

MICROCÈBE



Laurent Saint-Marcel

TROLL

2008 – 2009

Nom: Microcèbe

Type de fusée: mini-fusée

Longueur: 58 cm

Masse au décollage: 490 g

Moteur: Wapiti (mini propulseur)

- * Temps de combustion: 3,6 s

- * Masse de poudre: 50 g

- * Impulsion totale : entre 33 et 40 Ns

Date du vol : le 29 juin 2009

Accélération au décollage: 10 g

Vitesse maximale: 240 km/h

Altitude de culmination: 200 m

Portée: 84 m

Durée du vol: 14 s

TABLE DES MATIERES

Caractéristiques	2
Informations générales.....	5
Objectif de la fusée	5
Le nom Microcèbe	5
Moyens techniques à mettre en œuvre	5
Principales caractéristiques de Microcèbe	6
Type d'initialisation:.....	6
Type d'éjection du ralentisseur:.....	6
Type de ralentisseur:.....	6
Type de rampe:	6
Propulseur:.....	6
Tenue mécanique:	6
Système électrique et électronique:.....	6
Système de récupération:.....	6
Rapport de vol.....	8
Informations générales	8
Compte rendu du tir	9
Problèmes rencontrés.....	10
Photos	10
Calculs De STABILITE	13
Calcul du parachute	16
Calcul de la surface du parachute	16
Calcul de la résistance du parachute	16
Minuterie électronique.....	18
Caractéristiques	18
Principe	18
Circuit RC.....	18
Entrées / sorties.....	19
Etats - leds.....	19
Diagramme d'états.....	20
Experiences	21

Mesure de rotation	21
Accéléromètre	21
Gyroscope	22
Photorésistances	23
Mesure d'altitude	24
Accéléromètre Longitudinal	25
Pression statique	26
Sauvegarde des données	27
Schématique	28
Layout	36
Chronologie	38

INFORMATIONS GENERALES

OBJECTIF DE LA FUSEE

Le but de Microcèbe est de mesurer la rotation de la fusée ainsi que sa vitesse et son altitude à partir de capteurs redondants.

La rotation de la fusée sera mesurée grâce à :

- Un gyroscope de modèle réduit d'hélicoptère qui mesure l'accélération de la fusée autour de son axe de rotation ;
- Un accéléromètre qui mesurera l'accélération de la fusée autour de son axe de rotation ;
- 3 photorésistances mesurant l'intensité lumineuse autour du corps de la fusée. Lorsque la fusée tournera sur elle-même le côté de la fusée au soleil recevra plus de lumière que le côté à l'ombre.

L'altitude sera mesurée par :

- Un capteur de pression dont la variation dépend de l'altitude ;
- Un accéléromètre qui mesurera l'accélération de la fusée le long de son axe longitudinal. La vitesse et l'altitude étant déduite de l'intégration de l'accélération ;

LE NOM MICROCEBE

Le nom de la fusée « Microcèbe » est le nom de la plus petite espèce de lémuriens de Madagascar. Il rappelle donc la petite taille de la fusée.

MOYENS TECHNIQUES A METTRE EN ŒUVRE

Pour une mini fusée, le moteur couramment utilisé en 2009 est le moteur WAPITI qui peut être utilisé en campagne régionale. C'est celui utilisé pour Microcèbe. Le support moteur doit donc s'adapter au WAPITI.

La masse de la fusée doit être comprise entre 400 g et 550 g afin que la fusée franchisse les 100m d'altitude et que la durée du vol soit suffisante pour effectuer toutes les mesures.

Afin d'assurer la légèreté de la fusée, le corps de la fusée est en aluminium (tubes de spray). Les rondelles de liaison sont en bois pour leur légèreté et la facilité d'usinage (bouleau). L'ogive est en sapin.

Le système de séparation est un parachute circulaire libéré par séparation transversale de la fusée au niveau de la base de l'ogive. La surface du parachute est calculée pour obtenir une vitesse de descente comprise entre 6 et 8 m/s. Le système de séparation est déclenché par un servo moteur faisant rentrer 2 goupilles.

La fusée doit respecter les critères de vol décrites dans le cahier des charges des minifusées utilisant des propulseur WAPITI :

- Une vitesse minimale en sortie de rampe de 18 m/s
- Finesse (rapport longueur sur diamètre) : $10 < f < 20$. Etant donné le diamètre de la fusée (45 mm), sa longueur doit être comprise entre 450 et 900 mm
- Portance (voir annexe Logiciel Trajec) : $15 < C_n < 30$
- Marge statique (voir annexe Logiciel Trajec) : $1,5 < M_S < 6$
- Coefficient Marge statique x Portance : $30 < M_s \times C_n < 100$

PRINCIPALES CARACTERISTIQUES DE MICROCEBE

TYPE D'INITIALISATION:

L'initialisation de la minuterie est effectuée par un interrupteur magnétique. Un aimant placé sur la rampe en face de l'interrupteur initialise la minuterie. Après le décollage, l'aimant ne se trouve plus en face de l'interrupteur placé dans la fusée et la minuterie n'est plus initialisée. Ce système a été retenu pour sa "douceur" et la sécurité qu'il offre par rapport au système de jack.

TYPE D'EJECTION DU RALENTISSEUR:

L'éjection du parachute se fera par séparation transversale à la base de l'ogive de la fusée. La capsule contenant le parachute est poussée vers l'extérieur de la fusée par un des ballons remplis d'air sous pression ce qui permet une éjection franche du parachute.

TYPE DE RALENTISSEUR:

Le ralentisseur est un parachute. Sa forme est hémisphérique et sa surface est calculée pour une vitesse de descente de 7 m/s.

TYPE DE RAMPE:

La rampe est de type rail et mesure 2m ce qui permet à la fusée de dépasser les 18m/s en sortie de rampe, vitesse à partir de laquelle les ailerons sont efficaces pour la stabilité de la fusée.

PROPULSEUR:

Le moteur utilisé est un *WAPITI*. Le contact entre le propulseur et la plaque de poussée est plan. La plaque poussée est solidaire du corps de la fusée, insensible à la chaleur et peu conductrice.

La tuyère est à l'extérieur du corps de la fusée.

Le propulseur peut être facilement fixé ou démonté en moins d'une minute.

TENUE MECANIQUE:

Les 3 ailerons sont dans l'axe est à +/- 10° de leur position prévue. Leur accrochage à la fusée permet de soutenir une masse égale à produit de deux fois la masse des ailerons par l'accélération maximale en m/s^2 .

La flèche est inférieure à 1cm ce qui représente par rapport à la longueur de la fusée moins de 2%.

SYSTEME ELECTRIQUE ET ELECTRONIQUE:

Le système électronique se compose d'un microcontrôleur ATmega324 qui contrôle à la fois la minuterie déclenchant l'ouverture du parachute, et l'expérience qui consiste en une série de mesures de pression, accélération et de luminosité. Le système possède un interrupteur marche/arrêt ainsi qu'un jack de sécurité qui empêche la séparation de la fusée pendant son installation sur rampe.

SYSTEME DE RECUPERATION:

La fusée possède un système de récupération par parachute. L'éjection de ce système est franche. Elle s'effectue grâce à un système de goupilles rentrantes déclenché par un servo moteur connecté à une minuterie dont la durée peut être réglée avec précision (10 ms) dans la mémoire du microcontrôleur. De plus la minuterie à une autonomie de plus d'une heure, ce qui évite tout risque de panne de batterie pendant le vol même après un ou deux reports de tir.

RAPPORT DE VOL

INFORMATIONS GENERALES

Lieu: Aérodrome d'Eyguieres (13430) FRANCE

Altitude : 70m

Date: 29 juin 2009

Heure: 17h12

Météo:

Visibilité : ciel totalement dégagé

Température au sol : 28°C

Vent : 3.2m/s nord ver sud

Responsable de tir: Vincent LAROCHE

Coordonnées GPS de la rampe :

Latitude : 13°39.316 N

Longitude : 05°00.317 E

Angle de la rampe : 83°

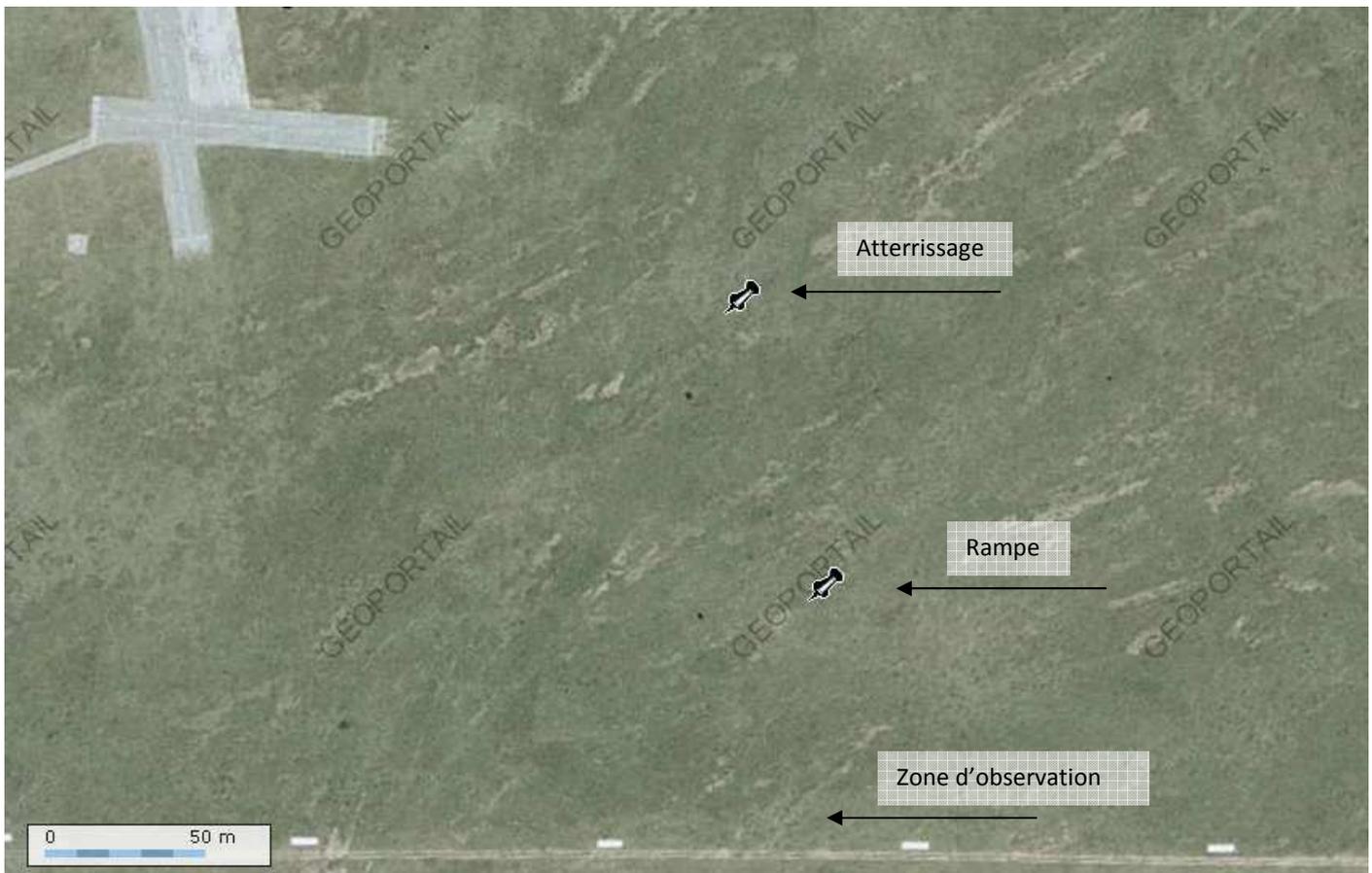
Coordonnées GPS du site d'atterrissage :

Latitude : 13°39.363 N

Longitude : 05°00.303 E

Portée : 84 m

Durée de vol : environ 14s



COMPTE RENDU DU TIR

H-10 minutes : la mise en rampe est difficile, un des patins collés à la fusée pour glisser dans la rampe se décolle. Le recollage à la super glue ne fonctionne pas et il faut utiliser du scotch double face.

H-4 minutes : la fusée est en place avec le moteur, l'aimant est en face de l'ILS, la sécurité est retirée, la fusée attend le décollage.

H-3 minutes : le pyrotechnicien installe le détonateur.

H-19s : la fusée détecte le décollage. Une rafale de vent a probablement déplacé la fusée et l'aimant n'était plus en face de l'ILS. Le microcontrôleur a alors détecté le décollage.

H-13s : le système de séparation est activé sur rampe mais l'ogive n'est pas éjectée et personne ne se rend compte de rien

H-10s : début du compte à rebours

H : décollage. Le décollage se passe de manière normale. La fusée se met alors à tourner rapidement sur elle-même dans le sens des aiguilles d'une montre (fusée vue depuis l'ogive)

H+7s : la fusée culmine puis amorce sa descente sans trace de parachute

H+14s : la fusée s'écrase. L'ogive heurte le sol en premier. La pile 9V dans l'ogive se décompose et s'enfonce dans l'ogive ce qui fend l'ogive. L'ogive s'enfonce dans la case parachute. Le parachute est repoussé sur la partie électronique et arrache tous les connecteurs coupant l'alimentation de la carte et l'arrêt de la sauvegarde des données. Les capteurs d'accélération et de pression subissent la plus forte décélération et les pattes des composants CMS sont tordues. La carte principale fixée par des vis en nylon est peu endommagée car les vis ont été sectionnées lors de l'impact.

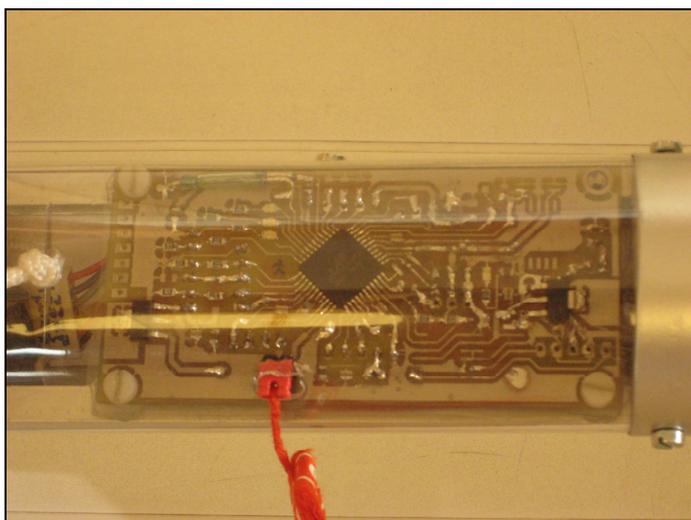
PROBLEMES RENCONTRES

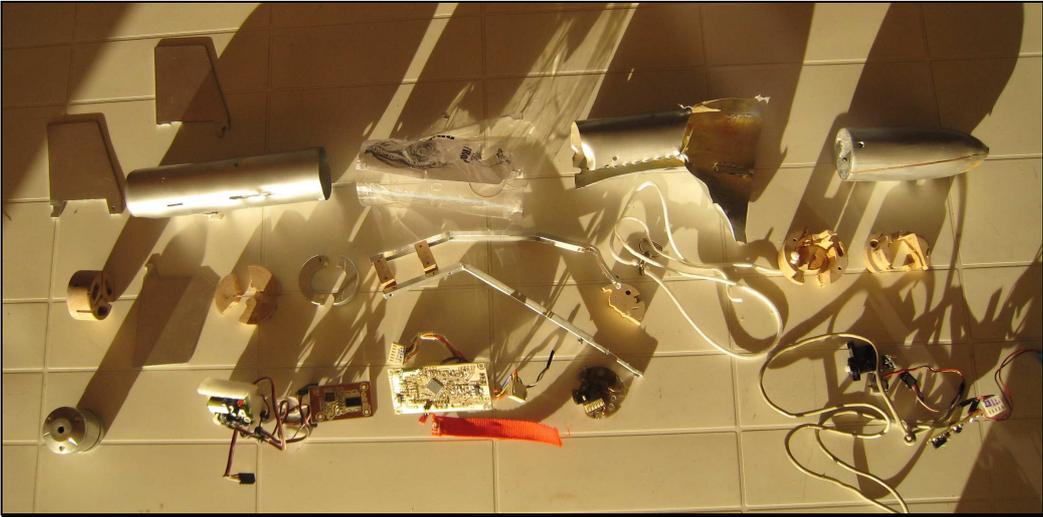
Lors des derniers essais, la séparation de la fusée n'était pas franche. L'ogive n'était pas éjectée complètement.

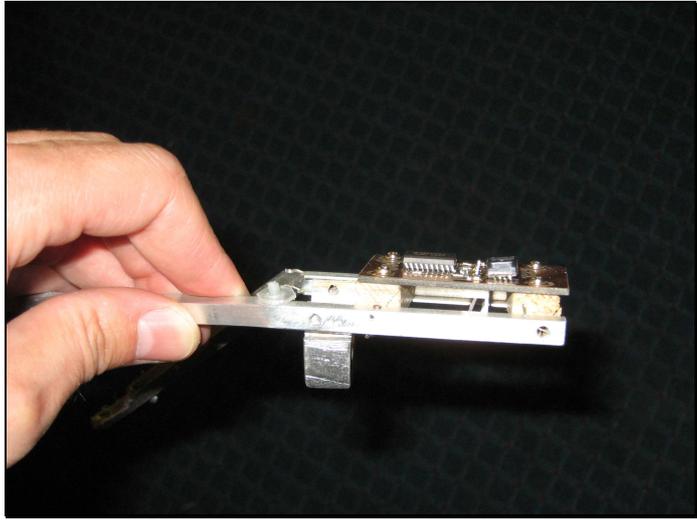
L'initialisation magnétique ne fonctionnait pas bien : l'interrupteur restait fréquemment coincé en position aimantée. Il fallait un choc pour faire revenir l'interrupteur dans sa position par défaut.

Le circuit RC censé calculer le temps depuis le décollage malgré les reboots était réinitialisé à chaque reboot. Il semble que la pin analogique du microcontrôleur faisait passer le circuit RC à 0 pendant les reboot. Il aurait fallu ajouter une diode pour éviter la décharge du condensateur au travers de l'atmel.

PHOTOS





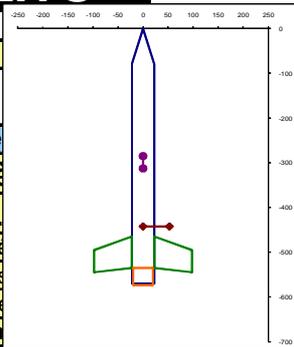




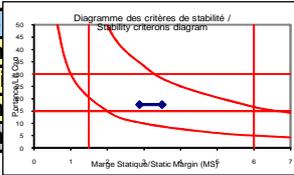
STABILITO

Language:

Fusée	
Nom	Microcè
Club	TROL
Type	Minifusée
Masse	0,405 kg
Centre de Masse	285 mm
Longueur totale	570 mm



Hauteur	
Forme	
Diamètre	
Diamètre Réf.	



	JupeRétreint1	JupeRétreint2
L		
D1		
D2		
Implantation		

Ailerons	
m	70 mm
n	50 mm
p	30 mm
E	75 mm
Epaisseur	2 mm
Nombre	3
Implantation	465 mm
Diamètre	45 mm

Propulseur	
Type	4 : Wapiti (mini)
Implantation	535 mm
Poussée	60 N
Impulsion totale	36 N.s

Rampe	
Longueur	2 m
	113 m/s ²
	0,2 s

	Propu plein	Propu vide	Sans propu
Masse propu	0,085 kg	0,035 kg	-
CdM propu	20 mm	20 mm	-
Masse fusée	0,49 kg	0,44 kg	0,405 kg
CdM fusée	313 mm	285 mm	262 mm

	XCp	Cnα
Ailerons	494 mm	15,6
Ogive	37 mm	2,0
JupeRétreint 1	0 mm	0,0
JupeRétreint 2	0 mm	0,0

Stabilité des fusées à ailerons
Version 2.2 mono-empennage
Remplir les cases jaunes

Critères	Minifusée	
Décollage	18 m/s	-
Finesse	10	20
Cnα	15	30
MS	1,5 D	6 D
MS*Cnα	30	100

Résultats	07/06/2009		
Décollage	~21,2 m/s		OK
Apogée	~202 m		
Culminat°	~6 s		
Finesse	12,7		OK
Cnα	17,6		OK
XCp	442 mm		
MS	2,88 D	3,50 D	OK
MS*Cnα	50,7	61,4	OK

Conclusion	STABLE
------------	---------------

Commentaire libre :



TRAJECTO

Language: Français

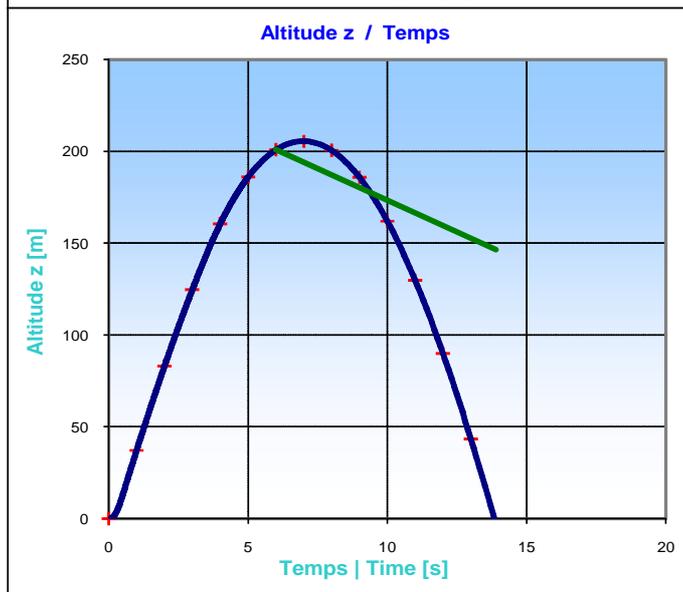
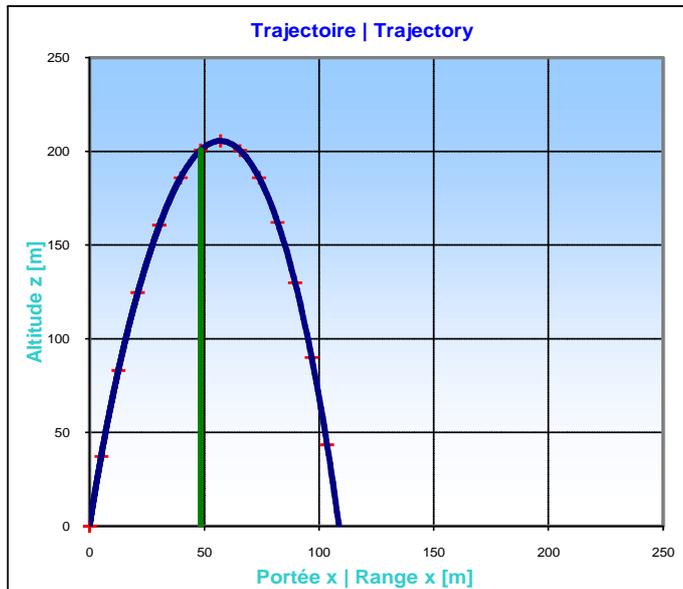
Fusée	
Nom	Microcèbe
Club	TRoll
Masse totale	0,49 kg
Propulseur	Wapiti

Traînée Aéro	
Diamètre max	45 mm
Envergure Aileron	75 mm
Épaisseur Aileron	2 mm
Nombre d'Ailerons	3
Surface Réf.	0,002040 m ²
Cx	0,6

Rampe de Lancement	
Longueur	2 m
Élévation	83 °
Altitude	0 m

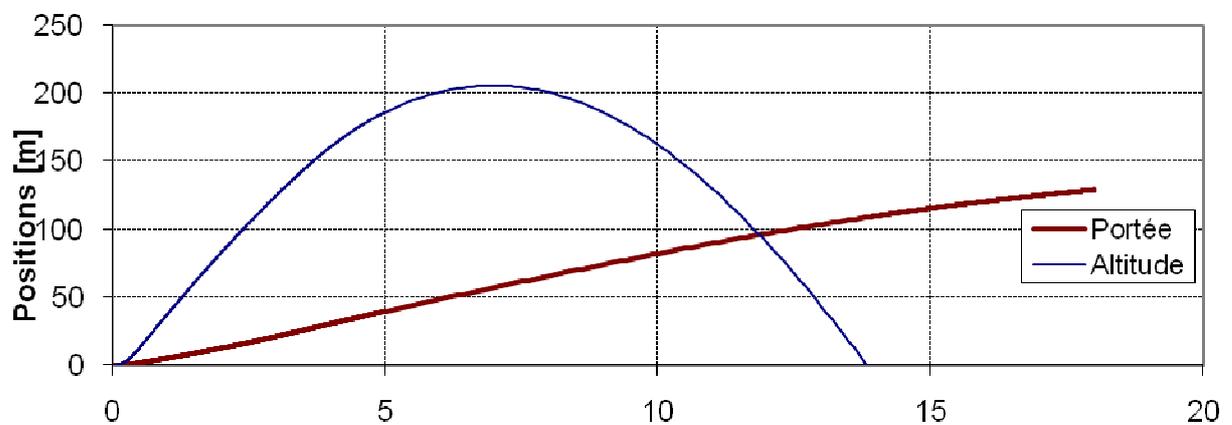
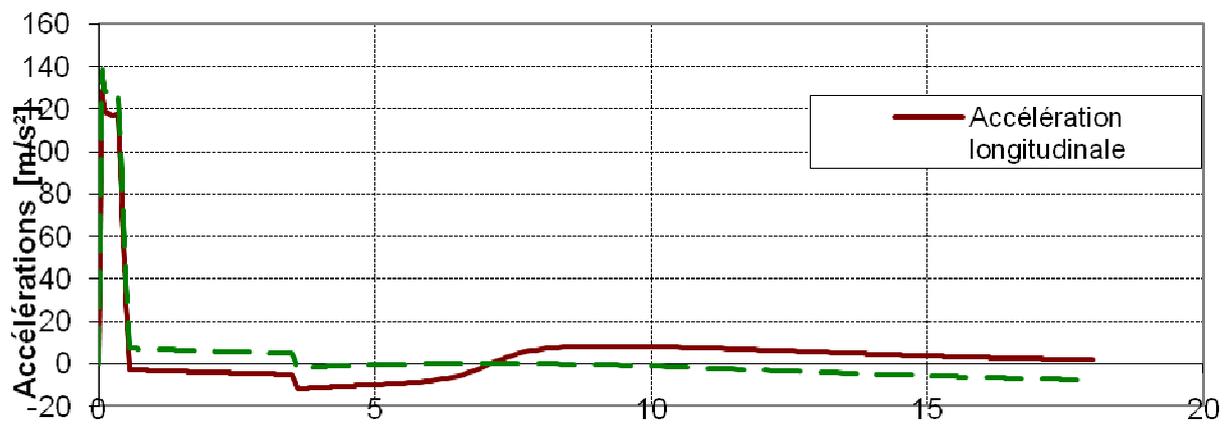
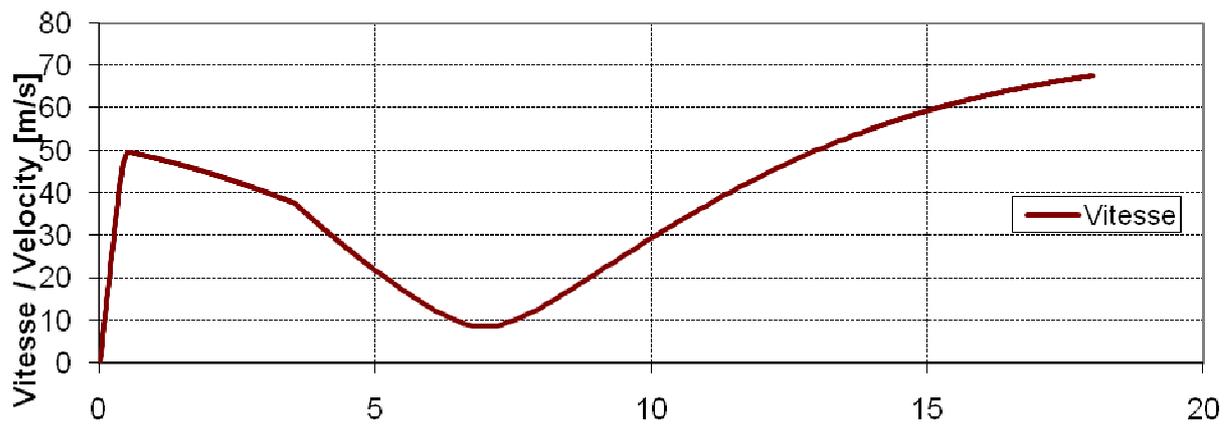
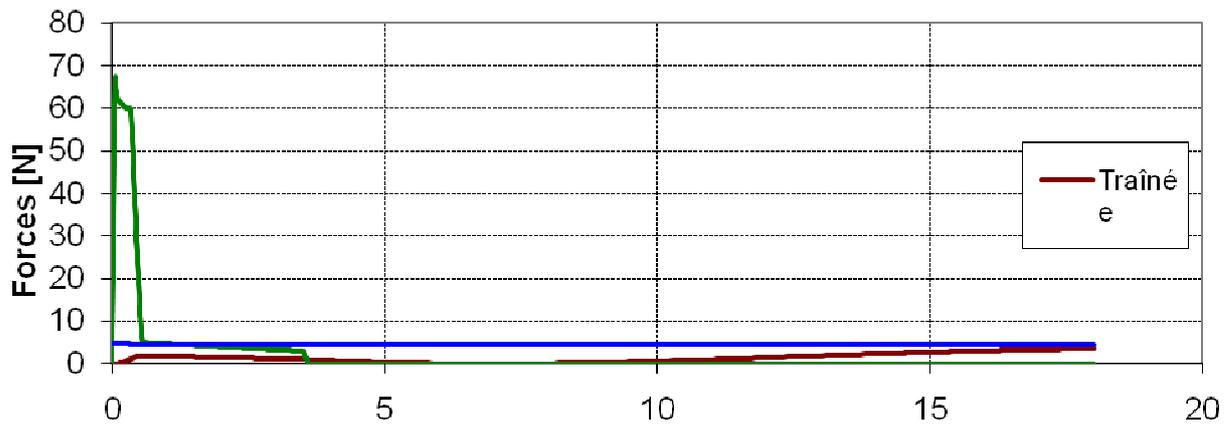
DescenteSousParachute	
Ouverture para	6 s
Surface para	1 m ²
Cx parachute	0,15
Masse à vide	0,44 kg
Vitesse descente	7 m/s
Durée descente	29 s
Vitesse du vent	5 m/s
Déport latéral	146 m

Trajectographie de fusée
Version 2.4
Remplir les cases jaunes



Résultats :	Temps [s]	Portée x [m]	Altitude z [m]	Vitesse [m/s]	Accélération [m/s ²]	Angle [°]
Décollage	0	0	0	0	-	83
Sortie de Rampe	0,20	0,23	1,85	21,0	117,4	83,0
Vit max & Acc max	-	-	-	67	128,7	-
Fin de Propulsion	3,6	27	148	37	12,0	74,9
Culmination, Apogée	6,9	56	206	9	9,8	5,3
Ouverture du Parachute	6,0	48	201	13	10,1	48,1
Impact sous Parachute	35	-98 195	~0	7	9,8	-
Impact balistique	13,9	109	~0	55	4,9	-83,8

Commentaires :



CALCUL DU PARACHUTE

CALCUL DE LA SURFACE DU PARACHUTE

On souhaite obtenir une vitesse de descente proche de 7 m/s, sachant que la masse de la fusée après la fin de combustion du moteur vaut environ 500 g (la masse du parachute comprise).

La formule qui donne la surface du parachute en fonction de la vitesse de descente (V_d) et de la masse de la fusée (M) est la suivante:

$$S = \frac{2 \times g \times M}{\rho \times V_d^2}$$

où g est l'accélération de la pesanteur ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$) ρ masse volumique de l'air ($\rho = 1,23 \text{ g/L}$) S en m^2 M en kg V_d en m/s

Application numérique:

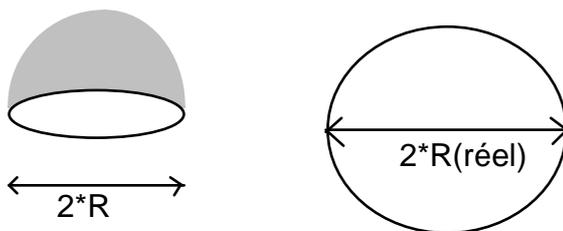
$$S = 0,161 \text{ m}^2$$

Il faut donc que le rayon du parachute vaille $R = \sqrt{\frac{S}{\pi}}$

Donc le rayon vaut $R = 228 \text{ mm}$

Etant donné la forme arrondie de la surface du parachute lors de la descente, il est légitime de penser que seulement $2/3$ du rayon réel du parachute constitue le rayon de la surface sur laquelle s'appuie le parachute. Il faut donc choisir $R(\text{réel}) = 3/2 \times R$ soit :

$$R(\text{réel}) = 341$$



CALCUL DE LA RESISTANCE DU PARACHUTE

La fusée, à l'instant de l'ouverture, a une vitesse V_0 . On considère l'ouverture comme étant instantanée, ce qui revient à dire qu'à cet instant, le parachute est entièrement déployé alors que la fusée a encore une vitesse V_0 . La force qui s'exerce alors sur le parachute se calcul par:

$$F = \frac{1}{2} \rho S V_0^2$$

V_0 est le principal problème. V_0 n'est jamais nul: on ne lance pas la fusée verticalement et l'ouverture ne se fait jamais exactement au moment de la culmination. Prévoyons une vitesse d'ouverture maximale de 50 m/s ce qui en dehors des limites de la fusée (du fait de sa masse, de son maître couple, de son coefficient de traînée).

Application numérique :

$$F = 248 \text{ N}$$

Le mousqueton, les cordes reliant les suspentes au parachute et les points d'attache des cordes au corps de la fusée doivent résister à F .

En considérant que seules 50 % des suspentes participent à la résistance à l'ouverture, ces dernières doivent résister chacune à $F/(8/2)$ soit:

$$F_{suspente} = \frac{1}{2} \cdot \frac{F}{8}$$

Application numérique :

$$F_{suspente} = 62 \text{ N}$$

De même les points d'attache des suspentes sur le parachute doivent résister à $F_{suspente}$.

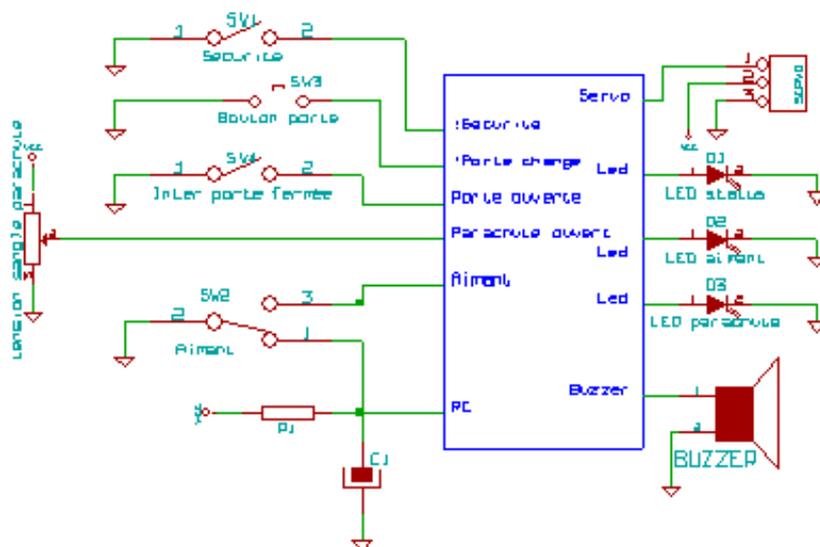
CARACTERISTIQUES

- ➔ Minuterie électronique à base de microcontrôleur ATmega324
- ➔ Batterie: pile L.R. 61 9V
- ➔ Initialisation magnétique
- ➔ Commande un servo moteur
- ➔ Durée réglable (de 0 s à 30 s)
- ➔ Timer RC en secours

PRINCIPE

La minuterie est constituée d'un microcontrôleur ATmega324 équipé d'une horloge interne. La détection du décollage se fait par un interrupteur magnétique placé en face d'un aimant accroché à la rampe. Cet interrupteur déclenche un compte à rebours qui actionne un servo moteur au bout d'un temps prédéfini. Par la suite un capteur mesurant la tension sur les sangles du parachute détermine si l'ouverture du parachute s'est effectuée normalement ou non. Après un certain temps de vol, le micro contrôleur se met en veille et arrête la sauvegarde de toutes données.

La minuterie est également équipée d'un système redondant à base de circuit RC mesurant le temps écoulé quand l'interrupteur magnétique n'est plus en face de la rampe. En cas de redémarrage du microcontrôleur, ce système permet de déterminer la phase de vol et d'ouvrir le parachute le cas échéant.



CIRCUIT RC

Un circuit RC est une minuterie à charge de condensateur. Pour l'initialiser, le condensateur est court-circuité donc la tension à ses bornes est nulle. Puis lorsqu'il n'est plus court-circuité le condensateur tend à prendre la tension d'alimentation avec une constante de temps valant $\tau=R*C$.

Pour $t > t_0$ on a: $U_{rc} = U_{ref} \left(1 - \exp\left(\frac{-(t-t_0)}{\tau}\right) \right) U_{rc}$ où t_0 est la date où le condensateur n'est plus court-circuité.

Une entrée analogique du microcontrôleur est utilisée pour mesurer U_{rc} qui augmente juste après le décollage.

ENTREES / SORTIES

Un Jack de sécurité connecté au microcontrôleur empêche la fusée de passer en mode « vol ».

Une Led (bleue) indique le status de la minuterie (voir la section Etats leds)

Une Led (verte) permet de savoir si l'initialisation magnétique est en position ou non.

Une Led (rouge) permet de savoir si la sauvegarde des données dans la carte SD est défectueuse en mode rampe/préparation et si la commande d'ouverture de parachute est activée en mode vol.

Un interrupteur détecte si la porte est fermée ou non.

Un interrupteur détecte si la sangle du parachute est tendue ou.

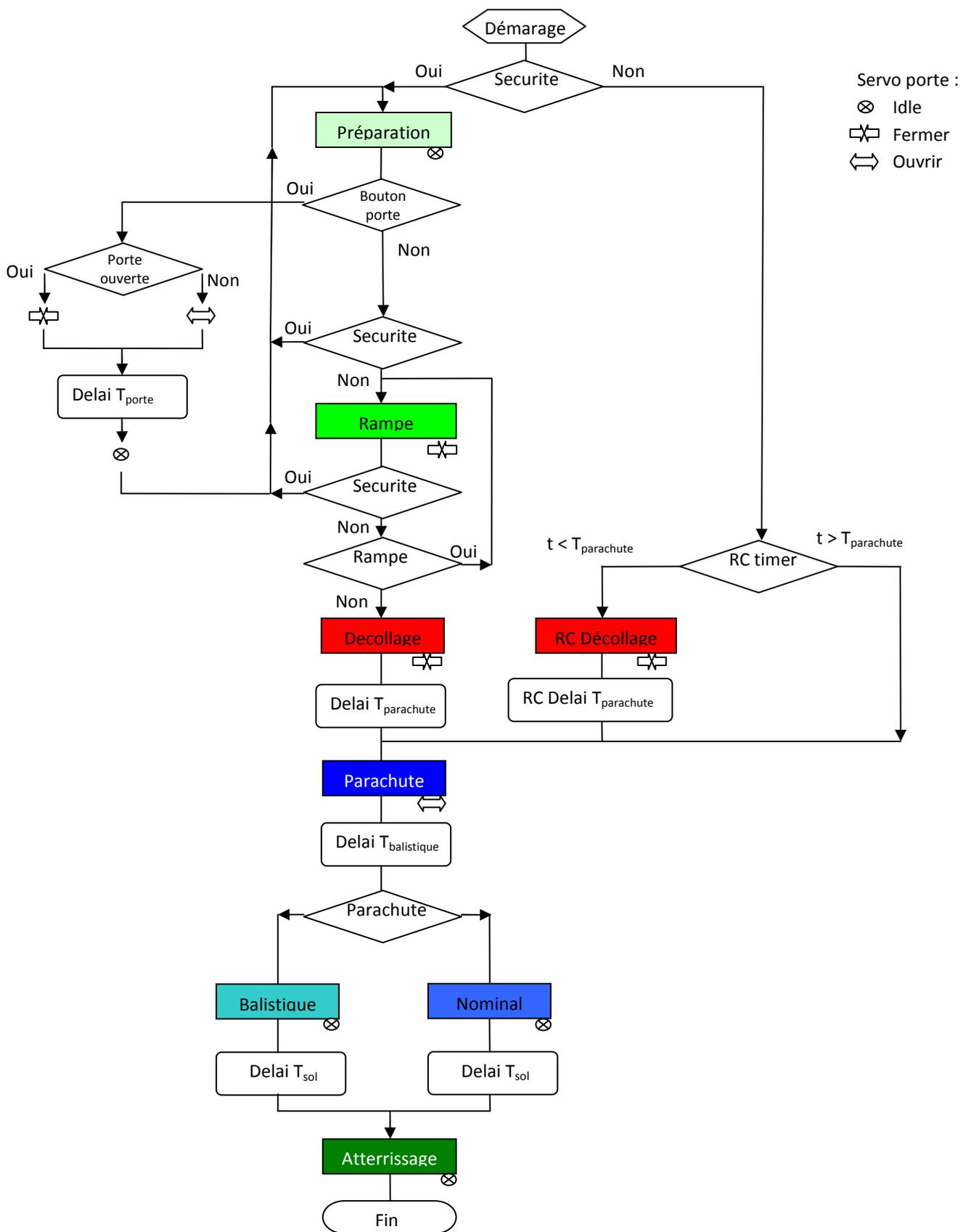
Un bouton poussoir permet de commander manuellement l'ouverture et la fermeture de la trappe parachute en mode « Préparation ».

La minuterie peut rester plus d'une heure en marche sans que cela affecte le déclenchement du servo moteur.

ETATS - LEDS

Etat	Description	Leds		
		Status	Aimant	Parachute
Démarrage	Initialisation du micro controlleur	0	0	0
Préparation	Mise en rampe de la fusée	L	aimant détecté	R Probleme SD
Rampe	La fusée attend le décollage	R	aimant détecté	R Probleme SD
Décollage	Du décollage à l'ouverture du parachute	1	0	0
RC Décollage	Détection du décollage par le système de redondant	1	0	0
Parachute	De l'ouverture du parachute à l'atterrissage	1	0	1
RC Parachute	Ouverture du parachute par le système redondant	1	0	1
Ballistique	Derniers instants du vol quand le parachute ne s'est pas ouvert. Sauvegarde des données avant impact.	1	0	R
Nominal	Derniers instants du vol quand le parachute s'est ouvert. Sauvegarde des données avant impact.	1	0	L
RC Atterrissage	Atterrissage detecté par le système redondant	L	L	L
Atterrissage	Atterrissage, arrêt de la sauvegarde des données	L	L	L

DIAGRAMME D'ETATS



EXPERIENCES

MESURE DE ROTATION

L'expérience principal de Microcèbe consiste à mesurer sa rotation autour de l'axe longitudinal. Pour ce faire, la fusée embarquera 3 types de mesures :

1. Un accéléromètre mesurera l'accélération transversale de la fusée
2. Un gyroscope utilisé pour l'aéromodelisme mesurera également cette rotation. Ce système mesure également l'accélération de la fusée autour d'un axe et devrait donner des résultats proportionnels à la première mesure.
3. 3 photorésistance mesureront l'intensité lumineuse autour de la fusée. La période de variation de l'intensité lumineuse devrait donner la vitesse de rotation.

ACCELEROMETRE

PRINCIPE

L'accéléromètre embarqué sera de type MMA3201D. Il permet des mesures d'accélération comprises entre +/- 40G. Sa sortie est une tension analogique qui sera connectée à une entrée analogique du microcontrôleur.

La précision de l'entrée analogique du microcontrôleur est de :5 mV

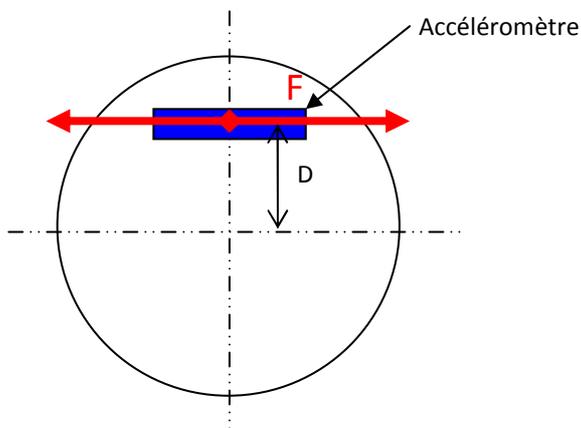
La sensibilité de l'accéléromètre est de : XXX m/s²

La précision de mesure sera donc de : XXX m/s²

Le capteur est placé à une distance D= 10mm de l'axe de rotation. On mesurera donc des accélérations angulaires de

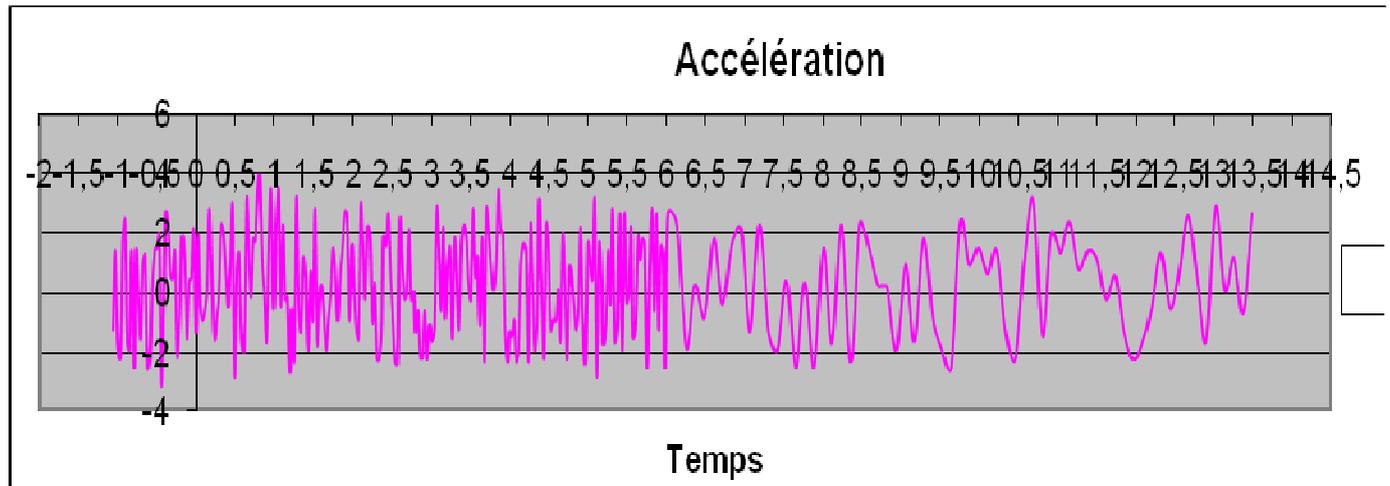
$$\omega' = \frac{Acc}{D} = XXX \text{ rad/s}^2 \text{ minimum}$$

La vitesse de rotation s'obtient par intégration de l'accélération angulaire : $\omega_t = \int_{t_0}^t \omega'.dt$



DONNEES DE VOL :

L'entrée analogique étant trop bruitée, les mesures ne sont pas exploitables si ce n'est que l'accélération était inférieure à 3G, soit :

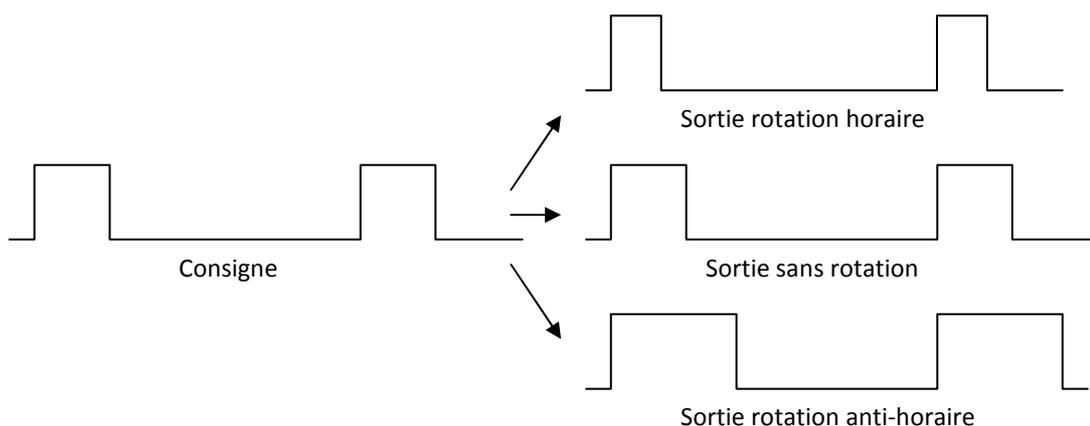


GYROSCOPE

PRINCIPE

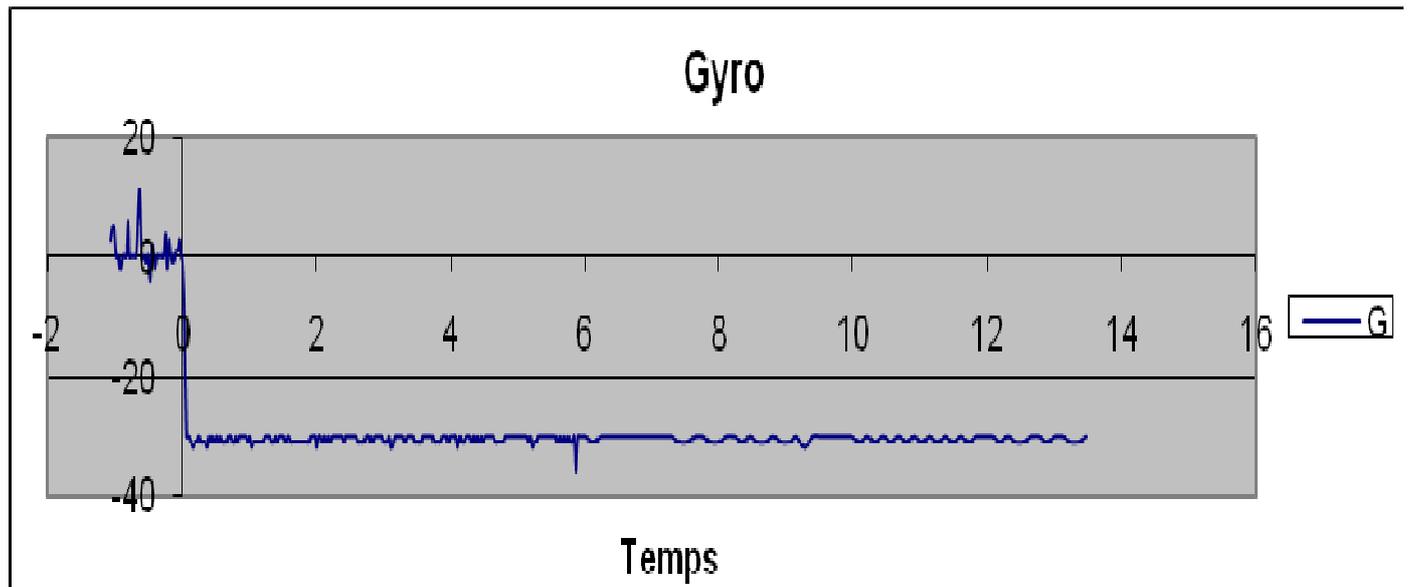
Le gyroscope mesure également l'accélération autour de l'axe de rotation. Etant donné qu'il est conçu pour compenser la rotation d'un hélicoptère radiocommandé, il prend en entrée un signal PWM et donne en sortie un signal PWM corrigé (Etat haut augmenté ou diminué suivant le sens de rotation). Le signal PWM correspond à celui d'un servo moteur : état haut : de 0.2ms à 2ms, état bas : 8ms à 10 ms. Le microcontrôleur lui envoie donc un signal haut de 1ms correspondant à la position intermédiaire du servo. Le signal retourné par le gyroscope aura donc une amplitude de +/- 1ms et sera mesuré par une entrée numérique du microcontrôleur.

Microcèbe embarquera un gyroscope : Robbe 3D Gyro (Piezo Gyro with Heading Hold No 8065



DONNEES DE VOL :

Lors du vol la fusée tournait trop vite et le gyroscope à saturé pendant tout le vol. Les données sont donc inexploitables.



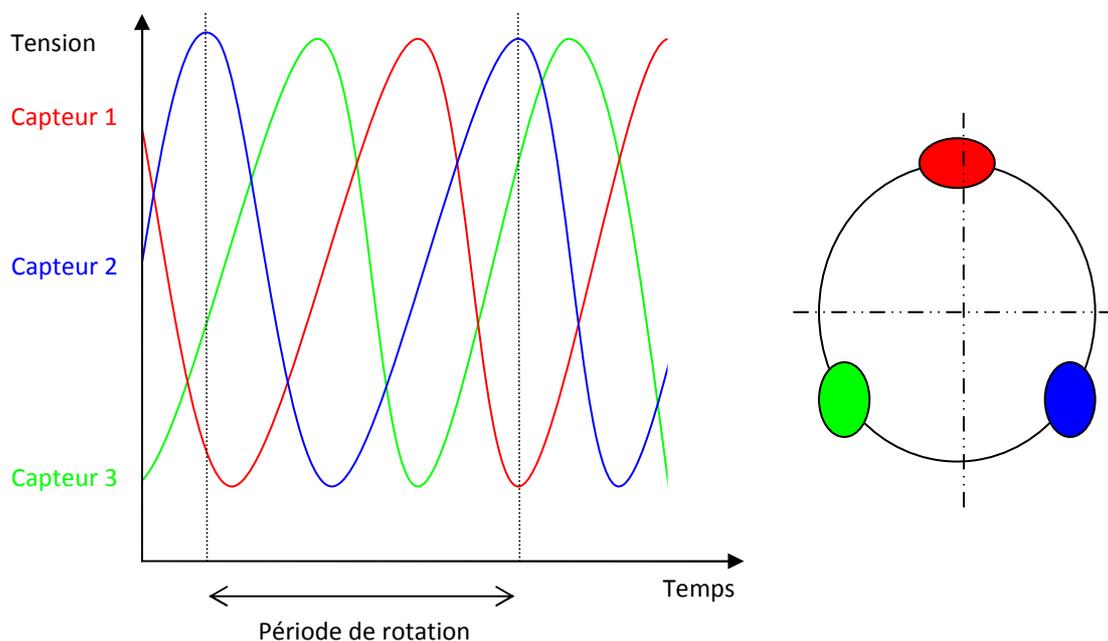
PHOTORESISTANCES

PRINCIPE

Trois photo résistances disposées autour de la fusée mesurent la vitesse et le sens de rotation. La période de variation de l'intensité lumineuse devrait être égale au temps que met la fusée pour faire un tour sur elle-même à condition que le sens de rotation de ne varie pas. De plus le décalage des variations d'intensité entre les capteurs permettra de déterminer le sens de rotation.

La tension aux bornes des photorésistances sera mesurées par 3 entrées analogiques du microcontrôleur.

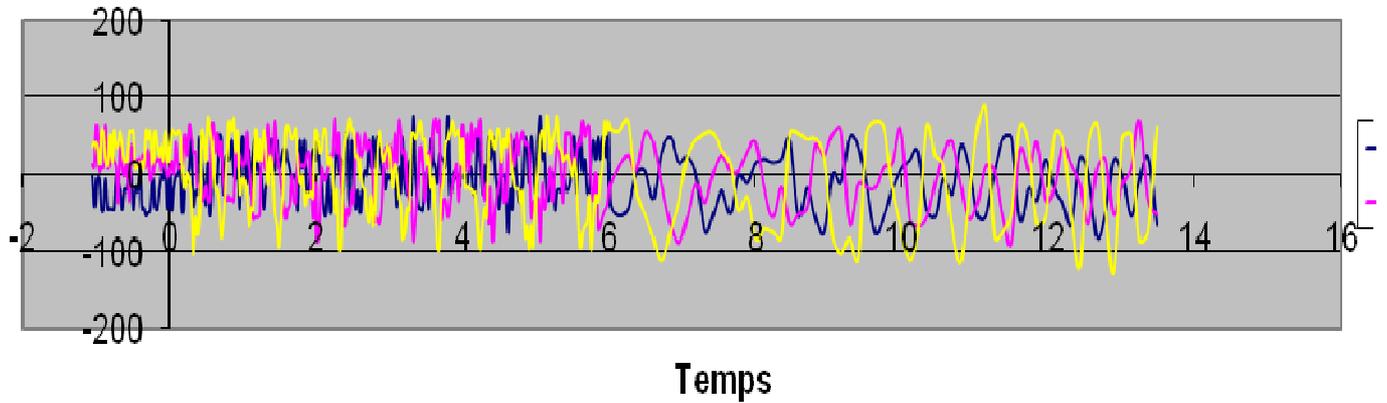
Description capteur



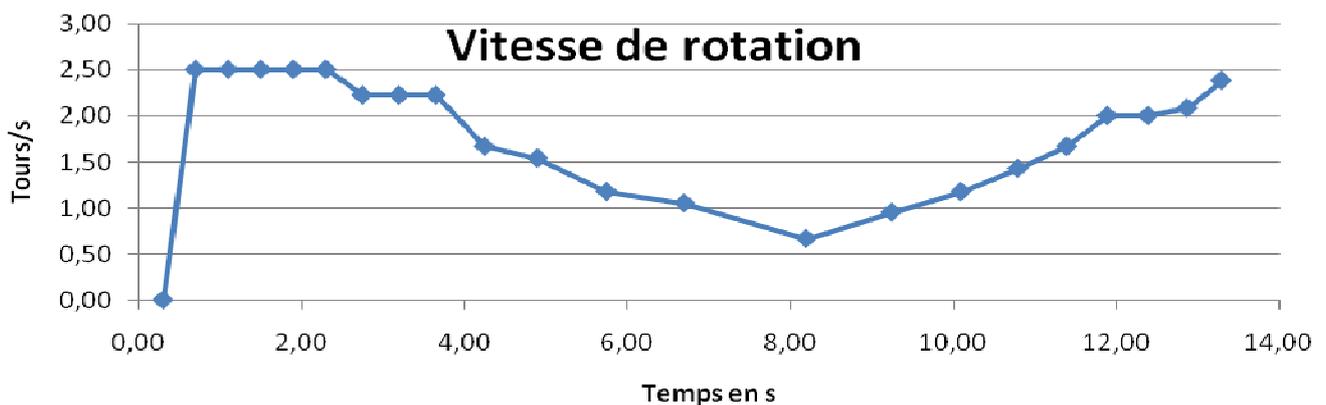
DONNEES DE VOL :

Les données de vols sont très concluantes et montrent que la vitesse de rotation était comprise entre 0.5 et 2.5 tours par seconde. La vitesse de rotation rapide pendant les 4 premières secondes (le moteur WAPITI fait tourner la fusée sur elle-même) a ralenti jusqu'à culmination puis a accéléré jusqu'à l'atterrissage. La fusée tournait dans le sens des aiguilles du montre quand on regarde la fusée de dessus (depuis l'ogive en direction de la queue).

Photo Résistances



Vitesse de rotation



MESURE D'ALTITUDE

L'expérience secondaire consiste à mesurer l'altitude atteinte par la fusée.

Pour se faire on utilise 2 mesures :

1. la mesure de l'accélération de la fusée le long de son axe longitudinal dont la dérivée donnera la vitesse et connaissant l'angle de lancement, on en déduira par intégration l'altitude maximale atteinte par la fusée.
2. la mesure de la pression statique. Des abaques donnant la valeur de la pression en fonction de l'altitude.

ACCELEROMETRE LONGITUDINAL

PRINCIPE :

L'accéléromètre utilisé pour mesurer la rotation de la fusée est un accéléromètre 2 axes. On peut donc placer le 2^e axe le long de l'axe longitudinal de la fusée pour connaître son accélération.

L'accélération au décollage est très brutale est importante (>10g pendant moins d'une seconde) puis elle varie très faiblement pendant le reste du vol (acc = 0.03g)

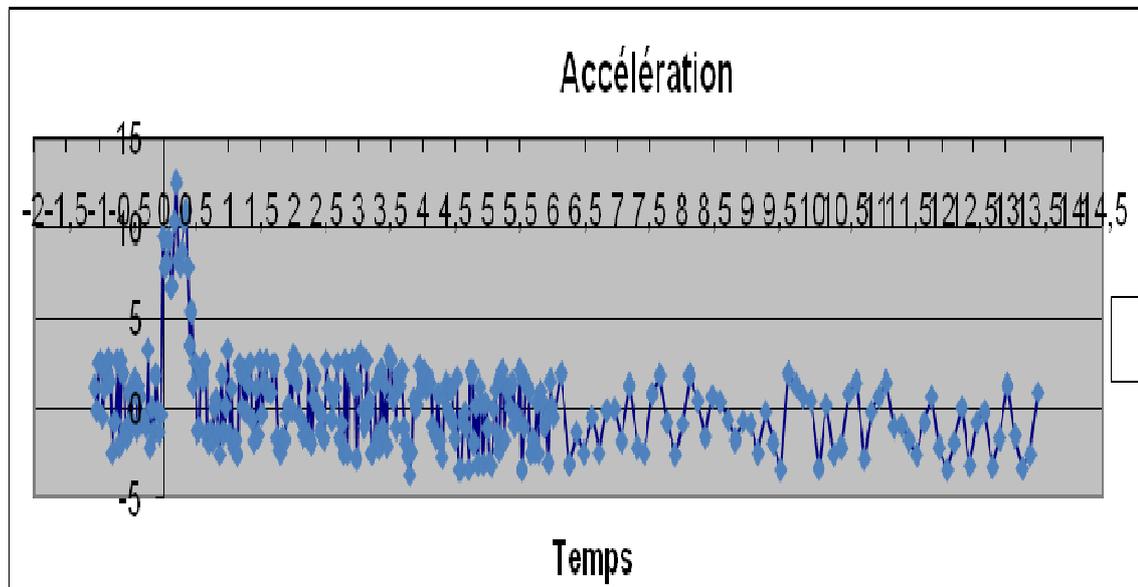
La précision de l'entrée analogique du microcontrôleur est de : 5 mV

La sensibilité de l'accéléromètre est de : **XXX** m/s²

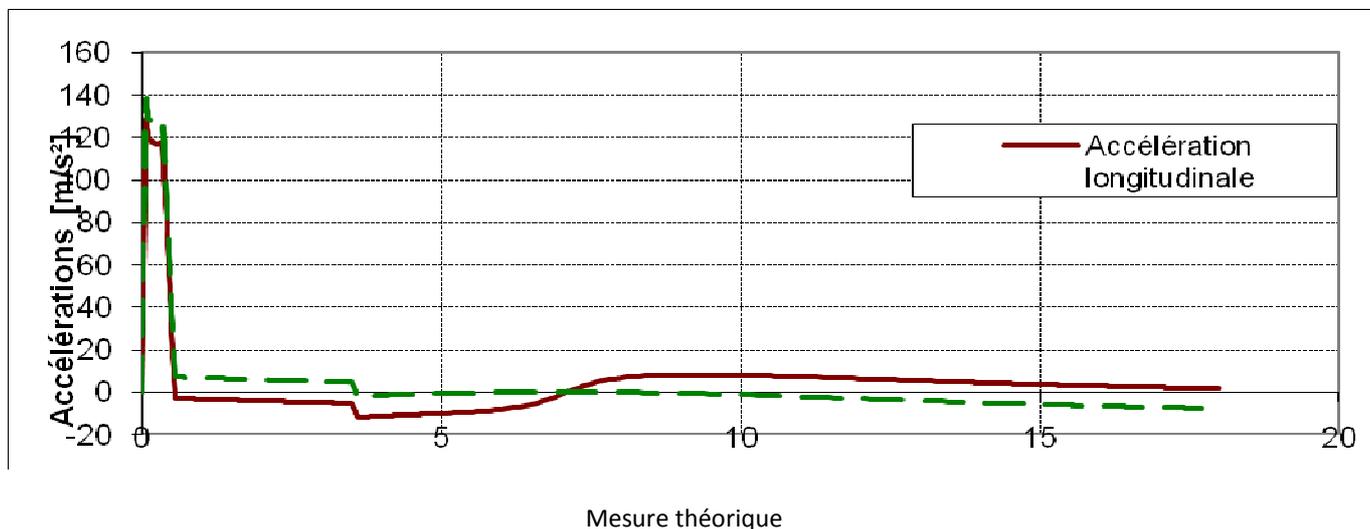
La précision de mesure sera donc de : **XXX** m/s²

DONNEES DE VOL :

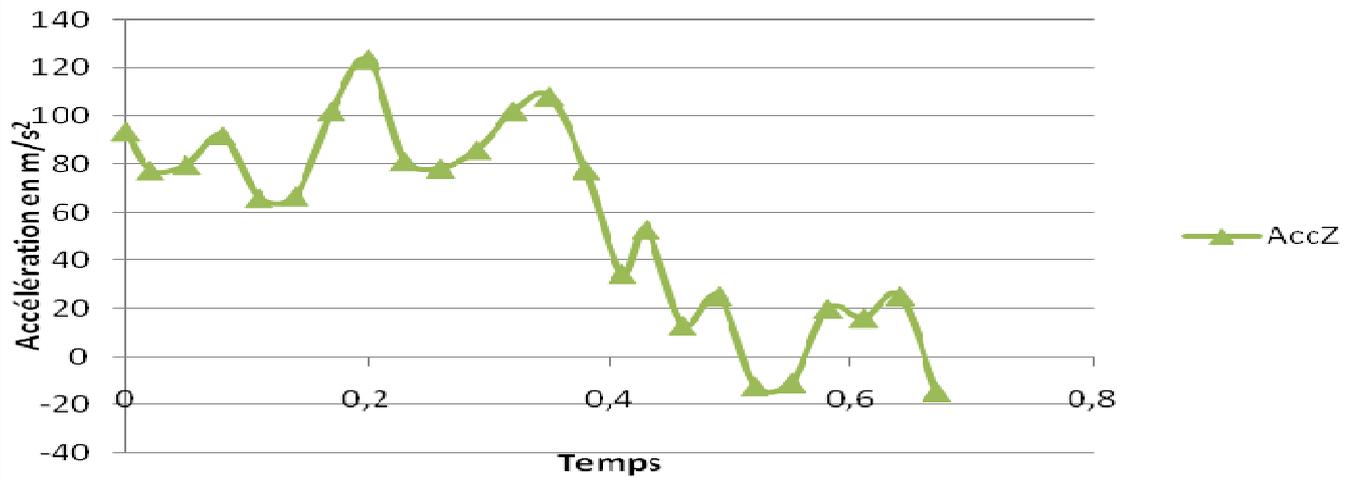
L'entrée analogique du microcontrôleur était très bruitée mais elle permet tout de même de voir l'accélération au décollage comprise en 6 et 12 G pendant 0.4s



Mesure en vol en G



Accélération longitudinale



PRESSION STATIQUE

PRINCIPE :

La mesure de la pression statique se fait par un capteur de pression (MPXH6101) dont la sortie est analogique. La pression diminue en fonction de l'altitude. La fusée ne devant atteindre que 200m, la variation de pression sur cette altitude est de l'ordre de :

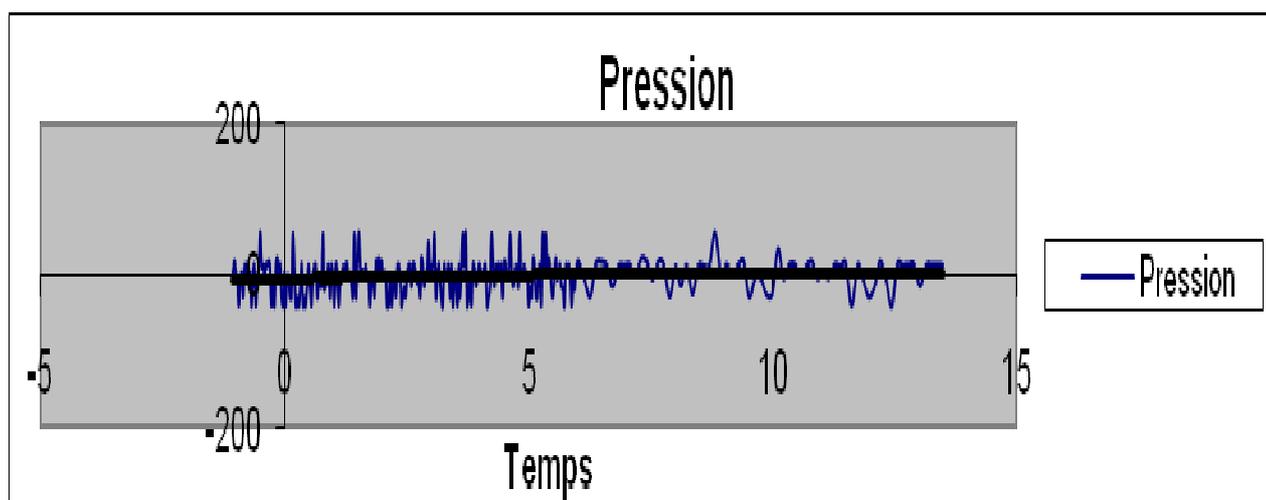
La précision de l'entrée analogique du microcontrôleur est de : 5mV

La sensibilité du capteur de pression est de : XXX V/m

La précision de mesure sera donc de : XXX m

DONNEES DE VOL :

L'entrée analogique est trop bruitée pour que la mesure soit significative



PRINCIPE :

Les données seront sauvegardées dans l'EEPROM interne du microcontrôleur, dans des EEPROM connectées au microcontrôleur par liaison I²C, dans une carte SD.

EEPROM interne ATmega324 : 2 ko

EEPROM I²C : 512 ko

SD card : 2 Go

Données à sauvegarder:

Données	Precision	Range	taille	EEPROM interne	EEPROM ext	SDCard
Temps depuis l'allumage	10ms	0s - 10h	4			4
Temps depuis le décollage	100ms	0s - 6500s	2		2	2
Mode		0-10	1		1	1
Etats boutons			1		1	1
Accéléromètre Z		10 bits	2			2
Accéléromètre R		10 bits	2			2
Gyroscope			2			2
Photorésistance 1		10 bits	2			2
Photorésistance 2		10 bits	2			2
Photorésistance 3		10 bits	2			2
Pression		10 bits	2			2
Différence Pression/Pref		10 bits	2			2
Total						24
Total vol 25s						
Total 1h						

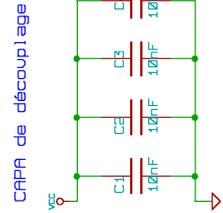
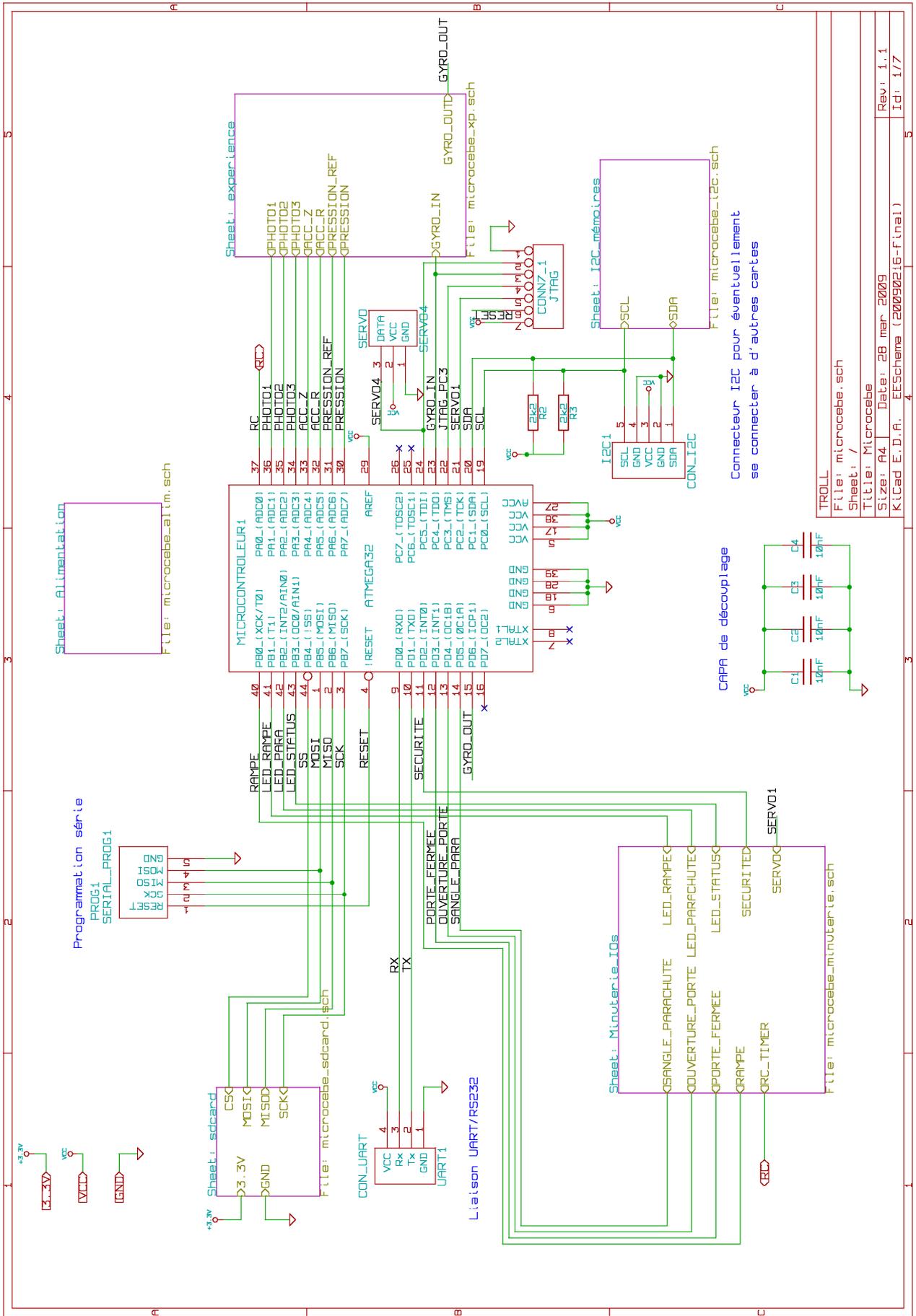
SOLUTION IMPLEMENTEE :

La sauvegarde des données de vol s'est faite dans

- l'EEPROM interne du microcontrôleur pour les phases de vol et l'état des interrupteurs à chaque changement de mode.
- la carte SD pour des mesures toutes les 10ms en mode rampe et vol et 30ms en mode préparation et atterrissage :
 - o Mode
 - o Interrupteurs
 - o Entrées Analogiques
 - o Valeur du gyroscope
 - o Temps absolue
 - o Temps depuis la détection du décollage

Les EEPROM I²C n'étaient pas connectées.

La fusée étant passée en mode atterrissage 7s après le décollage du fait de la mauvaise détection du décollage, la fréquence d'échantillonnage des données a ralenti en milieu de vol comme on peut le voir sur les courbes de mesure (notamment les photo-résistances)



Connecteur I2C pour éventuellement se connecter à d'autres cartes

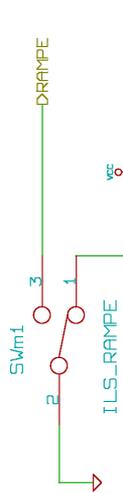
File: microcebebe.sch
Sheet: /
Title: Microcebebe
Size: A4
Date: 28 mar 2009
KiCad E.D.A. EESchema (20090216-final)
Rev: 1.1
Id: 17

Minuterie contrôlant l'ouverture du parachute

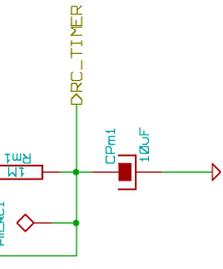
Junper de sécurité sur rampe



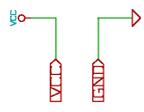
Interrupteur magnétique pour détecter le décollage
(Il faut placer un aimant sur la rampe)



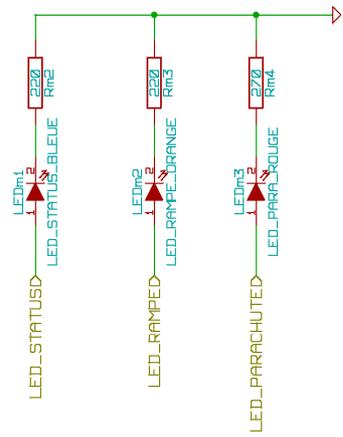
Circuit RC pour mesurer le temps depuis le décollage
en cas de rebond du microcontrôleur



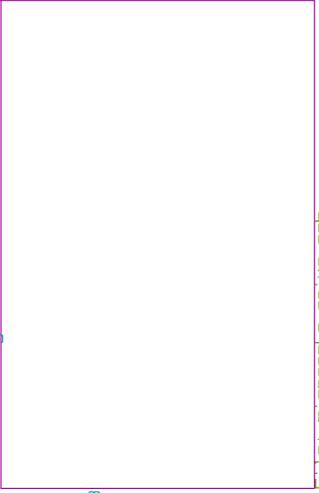
Interrupteur pour vérifier si la sangle parachute
est tendue ou non



LED d'état de la minuterie

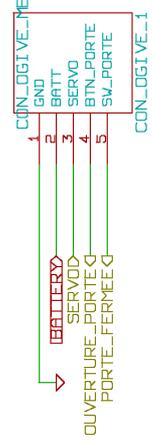


Sheet: Elec ogive



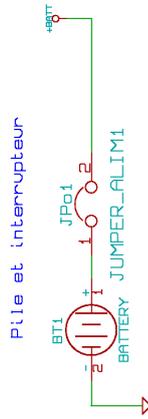
File: microcebe_ogive.sch

Connecteur en provenance de l'ogive

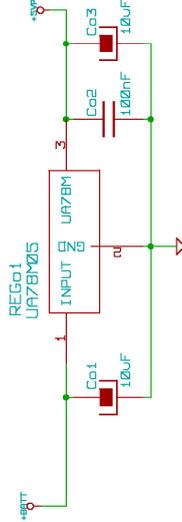


TROLL
File: microcebe_minuterie.sch
Sheet: /Minuterie_IDs/
Title: Minuterie IDs
Size: A4 Date: 28 mar 2009
KiCad E.D.A. EESchema (20090216-Final)
Rev: 1.1
Id: 277

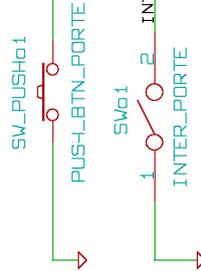
Elec dans l'ogive



Régulateur 5V pour la puissance du servo moteur

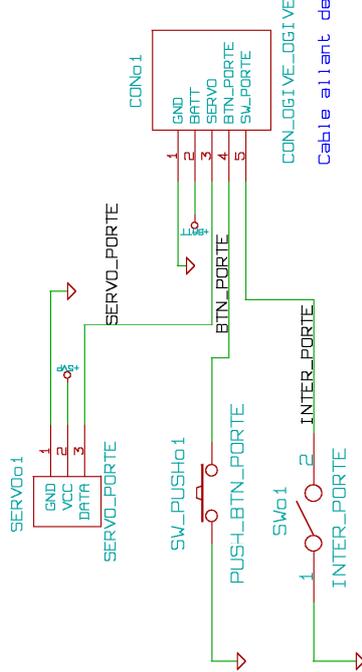


Bouton poussoir pour commander manuellement l'ouverture et la fermeture de la case parachute



Interrupteur pour détecter la libération du parachute (libération de l'ogive)

Servo moteur contrôlant la libération du parachute



Cable allant de l'ogive à la carte mère

TROLL

File: microcebe-ogive.sch

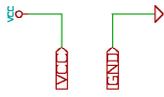
Sheet: /MicroCeebe_IDs/Elec ogive/

Title: MICROCEEBE_OGIVE

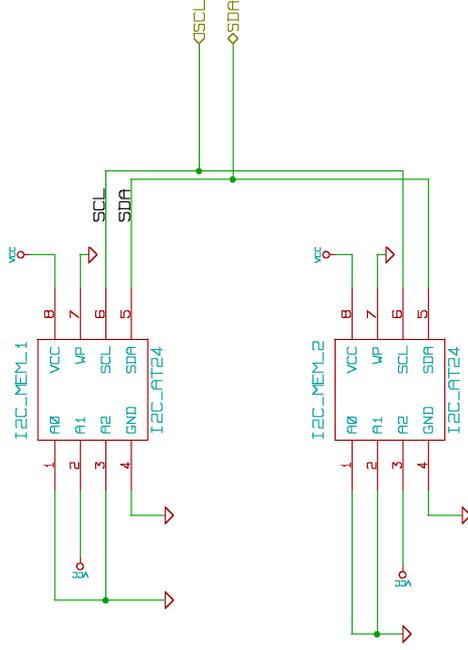
Size: A4 | Date: 28 mar 2009 | Rev: 1.1

KiCad E.D.A. EESchema (20090216-Final)

ID: 377



Sauvegarde 2 des données du vol

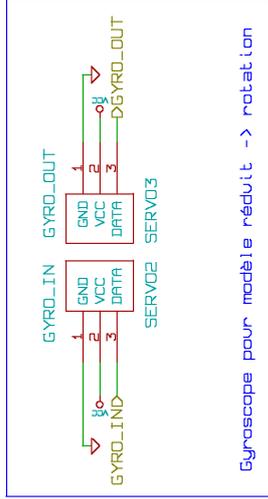
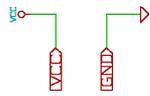


Mémoires I2C : EEPROM ou FRAM

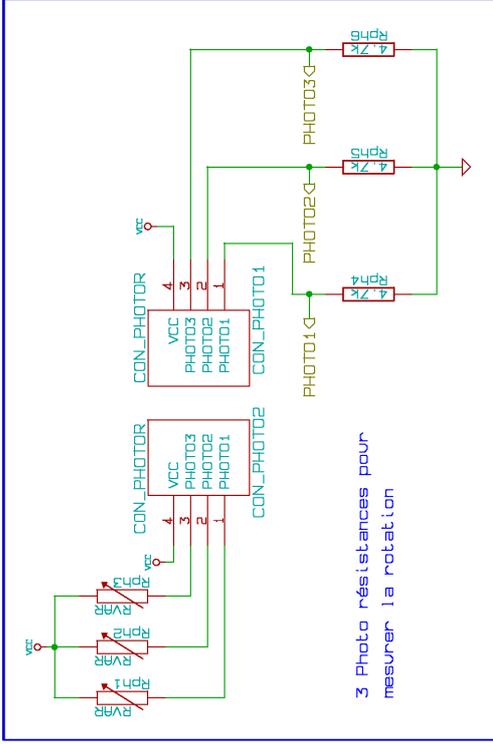
A0 est parfois non connecté (donc on le met à GND) sur certaines grosses mémoires

TROLL	5
File: microcrobe_i2c.sch	
Sheet: / I2C_mémoires/	
Title: I2C MEMORIES	
Size: A4	Date: 28 mar 2009
Revi: 1.1	ID: 477
KiCad E.D.A. EESchema (20090216-Final)	4

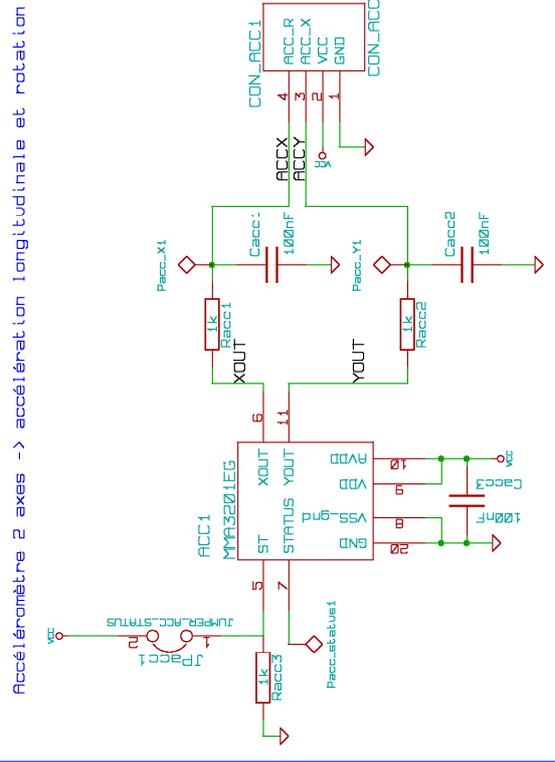
Expériences embarquées



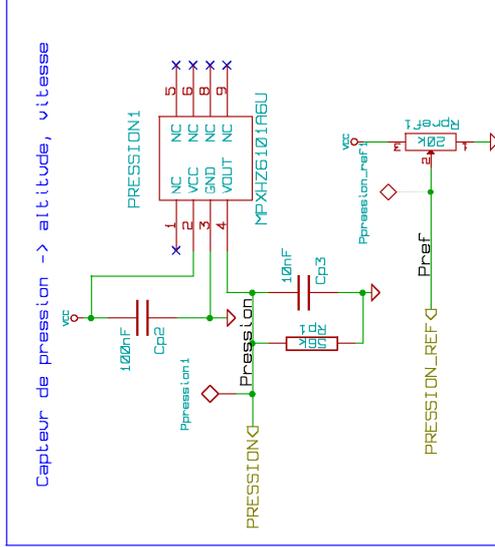
Gyroscope pour modèle réduit -> rotation



3 Photo résistances pour mesurer la rotation



Accéléromètre 2 axes -> accélération longitudinale et rotation

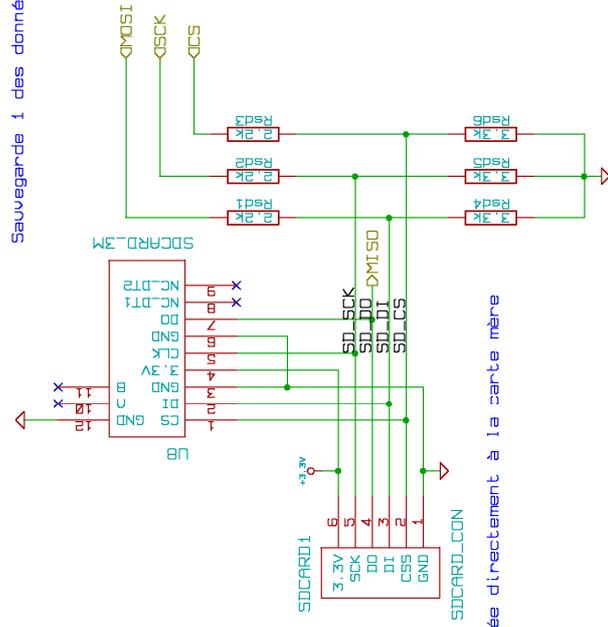


Capteur de pression -> altitude, vitesse

TROLL

File:	microcube_xp.sch
Sheet:	/ experience/
Title:	Experience
Size:	A4
Date:	28 mar 2009
Rev:	1.1
Id:	577

Sauvegarde 1 des données du vol



La carte SD est soudée directement à la carte mère

Interface avec une carte SD fonctionnant en 3.3V

Les entrées de la carte SD doivent être en 3.3 V d'où les résistances sur MOSI, SCK, CS qui sont des signaux 5V

La sortie de la carte SD (MISO) peut être branchée directement sur le microcontrôleur.

Ses entrées numériques doivent changer d'état entre 0 et 3.3V

TROLL

File: microcebe-sdcard.sch

Sheet: /sdcard/

Title: SD card connector

Size: A4 Date: 3 jun 2009

Rev: 1.1

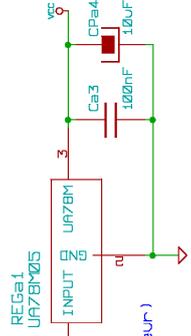
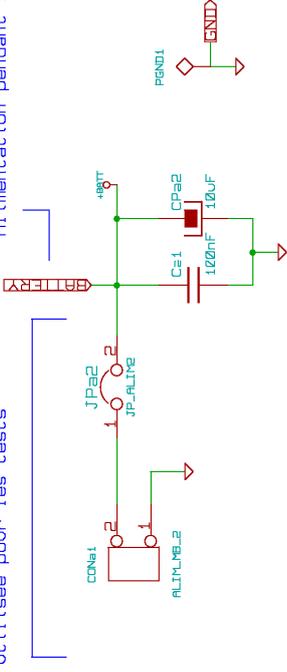
KiCad E.D.A. EESchema (20090216-final)

Id: 677

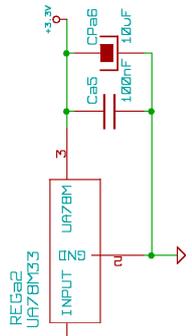
Alimentation de la carte mère

Alimentation utilisée pour les tests

Alimentation pendant le vol (la pile est dans l'ogive, l'icône de la carte mère)



Régulateur 5V (pour le microcontrôleur)

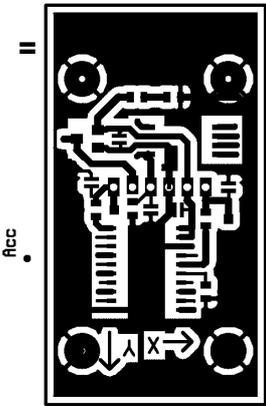


Régulateur 3.3V (pour carte SD)

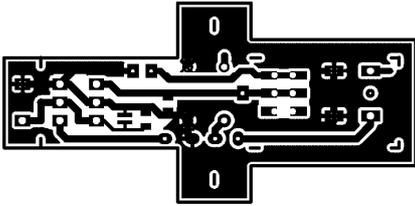
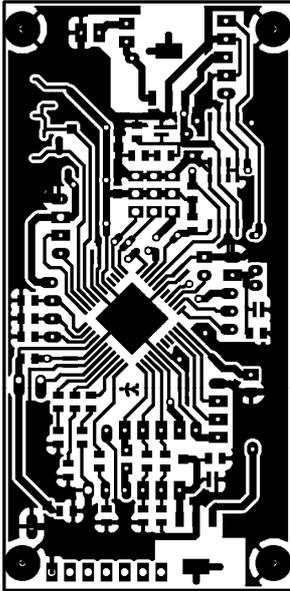
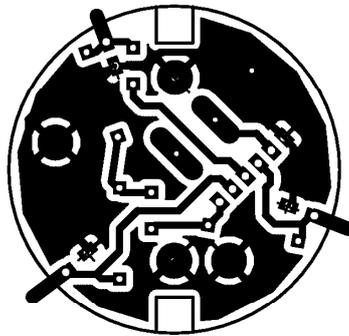


Led pour vérifier l'alimentation (j'aime les leds)

TROLL
File: microcobe_alim.sch
Sheet: /Alimentation/
Title: Microcobe - Alimentation
Size: A4 Date: 28 mar 2009
Revis: 1.1
KiCad E.D.A. EESchema (20090216-final)
Id: 777



Pression
Pression
Pression



File: microcebe2.brd
Sheet: 1/1
Title:
Size: A4
Date: 15 may 2009
Rev: 1
KiCad E.D.A. PCBnew (20090216-final)
Id: 1/1

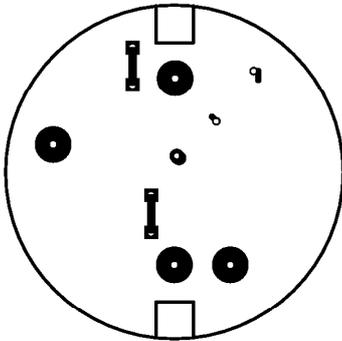
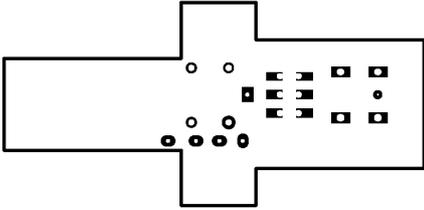
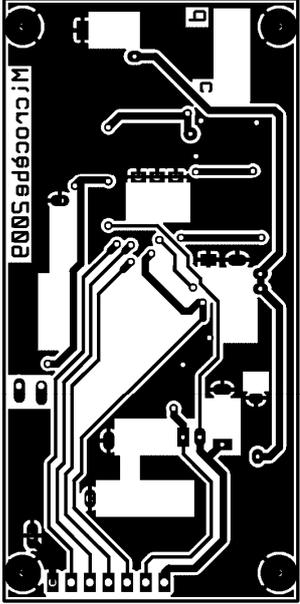
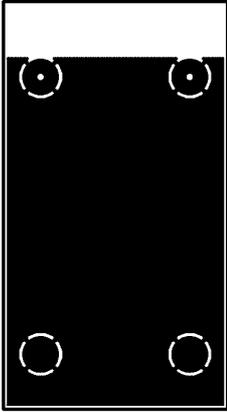
1

2

3

4

5



File: microcebe2.brd
 Sheet: 1/1

Title:

Size: A4 Date: 15 may 2009

KiCad E.D.A. PCBnew (20090216-final)

Rev:

Id: 1/1

5

4

3

2

1

CHRONOLOGIE

HEURE	OBJET	Validation
H - 4 h	Arrivée sur l'aire de lancement	
H - 2 h	Pliage du parachute et installation du parachute dans la fusée	
H - 1 h	Mise en place de la nouvelle pile	
H - 55 mn	Vol simulé	
H - 50 mn	Placer la fiche de sécurité	
H - 15 mn	Essais de mise en rampe	
H - 10 mn	Mise en place propulseur par le responsable	
H - 6 mn	Mise en rampe finale	
H - 5 mn	Allumage de la fusée	
H - 4 mn 30s	Retrait de la sécurité, vérifier que la led bleue clignote rapidement, que la verte est allumée, que la rouge est éteinte	
H - 4 mn	Evacuation de la rampe, armement du propulseur par le responsable de lancement	
H - 1 mn	Le responsable rejoint le poste de lancement	
H - 10 s	Décompte final	
H	Lancement	