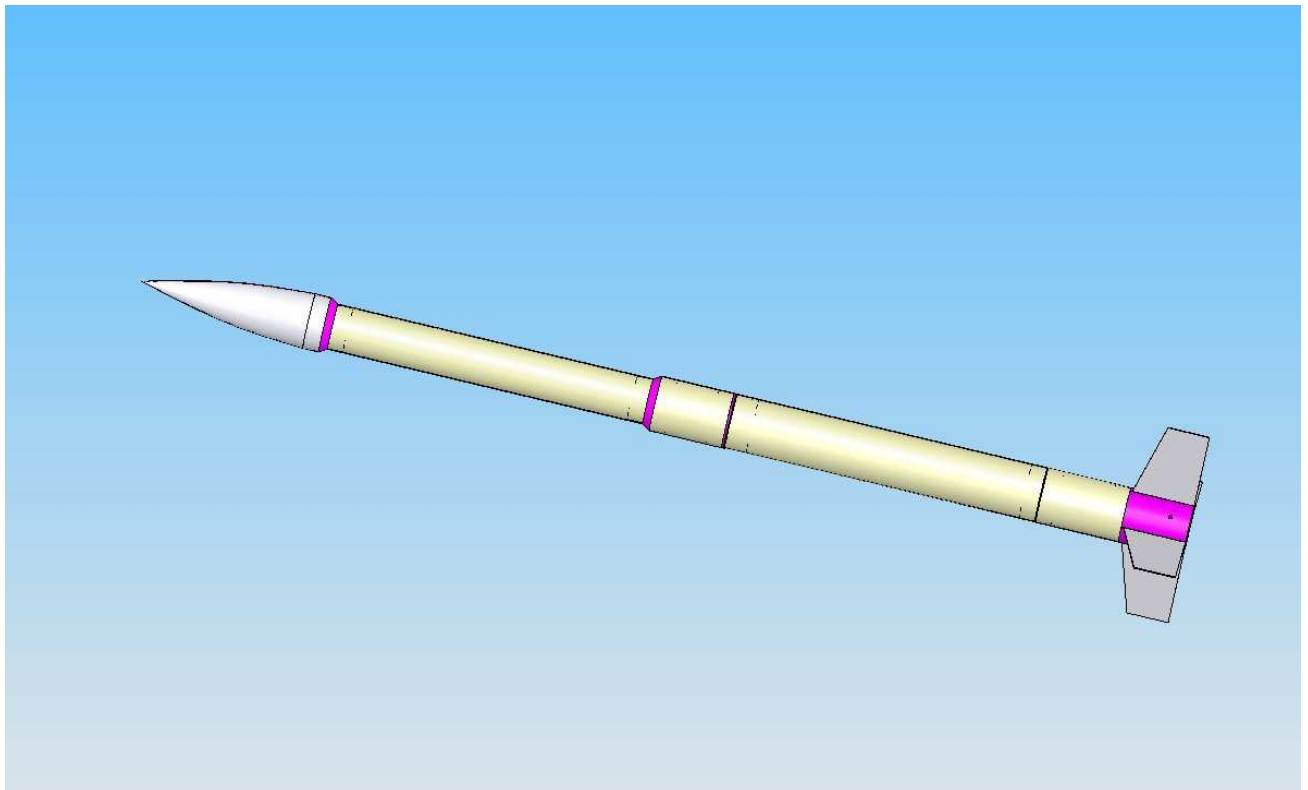


# GALAK



Compte rendu final- Octobre 2006

Rédaction : MOREL Aude  
PITER Mylène  
GAUTHERON Vincent

Compte-rendu de projet : GALAK – ESO – 2006

# Remerciements

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

- CNES (propulseur, campagne)
- Planète Sciences (ex-ANSTJ) (suivi et organisation)
- Parker (électrovanne et vérin)
- Leduc ( Ressort )
- Union Thermique ( aluminium )
- Zodiac (anciennement Aerazur) (parachute)
- Analog Device (Accéléromètre et Gyromètres)
- FUSION ARGON (soudure des ailerons)
- ESTACA (financier et facilités techniques)
- M. MAILLY responsable de l'atelier ESTACA pour l'aide et les conseils apportés
- MM. Ferrand et Herbreaud de SA TIFFON pour l'aide apportée à l'usinage des dernières bagues



# Sommaire

<b>INTRODUCTION</b>	<b>1</b>
<b>PRESENTATION DE L'ECOLE : L'ESTACA</b>	<b>1</b>
<b>PRESENTATION DU CLUB : L'ESO</b>	<b>1</b>
<b>PRESENTATION DE L'EQUIPE : GALAK</b>	<b>2</b>
<b>OBJECTIF 1</b>	<b>3</b>
1°) <i>Présentation de l'expérience</i>	3
2°) <i>Théorie</i>	3
3°) <i>Modélisation du problème</i>	4
<b>OBJECTIF 2</b>	<b>7</b>
<b>MOYENS</b>	<b>9</b>
1°) <i>Moyens financiers</i>	9
2°) <i>Moyens techniques</i>	10
3°) <i>Planning</i>	10
<b>CONCEPTION DE LA PARTIE MECANIQUE</b>	<b>11</b>
<b>1°) GENERALITES</b>	<b>11</b>
<b>2°) SEPARATION</b>	<b>11</b>
2.1) <i>Choix</i>	11
2.2) <i>Principe de fonctionnement</i>	12
<b>3°) DIMENSIONNEMENT</b>	<b>12</b>
3.1) <i>Dimensionnement du vérin</i>	12
3.2) <i>Ressort</i>	12
3.3) <i>Dimensionnement du parachute</i>	13
<b>4°) MODELISATION TRAJEC</b>	<b>14</b>
<b>CONCEPTION DE LA PARTIE ELECTRONIQUE</b>	<b>16</b>
<b>1°) SYSTEME GENERAL</b>	<b>16</b>
<b>2°) SEQUENCEUR</b>	<b>17</b>
<b>3°) CAPTEURS</b>	<b>17</b>
3.1) <i>Gyromètres</i>	17
3.2) <i>Accéléromètre</i>	20
<b>REALISATION / INTEGRATION</b>	<b>22</b>
<b>1°) LED DE LA CARTE ALIMENTATION</b>	<b>22</b>
<b>2°) PLAN D'INTEGRATION</b>	<b>22</b>
<b>3°) PLAN DE CABLAGE</b>	<b>24</b>
<b>RESULTATS DE L'EXPERIENCE PRINCIPALE</b>	<b>25</b>
<b>1°) RECUPERATION DES MESURES OBTENUES</b>	<b>25</b>
<b>2°) DETERMINATION DE LA VITESSE</b>	<b>26</b>
<b>3°) TRAJECTOGRAPHIE DE LA FUSEE</b>	<b>27</b>
<b>4°) ANALYSE DES RESULTATS</b>	<b>29</b>
<b>RESULTATS DE L'EXPERIENCE SECONDAIRE</b>	<b>30</b>
<b>CONCLUSION</b>	<b>31</b>
<b>ANNEXES</b>	

# Introduction

Ce document regroupe l'ensemble des informations concernant le projet de fusée expérimentale nommé Galak.

Le projet, commencé en octobre 2005, a été lancé lors de la campagne de lancement nationale organisée par le CNES et Planète Sciences, du 23 au 30 juillet, sur le terrain militaire de La Courtine. Galak y 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 six filières : Structure et Matériaux, Fluides et Energétique et Vibrations et Acoustique, mais également dans des filières axées sur les systèmes tels que Commandes des Systèmes, Systèmes Embarqués, et Mécatronique.

## 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 trentaine de fusées et de ballons depuis sa fondation en 1991. Elle compte aujourd'hui une quarantaine de membres, tous étudiants à l'ESTACA, travaillant sur plusieurs projets.

Adresse postale :                    ESO  
                                              34 rue Victor Hugo  
                                              92300 Levallois Perret

Adresse électronique :            [eso@estaca.fr](mailto:eso@estaca.fr)  
Site Internet :                        [www.eso.online.fr](http://www.eso.online.fr)

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

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

## **Présentation de l'équipe : GALAK**

Les Participants au projet GALAK sont:

<u>Mylène PITER</u>	(2 <sup>e</sup> )	(responsable mécanique)
Aude MOREL	(4 <sup>e</sup> )	(responsable électronique)
Pierre LAVIEVILLE	(2 <sup>e</sup> )	(électronique)
Charles Antoine SALLIOU	(2 <sup>e</sup> )	(mécanique)
Benoît BERGES	(2 <sup>e</sup> )	(mécanique)
Philippe MONTARNAL	(1 <sup>e</sup> )	(électronique)
Vincent TOLOMIO	(2 <sup>e</sup> )	(électronique)
Kim NGUYEN	(2 <sup>e</sup> )	(mécanique)

L'équipe de cette fusée expérimentale est composée de huit personnes, toutes étudiantes à l'ESTACA, et dont six des membres sont nouveaux. L'objectif de ce projet était double. Ce projet nous a permis, tout d'abord, de réaliser une trajectographie du vol en trois dimensions, mais également d'obtenir un encadrement de la température maximale de la plaque de poussée lors du vol. De plus, il a contribué à la formation en électronique, comme en mécanique des nouveaux arrivés.

Pour nous permettre de réaliser l'expérience principale, la fusée était équipée de 3 gyromètres permettant de donner la position exacte de la fusée à chaque instant, ainsi que d'un accéléromètre. Une télémessure analogique a permis la récupération des données des quatre capteurs en temps réel.

Pour l'expérience secondaire visant à déterminer une température à l'intérieure de la fusée, nous avons souhaité utiliser le chocolat en tant que capteur. Le principe était de placer différents types de chocolat (noir, blanc...) dans une boîte située sur la plaque de poussée, après avoir étudié les températures de fonte de ceux-ci. L'état de fonte de ces chocolats nous a donné une idée de la température effective de la plaque de poussée lors du vol.

# Objectif 1

## 1°) Présentation de l'expérience

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

Pour cela, on mesure l'accélération axiale (**1 accéléromètre**) ainsi que les vitesses de rotation en roulis, lacet et tangage (**3 gyromètres**) de la fusée au cours du temps de vol.

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

Ces quatre 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.

## 2°) Théorie

### Utilisation de l'accéléromètre

Notons (u, v, w) les vitesses de la fusée dans son repère propre. Etant donné que l'on n'a pas de mesure selon les deux axes perpendiculaires de la fusée, on a donc  $v=w=0$ . Physiquement, cela signifie que les vitesses de la fusée selon ces deux axes sont négligeables devant sa vitesse axiale, ce qui est tout à fait acceptable dans le cadre de notre étude.

Avec l'accéléromètre placé dans l'axe de la fusée, on connaît  $u'$ , soit en intégrant u, la vitesse de la fusée le long de cet axe principal.

### Utilisation des gyromètres

Notons (p, q, r) les vitesses de rotation de la fusée autour de ces 3 axes, et dont les mesures seront renvoyées par les 3 gyromètres embarqués (roulis, tangage, lacet).

A l'aide de la matrice d'Euler, qui permet de relier les vitesses de rotations aux angles de la fusée, on a :

$$\begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & -\sin \theta \\ \cos \varphi & 0 & \cos \theta \cdot \sin \varphi \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \theta \cdot \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \theta' \\ \varphi' \\ \psi' \end{Bmatrix}$$

En inversant la matrice, on obtient alors :

$$\begin{cases} \theta' = \cos \varphi . q - \sin \varphi . r \\ \varphi' = p + \tan \theta . (\cos \varphi . r + \sin \varphi . q) \\ \psi' = \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} . r + \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} . q \end{cases}$$

Par intégration, on connaît donc désormais les valeurs des angles  $\theta$ ,  $\varphi$  et  $\psi$  que fait la fusée par rapport au repère absolu.

### Trajectographie de la fusée

Puisque l'on a maintenant les valeurs des paramètres  $u$ ,  $\theta$ ,  $\varphi$  et  $\psi$  à chaque instant du vol, on peut, à l'aide de la matrice de passage liant le repère terrestre au repère de la fusée, déterminer les composantes  $u_0$ ,  $v_0$  et  $w_0$  de la vitesse de la fusée dans le repère absolu :

$$\begin{pmatrix} u_0 \\ v_0 \\ w_0 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi . \cos \theta & -\sin \psi . \cos \varphi + \cos \psi . \sin \theta . \sin \varphi & \sin \psi . \sin \varphi + \cos \psi . \sin \theta . \cos \varphi \\ \sin \psi . \cos \theta & \cos \psi . \cos \varphi + \sin \psi . \sin \theta . \sin \varphi & -\cos \psi . \sin \varphi + \sin \psi . \sin \theta . \cos \varphi \\ -\sin \theta & \cos \theta . \sin \varphi & \cos \theta . \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$$

Or on a dit précédemment que, n'ayant pas de mesure d'accélération selon les axes perpendiculaire, on considère que  $v = w = 0$ . Ainsi, on obtient au final :

$$\begin{cases} u_0 = \cos \psi . \cos \vartheta . u \\ v_0 = \sin \psi . \cos \vartheta . u \\ w_0 = -\sin \theta . u \end{cases}$$

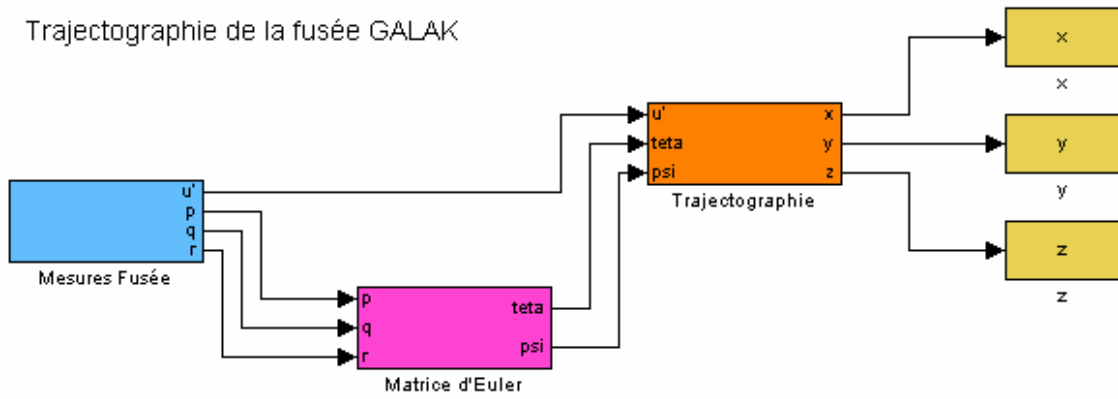
En intégrant ces vitesses exprimées dans le repère absolu, on obtient donc l'évolution de la position de la fusée ce qui nous permet d'établir la trajectoire de celle-ci.

### 3°) Modélisation du problème

Comme nous venons de le voir, la théorie ci-dessus nécessite la résolution de système d'équations différentielles difficilement manipulable. Ainsi, la mise en place d'une modélisation dans laquelle nous entrons les mesures obtenues par les instruments embarqués et qui nous donne directement en sortie la trajectoire de la fusée a été mise en place, afin de faciliter l'exploitation des futurs résultats obtenus.

Le modèle qui sera utilisé est donc le suivant :

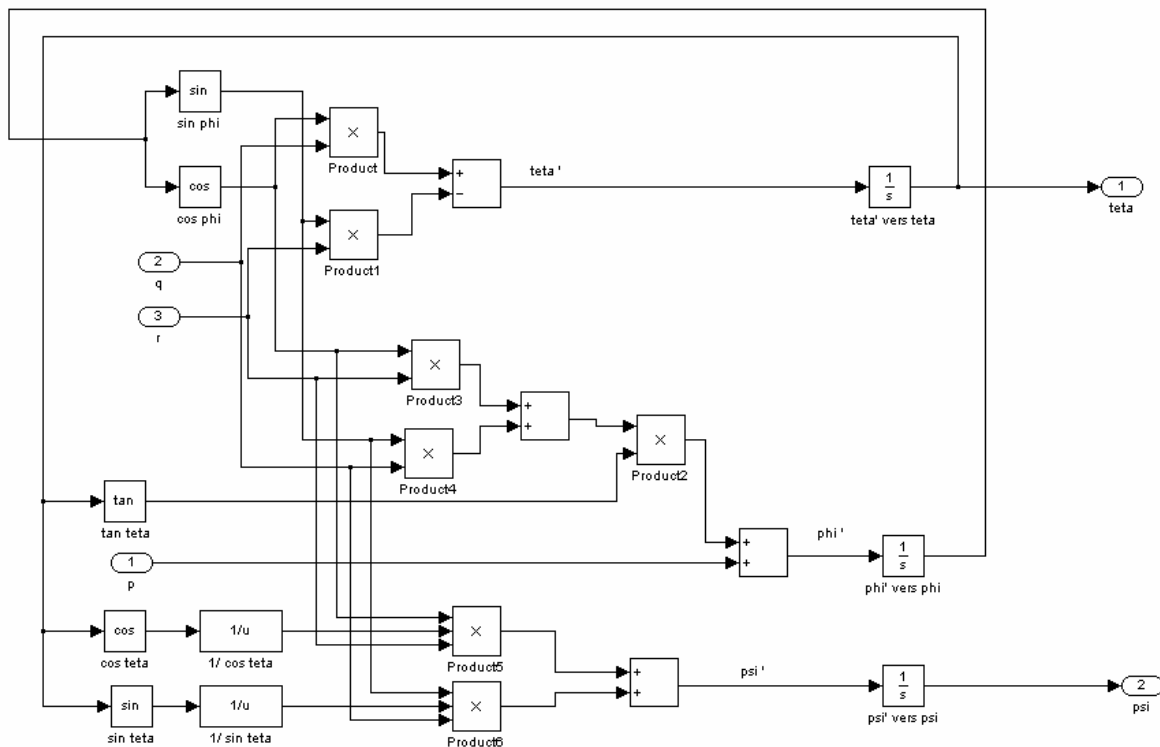
## Trajectographie de la fusée GALAK



Comme on peut le remarquer d'après ce schéma, en entrant les mesures des instruments, on obtient directement les valeurs des 3 composantes permettant de réaliser la trajectographie de la fusée.

Si on étudie de plus près les différents blocs qui constituent ce modèle, on obtient successivement :

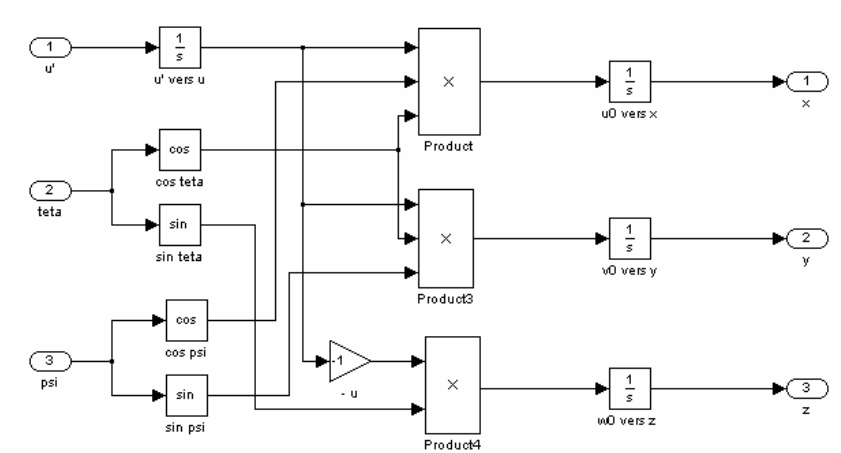
- Pour le bloc « Matrice d'Euler »



Ce bloc permet la résolution du système d'équation différentiel relatif aux relations « angles - vitesses de rotation » évoqués lors de l'étude théorique. A noter que l'angle  $\varphi$  ne figure pas en sortie de ce bloc, puisque bien qu'étant nécessaire à la détermination des angles  $\theta$  et  $\psi$ , il ne sera plus utilisé par la suite dans notre étude.



- Pour le bloc « Trajectographie »



Ce bloc permet le passage du repère fusée au repère absolu, ce qui nous permet d'obtenir par intégration les composantes de la trajectoire de la fusée.

## Objectif 2

Expérience secondaire : Approximation de la température maximale de la plaque de poussée lors du vol d'une fusée expérimentale

### L'expérience :

Lors du vol d'une fusée expérimentale, la plaque de poussée qui permet une liaison appui plan entre la fusée et le propulseur, est soumise à une augmentation brutale de température due à l'allumage du propulseur.

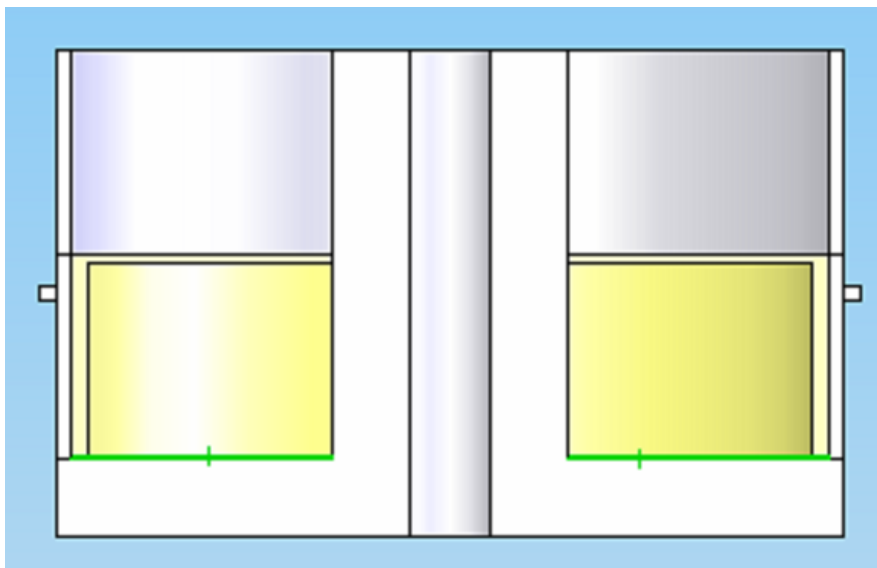
Nous nous sommes donc proposé de déterminer de manière approximative la température maximale atteinte par la plaque de poussée lors du vol.

### Choix du capteur :

Ayant déjà une première expérience électronique embarquée, nous avons choisi d'utiliser un capteur plus économique, ne demandant pas d'alimentation supplémentaire, et réagissant de manière visible à une variation de température.

Ces critères de choix nous ont menés au chocolat.

L'expérience sera donc réalisée de la manière suivante : la plaque de poussée en aluminium, en plus de son rôle premier, servira de boîte à chocolat. Un couvercle sera usiné en conséquence. Celle-ci contiendra trois types de chocolat n'ayant pas le même comportement vis-à-vis d'une variation de température. Ce dispositif nous permettra d'obtenir un encadrement de la température recherchée, plutôt que d'obtenir une température unique, peu précise étant donné le capteur choisi.



Dispositif à chocolat

Nous allons tenter de déterminer la température au niveau du segment vert.

## Étalonnage des capteurs de température :

Afin de pouvoir exploiter la contenance de la boîte après le vol, nous avons réalisé une expérience préliminaire, avec les trois types de chocolat que nous comptons utiliser lors du vol.

Type A : chocolat noir LINDT contenant 99% de cacao

Type B : chocolat dessert contenant 47% de cacao

Type C : chocolat blanc GALAK ne contenant pas de cacao

### Démarche d'étalonnage :

#### Matériel utilisé :

-plaque chauffante

-boîte à chocolat en aluminium (usinée par nos soins)

-« éprouvettes » de chocolats de type A, B, et C de 3.5mm d'épaisseur

-thermomètre à infrarouge sensible au dixième de degré (pistolet)

Nous avons testé les chocolats par pallier de température.

A l'aide des différents niveaux de chauffe de la plaque, nous chauffons la boîte à chocolat. Puis, après avoir retiré celle-ci de la plaque, nous prenons sa température avec précision à l'aide du thermomètre à infrarouge. Cet appareil étant rapide d'utilisation, nous déposons immédiatement 3 éprouvettes (type A, B, C) dans la boîte, et nous observons leur comportement immédiat, puis nous continuons pendant une durée de deux minutes (durée approximative du vol comprenant l'atterrissage). Le fait de retirer la boîte de la chaleur et d'observer la réaction immédiate du chocolat, nous permet de modéliser l'action de courte durée du propulseur.

Par ce procédé nous avons obtenu le tableau suivant :

<b>Etat observé après 2 min d'exposition dans la boîte de température initiale <math>T_i</math></b>			
<b><math>T_i</math> mesuré</b>	Type A : LINDT 99% de cacao	Type B : Dessert 47% de cacao	Type C : Galak chocolat blanc
$T_1 = 35,2^\circ$	Le chocolat a légèrement fondu, il garde sa forme initiale	Le chocolat a légèrement fondu, il garde sa forme initiale	Le chocolat a légèrement fondu, il garde sa forme initiale
$T_2 = 42,8^\circ$	Fonte plus importante, le chocolat commence à perdre sa forme si on le soumet à un mouvement	Fondu et perd sa forme initiale	Le chocolat a légèrement fondu, il garde sa forme initiale
$T_3 = 55^\circ$	Fondu, on distingue les inscriptions sur l'éprouvette	Fondu totalement	Fondu en surface, légèrement brûlé (et bruni) en fond de boîte
$T_4 = 62^\circ$	Fondu, on distingue encore néanmoins les inscriptions sur l'éprouvette	Fondu totalement	Fondu en surface, brûlé en fond de boîte et bruni davantage
$T_5 = 74,4^\circ$	Fondu totalement	Fondu en surface, brûlé en fond de boîte	Non fondu en surface, éprouvette brûlée en fond de boîte

T6= 90°	Fondu totalement	Fondu en surface, brûlé en fond de boîte	Non fondu en surface, environ moitié de l'épaisseur de l'éprouvette brûlée en fond de boîte. La surface ne brunit pas.
T7= 108,4°	Fondu totalement	Fondu en surface, brûlé en fond de boîte	Non fondu en surface, moitié de l'épaisseur de l'éprouvette brûlée en fond de boîte. La surface ne brunit pas.

Nous avons arrêté nos mesures à cette température, car au-delà les résultats ne seraient plus exploitables. De plus, bien que nous ignorions les résultats de l'expérience à l'avance, il nous a semblé peu probable que la température recherchée excède les derniers paliers de test.

## Moyens

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

### 1°) Moyens financiers

Estimation des Coûts

Domaine	Type	Objet	Coût	Partenariat	Partenaire
Mécanique	Structure Alu	Bague de raccordement	275,00 €	275,00 €	Union Thermique
		Bague propu	100,00 €	100,00 €	Union Thermique
		Usinage	475,00 €	475,00 €	ESTACA
		Soudure Ailerons	80,00 €	40,00 €	Fusion Argon
	Structure Composite	Fibre de Carbone 2m <sup>2</sup>	120,00 €		
		Fibre de Verre 1m <sup>2</sup>	15,00 €		
		Fibre de Kevlar 0,5m <sup>2</sup>	50,00 €		
		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 €			
Electronique	Système électronique	Minuterie	40,00 €	10,00 €	Microship
		Buzzer	40,00 €	10,00 €	Microship
		Télémesure analogique	150,00 €		
		Emetteur	150,00 €	150,00 €	CNES
		Capteur Accélération	50,00 €		Analog Device
	Capteur Gyromètre	150,00 €	150,00 €	Analog Device	
	Connectique	Intégration	50,00 €		
Alimentation	Piles	100,00 €			
Campagne	Transport		100,00 €	100,00 €	ESO
	Hébergement	par personne	100,00 €	100,00 €	chaque membre
	Logistique		2 000,00 €	2 000,00 €	CNES - Planète Sciences
Total			5 950,00 €	5 210,00 €	

Reste à notre charge		740,00 €	
Budget		1 000,00 €	ESO

## 2°) Moyens techniques

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

## 3°) Planning

GALAK		Novembre					Décembre					Janvier				Février				Mars					Avril				Mai				Juin																																													
Semaine	2005-2006	44	45	46	47	48	49	50	51	52	01	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26																																										
Méca	Définition	■																																																																												
	Conception	■				■																																																																								
	Dimensionnement																											■				■				■					■				■																																	
	Usinage																											■				■				■					■				■																																	
	Tubes carbone																											■				■				■					■				■																																	
	Ailerons																																																					■				■																				
	Intégration																																																					■																								
Elec	Définition Générale	■																																																																												
	Minuterie	■				■					■				■				■					■																																																						
	Buzzer	■				■					■				■				■					■																																																						
	Chaine Capteurs																											■				■				■					■				■																																	
	Mise en œuvre																											■				■				■					■				■																																	
	Intégration																											■																																																		
Divers	Vacances																											■				■				■					■				■																																	
	Partiels et révisions	■																														■				■				■					■																																	
	Départ 4°																											■																																																		

C : conception  
PT : plaque de test  
R : routage  
P : plaque  
T : test

# Conception de la partie mécanique

## 1°) Généralités

En début d'année, nous avons choisi de réaliser Galak avec un rétreint. La conception complète de la fusée lui a donné les caractéristiques suivantes :

Diamètre extérieur maximal: 105mm

Diamètre extérieur minimal : 87 mm

Hauteur : 1962 mm

Matériau des bagues : Aluminium

Matériau du corps de la fusée : Fibres de verre (2) et de carbone (3)

Matériau de la coiffe : Fibre de verre

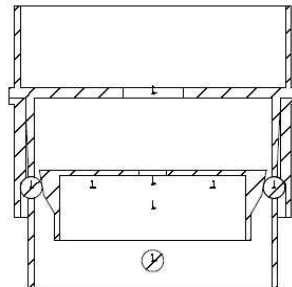
Masse sans propulseur : 5,6 kg

L'extérieur de la fusée est ainsi constitué de 7 bagues en aluminium, de 4 tubes en carbone, d'une ogive et de 4 ailerons. Nous avons usiné deux bagues supplémentaires pour notre système de séparation. Ces dernières bagues sont donc placées à l'intérieur de la fusée. Elle comporte ainsi 9 bagues au totale.

## 2°) Séparation

### *2.1) Choix*

Nous avons choisi de réaliser une séparation transversale avec vérin pneumatique. En effet, l'équipe étant essentiellement constituée de nouveaux membres hormis les responsables électronique et mécanique, nous avons souhaité utiliser un système déjà connu par les formatrices. Nous avons ainsi choisi ce type de séparation car c'est celui que nous avons utilisé sur Altair l'an dernier. De plus, ce système avait déjà été testé et validé il y a plusieurs années, et utilisé sur plusieurs projets de l'ESO lors des années précédentes, et a montré une grande fiabilité.



## 2.2) Principe de fonctionnement

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

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

Au moment évalué de l'apogée, une électrovanne permet de vider le vérin. Un ressort de rappel suffit alors pour remonter la tige, aidé par le ressort du parachute. La bague intérieure remonte et libère les six billes. Le ressort situé sous le parachute permet la séparation complète des 2 bagues par l'intermédiaire d'une petite bague en appui sur celui-ci.

## 3°) Dimensionnement

### 3.1) Dimensionnement du vérin

Nous avons suivis la démarche du projet Altair réalisé l'année précédente sans changement Nous n'avons pas recommencé le dimensionnement cette année.

### 3.2) Ressort

La réglementation nous impose la chose suivante :

La technique de séparation activée, le ressort qui éjecte les coquilles du parachute doit les faire sortir d'au moins la moitié de leur longueur.



Fig. 1 : Etat d'équilibre à la séparation non activée

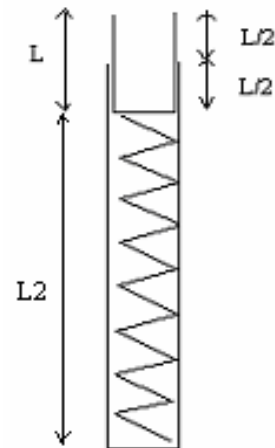


Fig. 2 : Etat d'équilibre à la séparation activée

La démarche qui conviendrait le mieux pour le choix de notre ressort, serait de calculer la raideur nécessaire à l'éjection de ces coquilles. Cependant, ayant déjà un stock de ressort assez conséquent, tailles et de raideurs différentes bien que non indiquées dessus, nous avons de tester les ressorts pour obtenir celui qu'il nous fallait : c'est à dire un ressort susceptible d'être comprimé dans le tube para , et qui ne dépasse pas l'effort engendré par la mise sous pression du vérin.

### 3.3) Dimensionnement du parachute

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

$M = 7.850 \text{Kg}$  (masse de la fusée+masse du propulseur vide en fin de propulsion)

$\rho_o = 1.30 \text{kg/m}^3$

Vitesse de descente =  $10 \text{m/S}$

Cx parachute = 1

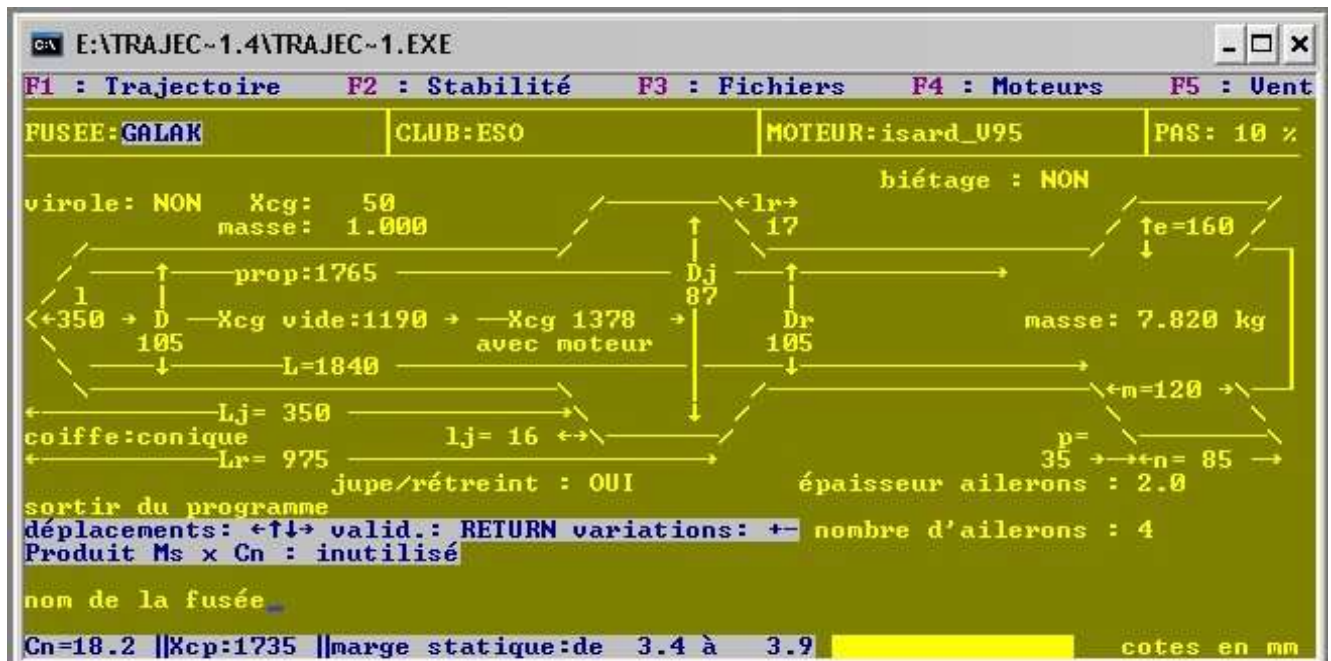
D'où  $S = 1,10 \text{m}^2$

Le parachute étant obtenu par sponsoring, nous utiliserons la surface proposée la plus proche, capable de ralentir suffisamment la fusée, c'est à dire  $S=1,50 \text{m}^2$





Stabilité estimée par le logiciel TRAJEC :



Les dimensions de la fusée nous permettent d'obtenir :

-une marge statique Ms telle que :  $3.4 < Ms < 3.9$

-un coefficient de portance Cn :  $Cn = 18.2$

On en déduit un  $Cm = Cn * Ms$  tel que :  $61.88 < Cm < 70.98$

Ces résultats indiquent que la fusée est stable.

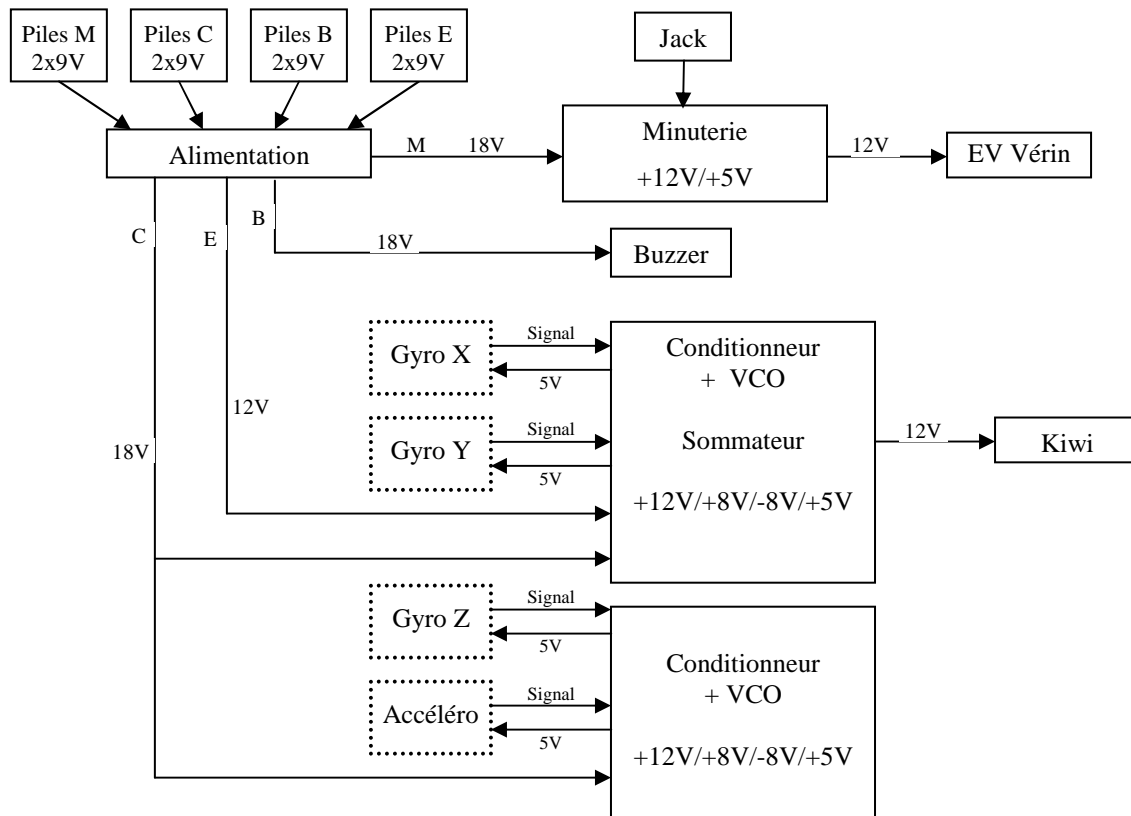
# Conception de la partie électronique

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

- ❖ La première est la mise en oeuvre 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 (télémétrie).

Les schémas sont fournis en annexe.

## 1°) Système Général



Chaque cadre représente une carte, les cadres en pointillé sont des entités dont le support n'est pas une carte.

La carte 'Alimentation' sert de relais pour alimenter les cartes et de support pour les interrupteurs de mise en œuvre. En revanche, la régulation de tension se fait sur chaque carte distinctement.

Conformément au cahier des charges, l'alimentation de l'expérience est séparée du reste de l'électronique (ici séquenceur et buzzer) (piles différentes, circuits différents mais masse commune !).

## 2°) 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)
- PIC (précis et peu encombrant)

Nous avons ici décidé d'utiliser un PIC pour gérer l'alimentation du transistor de puissance, le MOSFET.

A l'aide d'un logiciel de trajectographie, nous déterminons la durée que met la fusée à atteindre l'apogée :  $t_a$ . Dans notre cas  $t_a = 12$  s.

A l'arrachage du Jack, le PIC commence à compter.

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

L'ensemble de cette carte « Minuterie » est alimenté par 2 piles 9V séries (18V) régulées à 12V puis à 5V. L'autonomie de la minuterie seule est de plusieurs heures.

## 3°) Capteurs

Canal	Fo (Hz)	Capteur	
1	400	Gyro Y	tangage
2	1 300	Gyro X	roulis
3	4 000	Gyro Z	lacet
4	13 000	Accéléro	acc axiale

### *3.1) Gyromètres*

Il doit pouvoir nous donner, après calculs, l'inclinaison de la fusée. Pour cela, on relève la vitesse angulaire, puis on l'intégrera.

Caractéristiques du capteur :

Fabriqueur : ANALOG DEVICE

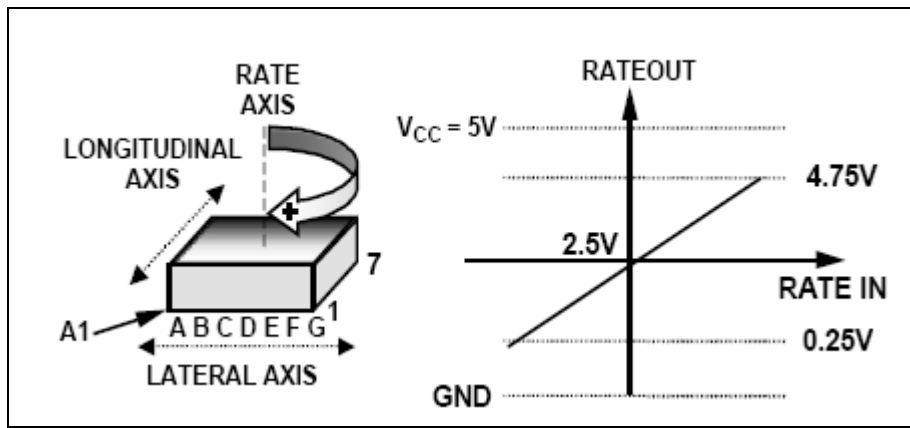
Modèle : ADXRS300EB

Prix : 50€, l'un

Alim : 0 - 5V régulé

Plage de mesure : +/- 300 °/s

Etalonnage à 5V :

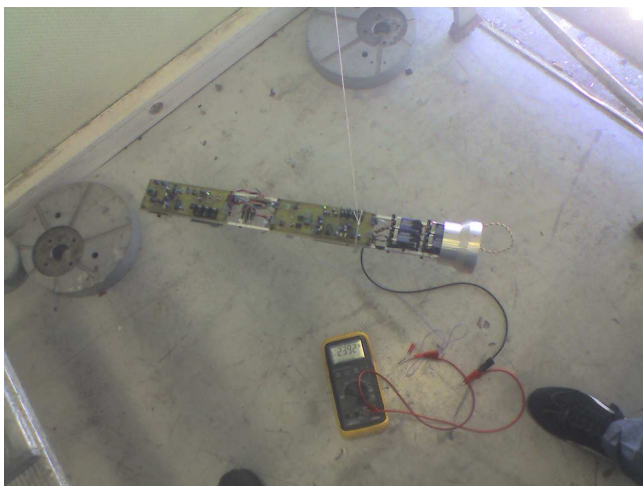
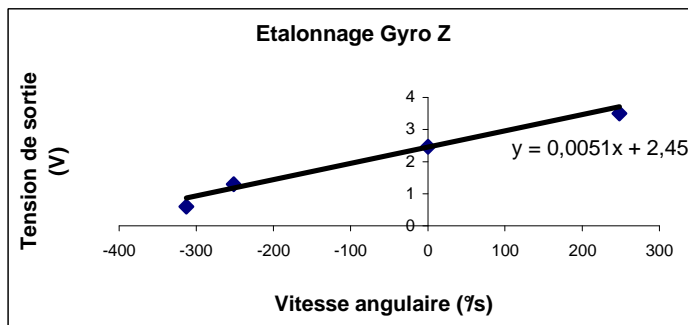
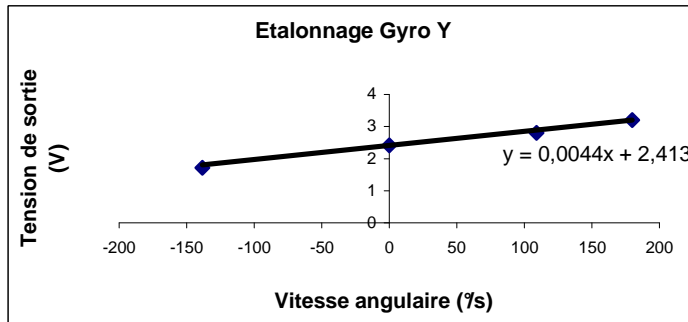
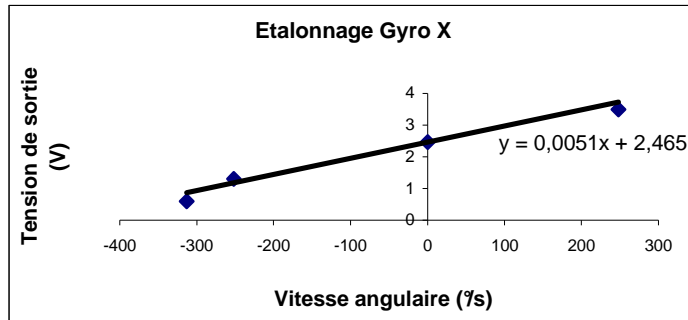


Calcul du conditionnement à 0-6V

Pour le conditionnement du signal on choisit d'utiliser un IN114 :

$$G = 1 + \frac{50k\Omega}{R_G} \quad \text{et} \quad V_s = G \cdot (V_{\text{signal}} - V_{\text{offset}}) \quad (\text{ici } V_{\text{offset}} = 0)$$

Gyroscope			
à mesurer	-300 °	à	300 °
précision capteur	0 °	donne	2,50 V
	300 °	donne	4,75 V
à sortir	0 °	donne	3,00 V
	0 V	à	5,7 V
gain optimal	G	=	1,20
gain réel	G	=	1,20
résistance optimale	R	=	250 Kohm
résistance réelle	R	=	250 Kohm
marge			5 %
	-315 °	à	315,0 °
	0,14 V	à	4,86 V
	0,17 V	à	5,84 V



### 3.2) 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.

#### Caractéristiques du capteur :

Fabriquant : ANALOG DEVICE

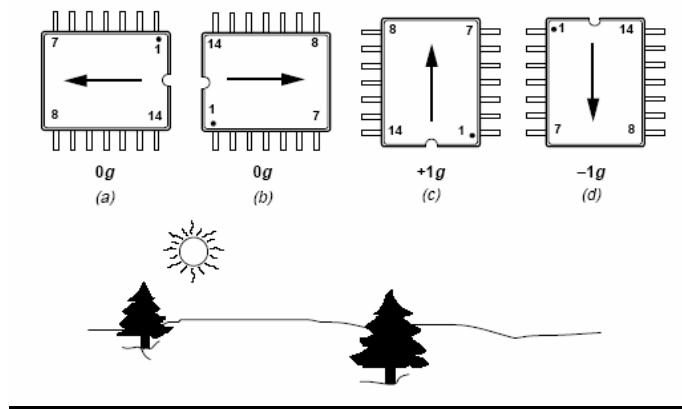
Modèle : ADXL210

Prix : 15€, l'un

Alim : 0 - 5V régulé

Plage de mesure : +/- 10g

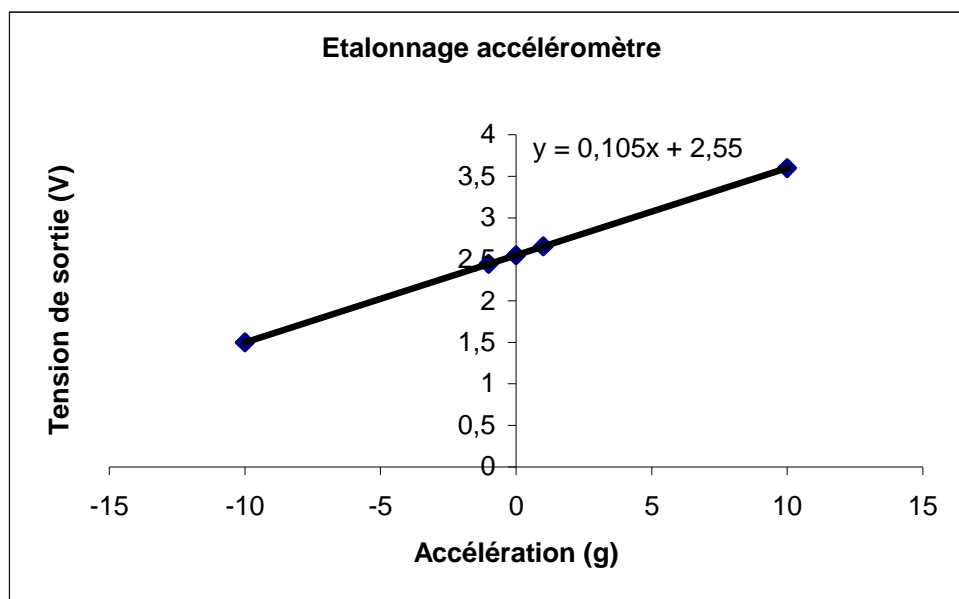
#### Etalonnage :



1	g	2,66	V
0	g	2,55	V
-1	g	2,45	V

$$y = 0,105 x + 2,55$$

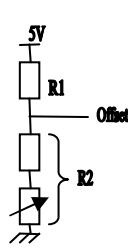
10	g	3,6	V
1	g	2,655	V
0	g	2,55	V
-1	g	2,445	V
-10	g	1,5	V



## Calcul du conditionnement à 0-6V

Pour le conditionnement du signal on choisit d'utiliser un IN114 :

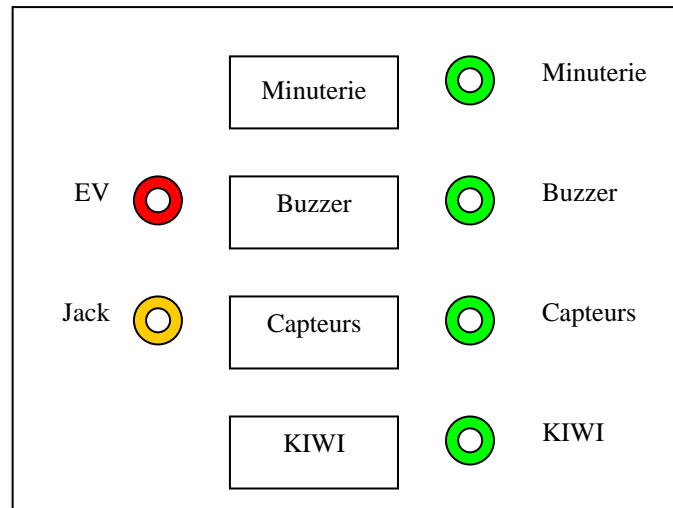
$$G = 1 + \frac{50k\Omega}{R_G} \quad \text{et} \quad V_s = G.(V_{\text{signal}} - V_{\text{offset}})$$

Accéléromètre					
à mesurer	-10	g	à	10	g
précision capteur	-1	g	donne	2,45	V
	0	g	donne	2,55	V
	1	g	donne	2,66	V
	-10	g	donne	1,45	V
	10	g	donne	3,65	V
offset optimal	O	=	1,45	V	
offset réel	O	=	1,30	V	
à sortir	0,15	V	à	2,35	V
	0,00	V	à	5,50	V
gain optimal	G	=	2,34		
gain réel	G	=	2,4		
résistance optimale	R	=	37,30	Kohm	
résistance réelle	R	=	36	Kohm	
marge			5	%	
	-10,5	g	à	10,5	g
	1,40	V	à	3,71	V
	0,23	V	à	5,75	V
					
<b>Diviseur de tension</b>					
$1,3 = 5 * R2 / (R1 + R2)$					
	R1	=	2,8	R2	
Prenons	R1	=	4,8	kohm	
Soit	R2	=	1,7	kohm	



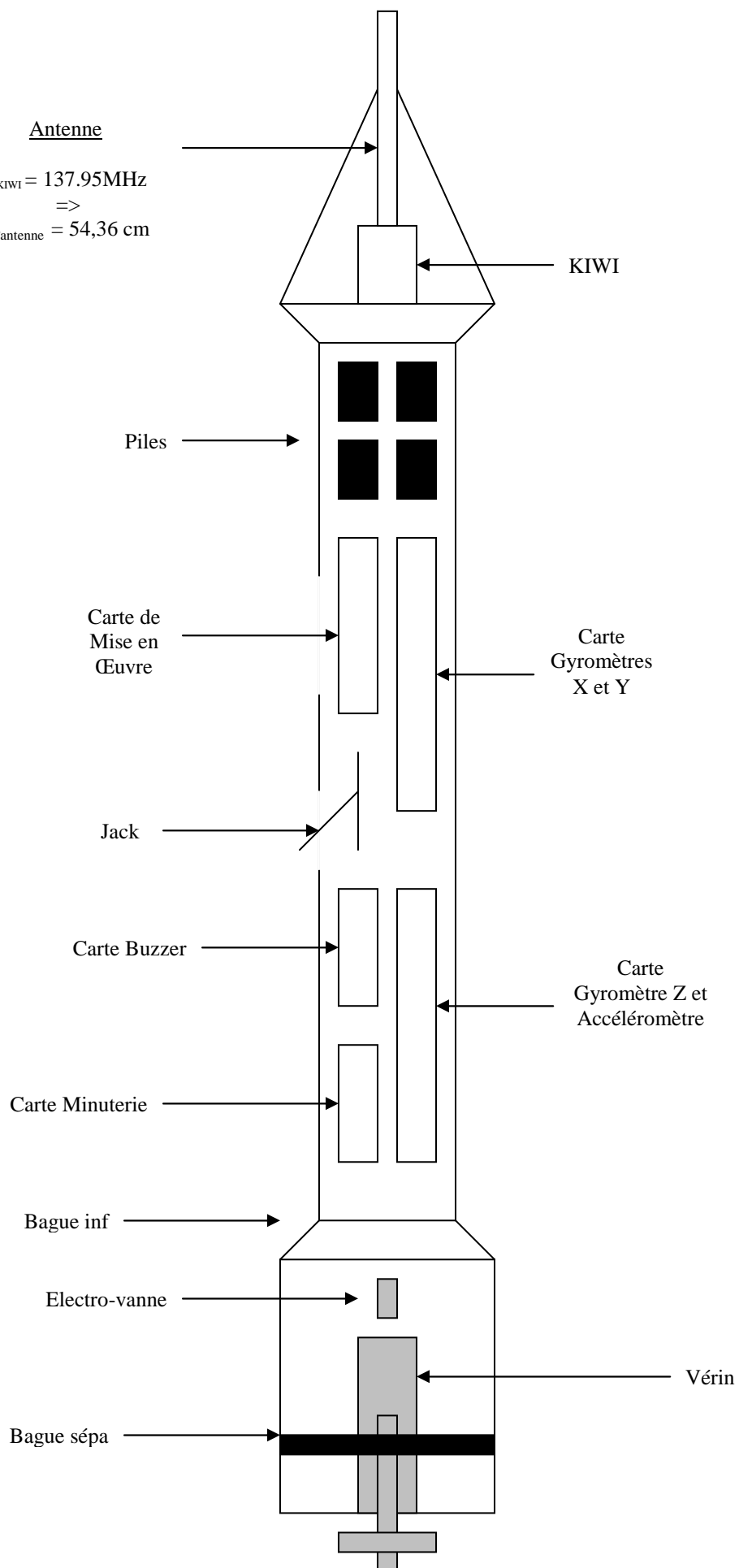
# Réalisation / Intégration

## 1°) LED de la Carte Alimentation

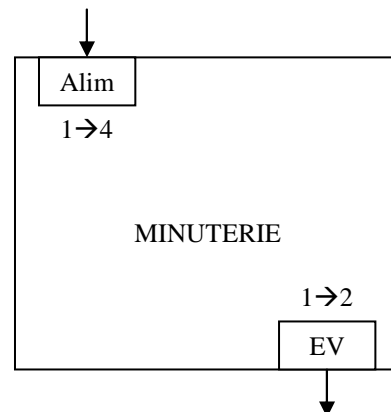
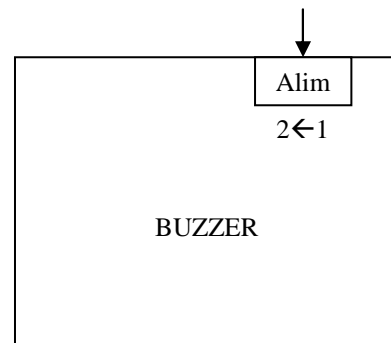
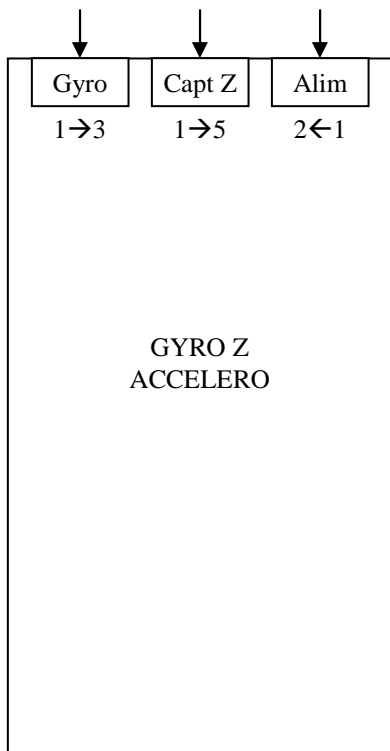
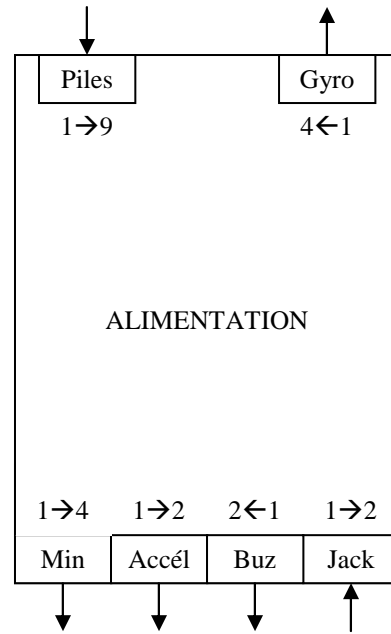
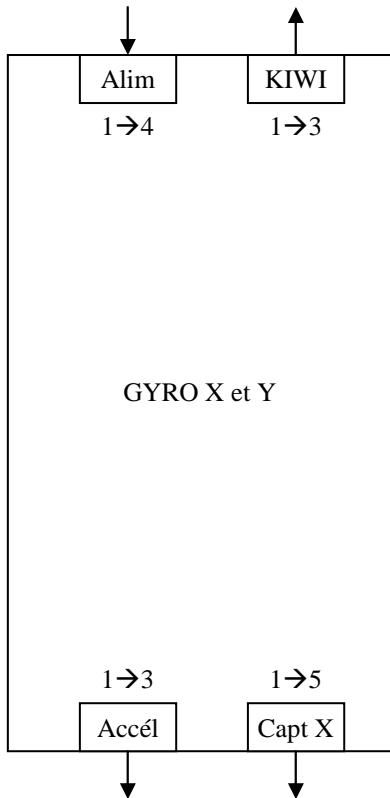


## 2°) Plan d'intégration

Antenne  
 $F_{KIWI} = 137.95\text{MHz}$   
 $\Rightarrow$   
 $L_{antenne} = 54,36\text{ cm}$



### 3°) Plan de câblage



# Résultats de l'expérience principale

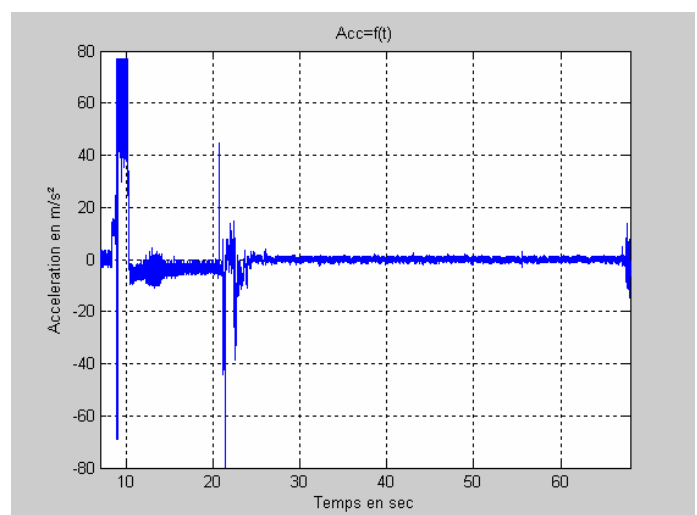
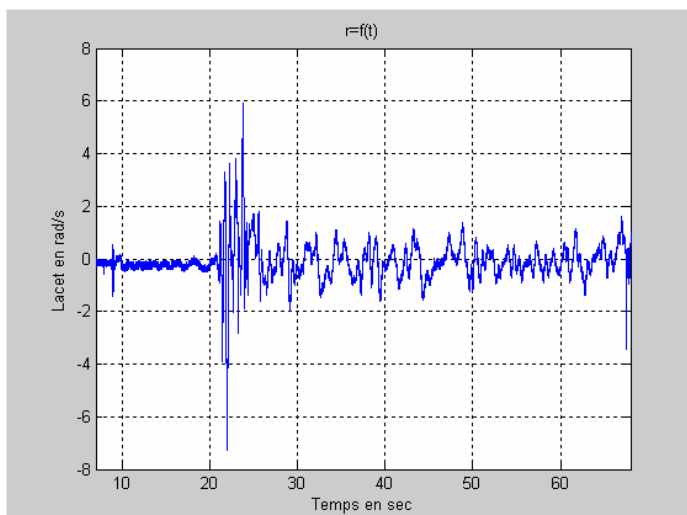
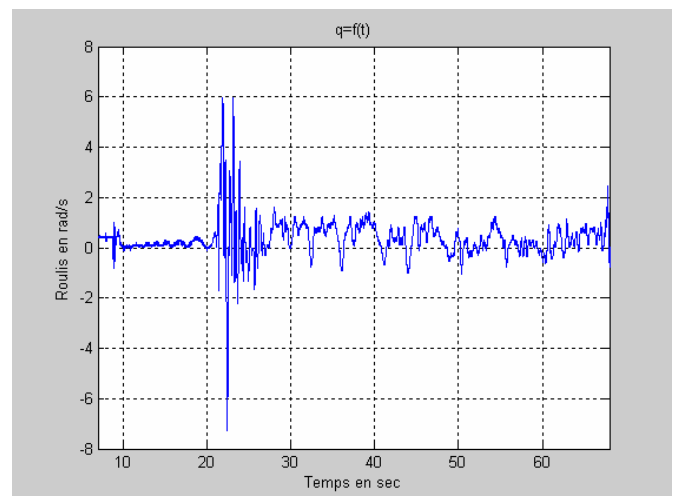
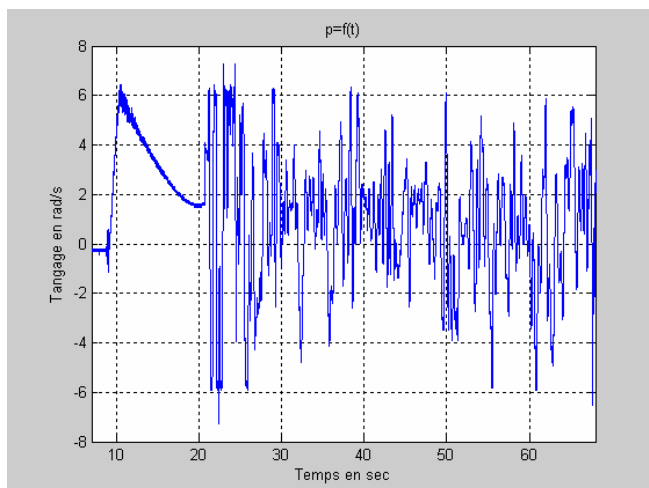
## Interprétation des résultats :

Suite au vol nominal de la fusée GALAK, effectué lors de la campagne de lancement nationale 2006 de LA COURTINE, nous avons exploité les résultats obtenus par la télémétrie : le but ici était de réaliser une trajectographie 3D du vol.

Les résultats ci-dessous ont été obtenus suite à l'intégration des mesures enregistrées pendant le vol, dans le modèle Matlab/Simulink figurant au début de ce rapport.

## 1°) Récupération des mesures obtenues

La fusée embarquant 3 gyromètres ainsi qu'un accéléromètre selon l'axe longitudinal, nous avons pu récupérer dans un premier temps les vitesses de rotation ainsi que l'accélération du projet durant le vol :



### Observations :

Tout d'abord, nous pouvons remarquer que l'évolution des 3 vitesses de rotation est assez semblable, à savoir un signal peu perturbé jusqu'à  $t = 22$  s, qui correspond en fait à 12 s après le décollage, puisque l'enregistrement a commencé 10 s avant celui-ci. Puis, dans les 3 cas, on observe un fort pic suivi de violentes perturbations jusqu'à la fin du vol.

Parallèlement à cela, nous pouvons remarquer pour l'accélération, 3 pics intervenant respectivement 1 s, 12 s et 58 s après le décollage. Ces 3 pics correspondent aux phases de décollage, d'ouverture de la fusée (séparation transversale) et d'impact au sol.

### Interprétation :

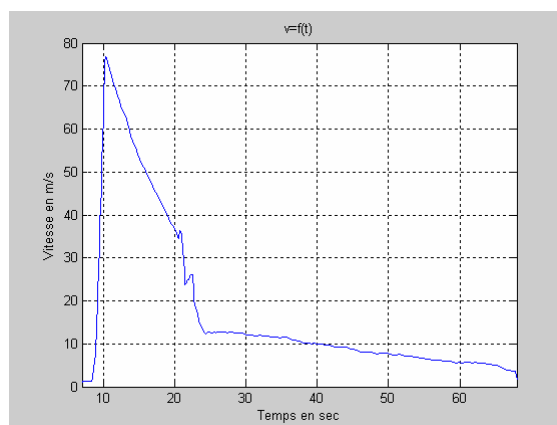
Ayant maintenant identifié ces 3 phases, il nous est plus facile d'interpréter les résultats des vitesses de rotation. Les efforts provenant de la forte accélération puis décélération vue par la fusée sont prépondérants par rapport aux moments vus par la fusée. De ce fait, seuls le roulis est vraiment visible durant cette phase (rotation :  $p = f(t)$ ). Les autres vitesses de rotation sont quant à elles quasi nulles d'où la faible valeur des mesures associées.

A l'ouverture de la fusée, les perturbations aérodynamiques deviennent très importantes, et la fusée se met naturellement en rotation. N'étant alors plus soumise qu'à son propre poids, les rotations naturelles finissent par se stabiliser autour de leurs valeurs moyennes. Seules les perturbations issues du bruit des mesures demeurent alors visibles.

## **2°) Détermination de la vitesse**

Connaissant la valeur de l'accélération au cours du vol selon l'axe longitudinal de la fusée, et sous l'hypothèse tout à fait acceptable que les deux autres accélérations transversales sont négligeables par rapport à la première, il nous est facile d'obtenir la vitesse de la fusée au cours du vol.

Par intégration directe de l'accélération, on obtient alors la courbe suivante :



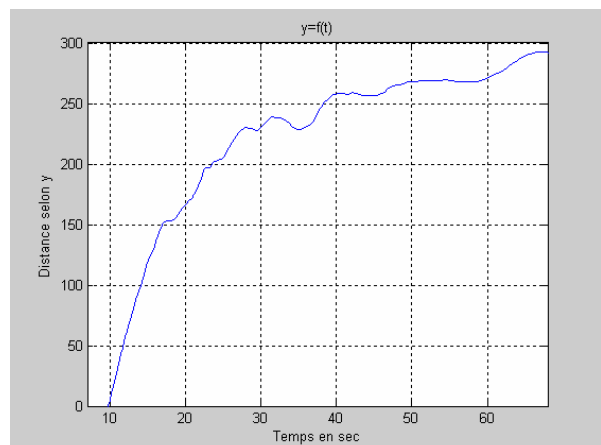
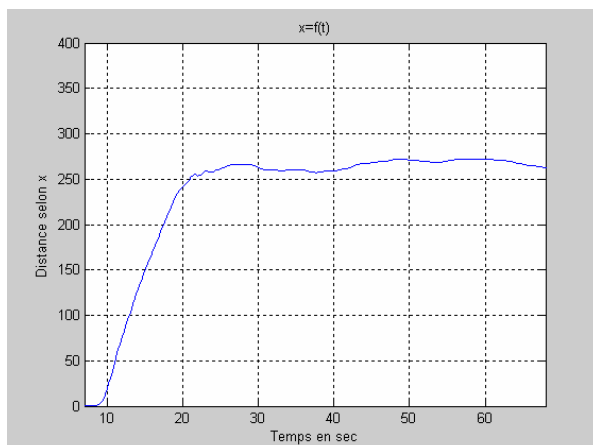
Comme nous pouvons l'observer sur cette figure, il nous est facile d'identifier les 3 phases de vol décrit précédemment :

- Une violente accélération au décollage, ne durant que quelques dixièmes de secondes, correspondant à la phase propulsive. A noter que la fusée atteint à la fin de cette poussée, sa vitesse maximale, proche de 80 m/s ! En comparaison, TRAJEC indiquait une vitesse maximale en fin de propulsion de 81 m/s. Les résultats obtenus sont donc tout à fait corrects.
- Une forte décélération suit la phase propulsive. En effet, le propulseur ayant consommé toute sa poudre, il n'apporte plus aucune poussée à la fusée qui est alors uniquement soumise à son poids. Le bilan des forces s'appliquant sur la fusée évolue donc très rapidement, d'où cette forte diminution de l'accélération, et donc la diminution de la vitesse. Cette phase dure jusqu'à l'ouverture de la séparation, sensée intervenir un peu près à l'apogée de la trajectoire.
- Une seconde chute de vitesse intervient alors, suite à l'ouverture progressive du parachute. Cette ouverture nécessite quelques secondes, d'où cette phase transitoire apparaissant entre 12 et 15 secondes après le décollage.
- Enfin, une diminution faible est quasi-linéaire de la vitesse jusqu'à la fin de l'enregistrement. Cette phase correspond à la descente sous parachute de la fusée. Bien que le parachute ait été dimensionné afin de permettre une descente de la fusée à une vitesse constante de 12 m/s, nous pouvons attribuer cette différence à l'effet du vent, principalement orienté perpendiculairement à la fusée durant cette phase de vol.

### 3°) Trajectographie de la fusée

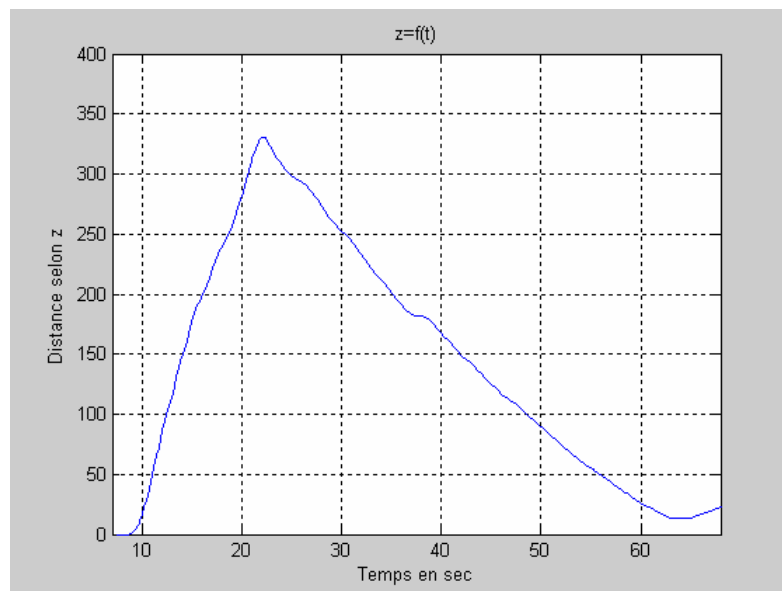
En insérant les mesures obtenues durant le vol dans le modèle élaboré précédemment, et à travers lequel nous avons déjà pu visualiser l'évolution de la fusée, nous pouvons désormais afficher la trajectographie 3D de la fusée.

En visualisant les courbes  $x = f(t)$  et  $y = f(t)$ , nous obtenons respectivement les courbes suivantes :



- Selon l'axe des x : Nous pouvons observer une augmentation progressive de la portée de la fusée jusqu'à une valeur maximale de 260 m. A noter que suite à l'ouverture du parachute, les résultats montrent que cette valeur restent un peu près constante durant la suite du vol, ce qui indique que la fusée semble être descendue à la verticale selon cet axe. Néanmoins, pour avoir été présent durant le vol, nous savons que ceci ne fut pas le cas. Cependant, ces résultats s'expliquent, de même que pour l'évolution de la vitesse durant la descente sous parachute, par l'absence de deux accéléromètres selon les axes transversaux de la fusée. De ce fait, l'effet du vent, agissant principalement selon ces axes ci durant cette phase, n'a pu être mesuré, d'où l'erreur visualisée.
- Selon les y : Nous pouvons remarquer une augmentation de la portée selon cet axe pendant toute la durée du vol, y compris la descente. Les résultats semblent indiquer un éloignement de 200 m au moment de l'ouverture du parachute, ce qui semble, tout comme pour l'interprétation précédente, un peu excessif. Par suite, l'effet du vent aurait déporté la fusée d'une centaine de mètre, ce qui en revanche est tout à fait plausible. Néanmoins, il nous est impossible d'avoir une idée précise de l'erreur commise car le logiciel Trajec ne donne aucune indication selon cette direction.

Si ces courbes nous renseignent sur la distance au sol qu'a parcouru notre fusée durant son vol, l'axe majeur nous permettant de mieux visualiser la trajectoire suivie est celui indiquant l'altitude en fonction du temps,  $z = f(t)$



- L'évolution de l'altitude est beaucoup plus facilement interprétable. Suite à la phase ascensionnelle, la fusée atteint son apogée à 330 m d'altitude, puis effectue sa descente sous parachute. Par identification avec les autres courbes, l'échelle des temps nous permet également de vérifier que l'ouverture du parachute fut bien déclenchée juste après la culmination de la fusée, ce qui était le but recherché.

#### **4°) Analyse des résultats**

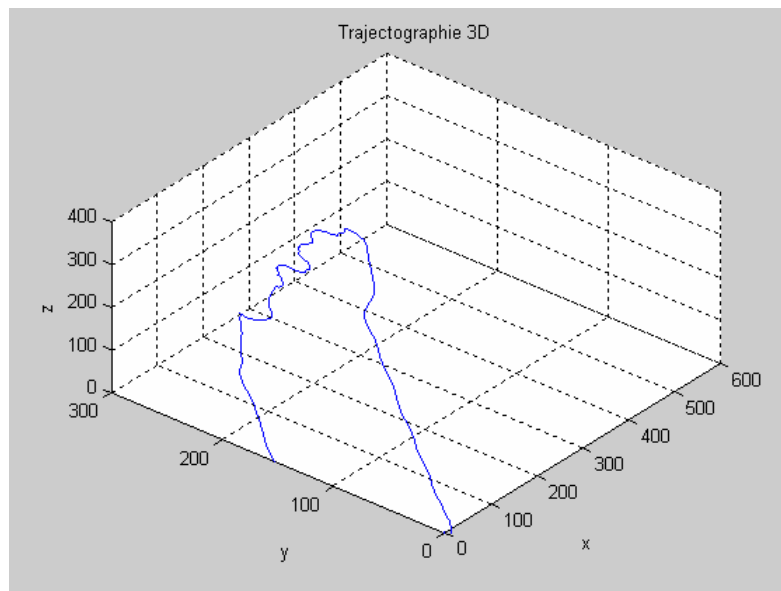
Après avoir établi la trajectographie de notre fusée, nous avons souhaité comparer les valeurs obtenues avec celles données par TRAJEC. En effet, bien que ce logiciel n'effectue qu'une trajectographie 2D, cette comparaison nous permettra d'avoir une mise en parallèle théorie-expérience car notre modèle théorique ne nous donne pas de résultats avant expérience.

- Pour la portée de la fusée (selon les x) : TRAJEC indique une portée à l'ouverture de 200 m. Cela nous indique que notre valeur est un peu trop élevée par rapport aux prévisions du logiciel, et nous conduit à une erreur de 30 %.
- Pour l'altitude de culmination : TRAJEC indique 609m, nos résultats nous donnent une valeur de 330m. Ce qui représente une erreur de 84,5% d'erreur avec le modèle TRAJEC.

Notre expérience ne permet donc pas de valider notre modèle, TRAJEC semble bien plus proche de la réalité que le nôtre aux vues des caractéristiques de la fusée et du propulseur utilisé.

Même l'influence du vent et d'autres paramètres ne peut expliquer un tel résultat. Nous en concluons la chose suivante :

- soit il faudra considérer nos hypothèses simplificatrices comme étant non applicables à une situation réelle,
- soit il faudra revoir notre démarche dans son ensemble



Ci-dessus, la trajectographie 3D que nous avons réalisé.



# Résultats de l'expérience secondaire

Galak a été lancée en fin de journée. Environ 15min après la fin du vol, nous l'avons récupérée intacte.

Voici ce que nous avons pu observé en ouvrant le dispositif à chocolat



## Observations :

Après ouverture, nous pouvons constater que les trois types de chocolats ont fondu. Aucun n'a brûlé, ni n'a collé dans le fond de la boîte. Le chocolat blanc n'a pas non plus brun.

En conclusion, à partir des résultats obtenus au sol grâce à l'expérience préliminaire, on en conclut que :

La partie supérieure de la plaque de poussée séparée du propulseur par 5mm d'aluminium, a été soumise lors du vol à une température maximale  $T_{max}$  telle que :

$$42,8^{\circ}\text{C} < T_{max} < 55^{\circ}\text{C}$$

Nous obtenons, une fenêtre grande de plus de  $10^{\circ}$ . C'est ce que l'on pouvait attendre aux vues des intervalles entre chaque  $T_i$  de l'expérience préliminaire.

Cependant, il y a une réserve à émettre quant à la borne inférieure de cette fenêtre. En effet, pour ce qui est de la borne supérieure, le fait que le chocolat ait brûlé et/ou bruni ou non permet de savoir si certaines des températures du tableau ont été atteintes ou non. En revanche, le fait que le chocolat est plus ou moins fondu indique peu de chose.

En effet, lors de l'expérience préliminaire, nous n'avons pas pris en compte les effets que pouvait avoir le roulis sur la fonte du chocolat. Il se peut donc que la borne inférieure soit inférieure à la valeur  $42,8^{\circ}$ .

Cependant, ayant observé pour les trois chocolats une certaine fluidité, il nous semble peu probable que cette borne inférieure se situe en dessous de  $35,2^{\circ}$  (plus petite valeur du tableau), parce qu'alors ils n'auraient pas énormément fondu.

Donc, la seule chose que nous pouvons déduire de cette expérience, c'est que :

$$35,2^{\circ}\text{C} < T_{max} < 55^{\circ}\text{C}$$

## Conclusion

Le projet Galak a été très instructif pour nous sous différents aspects. D'une part, il nous a permis d'intégrer à l'association, 6 nouveaux membres qui avaient envie de réaliser une expérience. Ils ont pu être formés en électronique et en mécanique. De plus, aucun des membres du projet n'avait réalisé de télémessure auparavant, cela a donc été une occasion de se former, pour les personnes du groupe qui l'ont mise en place.

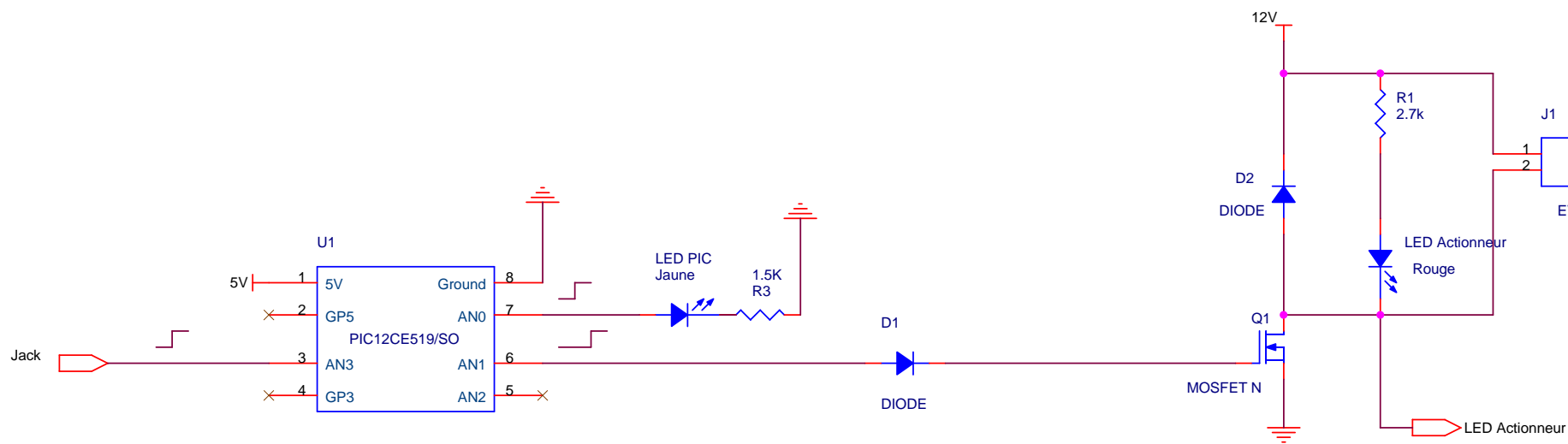
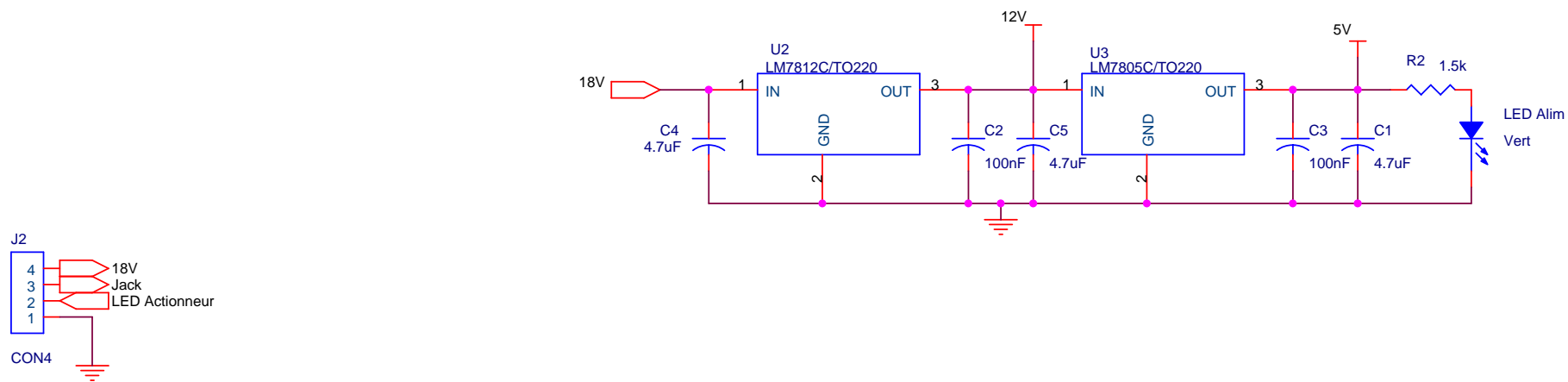
L'implication de tous les membres du projet, a été nécessaire pour que celui-ci aboutisse. Galak a effectué un beau vol nominal le jeudi 27 juillet 2006 à 18h, la télémessure a fonctionné, ce qui nous a permis d'obtenir des résultats pour chacune de nos expériences.

En revanche, bien que nous ayons obtenus des résultats pour nos deux expériences, ceux-ci ne nous ont que peu satisfait. Il nous faudra à l'avenir accorder beaucoup plus de temps à la démarche théorique, et considérer davantage tous les éléments du milieu extérieur (roulis, vent, etc..) susceptibles d'influencer nos résultats, pour en obtenir de meilleurs.

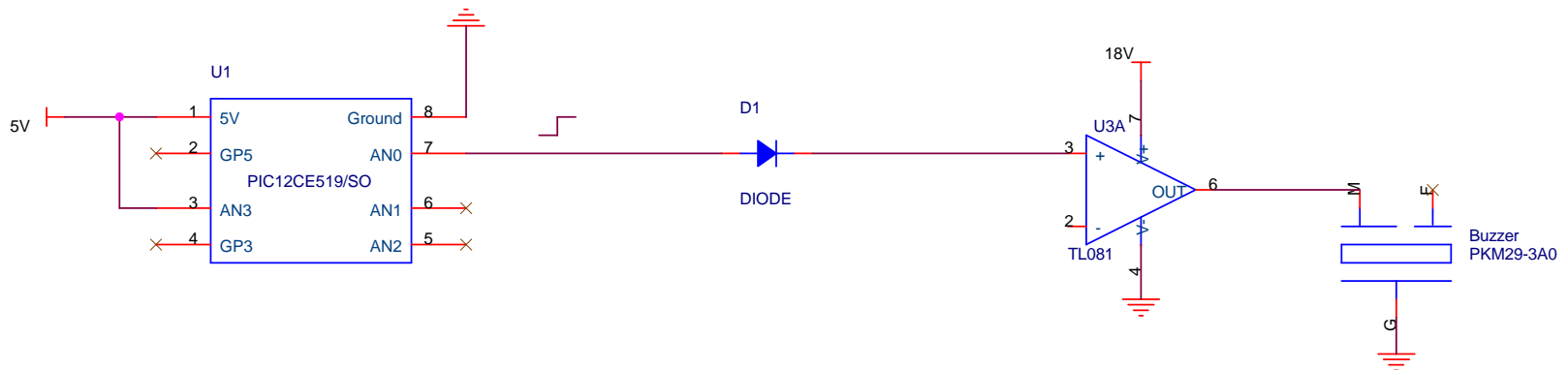
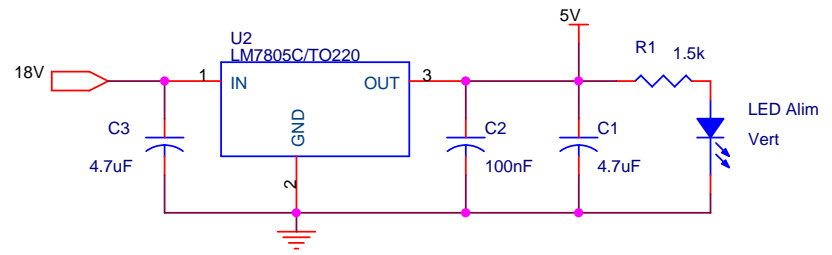
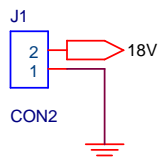
# ***ANNEXES***

## Chronologie GALAK

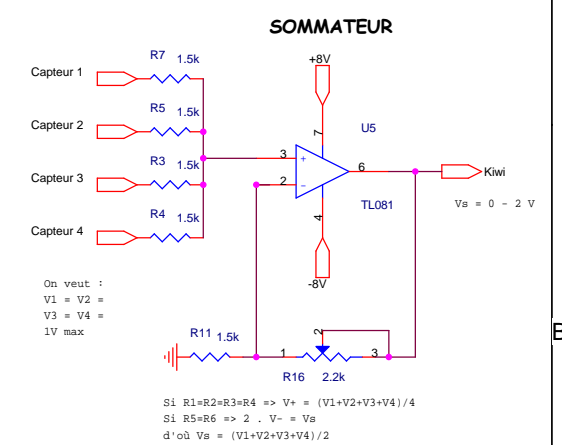
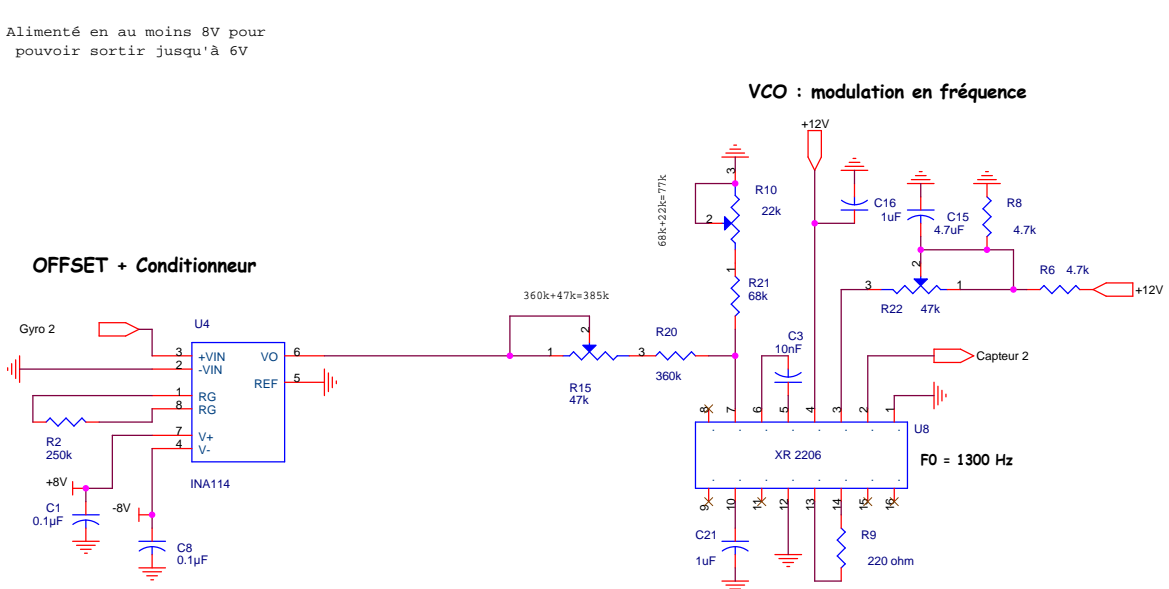
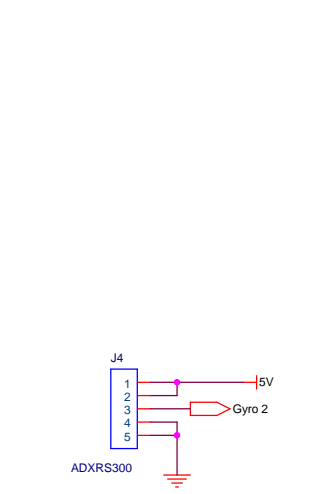
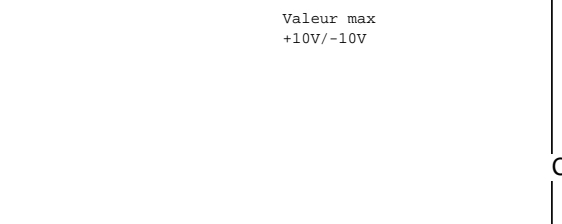
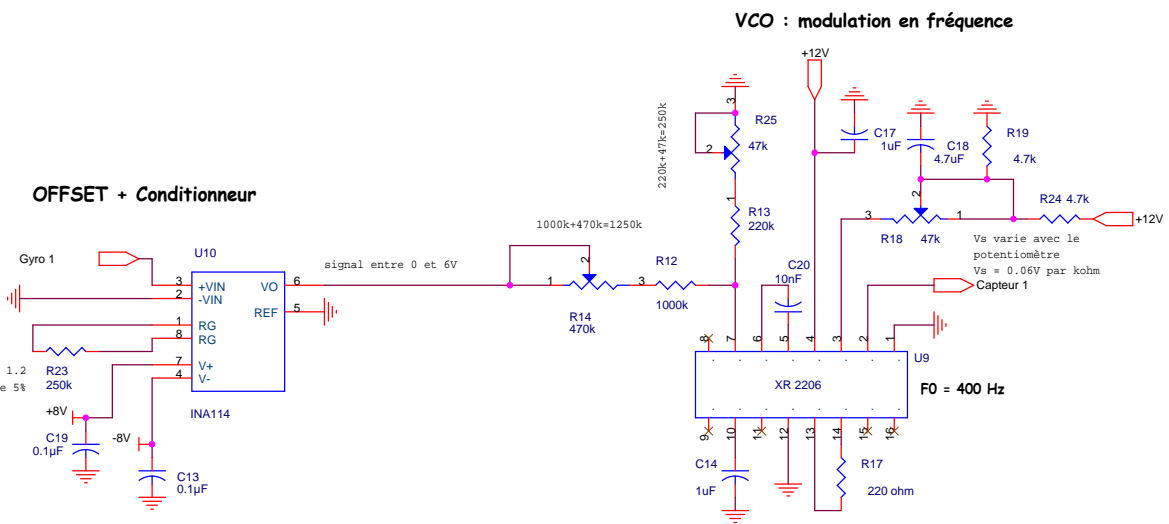
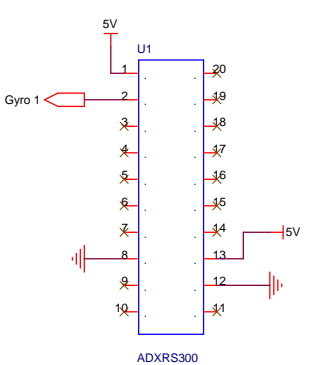
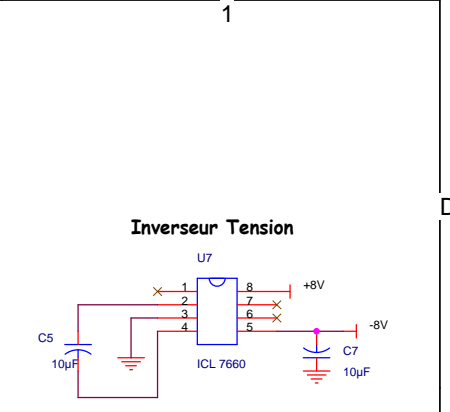
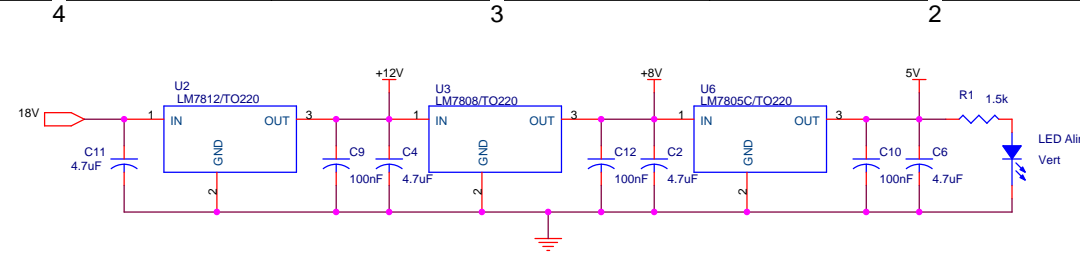
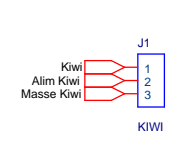
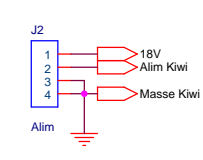
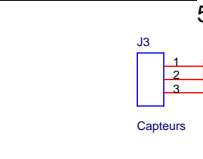
<b><u>Temps :</u></b>	<b><u>Tâche :</u></b>	<b><u>Qui :</u></b>
<b>Au R3 :</b>	Mise en place du jeu de piles neuves Vérification des systèmes + pisto coller : <ul style="list-style-type: none"><li>- PIC (sur les 2 cartes : Buzzer et Minuterie)</li><li>- Séparation</li></ul> Fixation et pliage du parachute Montage de la fusée Vérification aspect extérieur (ailerons, vis, fixation propulseur)	Aude  Mylène
<b>H-75 min :</b>	Montée sur l'aire de lancement	
<b>H-60 min :</b>	Arrivée en tente club Fermeture du système de séparation (pompage à 10 bars)	
<b>H-50 min :</b>	Descente sur rampe sans oublier le matériel suivant : <ul style="list-style-type: none"><li>- Pompe, tuyau et embout</li><li>- Clé BTR de 3 et de pointeaux</li><li>- 6 billes de rechange</li><li>- 4 vis pointeaux de rechange</li><li>- Jack</li></ul>	
<b>H-45 min :</b>	Réglage en gisement de la rampe Réglage des patins (Ø 105) Compatibilité rampe (mise en rampe) Sortie de la fusée de la rampe	Rampes
<b>H-35 min :</b>	Vérification de la pression du vérin ( $\geq 6$ bars). Section du tuyau	
<b>H-32 min :</b>	Mise en rampe	
<b>H-27 min :</b>	Tout le monde regagne la tente club. Ne reste que Mylène et Aude.	
<b>H-25 min :</b>	Mise en place du propulseur par l'artificier Fixation des ailerons, serrage des vis pointeaux Mise en place du jack et fixation du cordon sur la rampe	Pyro Mylène Aude
<b>H-17 min :</b>	Orientation en site de la rampe	Pyro
<b>H-13 min :</b>	Mise sous tension des interrupteurs dans l'ordre (de bas en haut) : <ul style="list-style-type: none"><li>- Emetteur KIWI (en bas) : Vérification avec le camion télem</li><li>- Capteurs : Vérification avec le camion télem</li><li>- Buzzer : 1 bip se fait entendre</li><li>- Minuterie (en haut)</li></ul> Vérification des diodes (seules les vertes sont allumées) Aude et Mylène rejoignent le poste de lancement	Aude
<b>H-8 min :</b>	Mise en place de la canne d'allumage Armement du propulseur par l'artificier Evacuation de la rampe	
<b>H-10 s :</b>	Compte à rebours	
<b>H-0 :</b>	Mylène appuie sur le bouton de mise à feu	



Title		
Galak minuterie		
Size	Document Number	Rev
A4	ESO	<RevCode>
Date:	Wednesday, January 25, 2006	Sheet 1 of 1



Title		
Galak Buzzer		
Size	Document Number	Rev
A4	ESO	<RevCode>
Date:	Sunday, April 09, 2006	Sheet 1 of 1



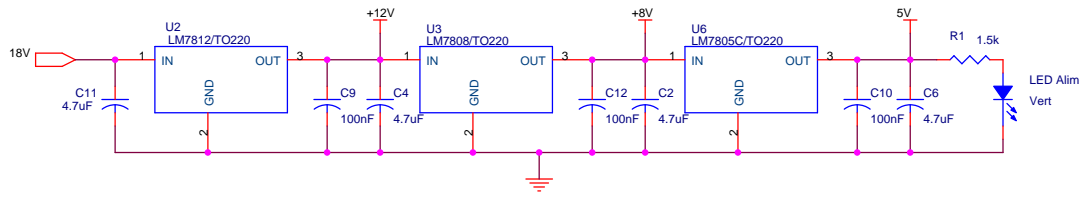
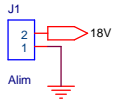
VCO : modulation en fréquence

VCO : modulation en fréquence

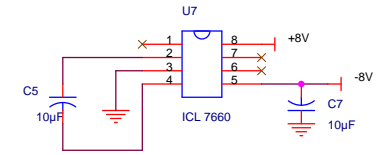
$F_0 = 1 / (Z2 \cdot C2)$   
 $F = F_0 \cdot (1 + (Z2 / Z3) \cdot (1 - (V_e / 3)))$   
 donc  $Z3 = 5 \times Z2$

Ainsi si :  
 $F_0 = 400\text{Hz} \rightarrow R2 = 250\text{k}$  et  $R3 = 1250\text{k}$   
 $F_0 = 1300\text{Hz} \rightarrow R2 = 77\text{k}$  et  $R3 = 385\text{k}$   
 $F_0 = 4000\text{Hz} \rightarrow R2 = 25\text{k}$  et  $R3 = 125\text{k}$   
 $F_0 = 13000\text{Hz} \rightarrow R2 = 7.7\text{k}$  et  $R3 = 38.5\text{k}$

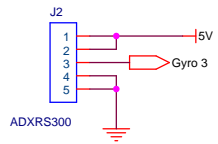
Title			
Gyroscopes			
Size	Document Number	Galak ESO	
A3			<RevCode>
Date:	Friday, April 07, 2006	Sheet	1 of 1



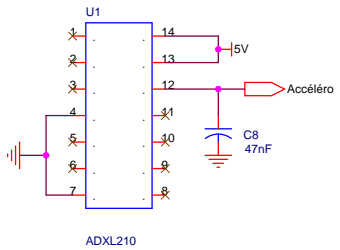
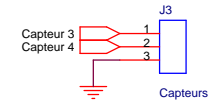
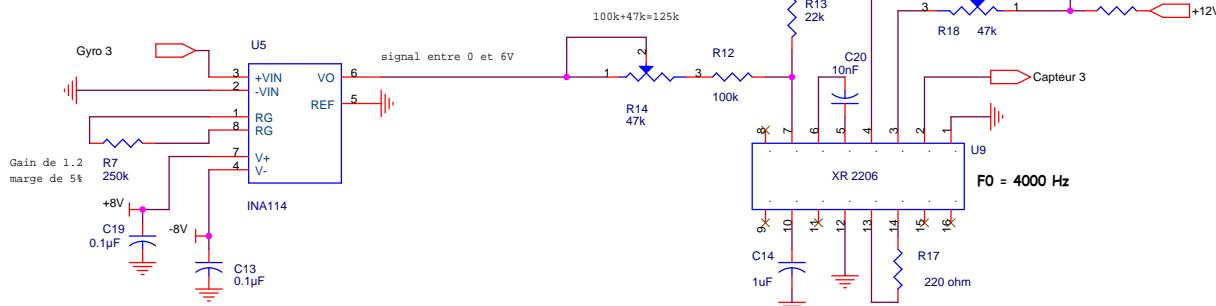
**Inverseur Tension**



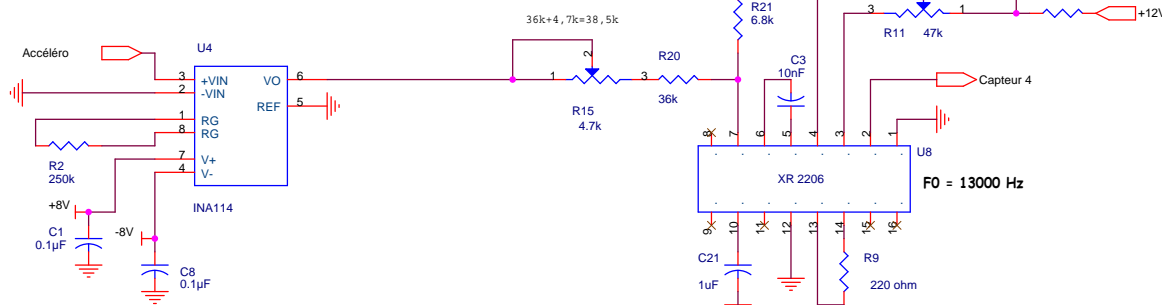
Valeur max  
+10V/-10V



**OFFSET + Conditionneur**



**OFFSET + Conditionneur**



**VCO : modulation en fréquence**

**VCO : modulation en fréquence**

$$F0 = 1 / (Z2 \cdot C2)$$

$$F = F0 \cdot (1 + (Z2/Z3) \cdot (1 - (Ve/3)))$$

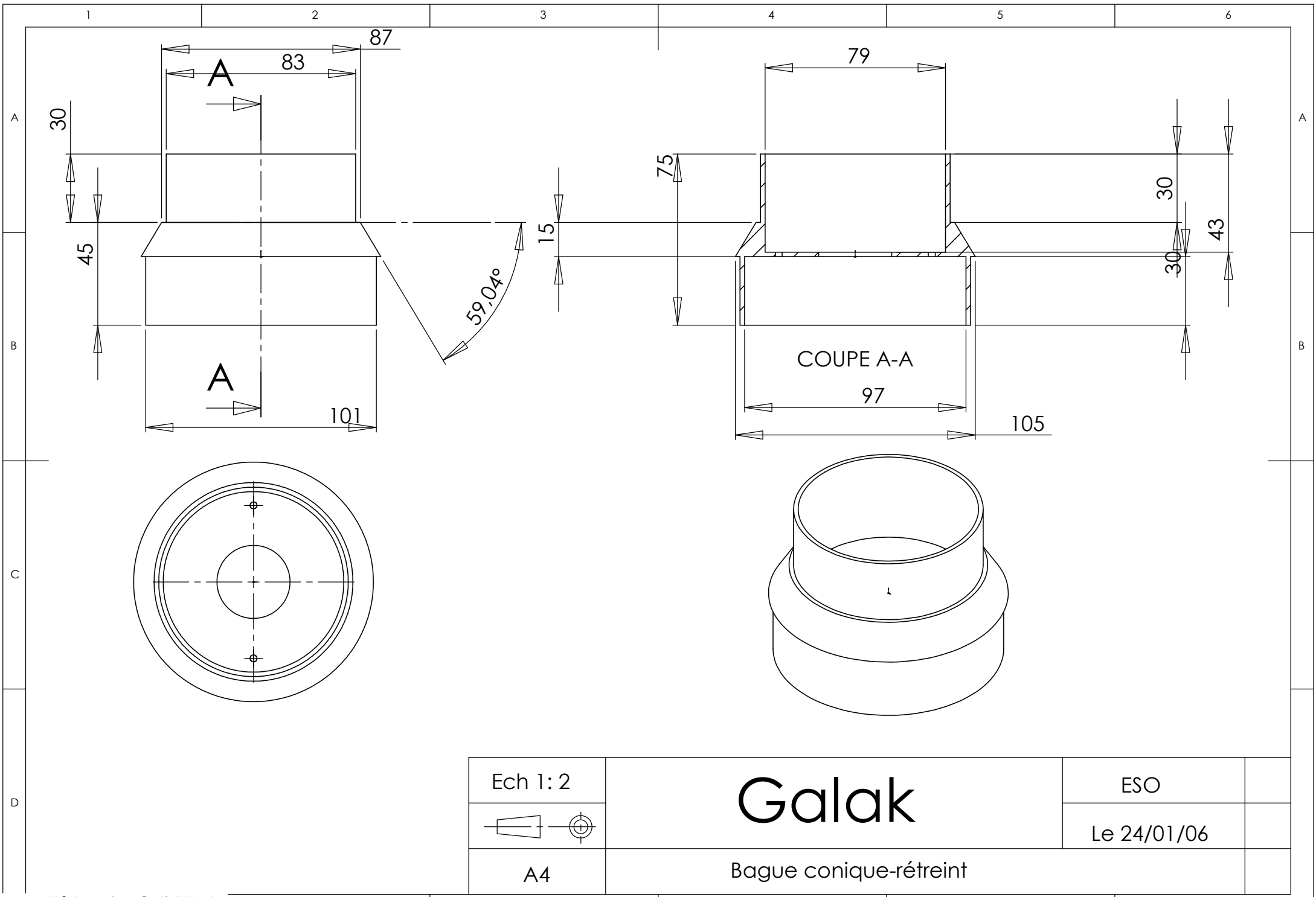
donc  $Z3 = 5 \times Z2$

Ainsi si :

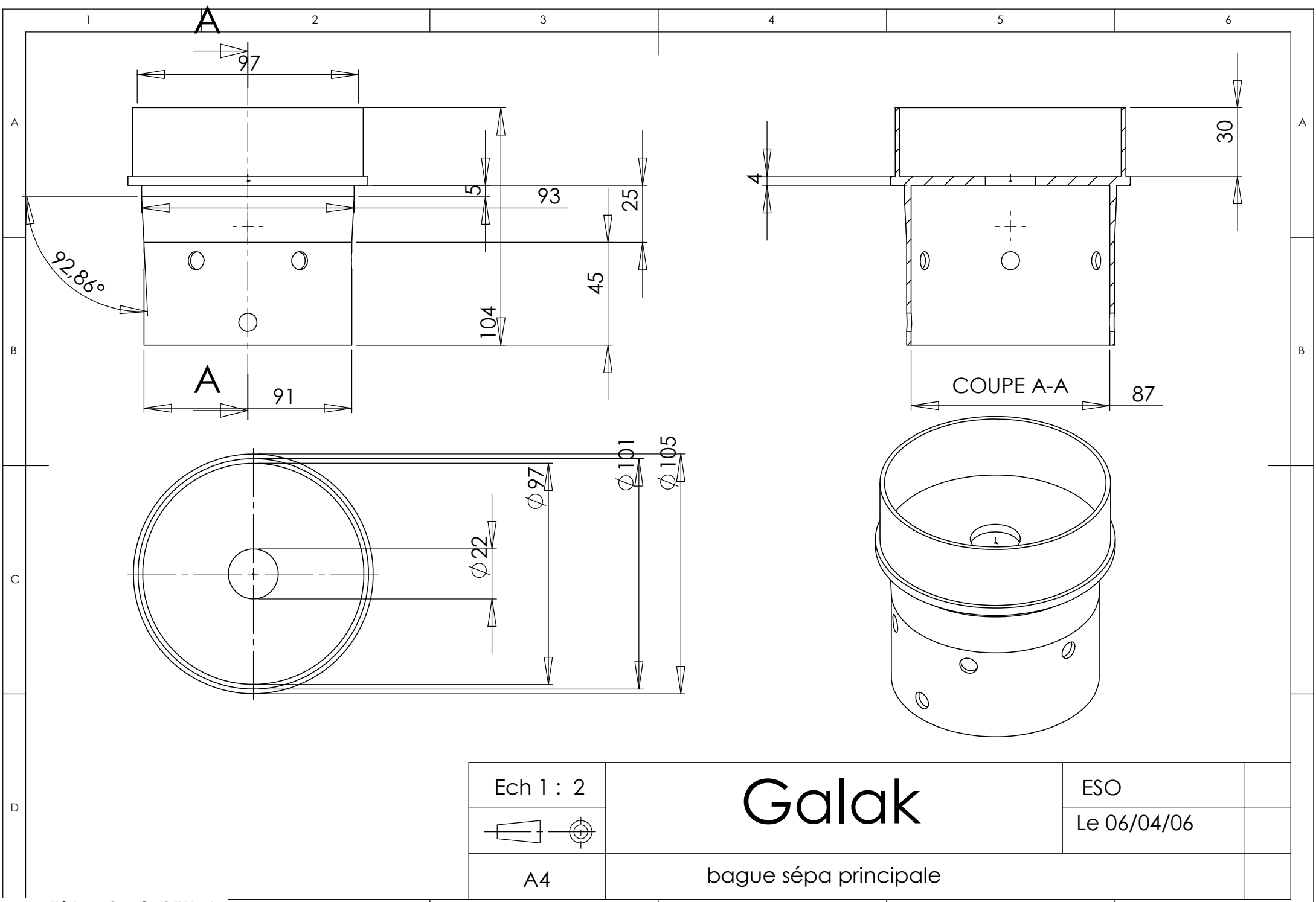
- F0 = 400Hz -> R2 = 250k et R3 = 1250k
- F0 = 1300Hz -> R2 = 77k et R3 = 385k
- F0 = 4000Hz -> R2 = 25k et R3 = 125k
- F0 = 13000Hz -> R2 = 7.7k et R3 = 38.5k

Title <b>Accéléromètre + Gyroscopie</b>			
Size A3	Document Number	<b>Galak ESO</b>	Rev <RevCode>
Date: Tuesday, April 18, 2006	Sheet	1 of 1	

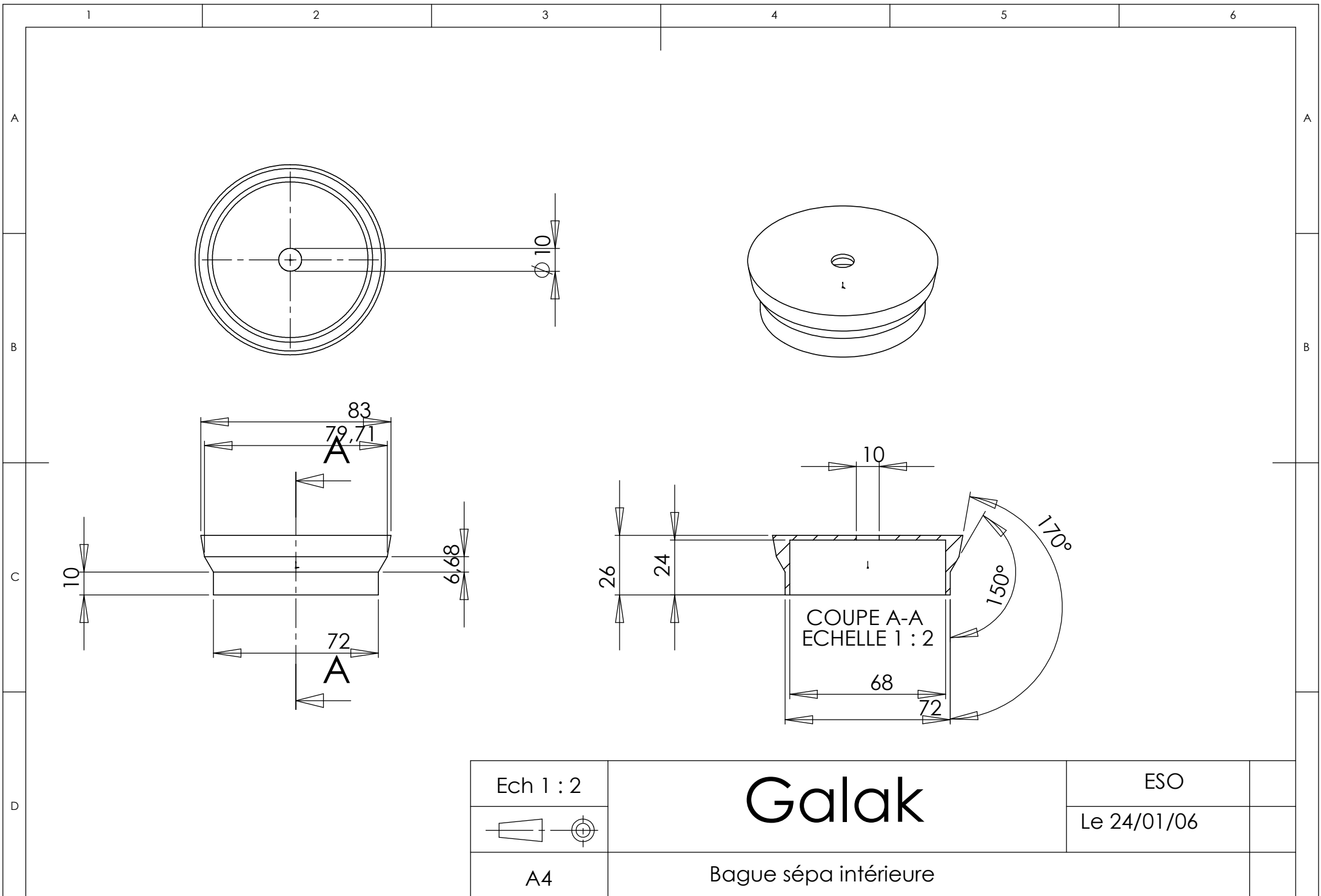




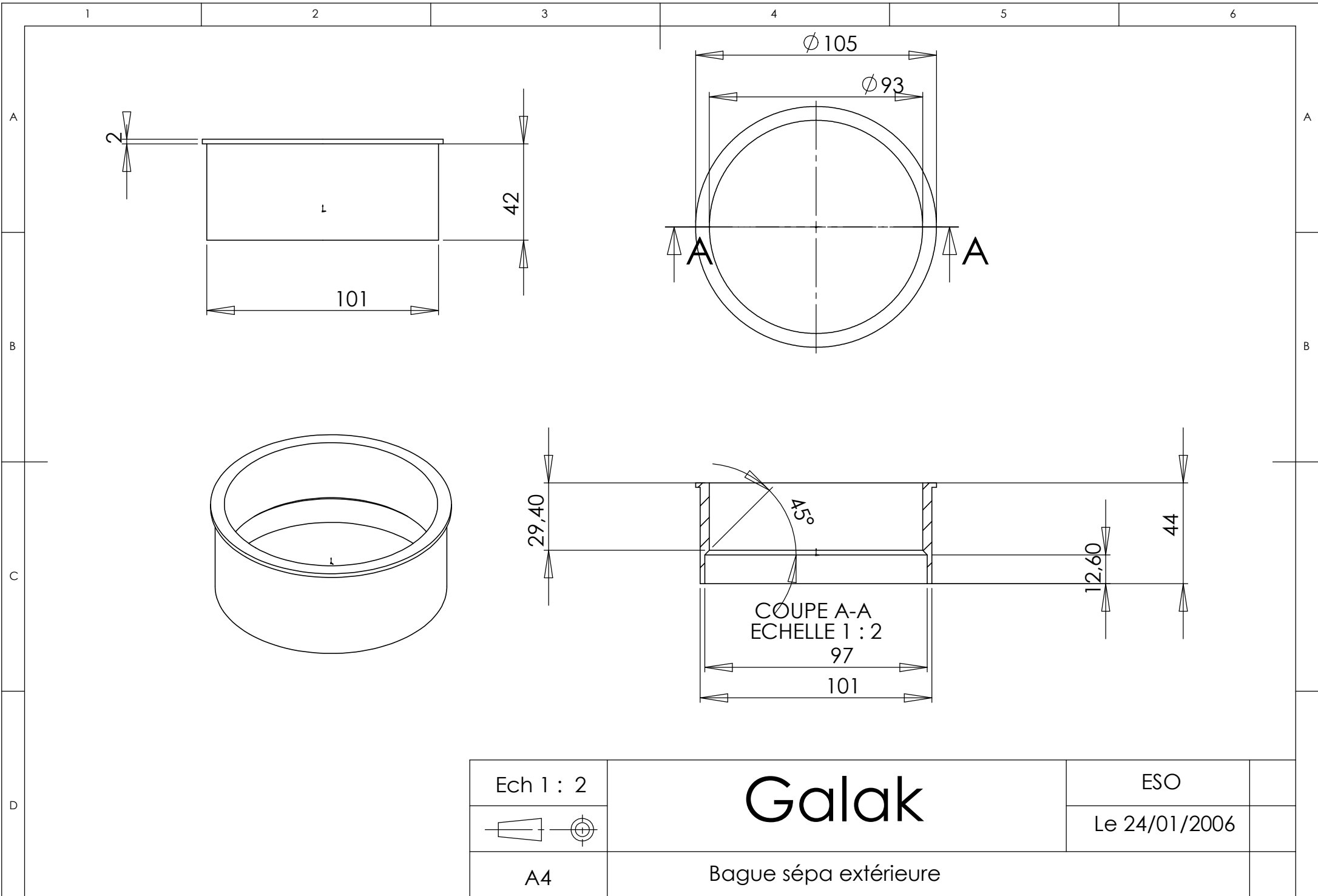
Ech 1:2	<h1>Galak</h1>	ESO	
		Le 24/01/06	
A4	Bague conique-rétréint		



Ech 1 : 2	<h1>Galak</h1>	ESO	
		Le 06/04/06	
A4	bague sépa principale		

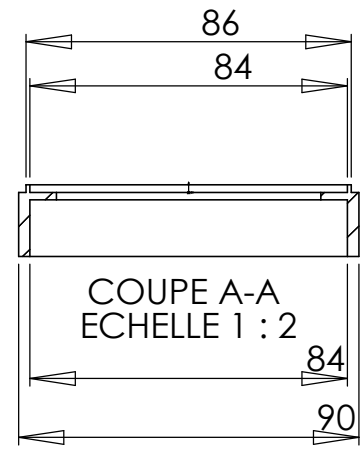
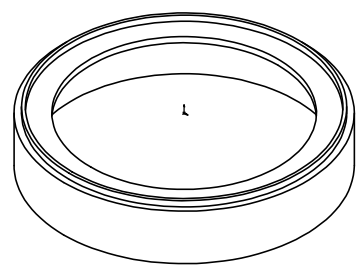
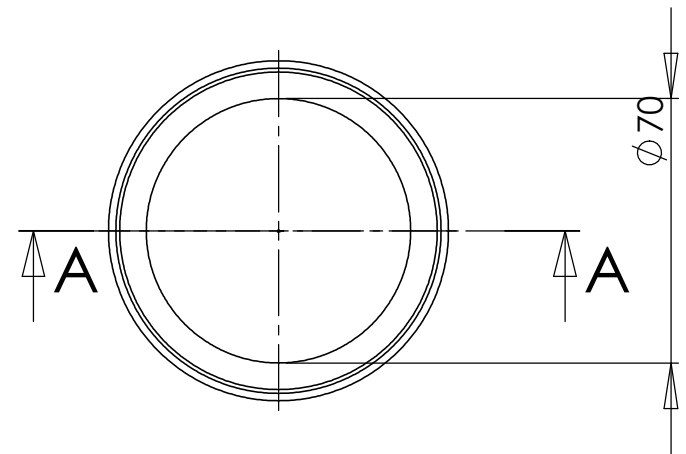
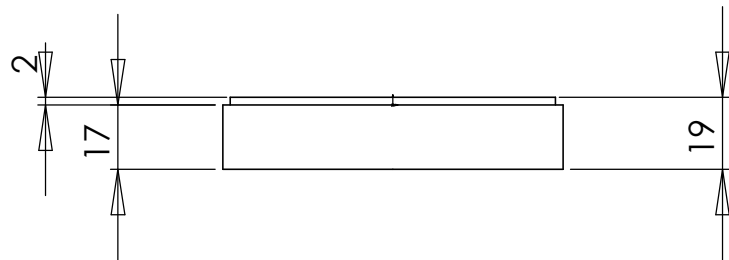


Ech 1 : 2	<h1>Galak</h1>	ESO	
		Le 24/01/06	
A4	Bague sépa intérieure		

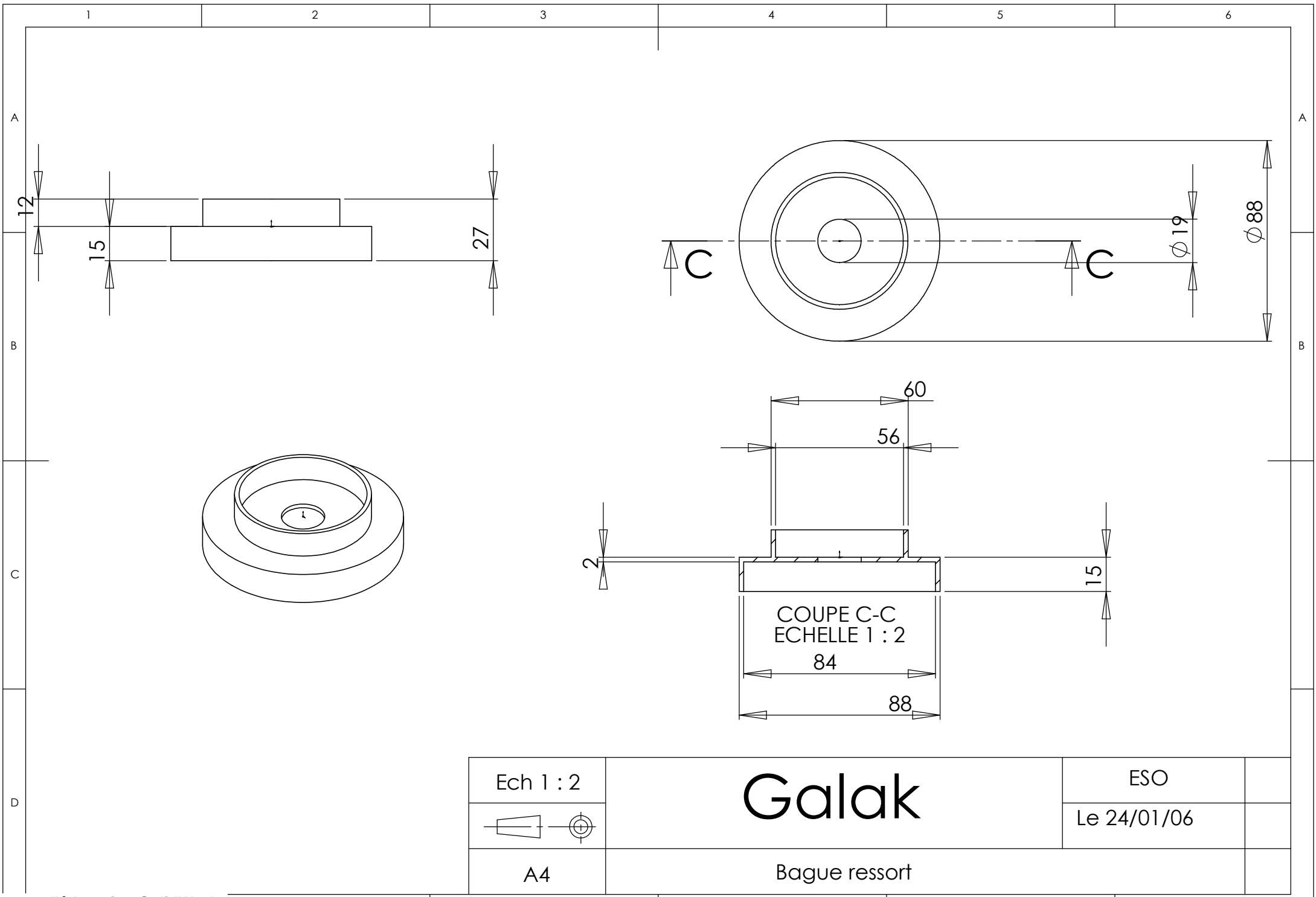


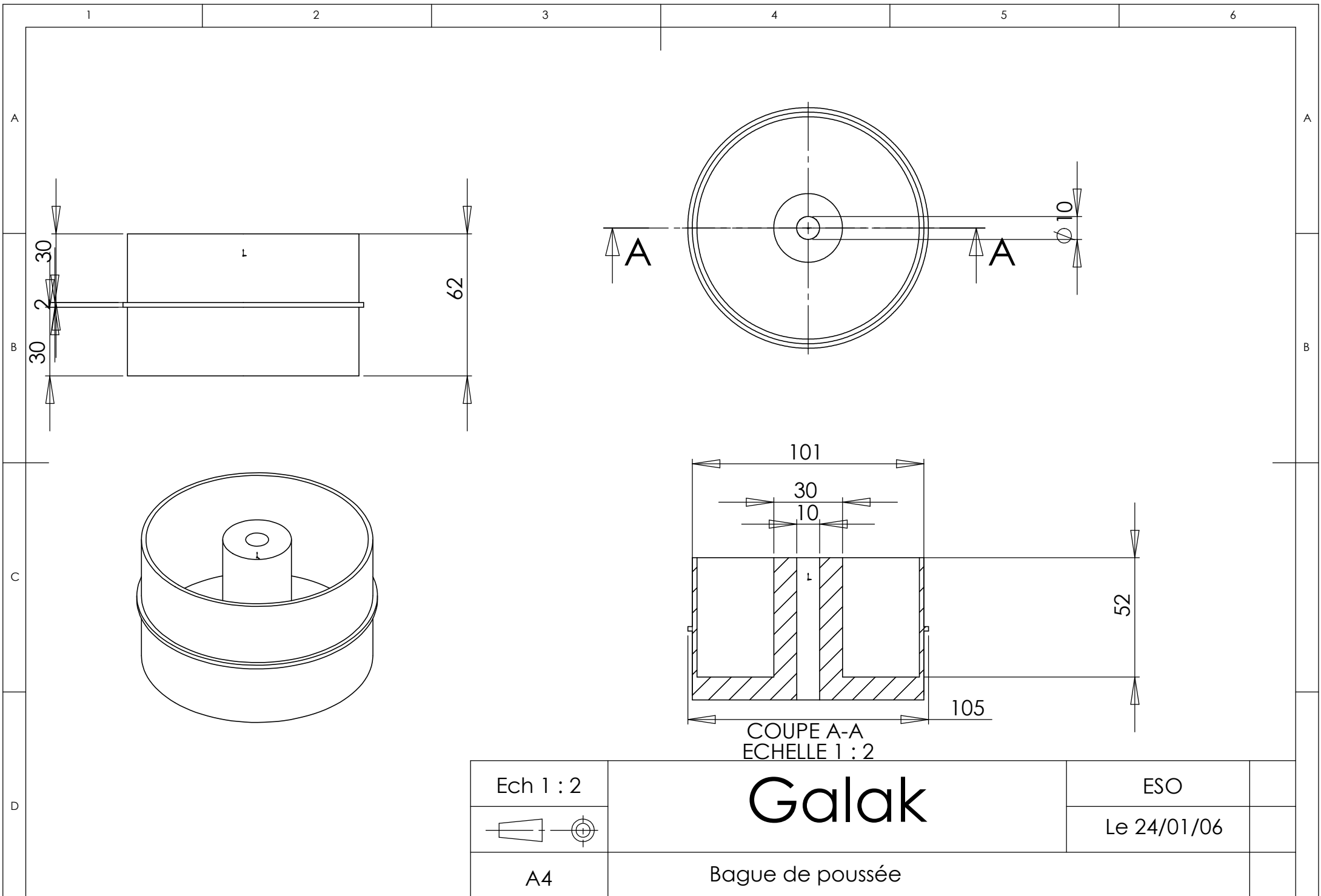
1 2 3 4 5 6

A  
B  
C  
D



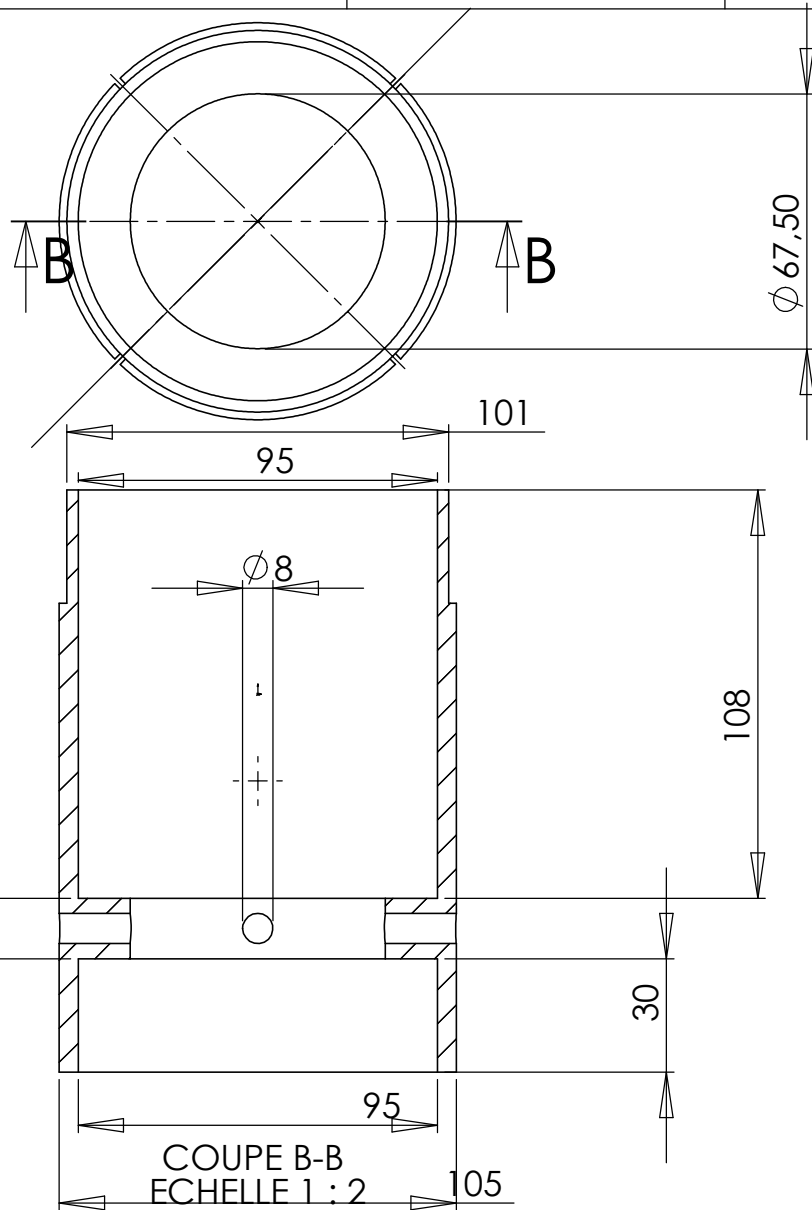
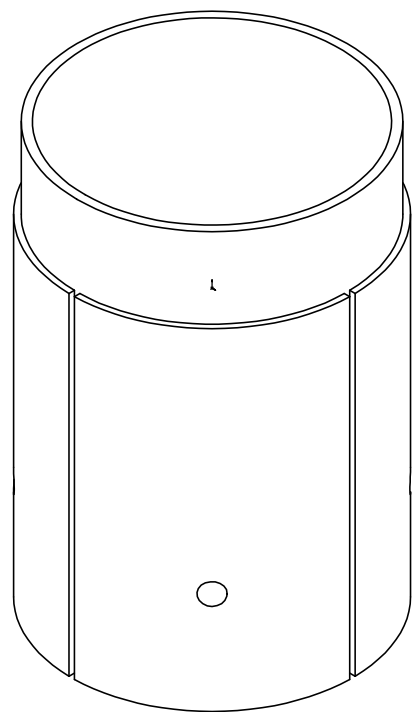
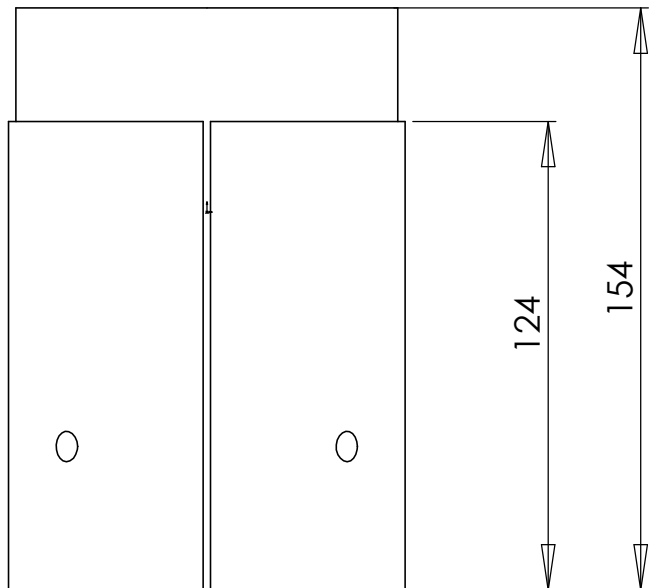
Ech 1 : 2	<h1>Galak</h1>	ESO	
		Le 21/01/06	
A4	Bague para		





COUPE A-A  
ECHELLE 1 : 2

Ech 1 : 2	<h1>Galak</h1>	ESO
		Le 24/01/06
A4	Bague de poussée	



Ech 1 : 2	<b>Galak</b>	ESO
		Le 24/01/06
A4	Bague ailerons	