnos ou EfrEst notamment.

# Moyens

Pour mener à bien ce projet, certains besoins sont essentiels, surtout d'ordre temporel, technique et financier.

Bien entendu, rien ne serait possible sans l'apport des partenaires et sponsors, aussi bien au niveau matériel et technique qu'au niveau financier.

## Planning réel :

PIF & Hercule		Novembre			Décembre			Janvier					février				Mars				Avril				Mai				juin				juillet					
semaine	2002-2003	46	47	48	49	50	51	52	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
méca	Définition	■																																				
	Conception	■																																				
	Dimensionnement				■																																	
	Usinage																																					
	Tubes carbone																																					
	Ailerons																																					
	Intégration																																					
Elec	Définition générale	■																																				
	Minuterie	Ct		PT																																		
	Mise en Œuvre																																					
	Intégration				Ct																																	
dispo	Vacances																																					
	Révision																																					
	Partiels années 2&3																																					

Ct : Conception  
 PT : Plaque Test  
 Rt : Routage  
 Pl : Plaque  
 T : Test

## Moyens techniques :

L'ESO utilise le matériel de l'ESTACA, ce qui facilite la conception ainsi que la fabrication mécanique.

Au niveau de l'électronique, l'école est pourvue de labo mais ne possède pas de moyen de gravure des cartes. L'ESO a donc son propre matériel, mais la mise en œuvre pratique est moins aisée.

## Moyens financiers :

### Estimation des coûts

Domaine	Type	Objet	Coût	Partenariat	Partenaire
Mécanique	Structure Alu	Bague de raccordement	275,00 €	275,00 €	UNION THERMIQUE
		Bague propu	100,00 €	100,00 €	UNION THERMIQUE
		Usinage	475,00 €	475,00 €	ESTACA
		Soudure ailerons	170,00 €	85,00 €	JCB Aro
	Structure Composite	Fibre de carbone 2m <sup>2</sup>	120,00 €		
		Fibre de verre 1m <sup>2</sup>	15,00 €		
		Matériel	75,00 €		
	Propulsion	Propulseur Isard	1 500,00 €	1 500,00 €	CNES
	Système de récupération	Vérin	150,00 €	150,00 €	PARKER Pneumatique
		Parachute	150,00 €	150,00 €	ZODIAC (AERAZUR)
Emérillon		20,00 €			
Cordes		10,00 €			
Elec	Système électronique	Minuterie	100,00 €		
		Télemesure analogique	150,00 €		
		Emeteur	150,00 €	150,00 €	CNES
		Capteur pression	40,00 €	40,00 €	Keller
		Capteur accélération	800,00 €	800,00 €	Entran
	Connectique et intégration	50,00 €			
Alimentation	Piles	100,00 €			
Campagne	Transport		100,00 €	100,00 €	
	Hébergement	par personne	100,00 €	100,00 €	chaque membre
	Logistique		2 000,00 €	2 000,00 €	CNES - Planète Sciences
Total			6 650,00 €	5 925,00 €	
Total à notre charge			725,00 €		
Budget			750,00 €		ESO

On notera que le budget était assez serré.

Même si certaines dépenses pouvaient être optimisées, il est plus prudent de prévoir 1000 € de liquidités pour une fusée expérimentale faite dans des conditions similaires.

# Conception et dimensionnement mécanique

## Généralités

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

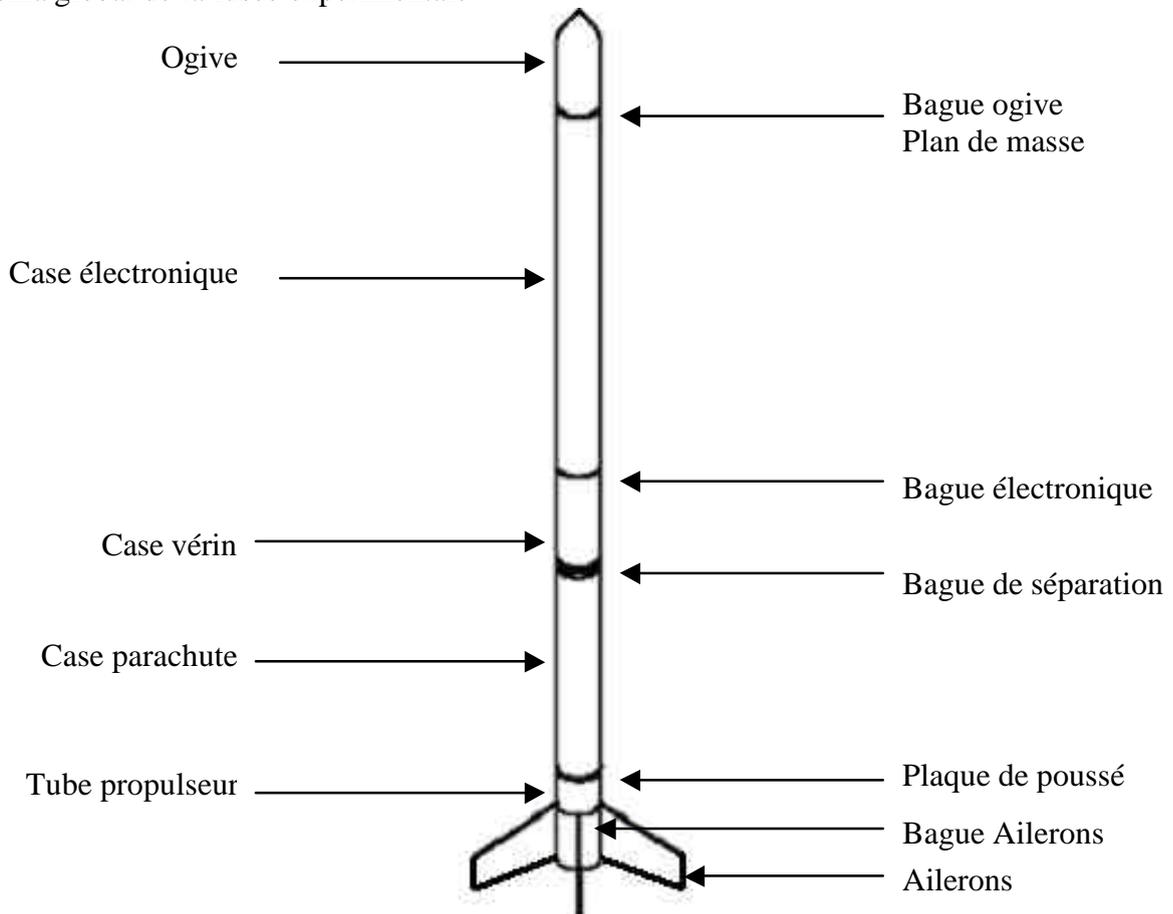
- ✓ Diamètre extérieur : 84 mm
- ✓ Hauteur : 2003 mm
- ✓ Matériau des bagues : Aluminium
- ✓ Matériau du corps de la fusée : Fibres de carbone
- ✓ Matériau de la coiffe : Fibres de verre
- ✓ Masse sans propulseur : 5,00kg

La fusée est ainsi constituée de 5 bagues en aluminium, de 4 tubes en carbone, d'une ogive et de 4 ailerons.

Ces caractéristiques et l'expérience, ne demandant nullement une forte poussée, imposent le choix du moteur Isard comme propulseur.

# Synoptique de la fusée

Schéma global de la fusée expérimentale



## Caractéristiques de la fusée

### Caractéristiques mécaniques :

Propulseur	Isard
Masse Totale propulseur plein	7,02kg
Masse Totale propulseur vide	6,35kg
Diamètre extérieur	84mm
Hauteur	2003 mm
Centre de gravité par rapport à l'ogive (moteur plein)	1338
Type de séparation	Transversale
Actionneur	Electrovanne / Pneumatique à billes

Données de vol :

## MODELISATION TRAJEC

```

F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Uent
FUSEE:pifethercule  CLUB:ESO  MOTEUR:isard_U95  PAS: 10 %
virole: NON  Xcg: 50  biétage : NON
masse: 1.000
prop:1773
1
<-185 → D —Xcg vide:1100 → —Xcg:1339 →  masse: 7.000 kg
84
L=1883
coiffe:parabolique
jupe/rétréint : NON  épaisseur ailerons : 2.0
sortir du programme
déplacements: <↑↓> valid.: RETURN variations: +-  nombre d'ailerons : 4
Produit Ms x Cn : inutilisé
position du haut du propulseur en millimètres
Cn=19.6 ||Xcp:1742 ||marge statique:de 4.8 à 5.5  cotes en mm
  
```

Le déroulement théorique du vol

La trajectoire donnée par *trajec* nous donne alors avec :  $M= 7 \text{ kg}$ ,  $S= 6742 \text{ mm}^2$ ,  $C_x= 0,65$

Rampe à 80° en site	Temps (s)	Altitude relative (m)	Vitesse (m/s)	Accélération (g)
Décollage	0,00	0	<b>0</b>	-1.0
Accélération maxi	0,01	0	6	<b>10,3</b>
Sortie de Rampe	0,03	4	<b>27</b>	9
Vitesse maxi	1,70	122	<b>139</b>	1,6
Fin de propulsion	1,80	135	137	<b>1,7</b>
Apogée	<b>13,07</b>	<b>820</b>	22	1
Impact si balistique	26,73	0	0	0,5
Impact sous parachute	93,65	0	0	1

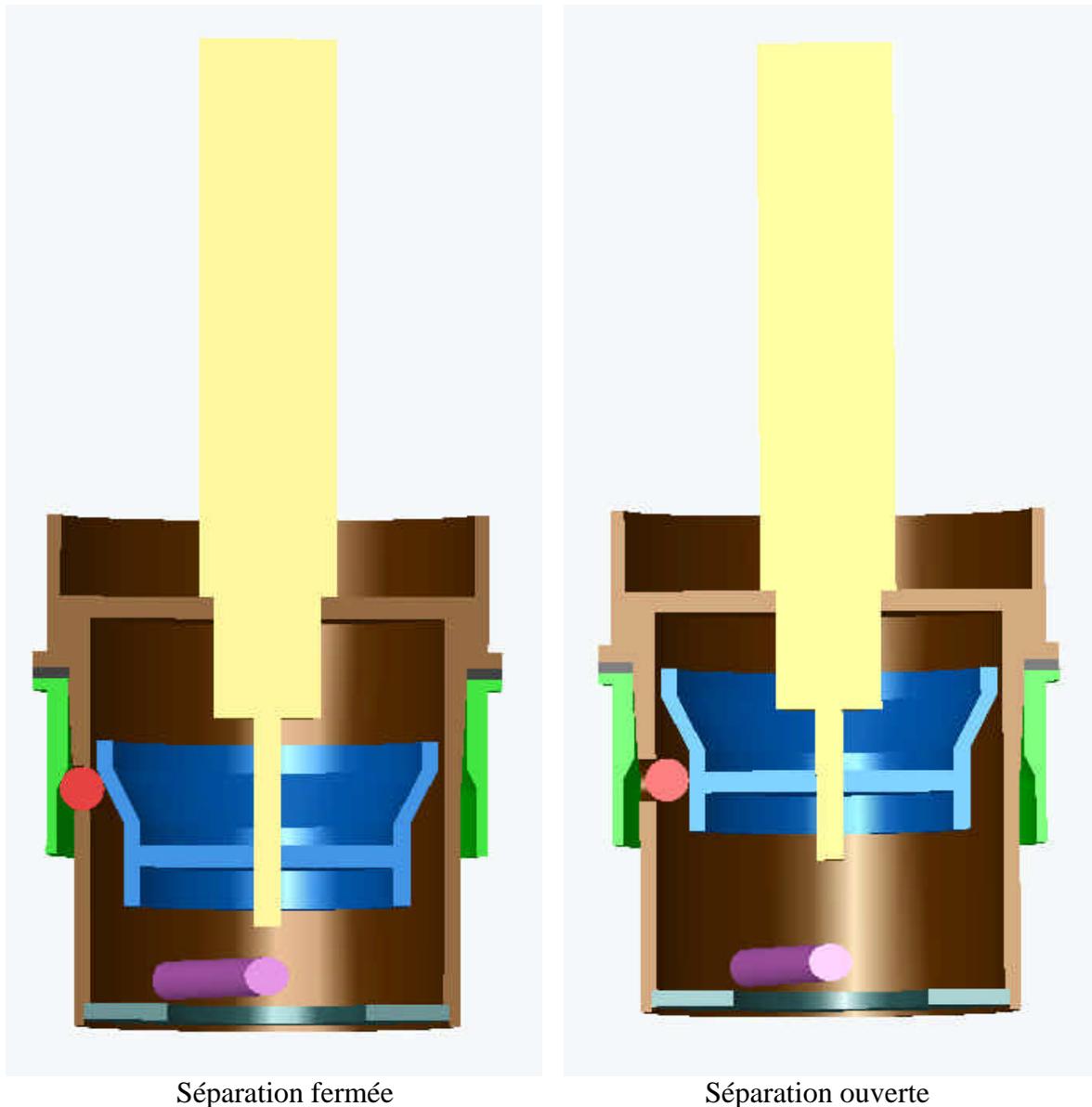
# La séparation

## 1) Choix

L'équipe étant au début de l'année relativement inexpérimentée, le cahier des charges imposant une séparation déjà éprouvée lors de précédent vol, le choix d'une séparation transversale pneumatique à billes type « Revanche » et « Efrest » s'est vite imposé. En effet, le club a acquis une certaine expérience quant à la réalisation de ce type de séparation, nous permettant ainsi d'obtenir la plus grande fiabilité possible. (nous sommes la 5<sup>ème</sup> fusée à être lancée avec ce système )

D'autre part, nous avons pris en compte les difficultés rencontrées l'année dernière sur le projet « Efrest » et en particulier l'ouverture survenue en rampe. Il semblerait que la rotation induite du bas par rapport au haut du corps de la fusée due à la mise en place du propulseur ait désaxé les billes provoquant l'ouverture en rampe. Nous devrions donc inclure deux pions afin d'éviter la rotation d'une bague par rapport à l'autre.

## 2) Principe



Séparation fermée

Séparation ouverte

Le vérin (jaune) est solidaire de la bague supérieure (marron)

La bague inter-étage (bleue) est solidaire avec la tige du vérin

Ainsi la mise sous pression du vérin sous 6 bars entraîne la sortie de la tige et la descente de la bague inter-étage. 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.

Pour l'ouverture, une électrovanne permet de vider le vérin. Un ressort de rappel suffit alors pour rentrer la tige aidée par le ressort du parachute. La bague inter-étage remonte et libère les 3 billes. Le ressort du parachute permet la séparation complète des 2 bagues par l'intermédiaire des coquilles du parachute.

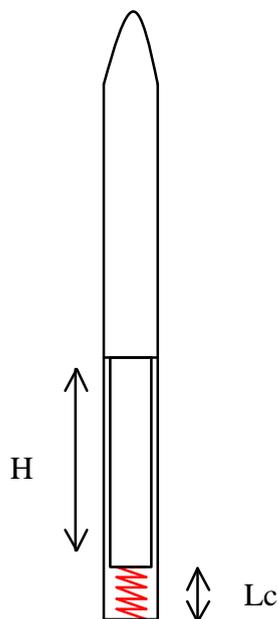
### 3) Dimensionnement

#### a) Constante de raideur du ressort

Le ressort doit exercer une poussée suffisante permettant l'éjection du parachute. Le cahier des charges imposant une sortie franche du parachute (environ la moitié de sa longueur des coquilles parachutes), nous réaliserons les calculs afin que le parachute tout entier sorte du corps de la fusée pour plus de sécurité.

Réalisons une étude énergétique :

Schématisation :



#### Définitions des variables

- H : Hauteur de l'éjection (m)
- Lc : Longueur du ressort comprimé (m)
- Lo : Longueur du ressort à vide (m)
- k : Constante de raideur (N/m)
- M : Masse du système (kg)
- g : Accélération de la pesanteur (m/s<sup>2</sup>)

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

$$\frac{1}{2} k (L_0 - L_c)^2 = M g z$$

- ⇒ Arbitrairement (et en ayant consulté les dossiers de réalisations des fusées de l'Eso) on pose  $L_0 = 230\text{mm}$  ( $1/2 z$ ), ce qui correspond à environ la moitié de la longueur de la case parachute
- ⇒  $L_c = 80\text{mm}$  (imposée par notre système d'attache du parachute)
- ⇒  $z = 450\text{mm} - 80\text{mm}$  (longueur estimée des coquilles du parachute)
- ⇒ D'après le bilan de masse  $M = 4,258\text{kg}$

$$\text{D'où, } k = 2 M g z / (L_0 - L_c)^2$$

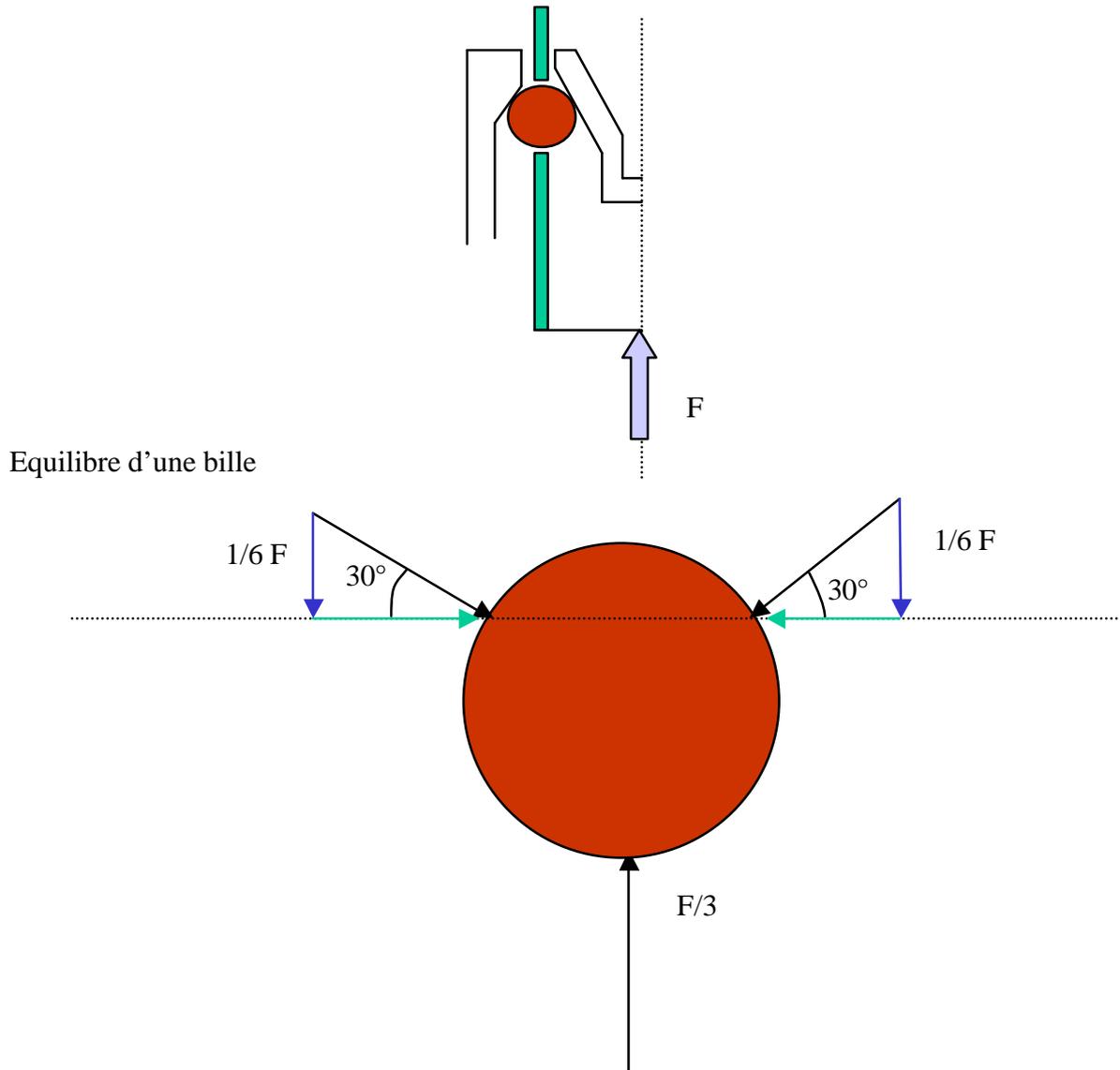
$$\text{On obtient } k = 1400 \text{ N/m}$$

$$\text{Soit } F = k x = 210 \text{ N}$$

## b) Dimensionnement du vérin

Pour déterminer le diamètre du vérin, réalisons une étude statique :  
Schématisation de l'ensemble

La force  $F$  (créée par le ressort et l'accélération négative de fin de propulsion) se répartit sur les 3 billes de manière que l'on supposera équivalente



Ainsi d'après le passage des efforts, on en déduit que le vérin reprendra la moitié de la force exercée par le ressort et l'accélération négative.

Mettons-nous dans le cas le plus contraignant, c'est à dire à la fin de la phase propulsée. On sait que la fusée sera soumise à la moitié de l'accélération positive en accélération négative.

Notre partie supérieure ayant une masse de 4,258kg, la force d'accélération est alors  $F_g \cong 40N$

La fusée étant soumise à 10 g, la force maximale exercée sur le vérin sera de  $\frac{1}{2} (F_{\text{ressort}} + 5 * F_g) = 205N$

Seul un vérin de diamètre 25mm est capable de supporter une telle force (pour 25mm à 6 bars  $F = 250N$ ). Nous portons donc notre choix sur ce diamètre.

c) Dimensionnement du parachute

La surface du parachute se calcule par  $S = 2 M g / (\rho_o C_x V_d^2)$

$$\Rightarrow M = 7\text{Kg}$$

$$\Rightarrow \rho_o = 1.30$$

$$\Rightarrow V_d = 10\text{m/s}$$

$$\Rightarrow C_x = 0,65$$

D'où  $S = 1,65\text{m}^2$

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

# Conception de la partie électronique

L'électronique est indispensable au bon fonctionnement de la fusée. Elle assure principalement deux tâches :

- ⇒ La première est la mise en œuvre du système de séparation. A l'aide d'un logiciel de trajectographie, nous déterminons la durée que met la fusée à atteindre l'apogée, le moment le plus favorable à la séparation. A l'aide d'un séquenceur réglé sur cette durée, on parvient à actionner l'électrovanne qui libère la pression dans le vérin à l'apogée.
- ⇒ La deuxième est la collecte et la récupération des informations des expériences. Pour ce faire, nous devons réaliser une chaîne de mesure et envoyer les informations au sol (télémesure) ou les enregistrer à bord (ISD).

Les schémas sont fournis en annexe.

## Le séquenceur

La fiabilité du séquenceur doit être maximum.

Pour cela, nous utilisons un principe simple : la minuterie (pas de détection d'apogée).

Il existe différentes catégories de minuterie :

- analogique (simple)
- numérique (précis)

Il a été décidé de réaliser une double-minuterie numérique et analogique.

La minuterie numérique est basée sur un compteur 8 bits (CD 74 HCT 40103) alimenté en crêteaux de 10 Hz par un 555 monté en multivibrateur astable. Le préreglage du compteur s'effectue automatiquement (load de 1 seconde environ). Le déclenchement de cette minuterie se fait par un accéléro-contact. La sortie du compteur (impulsion) est sauvegardée par une bascule élément de mémoire de type D, initialisé aussi au début. On utilise la sortie « Q barre » pour réaliser la fonction voulue par le transistor. La tension est relevée à 12V par un transistor fonctionnant en interrupteur commandé.

La minuterie analogique est basée sur la charge d'un circuit RC, C étant shunté par le jack enclenché. On utilise un LM393 en réglant son seuil à 3V. Son collecteur ouvert permet de « pull-up » à 12V.

Les deux minuterie sont indépendantes (sauf l'alimentation) jusqu'avant le transistor de puissance, où elles sont réunies par 2 diodes 1N4148 sous 12V environ.

Le transistor en question est un Mofset<sup>1</sup>, passant si  $U > 4V$ .

La sortie du circuit de puissance commande directement l'Electro-Vanne.

L'ensemble de la minuterie ET de l'Electro-Vanne est alimenté par 2 piles 9V séries (18V) régulées à 12V puis à 5V. L'autonomie de la minuterie seule est de plusieurs heures.

---

<sup>1</sup> Les pertes diverses entraînent une baisse de tension au niveau du Mofset, il a donc été choisi par sécurité d'utiliser le 12V.

# La chaîne de mesure

## L'accéléromètre

Il doit pouvoir nous donner après calculs la vitesse axiale de la fusée.  
 Pour cela, on relève l'accélération axiale, puis on l'intégrera.  
 On a récupéré l'accéléromètre qui devait être utilisé sur Belle (Bi-étage).  
 Nous ne pouvons donc pas dimensionner le capteur.

### Caractéristiques du capteur :

Fabriquant : ENTRAN (electronic sensors)  
 Modèle : EGCS-D1SM-50 (15 V)  
 prix : 608 € environ  
 alim : 0-15V non régulé  
 plage de mesure : +/- 50 g  
 sensibilité : 3.516 mV/g  
 fixation : vis M5

### Etalonnage @15v :

+1g > 15.6 mV  
 0g > 11.6 mV  
 1g > 7.6 mV  
 soit une sensibilité de 4 mV/g  
 Voie Irig : Canal 4 (1300 Hz +/-20%)

### Estimation de l'accélération :

Selon « Trajec », la fusée subira entre -1.5g et +9.5g.  
 Avec un peu de marge, on choisit : -5g / +15g

### Calcul du conditionnement à 0-6V

Vu le gain souhaité, il est préférable de réaliser 2 étages d'amplification, avec un offset intermédiaire.

Pour plus de précision et pour faciliter les réglages, le premier gain à été fixé à -10.  
 L'offset est donc donné par : - [ - 10 x ( -5 x 4 + 11.6 ) ] en mV, soit  $V_{o} = - 84$  mV.  
 Le 2<sup>e</sup> gain est donné par :  $6000 / [ - 10 x ( -5 - 15 ) x 4 ]$ , soit  $G_2 = - 7.4$

### Fonction de transfert théorique :

$V_{conditionnée} \text{ (en V)} = G_2 \times [ G_1 \times ( V_{capteur} / 1000 ) + V_{offset} ]$   
 $V_{conditionnée} \text{ (en V)} = - 8.5 \times [ - 10 \times ( 4 \times g / 1000 ) - 0.084 ]$

### Modèle Excel :

Accélération g	Tension mV mV/g :	Tension mV gain1	Tension mV Ofset	Tension V gain2
	4	-10	-84	-7,4
1	4	-40	-124	917,6

### Analyse des résultats :

Il suffit d'intégrer / temps pour obtenir la vitesse axiale.

## Le capteur de pression

Il doit pouvoir nous donner après calculs la vitesse verticale de la fusée.  
 Pour cela, on relève la pression statique qui permet d'obtenir l'altitude, que l'on dérivera.  
 On mesure la pression atmosphérique en effectuant une prise de pression statique à fleur de peau de la fusée.

### Dimensionnement du capteur :

Le dimensionner, c'est connaître les pressions qu'il doit pouvoir mesurer.  
 Selon « Trajec », la fusée ne dépassera pas 1000 m d'apogée (altitude relative).

### Modèle théorique de l'atmosphère :

La pression à une altitude donnée est  $P = P_0 * (1 - 22,5576934 * 10^{-6} * (\text{ALTITUDE en m}))^{5,2558774}$

avec :  $P_0 = 101325 \text{ Pa}$   
 où  $\gamma = 3,1415926...$

Cela donne :  $P_0 = 0,101321 \text{ Mpa}$ , soit  $101321 \text{ Pa}$ .  
 On nous aurait donc menti sur la valeur de  $P_0$  ? ;-)

### Modèle théorique de l'atmosphère (bis):

Ordre de grandeurs des équivalences :  $1200 \text{ Pa} \Leftrightarrow 100 \text{ m} \Leftrightarrow 0,65^\circ\text{C}$

$P_0$  = pression au niveau de la mer ( $z=0$ )

$P = P_0 * (1 - 22,5576934 * 10^{-6} * (\text{ALTITUDE en m}))^{5,2558774}$

$Z = \frac{1 - (P/P_0)^{1/5,2558774}}{22,5576934 * 10^{-6}}$

Modèle Excel :

Pour $P_0 =$	101325 Pa
1717 m => Pa :	82329
93000 Pa => m :	717

Suivant la météo du jour, la pression au niveau de la mer varie en France de 950 00 à 1040 00 Pa.

Sur site de lancement d'altitude < 166m (soit  $-2000 \text{ Pa} < P_1 < 0$ ), on a :

	dépression	altitude équivalente	Anticyclone	altitude équ.
Pmétéo à $z=0$ :	950 00 Pa		1040 00 Pa	
Pmétéo à $z=\text{Sissonne}$ :	<b>930 00 Pa</b>	717 m	<b>1040 00 Pa</b>	-220 m
Variation d'altitude max :	(-98 59)	<b>1000 m</b>	(-117 00)	<b>1000 m</b>
Apogée :	<b>823 29 Pa</b>	1717 m	<b>923 00 Pa</b>	780 m

Le capteur doit pouvoir mesurer des pressions entre 820 00 et 1040 00 Pa.

### Type de capteur :

Il existe 3 types de capteurs :

différentiel (2 tuyaux),

relatif (1 tuyau et l'air ambiant)

et absolu (1 tuyau et le vide).

Dans notre cas, seul un 'capteur de pression' **absolu** convient.

### Caractéristiques du capteur choisi :

Fabriquant : Keller, métrologie de la pression

Type : capteur absolu faible coût (piezorésistif)

Modèle : PAA-2 1bar (absolu, série 2, 1bar)

prix : 40€

alim : 4mA ou 14V, proportionnel.

plage de mesure : 0-1 bar nominalement (0-2bar réellement)

sensibilité : 360 mV/bar @ 4mA/14V

### Etalonnage @ 15v :

1011 hPa > 0.410 V

0000 hPa > 0 V ( à vérifier)

soit une sensibilité de 405 mV/bar

Voie Irig : Canal 1 (400 Hz +-20%)

### Calcul du conditionnement à 0-6V

Vu le gain souhaité, il est préférable de réaliser 2 étages d'amplification, avec un offset intermédiaire.

Pour plus de précision et pour faciliter les réglages, le premier gain à été fixé à -10.

L'offset est donc donné par : - [ - 10 x ( -0.820 ) x 405 ] en mV, soit  $V_{o} = + 3321$  mV.

Le 2<sup>e</sup> gain est donné par :  $6000 / [ - 10 \times ( 0.2 ) \times 405 ]$ , soit  $G_2 = - 7.4$

### Fonction de transfert théorique :

$V_{conditionnée} \text{ (en V)} = G_2 \times [ G_1 \times ( V_{capteur} / 1000 ) + V_{offset} ]$

$V_{conditionnée} \text{ (en V)} = - 7.4 \times [ - 10 \times ( 405 \times \mathbf{bar} / 1000 ) + 3321 ]$

### Remarque sur les dérives en température :

Un calcul rapide montre que la différence théorique de température pour 1000 m est de 6.5 à 7 °C.

En pratique, la fusée chauffera pendant l'attente (s'il y a du soleil), amplifiant cette variation.

# Réalisation et intégration

## La structure mécanique

Les premiers tubes en carbone ont été réalisés fin janvier. N'ayant aucun moule de bon diamètre, nous avons utilisé la technique consistant à les faire sécher à l'air libre et non sous vide comme il le faudrait normalement. Cette méthode, fonctionnant très bien, comporte quand même le défaut d'une surconsommation de résine, qui ne nous handicapait nullement dans notre projet. Afin que ces tubes puissent supporter les efforts subis par la fusée lors du décollage, nous les avons drapés sur 3 ou 4 couches de carbone suivant les contraintes subies.



*La fabrication d'un tube*

L'usinage des bagues en aluminium a commencé seulement en avril à l'atelier de l'ESTACA, le temps que l'équipe se forme aux procédés d'usinage. En y passant les vacances d'avril et quelques journées ici et là, nous avons réussi à terminer les bagues seulement quelques jours avant la visite de qualification de juin.

## La séparation

La séparation a commencé à être usinée en avril et a été terminée peu avant la visite de qualification. Elle est constituée des 3 bagues en aluminium, d'une tige transversale ayant pour rôle d'attache parachute et une petite bague indépendante sur laquelle reposent les coquilles parachute.



*Les différents éléments de la séparation*



*Bague sup*

*Bague inf*

*le système fermé*

L'intégration des éléments nécessaires au système de séparation s'est réalisée sous la bague électronique. Nous avons ainsi fait passer le tuyau de remplissage du vérin par le trou du jack. Le clapet anti-retour ainsi que l'électrovanne ont été intégrés à l'aide d'un petit treillis situé sous cette même bague.



*Sous la bague électronique*

Les coquilles parachute ont été réalisées en fibres de carbone et de verre d'un diamètre de 63mm. Le ressort, fourni par les Ets Leduc, poussait la partie supérieure par leur intermédiaire.



*Le système ressort/coquilles/sépa*

## La plaque de poussée

La plaque de poussée avait 2 rôles :

⇒ Reconduire la poussée du moteur à l'ensemble de la fusée d'où ses dimensions « généreuses »

⇒ Réaliser le maintien de la partie basse de la fusée sous le parachute.

A la plaque classique, nous avons ajouté un cylindre d'aluminium dans lequel venait se visser le goujon du moteur. La liaison entre la plaque et le cylindre était réalisée grâce à 3 vis, ce qui permettait de visser le goujon sans se soucier de la rotation d'un des 2 éléments par rapport à l'autre.

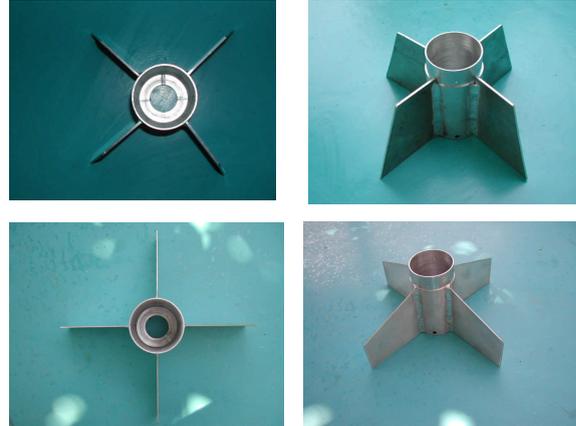
A travers le cylindre, une tige transversale servait à attacher le parachute.



*La plaque de poussée*

## Les ailerons

Les ailerons ont été soudés pour des soucis de masse. Nous avons usiné une bague ailerons suffisamment épaisse (7mm) afin qu'elle puisse résister à la chaleur de soudure et ne pas se déformer. Nous avons tout d'abord porté les ailerons et la bague chez une petite PME de la banlieue parisienne pour les soudures. Allant les rechercher, nous nous apercevons que les ailerons ont été soudés à l'envers, et cela quelques jours avant la campagne. Nous avons dû les dessouder, passer la pièce au tour et ressouder de nouveaux ailerons. Par bonheur la bague ailerons n'a pas souffert de cette double soudure.



*En haut, les ailerons mal soudés  
En bas, correctement soudés*

## Les cartes électroniques

Les schémas électroniques ont été transcrits dans Orcad Capture, puis exportés sous Orcad Layout. Après un routage un peu fastidieux, nous avons obtenu les typons des cartes.

Après transfert sur transparents, les cartes ont été insolées, révélées et gravées, notamment grâce à l'institution Ste Geneviève.

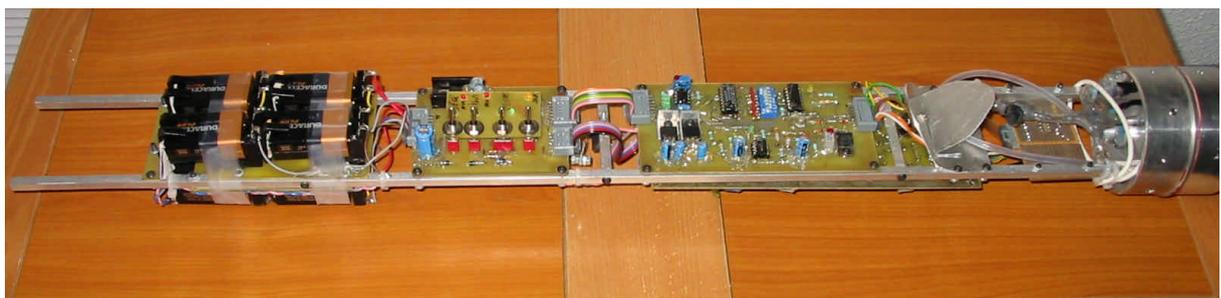
Une fois les composants soudés les cartes sont testées individuellement, puis ensemble.

Ne pas oublier de vérifier la consommation, et de tester sur piles.

Vient alors l'intégration des cartes dans la fusée, et les connections définitives entre les capteurs et les cartes. Nous avons utilisé des connecteurs Stocko.

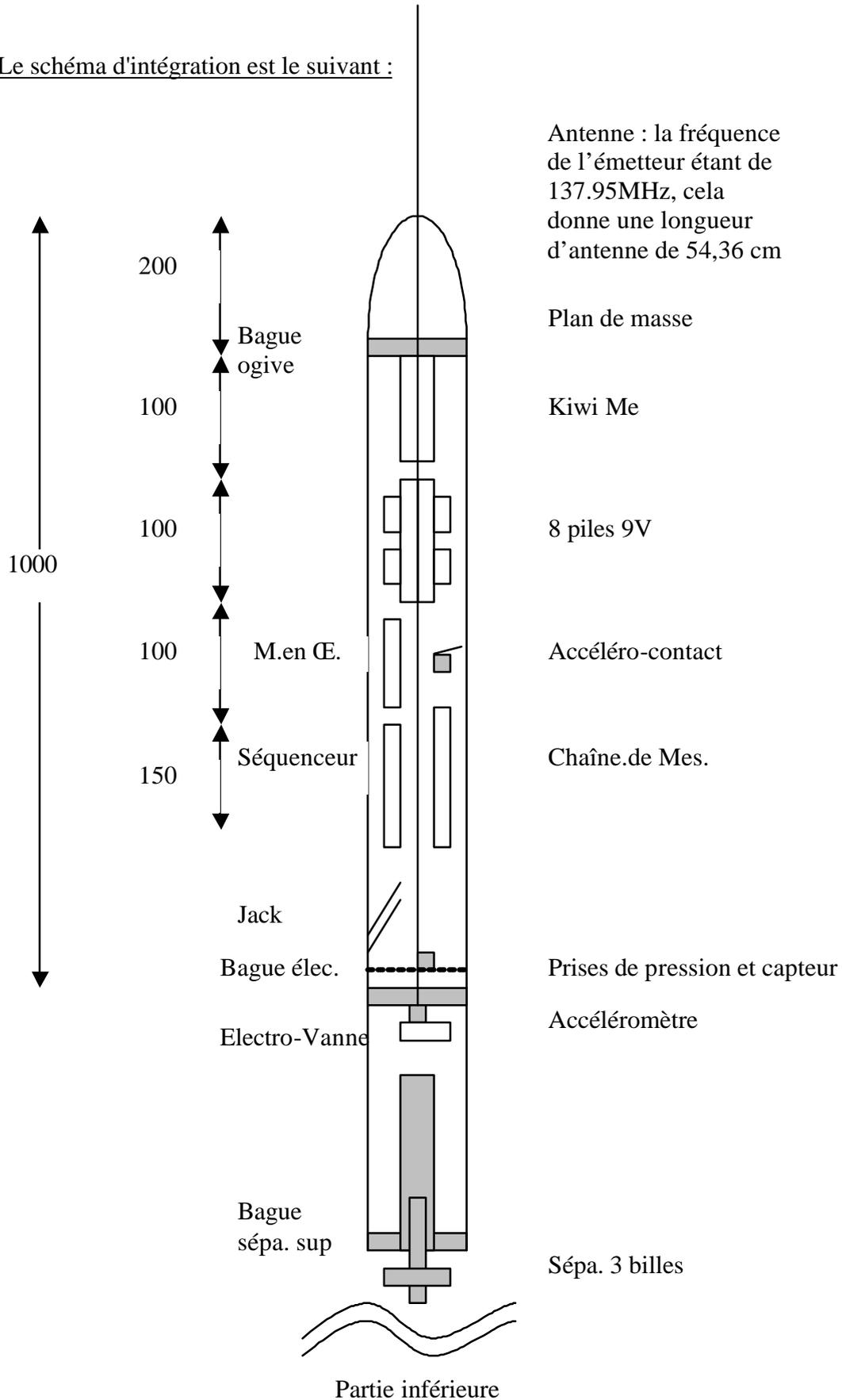
## L'intégration

L'intégration électronique-mécanique s'est déroulée sans problème majeur. La solution utilisée est 2 tiges d'aluminium 6\*6mm maintenues à l'aide d'entretoises tous les 250mm réalisant un treillis. Les cartes électroniques sont directement fixées sur ce treillis à l'aide de vis M3\*12.



*L'intégration électronique*

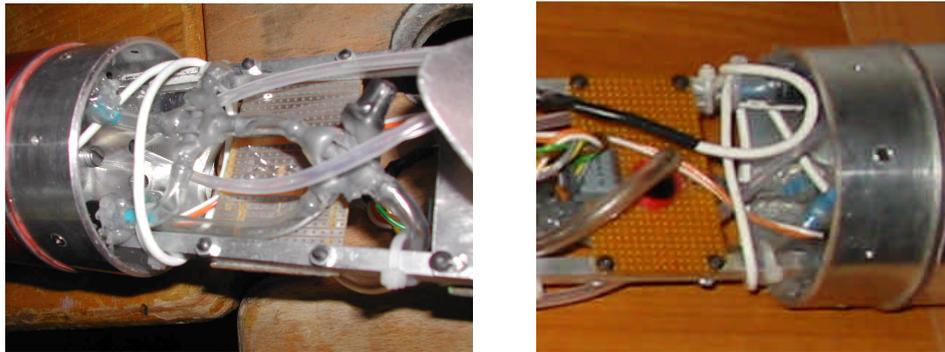
Le schéma d'intégration est le suivant :



## Les capteurs :

### Pression :

Nous nous intéressons à la pression statique. Il fallait donc éviter le plus possible les perturbations dynamiques d'où la position relativement basse du capteur située à 1m de l'ogive permettant la prise de pression statique. Afin d'éviter des variations significatives dues au vent, nous avons réalisé 4 prises de pression reliées entre elles dans une chambre où été placé le capteur.



*Le système de prise de pression et le capteur*

### Accélération

Le capteur d'accélération est directement fixé sur la partie inférieure de la bague élec afin qu'il soit le plus près possible du centre de gravité de la fusée.

Il a été mis exactement dans l'axe de la fusée.

# La campagne de lancement et le vol

## La qualification

La qualification de la fusée s'est déroulée sans problème majeur mis à part deux défaillances mécaniques. Le test de flèche est généralement difficile pour les fusées à séparation transversale et notre fusée n'a pas dérogé à la règle. En effet, lors des premiers tests, on s'aperçut de l'existence d'une flèche importante due à un fort jeu au niveau de la séparation. Afin de palier à ce problème, nous sommes passés d'un système de 3 billes à un système à 6 billes interdisant ainsi le déboîtement de la partie supérieure de la séparation par rapport à la partie inférieure. Des cales en carton furent également ajoutées entre les bagues supérieures et inférieures en lieu et place du joint en caoutchouc, initialement prévu, qui s'est avéré trop épais.

Le deuxième point concernait les coques parachutes qui ne sortaient pas suffisamment de la case parachute. Ce problème venait d'une sous-estimation de la longueur nécessaire de ce tube. Nous avons utilisé un tube de 450mm de longueur dans nos calculs et non les 630mm du tube nécessaire au logement d'un parachute plus volumineux que prévu. Le ressort ayant été un peu surdimensionné par sécurité, le simple usinage de petites cales de balsa, afin de mieux compresser le ressort fut suffisant pour réussir une sortie des coquilles de plus de la moitié de leur longueur, conformément au cahier des charges

## Le vol

Le vol a eu lieu le vendredi 1<sup>er</sup> août 2003 après-midi et fut nominal. La fusée décolla à 15h51. 12 s plus tard un nuage de craie rouge marquait la séparation réussie de la fusée, poursuivie par l'ouverture du parachute rouge. La localisation du point de chute ainsi que la récupération de la fusée furent faciles, le parachute étant visible de la zone public.



*Le décollage et la fusée sous parachute*

## Analyse du vol

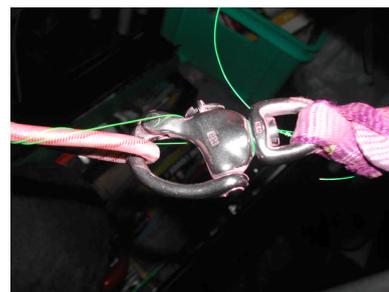
L'utilisation de craie rouge ainsi que la légère coloration du parachute en rouge se sont révélées très efficaces pour la localisation de la fusée lors du vol. A recommencer!

A la récupération, les 2 diodes rouges des minuteriers, qui indiquent l'envoi de la tension à l'actionneur de la séparation, étaient allumées. Les 2 minuteriers ont donc correctement fonctionné. Ayant réglé la minuterie numérique avant l'analogique, nous estimons que c'est la première qui a déclenché la séparation de la fusée.



*Les diodes allumées*

Le vol a révélé un problème au niveau de la récupération des coquilles parachutes. D'habitude larguées en vol, l'équipe a décidé, sous les directives des contrôleurs, de les récupérer. Nous les avons donc attachées à l'aide de fils nylon directement à la partie basse de l'émerillon. Nous avons retrouvé ces fils entourant les suspentes du parachute, ce qui aurait pu conduire à une torche, si ces fils avaient été plus longs. Les locs nous ont confirmés avoir vu pendant la descente de la fusée les coquilles parachute tournoyant. Il faudra donc à l'avenir y prendre garde, soit en les larguant, soit en les attachant à la partie basse de la fusée et non à l'émerillon.



*Les suspentes et l'émerillon après le vol*

# La télémesure

## Les essais préliminaires

Les essais télémesures effectués avant le vol nous ont permis de faire quelques améliorations à la chaîne de mesure.

En fait, nous avons modifié le sommateur des deux voies afin d'annuler la composante continue du signal. Ceci s'est fait en rajoutant un condensateur en série avant chaque entrée.

Le camion nous a aussi demandé de réduire notre amplitude, alors que nous avons choisi l'amplitude maximum tolérée par le Kiwi.

Un phénomène de préchauffage du capteur de pression est apparu. Ceci signifie qu'au démarrage, le capteur ne délivre pas la bonne valeur, mais il met plusieurs dizaines de secondes à tendre vers la bonne valeur. Ce phénomène, peut-être dû aux conditions extérieures (pression et température), n'est pas apparu le jour du lancement.

Les essais ont aussi révélé un problème au niveau de l'alimentation : les supports de pile 9 V ne faisaient pas bien le contact avec certaines piles de dimensions plus petites.

De plus, des craquements ont été relevés lors des essais de télémesure.

L'étalonnage des capteurs fut long, mais ne posa pas de problème particulier, les réglages ayant été effectués auparavant. Cependant, les valeurs de l'étalonnage n'ont pas été relevées attentivement, et des petites erreurs sont passées inaperçues, comme nous le verrons par la suite.

## Le vol

La télémesure n'a pas posé de problème pendant la chronologie de la fusée.

L'essai télémesure en rampe a même été concluant, alors que la rampe aurait du faire cage de faraday et détériorer la transmission.

Pendant le vol, les personnes proches du camion télémesure ont pu entendre les variations de fréquence, sur chacune des deux voies. Ceci permettait de savoir directement que la chaîne de mesure et la télémesure ont fonctionné.

Le camion a enregistré la démodulation de la HF sous forme d'un fichier son « PifEtHercule.wav ».

Ce fichier son contient la somme des deux sinusoïdes, tels qu'on les a envoyés au Kiwi.

Début septembre, le CNES publia les résultats télémesure. Pour les télémesures analogiques, les résultats étaient publiés sous forme d'un fichier texte contenant les fréquences de chaque voie en fonction du temps.

Or pour notre télémesure, seule la voie correspondant à l'altitude était « démodulée ».

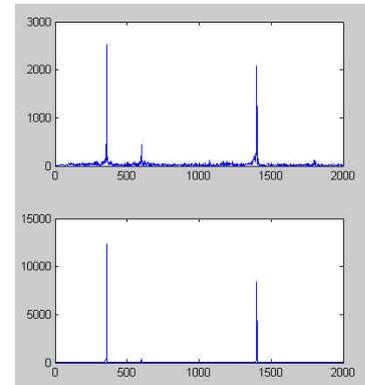
Après en avoir informé le CNES, il s'avéra que la voie de l'accélération était « incohérente », au vu des logiciels utilisés pour « démoduler ».

Commença alors un long périple pour retrouver l'accélération.

## La démodulation maison (Matlab)

Disposant du fichier son contenant 2 sinusôides de fréquences variables, nous souhaitons extraire les fréquences de chaque voie en fonction du temps.

Le problème étant un peu abrupt au départ, nous avons fait appel à Patrick Lemaire (Lem Pat) du club GSA, qui nous proposa un programme Matlab permettant d'effectuer les opérations voulues. La première partie de son programme trace le spectre du signal à différents instants.

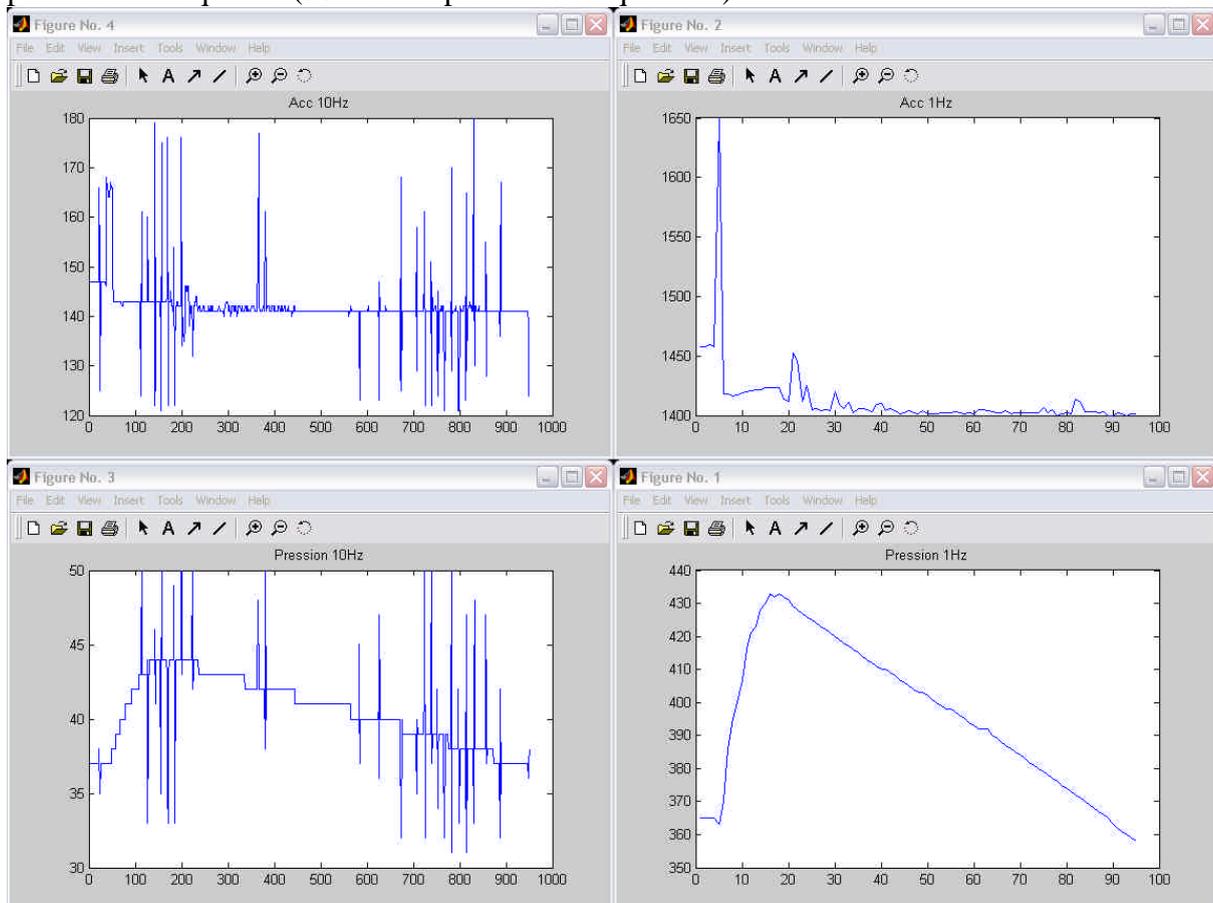


Et nous découvrîmes que la voie de l'accélération se baladait entre 1400 et 1700 Hz.

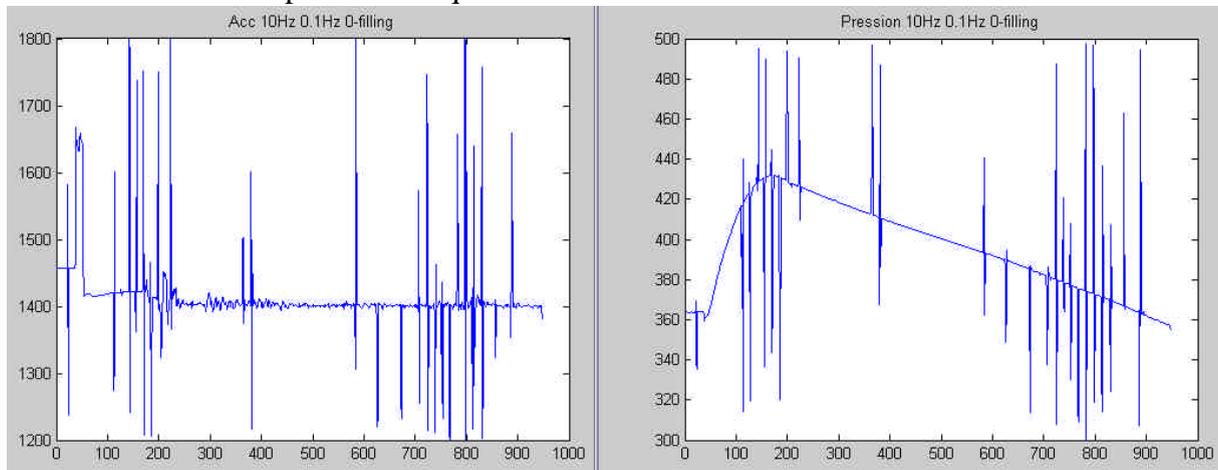
Cette plage sortant des 1300+-20% (voie Irig standard), nous comprîmes pourquoi le logiciel du CNES n'arrivait pas à trouver l'accélération.

Nous avons alors utilisé la deuxième partie du programme de Patrick Lemaire, qui effectue la démodulation grâce à une FFT glissante (Fast Fourier Transformation = Transformation de Fourier Rapide). Nous avons obtenu des courbes correspondantes à chacune des voies.

Néanmoins, les courbes étaient, soit peu précises en temps (1 point par seconde), soit peu précises en fréquence (30 valeurs possibles uniquement).



Nous avons donc cherché une méthode plus précise. C'est Vincent Girard (Vince) qui nous apporta la solution, avec une méthode de 0-padding, consistant à remplir avec des 0 pour augmenter fictivement la durée de l'échantillon analysé par FFT, et donc améliorer la précision fréquentielle. On a pu ainsi obtenir une courbe avec un point tous les dixièmes de seconde tout en étant précis en fréquence.



Il existe encore d'autres méthodes, faisant par exemple intervenir la dérivée du signal pour obtenir la fréquence de la sinusoïde.

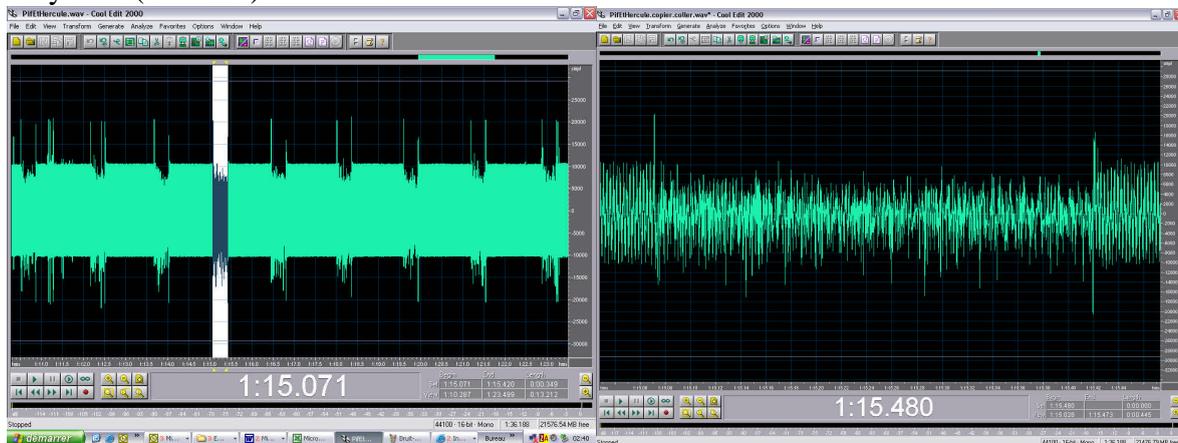
## Les bruits

On constate immédiatement sur les graphiques que de nombreux pics apparaissent.

Ces pics sont dus à des bruits blancs présents sur le fichier son initial.

Essayons de comprendre d'où peuvent venir ces bruits.

En analysant le fichier son avec un logiciel audio (tel Cool Edit), on remarque que ces bruits apparaissent très régulièrement, pendant 0.35sec précisément répété toutes les 1.55 s en moyenne (+/- 0.2 s).





Son spectre est quasiment identique pour chaque bruit.  
On note aussi une diminution de l'amplitude du signal lors de certains bruits.

Ce qui est important de remarquer, c'est la régularité d'apparition des bruits.  
Or aucun système embarqué dans la fusée ne peut produire un bruit répété à ~1Hz.  
Ce bruit n'est donc pas causé par nous-mêmes.  
Je pense que l'émetteur Kiwi ne peut pas non plus produire un tel bruit répétitif.

Ce bruit vient donc de l'environnement extérieur ou de la réception.  
Comme les autres télémessures (IRIG) n'ont pas de bruits, on peut affirmer que ce bruit n'est pas du au système de réception.  
Reste l'environnement extérieur. Soit c'est un instrument (tel une télémessure du mat météo), soit un appareil (tel un téléphone portable ?) d'une personne du public, particulièrement nombreux cette après-midi (journée VIP).

Après avoir identifié ce bruit, reste à voir comment l'éliminer.  
Pour cela plusieurs méthodes sont possibles :

- soit éliminer le bruit sur le fichier son. Pour éviter des décalages temporels, on écrase les bruits par une copie du signal avoisinant. Cela permet de rendre plus propres les courbes, mais des pics résiduels apparaissent, à cause des déphasages brusques.
- soit lisser les courbes obtenues, c'est à dire enlever les pics et les remplacer par des segments en réalisant une approximation linéaire.

Dans ces deux méthodes, on perd l'information pendant la durée des bruits. Mais on obtient une bonne approximation du signal réel.

## Les courbes

Maintenant, il faut convertir les fréquences en grandeurs physiques associées à chaque voie en effectuant l'inverse de la relation linéaire trouvée lors de l'étalonnage.

Pour l'accélération, ça donne :

Accélération (en G) =  $-0,042553191 * \text{Fréquence (en Hz)} + 60,91489362$

Pour la pression, ça donne :

Pression (en mB) =  $-1.15 * \text{Fréquence (en Hz)} + 1392$

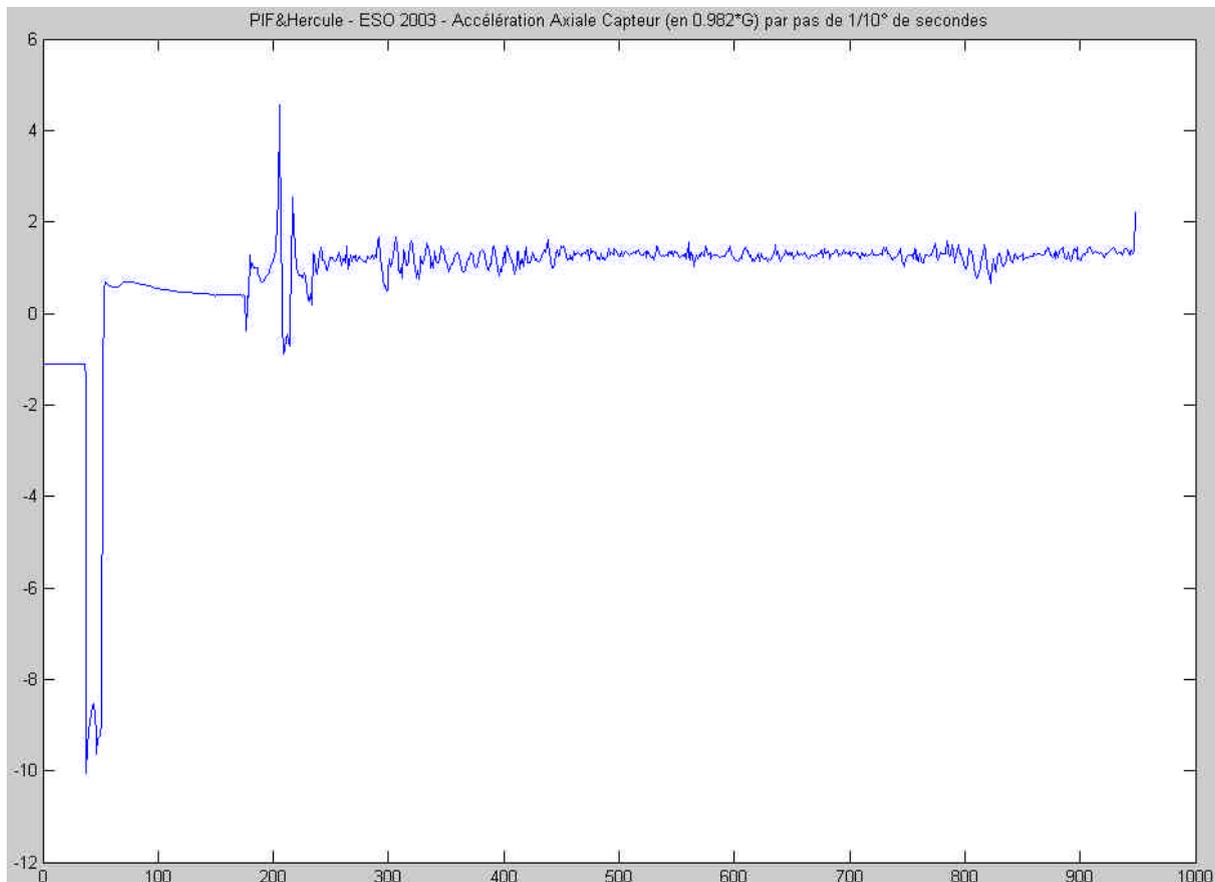
Pour passer en Altitude, il faut utiliser la formule :

$H = (1 - (P/P_0)^{1/5,2558774}) / (22,5576934 * 10^{-6})$

En première approximation  $P_0 = 1013.25 \text{ mBar}$

On obtient les courbes suivantes :

Pour l'accélération :



Analyse de la courbe avec le modèle masselote-ressort pour l'accéléro :

-1G en rampe ( $-0.98 * \cos(80^\circ)$  plus précisément)

-10 G lors de la propulsion (cohérent, comme trajet!!)

1 G faiblissant de décélération (diminution de la vitesse après la propulsion)

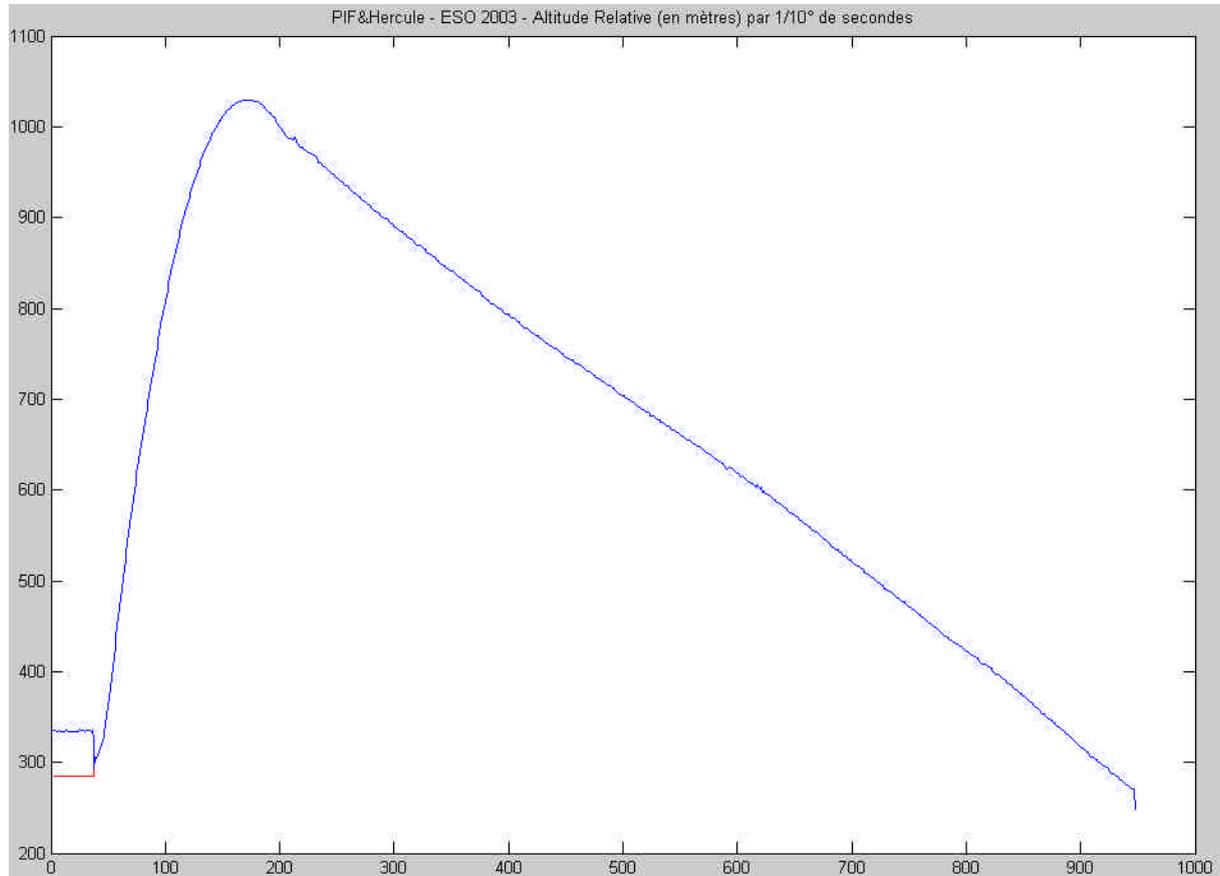
Des pics à la séparation, puis au choc para. (2 secondes d'écart, comme sur la video d'Efrest)

Des oscillations autour de 1G (fusée tête en bas).

Le choc impact positif (cohérent).

On retrouve bien toutes les phases de vol.

Pour l'altitude :



Analyse de la courbe :

La valeur initiale n'est pas cohérente, par contre, dès la sortie de rampe, la courbe devient valide.

On va donc ignorer les valeurs avant le décollage (voir correction en rouge).

Cette erreur peut s'expliquer par une mauvaise pression en rampe. En effet, les patins de la rampe bouchaient les prises de pression.

# Résultat de l'expérience

## Protocole de calcul

*Le but de l'expérience est de déterminer la trajectographie 2D de la fusée lors de son évolution.*

### **Instruments embarqués et rôles :**

- Un accéléromètre linéaire.
- Un capteur de pression (absolu)

L'accéléromètre sera placé suivant l'axe principal de la fusée. Il nous donnera la norme du vecteur accélération axiale de la fusée.

Le capteur de pression nous permet d'obtenir la valeur de la vitesse verticale  $V_z$  et de l'accélération verticale  $A_z$ .

### **Méthode utilisée pour le traitement des données :**

*Nous appliquerons les forces et accélérations en  $G$ , centre de gravité de la fusée.*

### **Méthode de calcul pas à pas** (cf. schéma)

Considérons un intervalle de temps  $dt$ , petit.

La vitesse réelle de la fusée s'applique axialement au corps de la fusée au cours de  $dt$ .

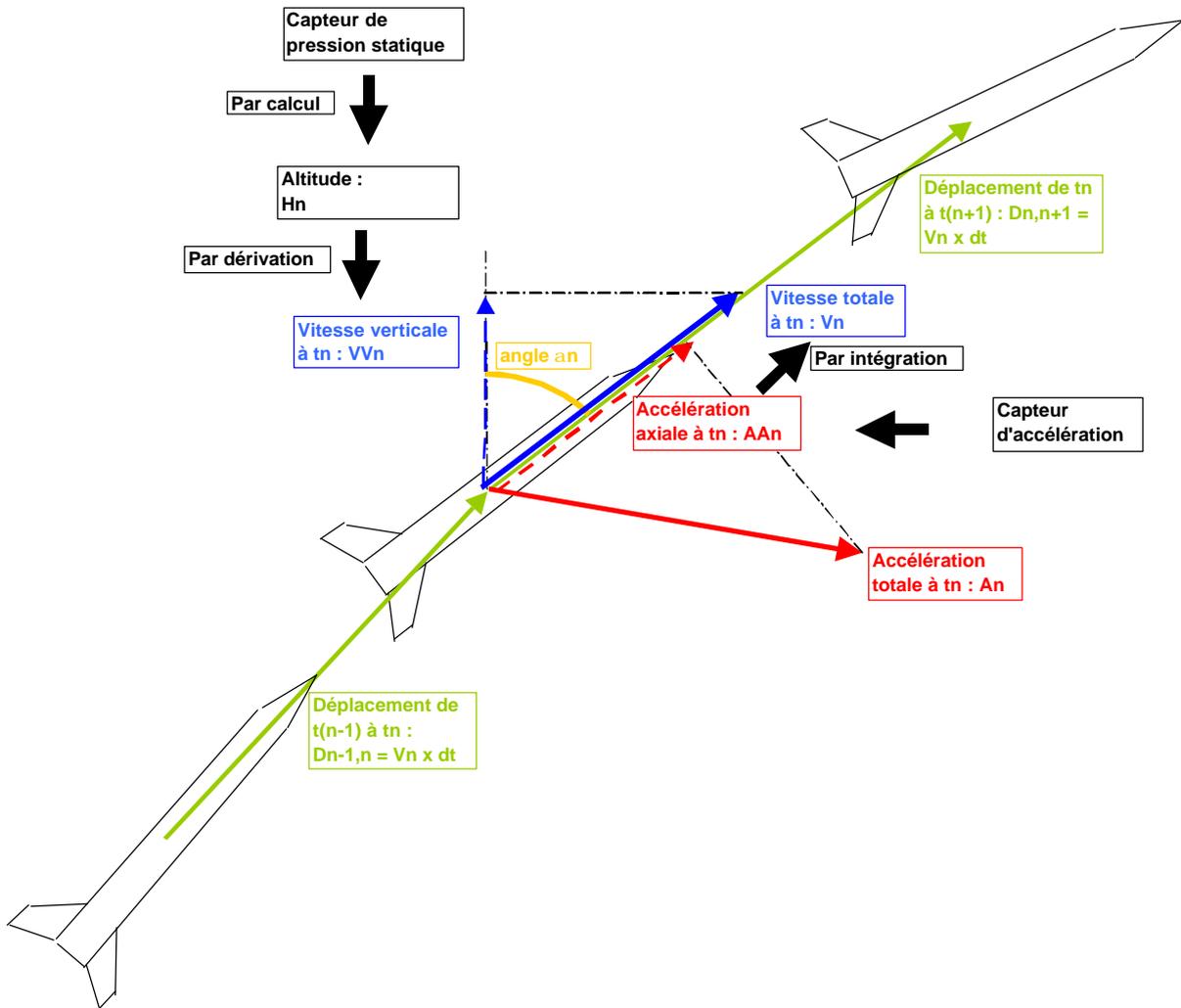
La trajectoire obtenue peut être considérée alors comme un segment de droite ayant pour extrémités les positions de la fusée aux temps  $t$  et  $t + dt$ .

A partir de la vitesse verticale et de la vitesse axiale, nous déterminons à chaque instant l'angle  $\alpha$  formé entre l'axe de la fusée et la verticale.

Nous déterminons ensuite la position suivante de la fusée à partir d'un segment qui forme l'angle  $\alpha$  avec la verticale.

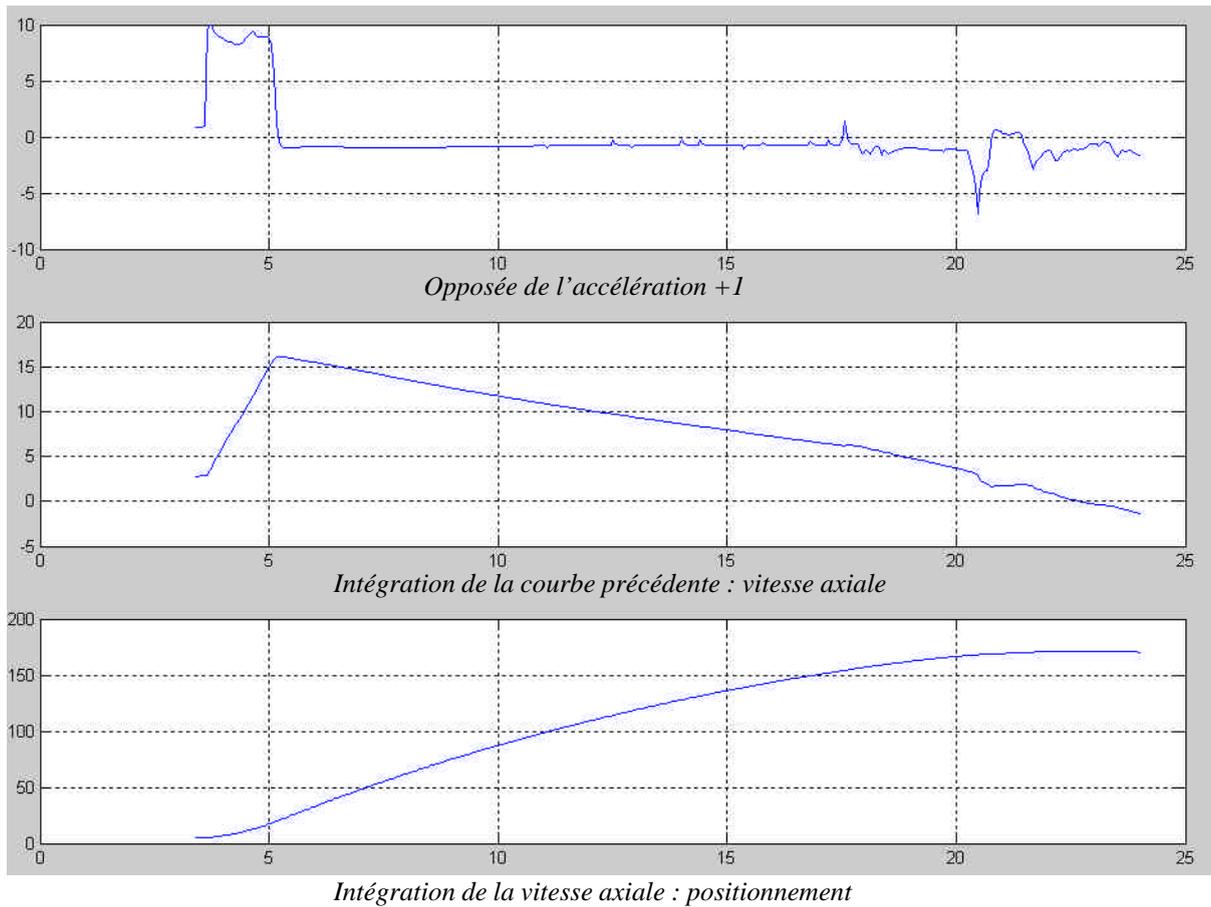
Et ainsi de suite...

Méthode de calcul pas à pas :



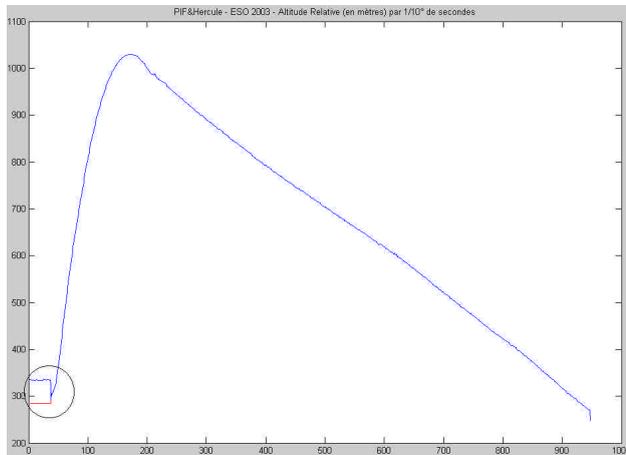
Afin de réaliser la trajectographie 2D du vol de la fusée, nous devons intégrer l'accélération axiale afin d'obtenir la vitesse axiale et dériver la pression afin d'obtenir la vitesse verticale.

Intégration de l'accélération axiale :



On remarque une bonne cohérence vis à vis de la courbe de la vitesse axiale : On voit bien que la vitesse augmente lors de la poussée du propulseur et diminue à partir de l'arrêt de celui-ci.

## Etudions maintenant la pression



Comme cela a été dit précédemment, nous avons une valeur initiale pour l'altitude totalement incohérente. Nous sommes donc obligés de la corriger nous-mêmes pour que la courbe soit logique. (dans le cercle, la ligne rouge)

*L'abscisse correspond au dixième de seconde*

Cependant, dans l'euphorie et la précipitation du lancement, nous avons totalement oublié de prendre la valeur de la pression le jour du lancement. Nous connaissons certes l'altitude des rampes à Sissonne (environ 110m) mais nous ne savons absolument pas à quelle valeur de la pression cette altitude correspond le jour du lancement. Nous sommes donc dans l'incapacité de corriger de manière fiable l'incohérence initiale de la courbe. La valeur initiale de l'altitude obtenue par nos algorithmes de calcul (340m) n'est donc pas représentative.

D'autre part, les compromis réalisés lors de la démodulation (Cf. la démodulation maison p30) entre nombres de points des FFT et la fréquence nous induit beaucoup d'erreurs qui jouent énormément sur la courbe de vitesse axiale de la fusée. Nous avons donc une vitesse axiale peu précise et une évolution de l'altitude non étalonnée et comportant une incohérence. Il nous est dans ces conditions, impossible de récréer une trajectographie 2D du vol de la fusée ou alors avec tellement d'erreurs qu'elle serait inexploitable. Nous décidons donc de ne pas réaliser la trajectographie dans ces conditions, le manque de temps, dû à la non démodulation complète de notre télémétrie, nous empêchant d'approfondir nos méthodes de calcul et de tenter d'améliorer la précision de la vitesse axiale et d'émettre des hypothèses sur l'incohérence initiale de l'altitude.

Cependant nous sommes capables de réaliser une étude des différentes phases de vol à partir de nos résultats.

## Etude des phases de vol :

Les temps sont donnés en référence à la courbe d'accélération donnée à la page précédente ainsi qu'à la page 33.  $t=0s$  correspond au début de la réception de la télémessure et non au décollage de la fusée.

- **$t < 3,5 s$  ( $T < 0s$ ) :**

Le capteur d'accélération masse-ressort donne une valeur constante d'environ  $1g$  ce qui correspond à la valeur de l'accélération due à l'attraction terrestre au sol. Cette valeur ne varie pas tant qu'il n'y a pas allumage du propulseur. Les données sont ici parfaitement cohérentes.

Le capteur de pression nous donne une valeur que nous interprétons comme correspondant à une altitude de  $280m$  (altitude corrigée). Comme ce qui nous intéresse est la variation de l'altitude, nous supposons que les rampes sont situées à  $280m$  d'altitude par rapport au niveau de la mer. La courbe d'altitude ne varie pas tant que le propulseur n'est pas allumé.

Avant le décollage, la fusée est en rampe et immobile. L'accélération et l'altitude ne varient pas.

- **De  $t=3,5 s$  à  $t=5 s$  ( $0 < T < 1,5s$ ) :**

Le capteur d'accélération nous montre une accélération à peu près constante dans les alentours de  $10g$ .

L'altitude, quant à elle, après avoir éliminé le pic descendant incohérent, augmente rapidement à partir de  $35 (3,5s)$  environ.

⇒ A  $t=3,5s$  le propulseur est allumé. Il produit une accélération de  $10 g$ , en accord total avec Trajec. L'altitude augmente rapidement pour atteindre une hauteur de  $120m$  par rapport au sol, ce qui est toujours en accord avec Trajec. La différence entre les deux dates est de  $1,5s$  environ ce qui correspond au temps de poussée de l'Isard. Ainsi nos résultats sont parfaitement cohérents (à part un pic descendant de l'altitude inexplicable) sur la durée de poussée du propulseur.

- **De  $t=5s$  à  $t=17s$  ( $1,5 < T < 13,5s$ ) :**

Le capteur d'accélération donne une valeur négative, ce qui montre que l'on est passé en phase de décélération. Cette valeur est d'environ  $-1g$ , ce qui est éloigné des  $-5g$ , moitié de l'accélération positive que l'on avait considérée pour le dimensionnement de la séparation.

L'altitude continue de croître mais on remarque une légère baisse progressive de l'évolution de l'altitude jusqu'à arriver à  $17s$ , l'apogée du vol.

⇒ Nous passons ici en phase balistique du vol : la fusée décélère lentement jusqu'à l'apogée. Le temps depuis l'allumage est de  $13,5 s$ , l'altitude maximale est de  $800m$  par rapport au sol ( $1050-280$ ). Ces 2 résultats sont totalement cohérents avec les données Trajec et ce qui infirme le fait que la fusée soit montée de  $1200m$  comme nous ont dit les locs et les pyros juste après le vol.

- **A t=17,5 s (T=13.5s) :**

On remarque à t=17,5 s, un petit pic d'accélération positive. L'altitude commence à décroître

- ⇒ Il s'agit de l'accélération provenant de l'éjection par le ressort de la partie supérieure de la fusée. Nous constatons que nous avons séparé peu après l'apogée de la fusée.
- ⇒ Cela correspond au temps réglé sur les minuteries (13s), ce qui est rassurant.

- **A t=20,5 s (T=17s) :**

On remarque à t=20,5 s un second pic d'accélération, négatif cette fois-ci. L'altitude décroît toujours.

- ⇒ Il s'agit du choc de l'ouverture du parachute. La valeur négative de l'accélération est logique puisque la fusée et donc le capteur se retrouvent « la tête en bas ». A partir de ce moment là, l'accélération de l'attraction terrestre devient donc  $-1g$  et non  $1g$  et une accélération s'effectue pour une valeur de l'accélération supérieure à  $-1$ .

- **De t= 21 s à 95s (17,5<T<91,5s) :**

L'accéléromètre présente de fortes oscillations mais est généralement supérieure à  $-1$ . L'altitude continue de décroître.

- ⇒ Il s'agit de la descente sous parachute de la fusée. Les variations de l'accélération sont dues aux à-coups de la descente. Cependant la valeur moyenne de l'accélération étant supérieure à  $-1$ , on en déduit que la fusée accélère légèrement. Cela s'explique par le fait que les fils nylons des coquilles parachute se sont emmêlées lentement autour des suspentes du parachute, les resserrant et fermant ainsi le parachute qui présente alors une surface moindre. La vitesse de descente accélère donc. D'ailleurs le temps de descente est trop rapide par rapport à notre parachute de  $1,5m^2$ .

- **A t=96 s (T=92,5s) :**

L'accéléromètre détecte un dernier pic négatif et l'altitude est de nouveau d'environ 280m.

- ⇒ Il s'agit ici de l'impact au sol. Le pic est négatif (il faut inverser la courbe de la page 33) ce qui montre une forte décélération et l'arrêt du vol.  
Ainsi notre vol a duré 92,5s.

Sur l'ensemble de ces études, nous voyons une cohérence totale avec les phases de vol classique et même avec Trajec. Les capteurs ont donc parfaitement fonctionné mais leur imprécision, celle de la méthode de démodulation, et les quelques erreurs que nous avons faites nous empêchent de réaliser une trajectographie réaliste du vol de la fusée.

# Conclusion

Le projet Pif&Hercule était une fusée expérimentale notamment destinée à la formation des futurs membres actifs de l'ESO. Il s'agissait de terminer leur formation sur un projet de complexité normale. Cette fusée, qui se voulait donc classique, avait pour but de réaliser la trajectographie 2D du vol à partir d'un capteur d'accélération et d'un capteur de pression absolue. Lancée le 1<sup>er</sup> août 2003 à Sissonne, elle a fait un vol nominal. La télémessure a fonctionné et les données reçues sont en accord avec les logiciels de trajectographie.

Ce projet est donc une parfaite réussite tant au niveau technique qu'au niveau formation et l'équipe en est fière et heureuse.

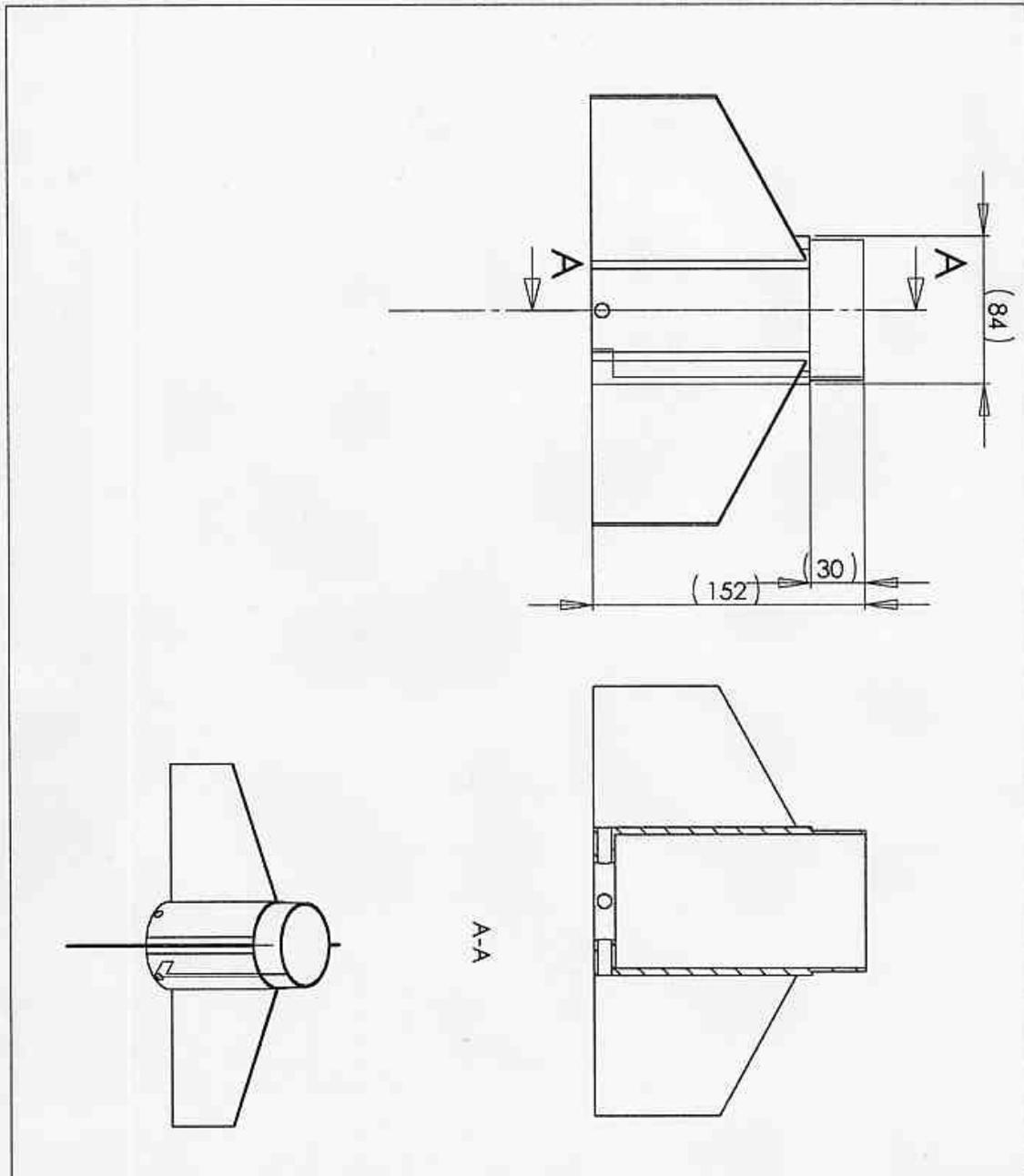
Il ne restera finalement qu'un seul regret à l'équipe : le fait de ne pas avoir pu conclure quant à la trajectographie 2D du vol de la fusée. Mais ce n'est que partie remise !

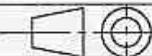
# Annexes

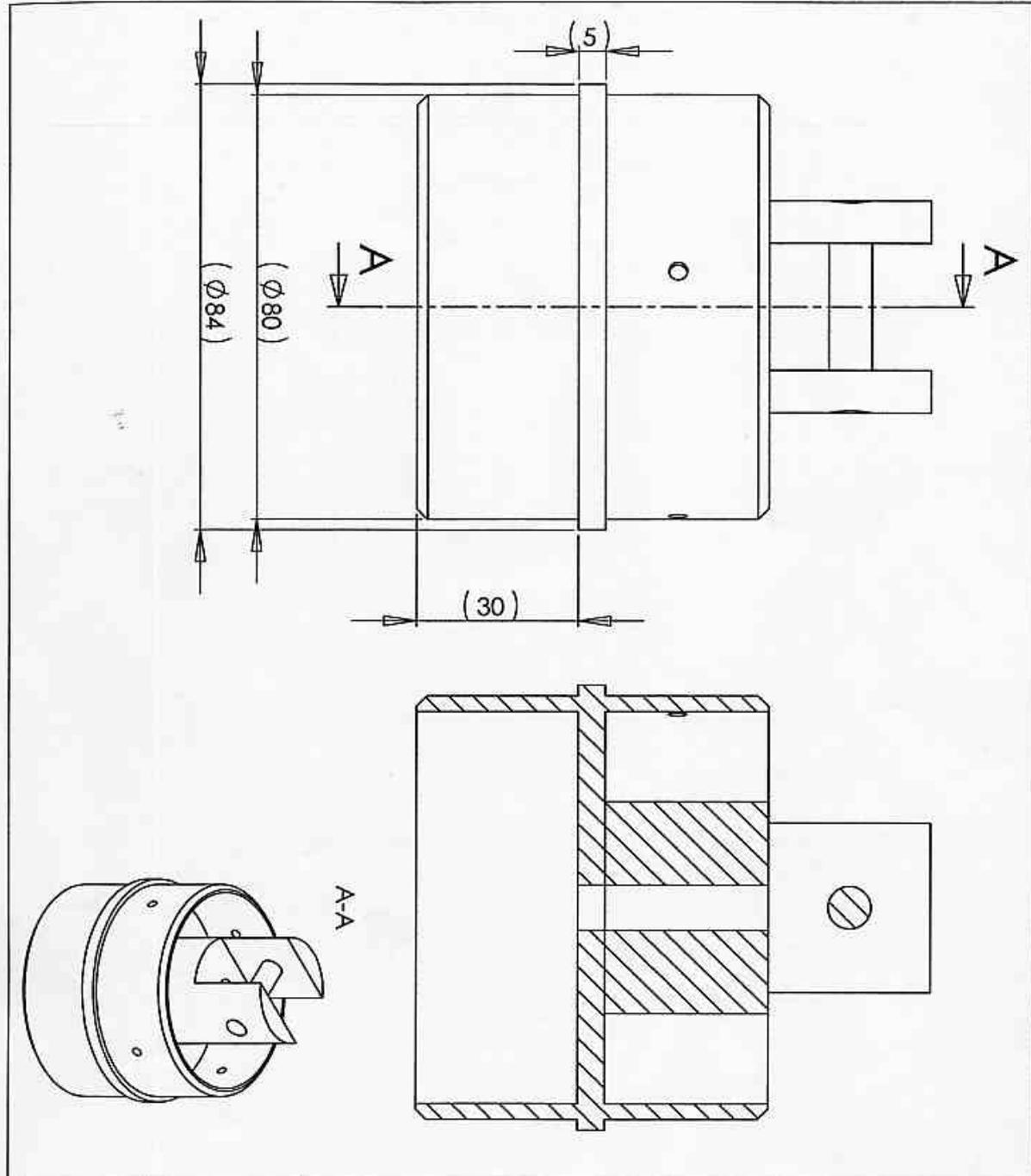
Vue générale de la fusée  
Plans mécaniques  
Schémas électroniques  
Intégration électronique  
Chronologie

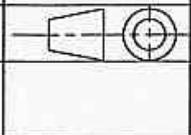


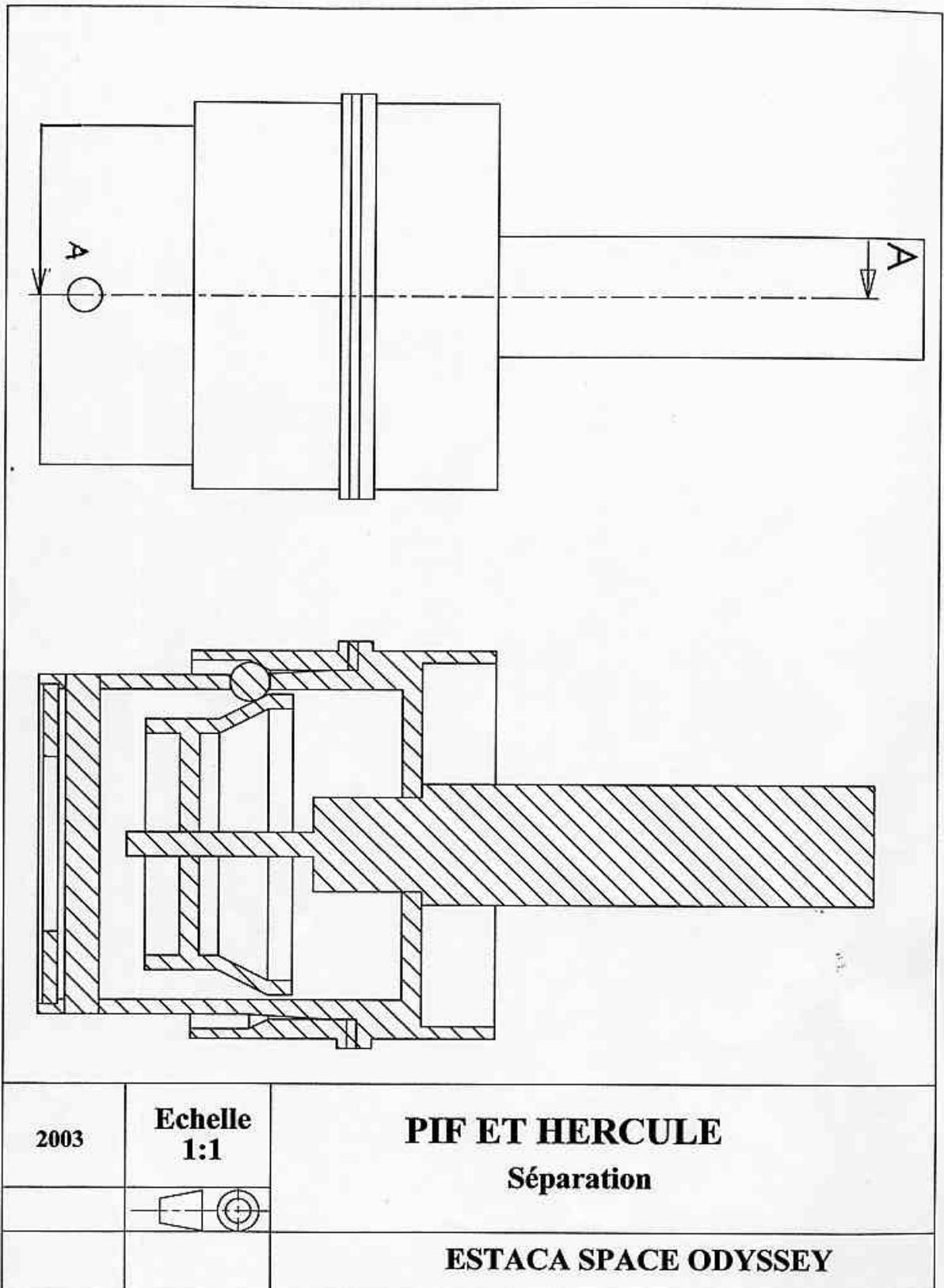
*Modélisation Générale de la fusée*

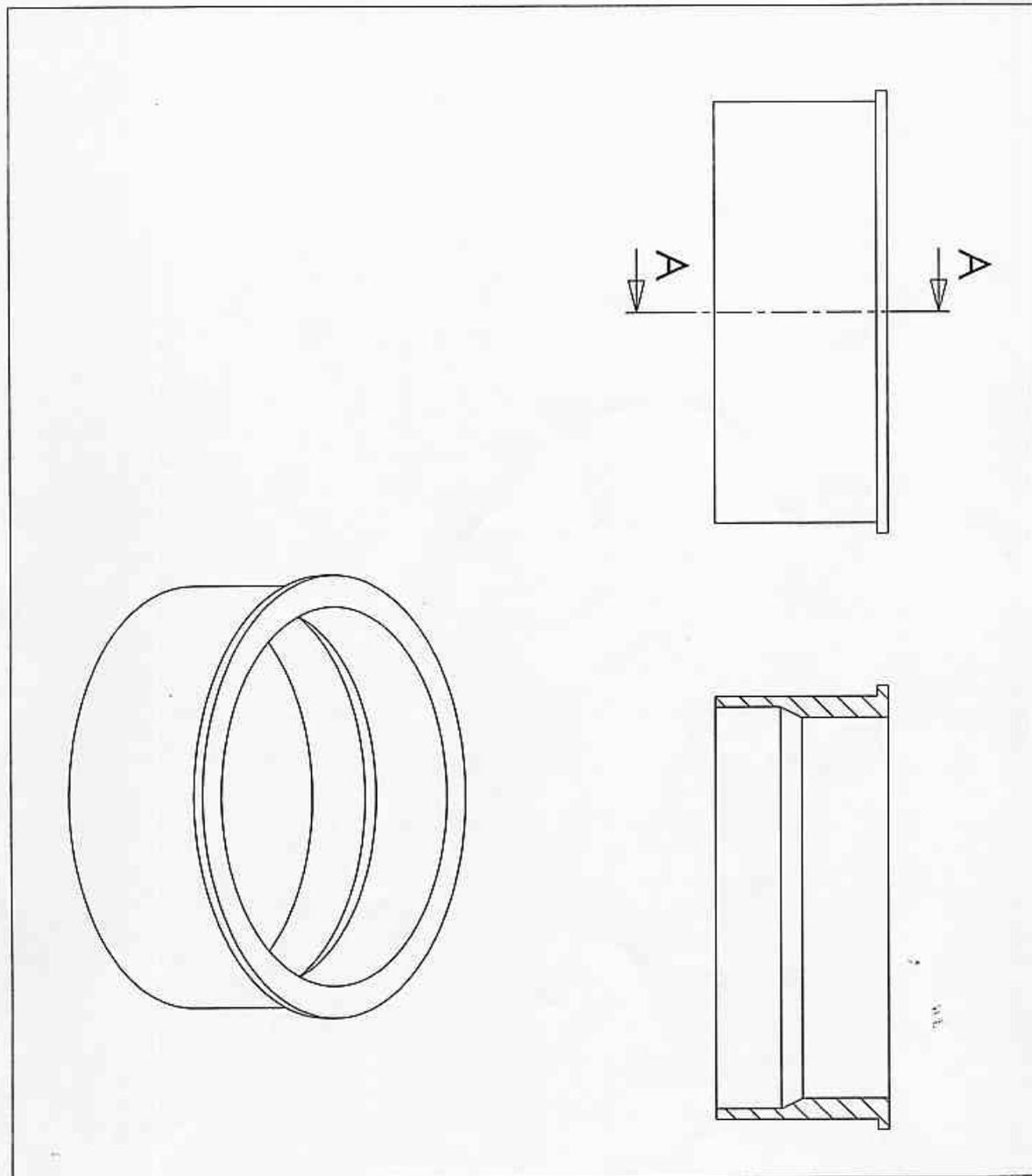


2003	<b>Echelle 1:3</b>	<b>PIF ET HERCULE</b>
		
		<b>ESTACA SPACE ODYSSEY</b>

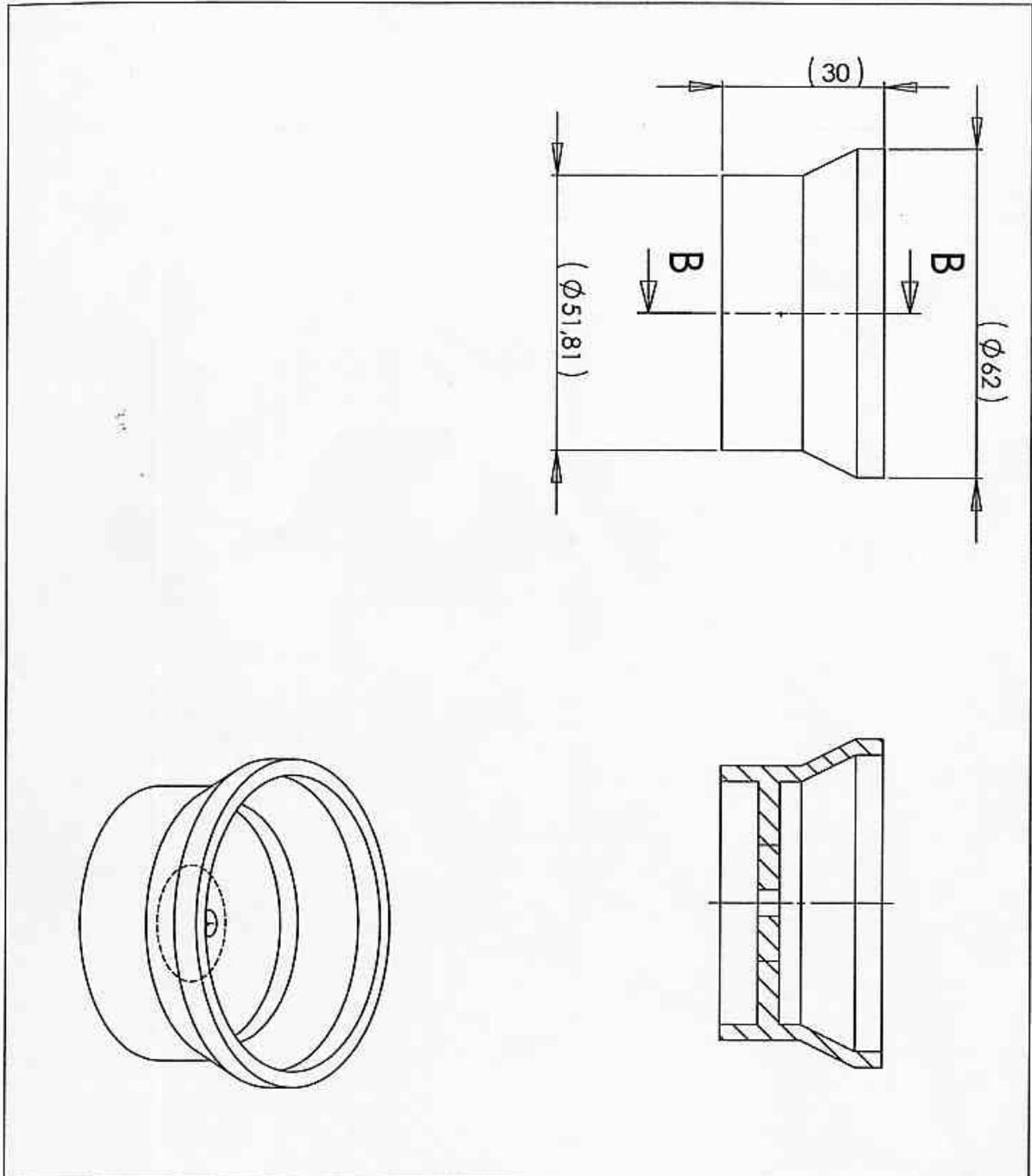


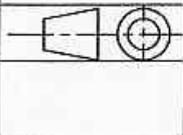
2003	<b>Echelle 1:1</b>	<b>PIF ET HERCULE</b> <b>Bague - Plaque de poussée</b>
		
		<b>ESTACA SPACE ODYSSEY</b>

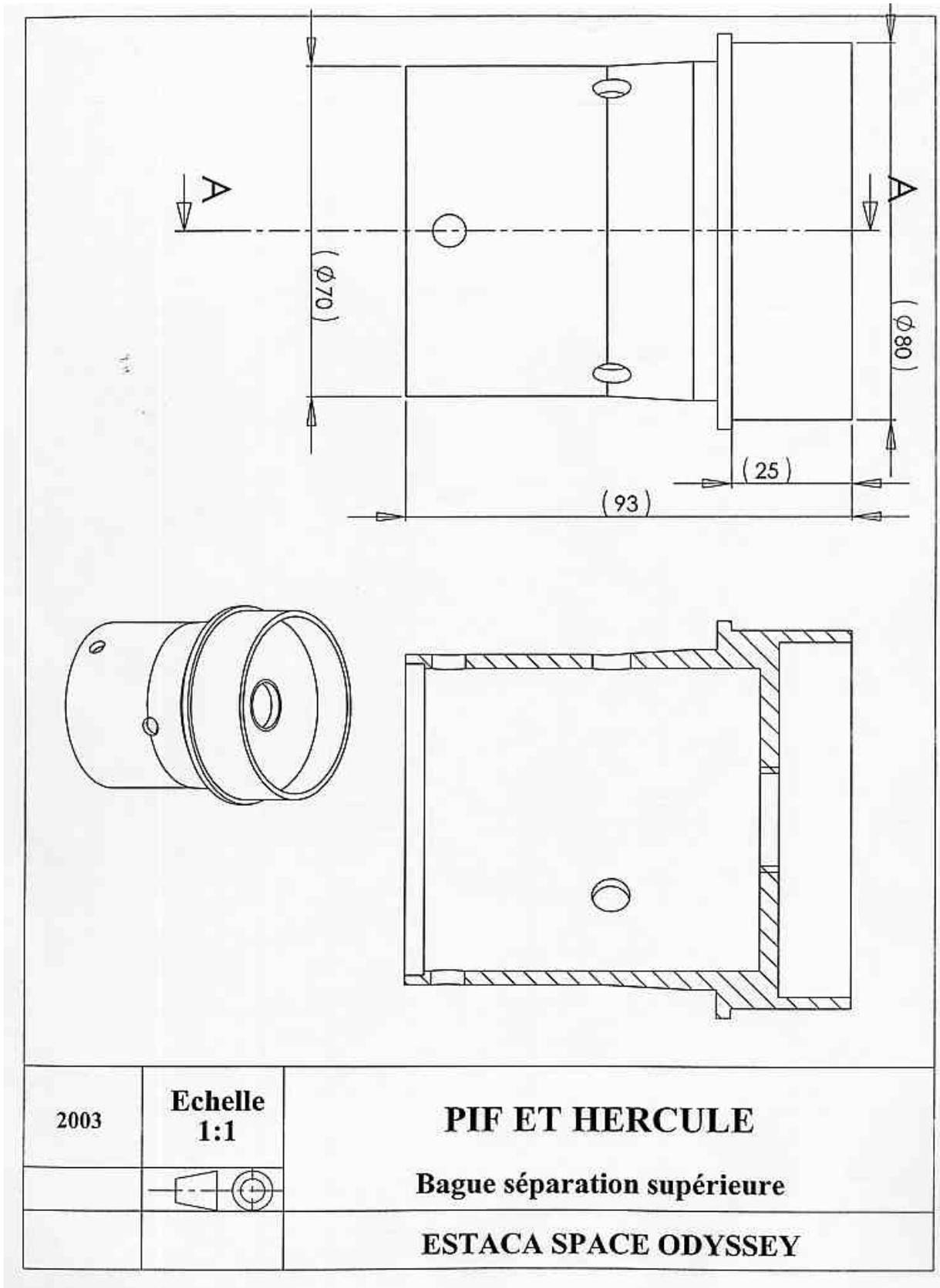


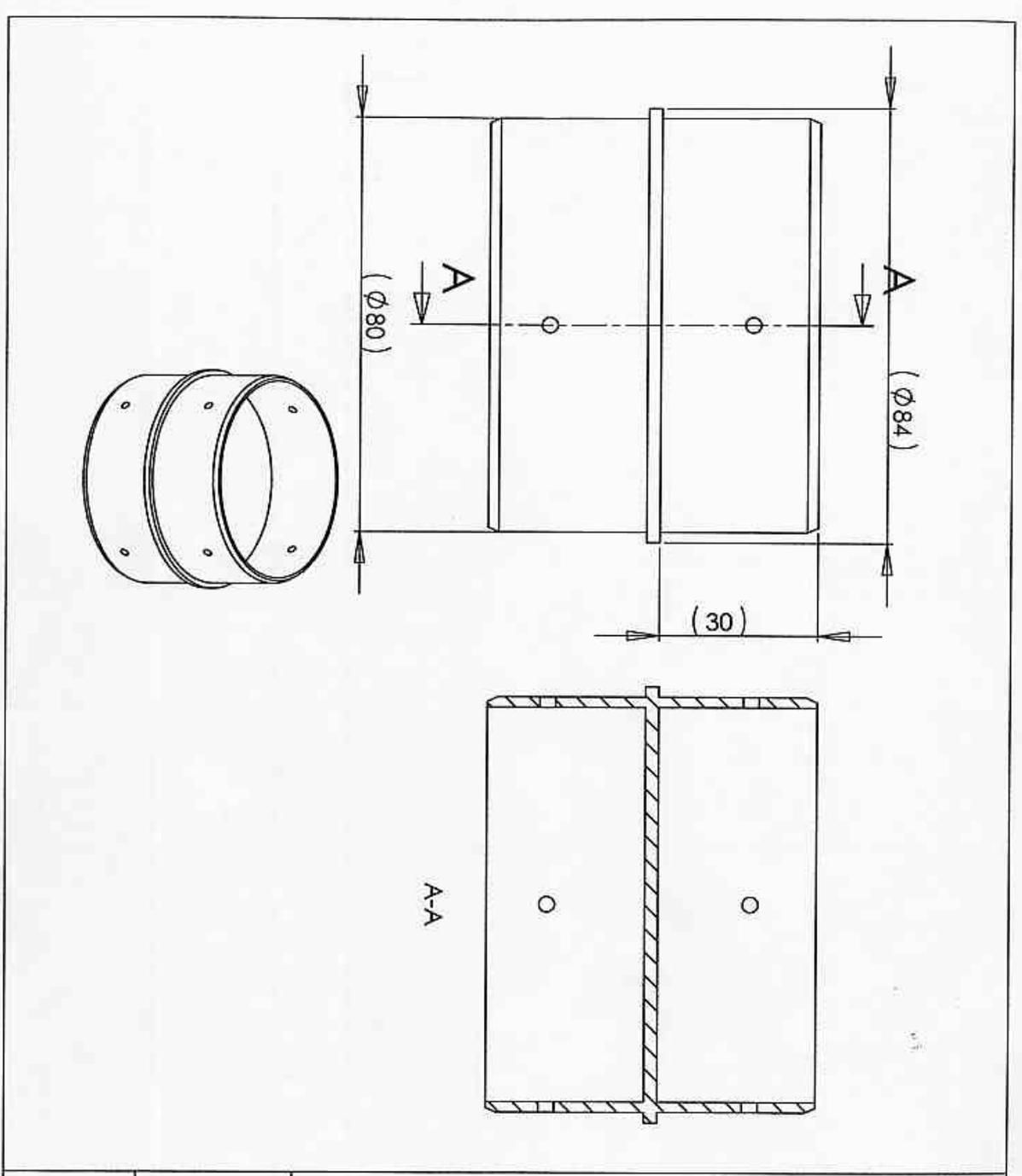


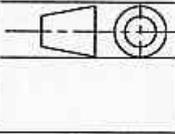
2003	<b>Echelle 1:1</b>	<b>PIF ET HERCULE</b> <b>Bague séparation inférieure</b>
		<b>ESTACA SPACE ODYSSEY</b>

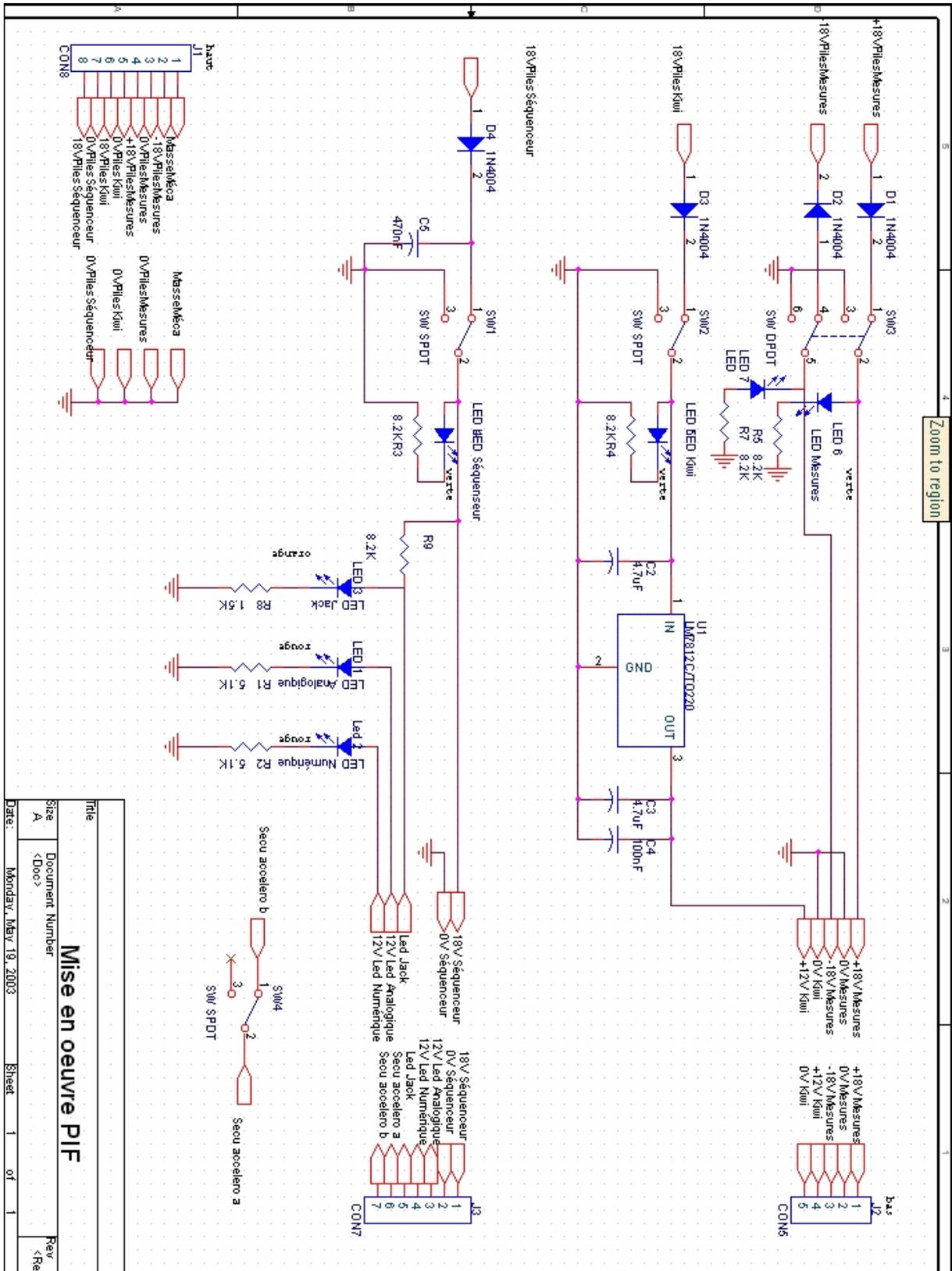


2003	<b>Echelle 1:1</b>	<b>PIF ET HERCULE</b> <b>Bague sépa intermédiaire</b>
		
		<b>ESTACA SPACE ODYSSEY</b>



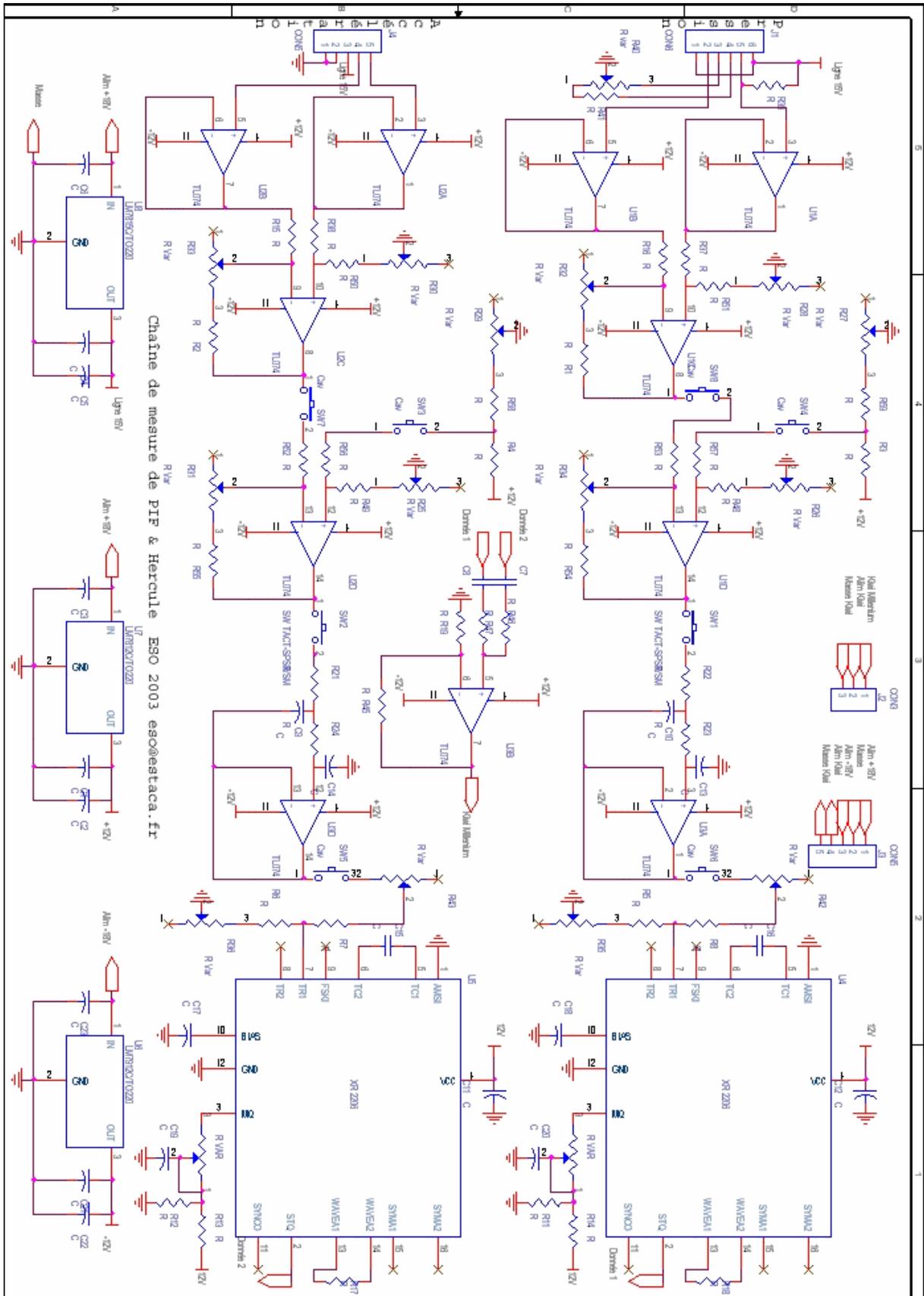


2003	<b>Echelle 1:1</b>	<b>PIF ET HERCULE</b> <b>Bague standard</b> <b>élec et ogive</b>
		<b>ESTACA SPACE ODYSSEY</b>



Title	
Size	Document Number
A	<Doc>
<b>Mise en oeuvre PIF</b>	
Rev	<Rev
Date:	Monday, May 19, 2003
Sheet	1 of 1





Chaîne de mesure de Pif & Hercule ESO 2003 eso@estaca.fr

# INTEGRATION

# ELECTRONIQUE

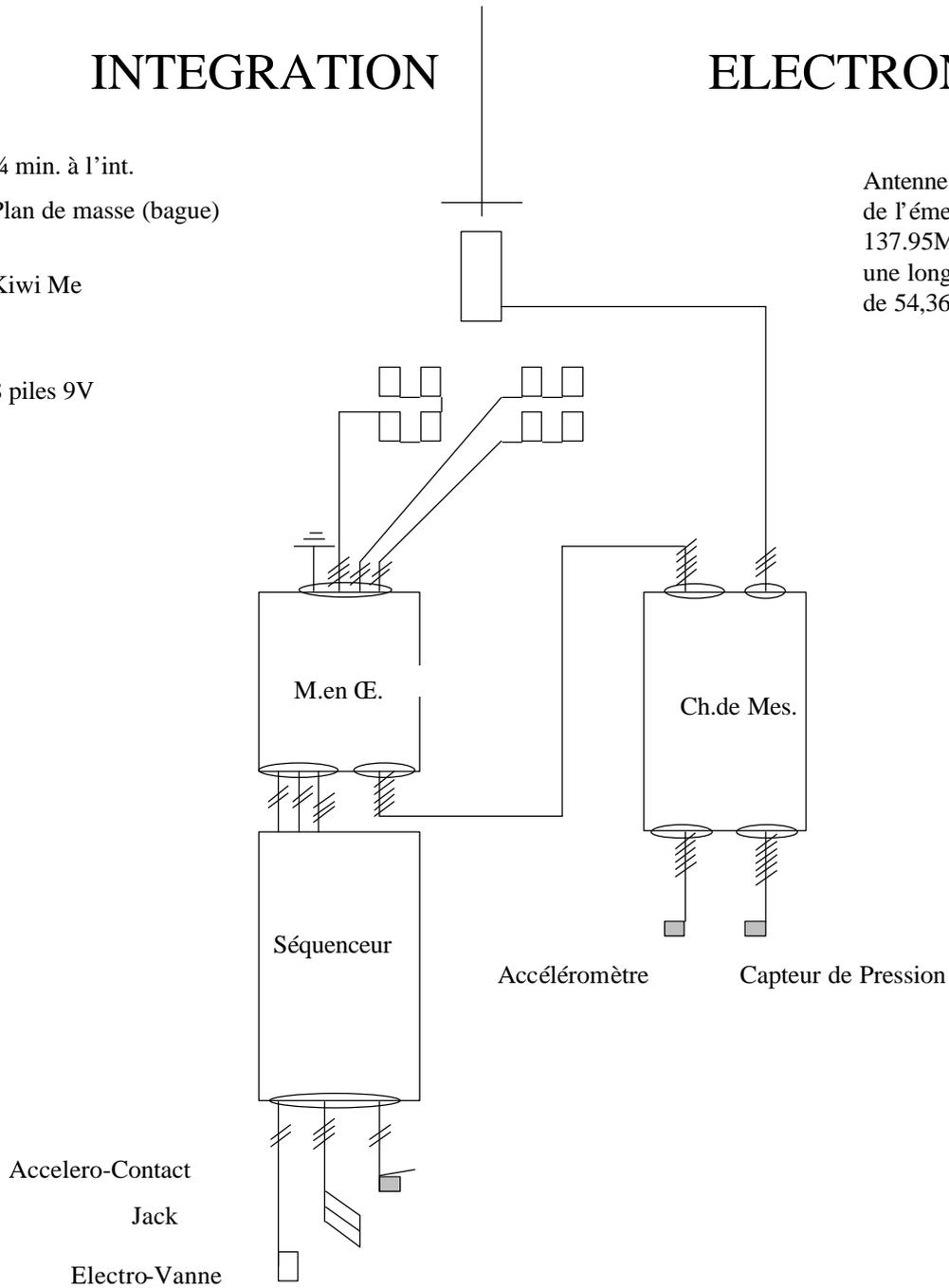
¼ min. à l'int.

Plan de masse (bague)

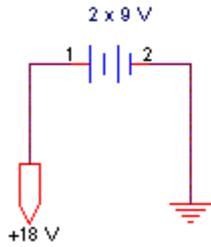
Kiwi Me

8 piles 9V

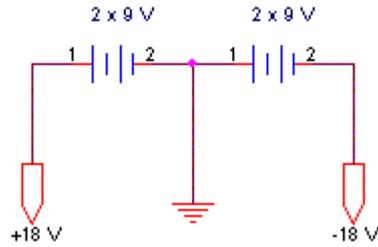
Antenne : la fréquence de l'émetteur étant de 137.95MHz, cela donne une longueur d'antenne de 54,36 cm



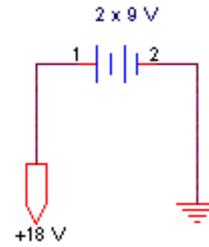
BLOC SEQUENCEUR



BLOC TELEM  
MESURE

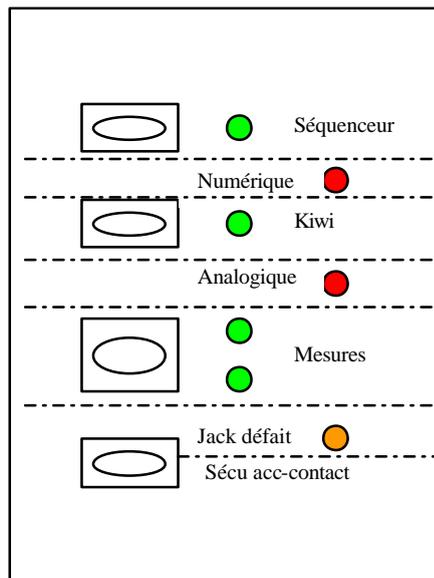


BLOC KIWI



VERS LA CARTE MISE EN OEUVRE

Plan de la Mise en Œuvre :



## Chronologie de PIF & Hercule

<u>Temps :</u>	<u>Tâche :</u>	<u>Qui :</u>
<b>AU R3 :</b>	Mise en place des piles neuves. Vérification du temps des minuteriers numérique & analogique + pisto coller. Fixation des tubes de la fusée. Préparation de la case parachute. Attacher parachute.	
<b>H-75 mn :</b>	Montée sur l'aire de lancement	
<b>H-60 mn :</b>	Arrivée en tente club Fermeture du système de séparation (pompage à 10 bar). Aligner les vis.	
<b>H-50 mn :</b>	Descente sur rampe sans oublier le matériel suivant : <ul style="list-style-type: none"><li>- Pompe, tuyau et embout.</li><li>- Clef BTR de 3 et de pointeaux.</li><li>- Tournevis.</li><li>- 6 billes de rechange.</li><li>- 4 vis pointeaux de rechange.</li><li>- Cordon du jack.</li><li>- Ciseaux</li></ul>	
<b>H-45 mn :</b>	Essai Telem (porteuse puis modulation) Réglage en gisement de la rampe Réglage des patins (Ø 84) Compatibilité rampe (mise en rampe) Sortie de la fusée de la rampe	Léo Les rampes
<b>H-35 mn :</b>	Vérification de la pression du vérin ( $\geq 6$ bars). Section du tuyau.	Julien
<b>H-32 mn :</b>	Mise en rampe.	
<b>H-27 mn :</b>	Le groupe remonte sauf Léo, Julien et Loïc.	
<b>H-25 mn :</b>	Mise en place du propulseur par l'artificier. Fixation des ailerons, serrage des vis pointeaux Mise en place Jack Julien et Loïc remontent.	Pyro
<b>H-17 mn :</b>	Mise en place canne d'allumage	
<b>H-11 mn :</b>	Orientation en site de la rampe	Pyro
<b>H-7 mn :</b>	Mise sous tension (Séquenceur, Kiwi, Mesures : chauffe 1 minute, Sécu) (de haut en bas) Vérifier que seules les leds vertes sont allumées Attendre 30 s Léo remonte en tente pyro	Léo
<b>H-4 mn :</b>	Raccordement de la ligne de mise à feu	
<b>H-2 mn :</b>	Le pyrotechnicien rejoint le poste de lancement	
<b>H-10 s :</b>	Décompte final.	
<b>H-0 :</b>	Léo appuie sur le bouton de mise à feu.	