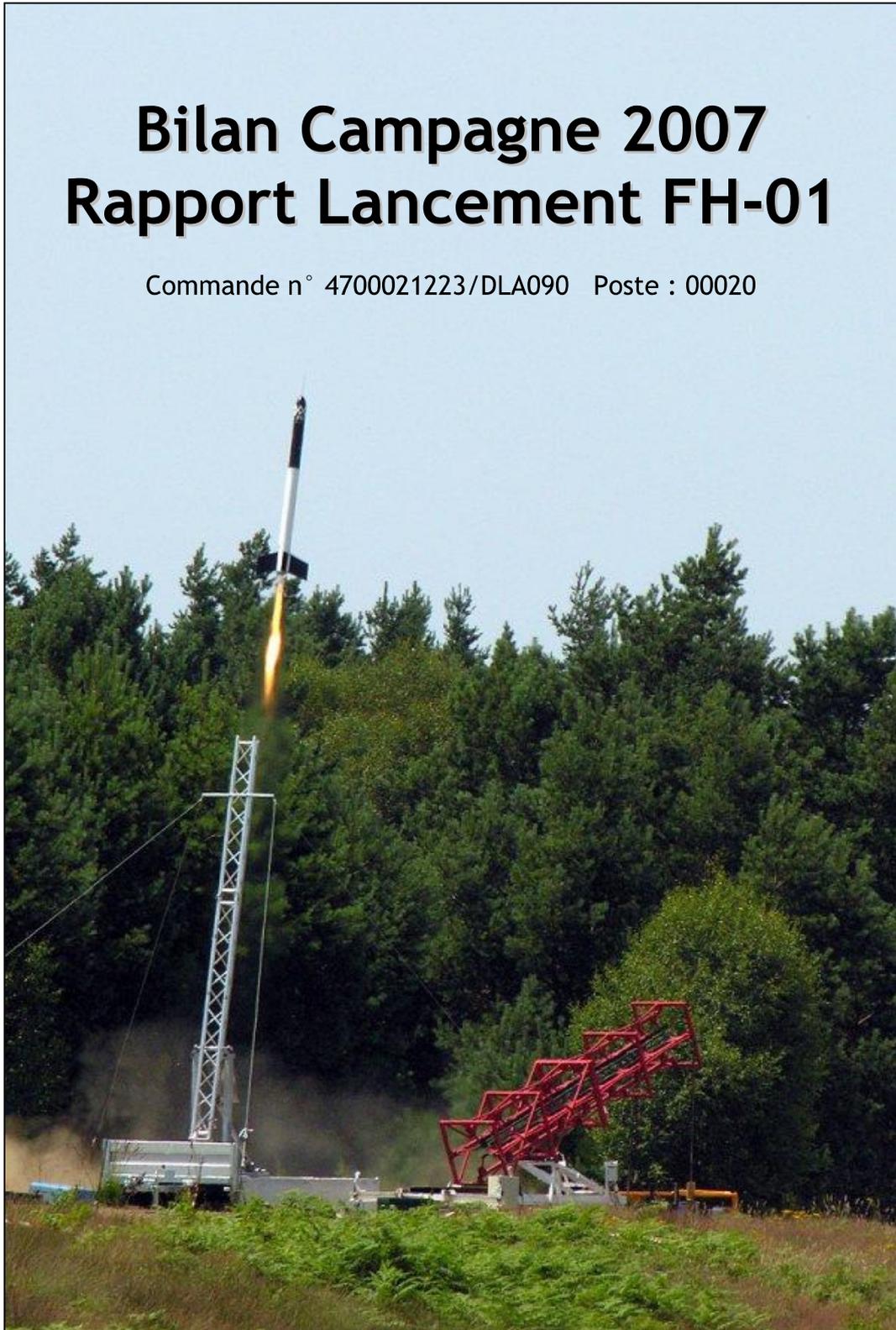


Bilan Campagne 2007 Rapport Lancement FH-01

Commande n° 4700021223/DLA090 Poste : 00020



Le décollage de la Fusée Expérimentale Hybride FH-01

Sommaire

1 - Introduction	3
2 - Organisation des équipes	3
3 - Philosophie de conception	4
4 - Structure mécanique de la fusée	6
4.1 - Tube porteur	7
4.2 - Ailerons	7
4.3 - Bague de poussée	8
4.4 - Case à équipement.....	8
4.4 - Ogive	9
5 - Système de récupération	10
5.1 - Parachute.....	10
5.2 - Séquenceur	11
5.3 - Système d'ouverture	13
5.4 - Système de localisation	14
6 - Electronique de mesure	15
6.1 Synoptique général de l'électronique de mesure	15
6.2 Module INTERLED.....	17
6.3 Module OBC SAINTEX	17
6.4 Module CondiFH	18
6.5 Module Kiwi Millenium	19
6.6 Système sol Keasy.....	19
7 - Mise en œuvre	20
8 - Déroulement du vol	21
9 - Bilan des expériences	24
9.1 - Vibrations du moteur	24
9.2 - Accélération tri axes.....	25
9.3 - Courbes de pressions réservoir et chambre	26
9.4 - Température du réservoir	26
9.5 - Analyse des images	27
10 - Conclusion	28

1 - Introduction

La fusée expérimentale à propulsion hybride FH-01 a été développée pendant 2 ans par des clubs aérospatiaux affiliés à planète sciences, ils ont été encadrés durant tout ce temps par une équipe de bénévoles chargée de la direction du projet.

L'étude, la réalisation et le lancement se sont fait dans le cadre du projet PERSEUS lancé par le CNES. Ce programme vise la mise en orbite basse d'une charge utile comprise entre 10 et 50 Kg grâce à un nano lanceur qui sera développé par des étudiants et des chercheurs. Le programme s'appuie sur la réalisation régulière de démonstrateurs dont le moteur hybride de la fusée expérimentale est un des premiers pas.

La fusée est un banc d'essai volant pour le propulseur hybride conçu par l'ONERA. Elle permet de s'interfacer avec les capteurs du moteur et d'envoyer ces données au sol par l'intermédiaire d'une télémesure classique, une sauvegarde à bord est également prévue.

L'étude et la réalisation de la fusée ont été confiées à un groupe de bénévoles Planète-Sciences présent à Ris-Orangis qui ont coordonné plusieurs clubs espace (Cascade, Cles-Facil, Garef...).

2 - Organisation des équipes

Trois clubs aérospatiaux et un groupe de bénévoles de Planète Sciences ont participé à l'étude et à la réalisation de la fusée.

Le CLES FACIL, club de l'INSA de Lyon, a conçu la structure mécanique de la fusée. Il a également réalisé les coques en fibre de carbone de la case à équipement ainsi que l'ogive en fibre de verre.

L'association scientifique CASCADE s'est chargée de la conception du système de récupération, de la conception d'une partie de l'électronique de bord, de la réalisation des ailerons et du montage mécanique de la fusée.

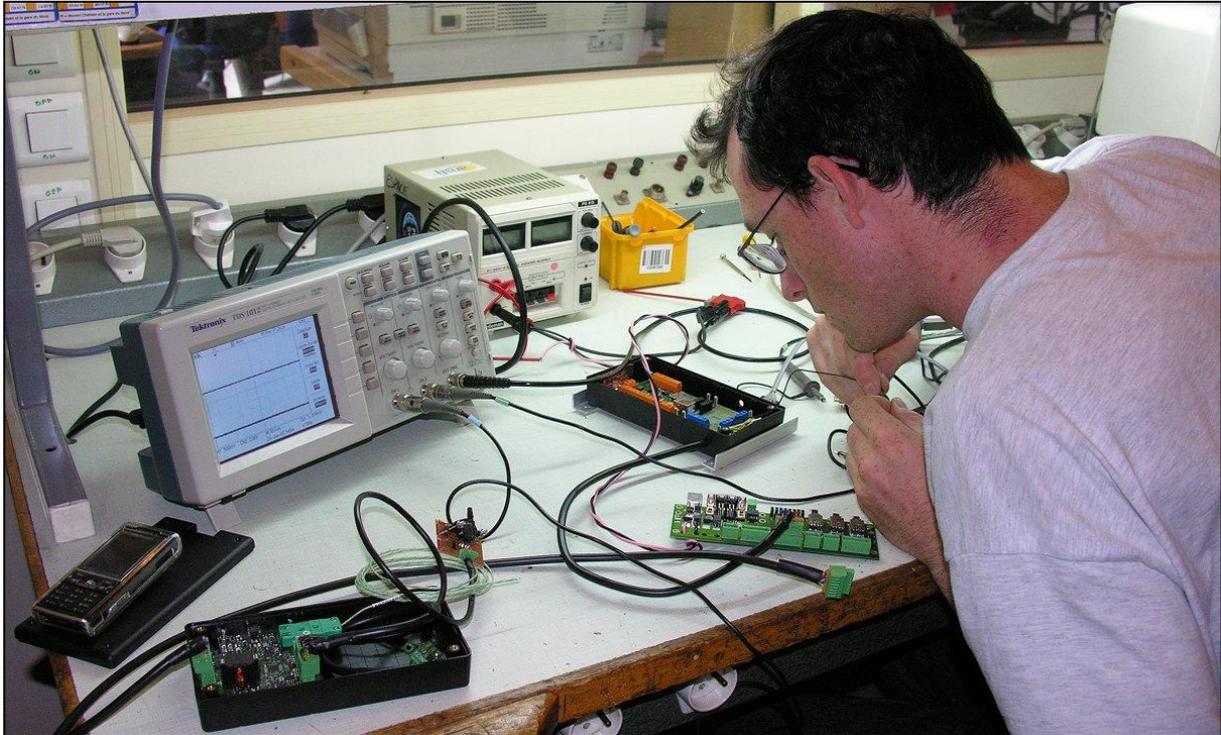
Le GAREF a fourni le système de localisation sonore.

En phase final de développement le groupe de bénévoles s'est occupé de la réalisation du parachute, de l'intégration finale et des tests systèmes.

La fabrication de certaines pièces de la fusée a été sous traitée à des professionnels, notamment les bagues en aluminium, qui ont été usinées en commande numérique, le tube porteur en carbone/nomex/carbone et la gravure des cartes électroniques de la fusée. Pour finir la peinture de la fusée a été confié à un carrossier automobile.

Les clubs ont travaillé chacun de leur côté avec un suivi effectué par le groupe de bénévoles. Des rencontres appelées FHP (Fusex Hybride Partie) ont eu lieu régulièrement à la base technique de Planète Sciences.

Des revues régulières organisées par le CNES ont également eu lieu conjointement avec les revues concernant le propulseur hybride.



Un membre de l'équipe bénévole au travail...

3 - Philosophie de conception

La principale contrainte que nous avons rencontrée durant la conception du projet concerne la masse de la fusée. En effet, à cause de la masse importante du propulseur, 6,2 kg contre 3,7 kg pour nos propulseurs habituels, nous avons particulièrement soigné le bilan massique de l'ensemble. D'autant plus que la fusée est particulièrement grande, 140 mm de diamètre pour une longueur de 2300 mm. Il est à noter toutefois que la poussée du moteur hybride obtenue sur les tirs aux bancs s'est avérée supérieure aux premières estimations théoriques, cette poussée plus importante a en partie gommé l'augmentation de masse du moteur. Au final le pari est tenu puisque nous sommes arrivés à la masse record de 7.9 kg pour la fusée seule.

La masse du propulseur a aussi pour conséquence de modifier la position du centre de gravité ce qui influe directement sur la stabilité de la fusée. Nous avons donc rabaisé le centre de poussée de la fusée par l'intermédiaire d'ailerons particulièrement grand.

```

FUSEE: FH-01 | CLUB: PERSEUS | MOTEUR: H2 | PAS: 10 %
virole: NON Xcg: 50 | biétage: NON
masse: 1.000 |
prop: 1710 |
<-160 -> D -> Xcg vide: 1222 -> Xcg: 1581 -> | masse: 14.180 kg
141 | avec moteur et virole |
L=1975 |
coiffe: parabolique | p= |
jupe/rétréint: NON | épaisseur ailerons: 2.0 |
sortir du programme | 100 -> -> n=225 ->
déplacements: <↑↓> valid.: RETURN variations: +- | nombre d'ailerons: 4
Produit Ms x Cn : vide= 70.2 plein= 66.3
nom de la fusée
Cn=26.6 ||Xcp:1933 ||marge statique: de 2.5 à 2.6 STABLE | cotes en mm
Calcul de stabilité sous trajec 2.5

```

Les expériences embarquées dans la fusée concernent principalement le propulseur. Nous mesurons : la pression et la température du réservoir de N_2O , la pression dans la chambre de combustion et le régime vibratoire du moteur. La fusée comporte également une mesure d'accélération sur trois axes.

Dans ce projet les objectifs principaux étaient de :

- Récupérer le propulseur intact après le vol,
- Obtenir les données du vol.

Pour ces deux objectifs nous avons cherché à fiabiliser au maximum la récupération de la fusée, aussi bien au travers la conception du système de récupération en vol que le système permettant de retrouver la fusée une fois revenu au sol.

Caractéristiques générales :

Longueur : 2300 mm
 Diamètre : 140 mm
 Envergure : 640 mm
 Masse sans moteur : 8 kg
 Masse avec moteur plein : 14.2 Kg
 Vitesse max estimée : 100 m/s
 Vitesse estimée de sortie de rampe : 24 m/s
 Accélération max : 7.5 m/s^2
 Altitude de culmination estimée : 520 m

4 - Structure mécanique de la fusée

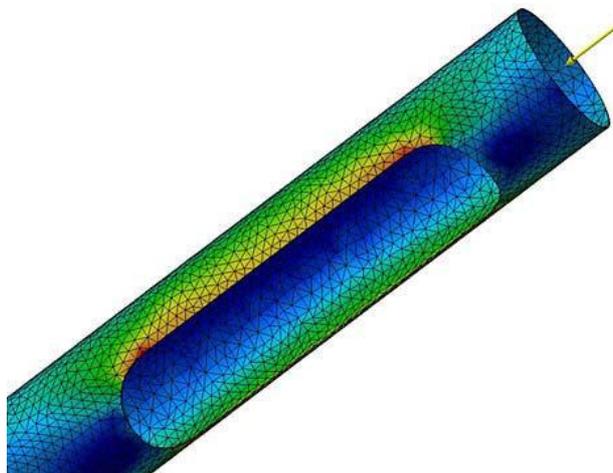


Vue d'ensemble de la fusée

L'optimisation des masses a été notre fil directeur durant la conception de la fusée. Une rapide étude a montrée qu'une fusée à peau porteuse en aluminium n'était pas compatible avec nos objectifs de masse. En effet, la structure mécanique de la fusée pesait à elle seule la masse totale allouée au projet !

Nous avons aussi étudié une structure porteuse et une peau en composite de faible épaisseur, cela aurait posé de nombreux problèmes au niveau du montage du propulseur et c'était une structure complexe pour une grosse fusée.

Nous nous sommes donc rapidement dirigé vers une fusée à peau porteuse en composite. Un seul tube porteur en sandwich carbone/nomex/carbone constitue les 2/3 de la fusée. Du bas du moteur, où s'effectue la reprise de poussée, jusqu'au haut de la casse du parachute. La partie haute, où se loge la case à équipement, est une structure porteuse composée de 2 profilés en U et d'une fine peau en carbone.



Modélisation du tube estimation des contraintes de vol autour de la case parachute

4.1 - Tube porteur

La fusée est donc constituée d'un tube porteur en sandwich carbone/Nomex/carbone qui fait office de case parachute et de logement moteur. Le tube a été fabriqué par Impact Composite, une société spécialisée dans la réalisation de coque de bateau en composite. Nous avons réalisé un mandrin aux diamètres intérieurs de la fusée sur lequel est moulé le tube en composite. Une fois la première couche de carbone et le Nomex appliqués sur le mandrin, nous avons réalisé et posé les inserts métalliques servant à renforcer les passages de vis et les fixations d'ailerons. Ces inserts sont montés dans l'épaisseur de Nomex puis recouverts par la dernière couche de carbone. Leurs positions sont précisément repérées pour pouvoir retrouver lors du perçage l'emplacement des inserts.



Repérage des positions des inserts avant la pose de la 2ème couche de carbone.

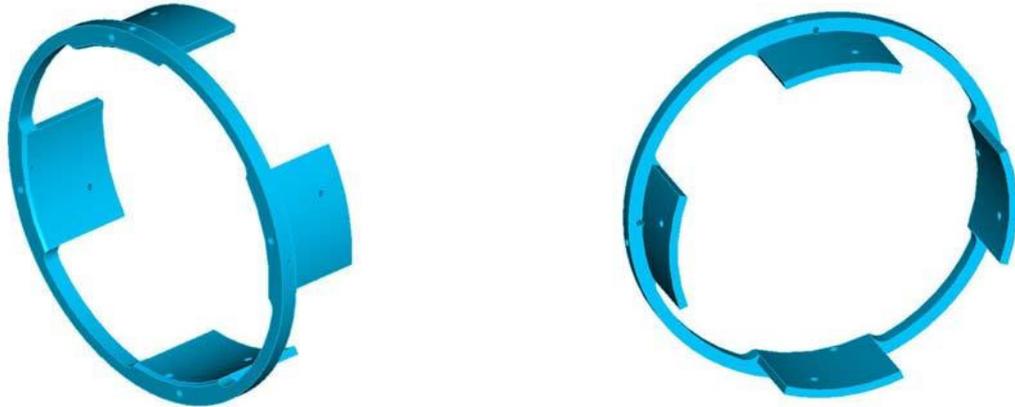
Une fois le tube en composite démoulé, mastiqué puis poncé il ne reste plus qu'à découper la porte de la case parachute. Les trois trappes d'accès au moteur furent découpées beaucoup plus tard après avoir effectué une compatibilité moteur à l'ONERA.

4.2 - Ailerons

Les ailerons sont découpés dans de la tôle d'aluminium de 2 millimètres d'épaisseur puis mis en forme par pliage et martelage. Ils sont d'une seule pièce et n'ont pas nécessité de cornières pour le montage sur la fusée. La partie servant de fixation est arrondie au diamètre extérieur de la fusée pour parfaitement s'adapter au tube porteur. Ils sont fixés sur la fusée par boulonnage grâce à des vis BHC à tête bombées dont la tête est à l'intérieur du tube de la fusée et l'écrou à l'extérieur. Ce type de fixation permet d'occuper un espace minimum à l'intérieur du tube et de laisser plus de place pour le montage du moteur.

4.3 - Bague de poussée

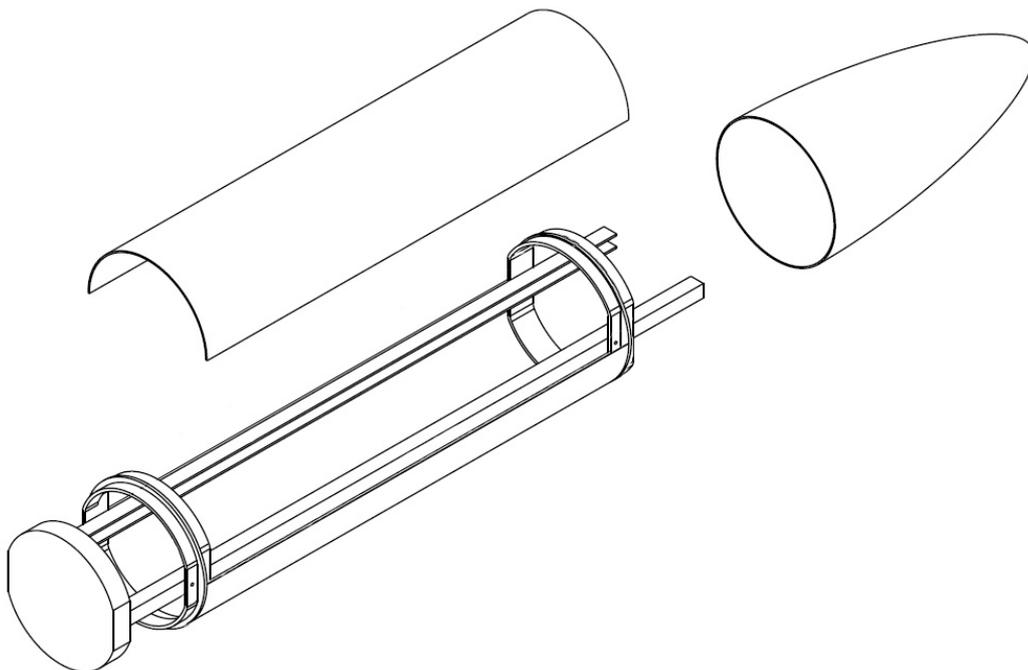
La bague de poussée, située en bas du tube porteur, sert à fixer le moteur sur la fusée. L'interface moteur/bague a été définie en accord avec l'ONERA au début du projet. Cette bague, ainsi que les autres pièces métalliques de la fusée, sont dessinées sous catia puis envoyées en réalisation chez un sous traitant où elles ont été réalisées sur une fraiseuse à commande numérique.



Vues 3 D de la bague de poussée.

4.4 - Case à équipement

La partie supérieure de la fusée est constituée d'une structure porteuse en alu recouverte d'une fine peau de carbone servant de case à équipement. La structure supérieure est conçue de cette manière afin de permettre un large accès aux cartes électroniques et aux câblages de la case à équipements. Il est possible de retirer les peaux de carbone protégeant la case à équipements voir de la désolidariser totalement du reste de la fusée.



La structure mécanique de la case à équipements

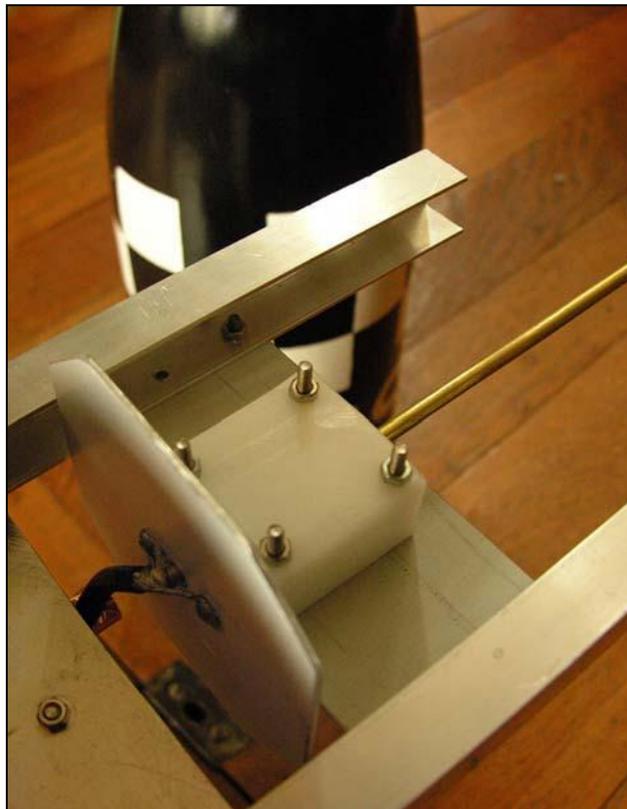
Le système d'ouverture de la trappe du parachute est intégré à la structure de la case à équipement. Cette structure est constituée de trois bagues en aluminium reliées par 2 profilés en U, en alliage léger. Les éléments de la case à équipements sont montés sur des platines fixées sur les profilés en U.



La case à équipement en cours d'intégration

4.4 - Ogive

L'ogive en fibre de verre vient se fixer sur la dernière bague de la structure. Sous l'ogive se trouve le Kiwi Millénium (l'émetteur de télémétrie) ainsi que l'antenne d'émission et son plan de masse.



Plan de masse et fixation de l'antenne

5 - Système de récupération

Le système de récupération est constitué d'un parachute éjecté par une trappe latérale dont l'ouverture est commandée par un servo moteur. Le décollage est détecté par l'arrachement d'un jack et le séquenceur décompte dix secondes avant d'envoyer l'ordre d'ouverture de la trappe du parachute. Ce temps est déterminé par le calcul prévisionnel de trajectoire. Une détection d'altitude avec un fenêtrage temporel était prévue mais non activé pour le vol car inutile au vue des performances de la fusée.

5.1 - Parachute

De la toile de spi pour cerf volant est utilisée pour la confection du parachute, les suspentes sont des fils de kevlar tressés (résistance d'une tonne pour un fil de diamètre de 2 à 3mm !) le tout acheté dans le légendaire magasin lyonnais le «cris du kangourou». Des renforts en coton tressé sont cousus sur tout le pourtour du parachute et des boucles à leurs extrémités font office d'accroche pour les 12 suspentes.

Les suspentes sont rassemblées sur une manille en acier, elle même reliée à un émerillon qui permet au parachute de tourner sur lui même afin d'éviter que les suspentes ne s'emmêlent lors de la descente.

La surface du parachute est volontairement surestimée pour une descente lente et un atterrissage en douceur de la fusée (surface de 3,8m² pour une vitesse de descente d'environ 7 m/s). Il est toujours délicat d'avoir un parachute doté d'une grande surface car le choc à l'ouverture au moment où il se déploie peut être très important. C'est pourquoi on vise une ouverture à culmination, au moment où la vitesse de vol de la fusée est minimale. Dans notre cas, pour un tir à 80° la vitesse mini visée était de 18 m/s et engendrait un effort dû au choc de 3000 N.

On verra que le parachute a parfaitement résisté malgré son ouverture tardive.

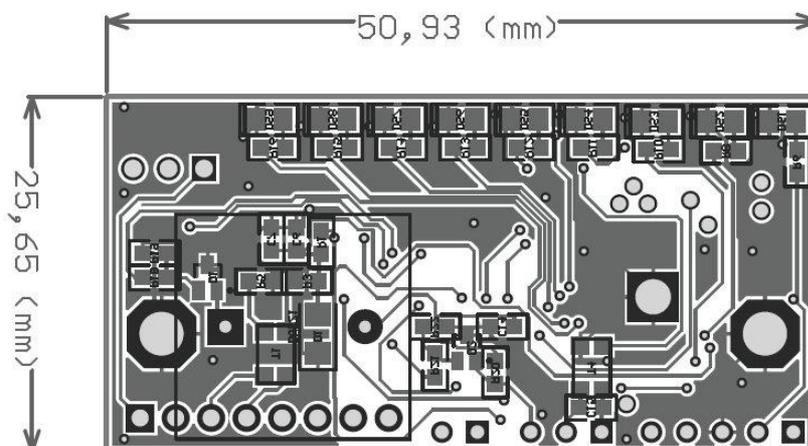


La case parachute ouverte

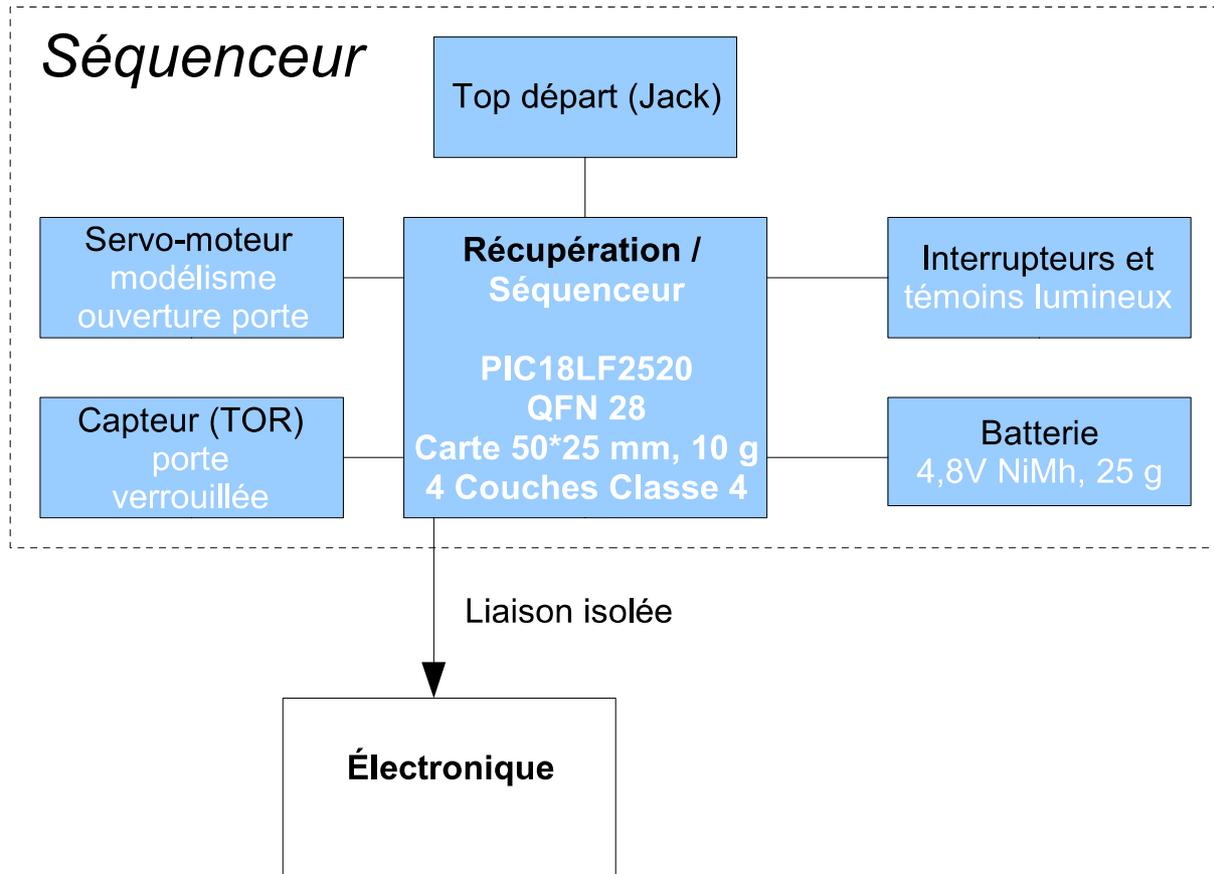
5.2 - Séquenceur

Un séquenceur électronique gère le vol de la fusée, il détecte le décollage et transmet cette information à l'électronique de mesure, c'est aussi lui qui déclenche l'ouverture de la trappe de parachute au bout d'un temps préprogrammé. Il possède sa propre batterie et est indépendant du reste de l'électronique de la fusée.

Le séquenceur a été développé spécifiquement par les participants au projet pour la fusée FH-01 et respecte scrupuleusement les prérogatives du cahier des charges Fusex. Il est architecturé autour d'un micro-contrôleur PIC 18F2520 de Microchip. Cette fonction de récupération a été optimisée pour réduire au maximum son encombrement et sa consommation. En effet, la masse de l'ensemble, batterie comprise, pèse moins de 35 grammes et s'inscrit dans un volume de 60*30*20 mm. Afin d'atteindre ce résultat, nous avons mis en oeuvre les technologies CMS les plus petites disponible pour les composants (boîtiers passifs : 0402, 0603... ; boîtiers actifs: SOT23-5, QFN28...) et un circuit imprimé 4 couches de classe 4. Le micro-contrôleur que nous avons choisi se caractérise notamment par une faible consommation électrique, grâce à une tension de fonctionnement faible (2,7V) et des fonctions embarquées d'optimisation d'énergie. L'alimentation électrique de l'ensemble est assurée par un accumulateur NiMh 4,8V 300mAh de 25 grammes et un régulateur de tension « low dropout » permettant aussi la protection en surtension/surcourant et en inversion de polarité. L'autonomie est approximativement d'un mois sans activation du servomoteur et 8 heures avec activation permanente du servomoteur. L'appliquatif embarqué a été développé en C sous MPLAB/C18.



Le séquenceur s'interface, d'un côté, avec le servomoteur permettant l'ouverture de la trappe parachute par l'intermédiaire d'un signal PWM et d'une alimentation électrique provenant de l'accumulateur 4,8V unique du séquenceur. De l'autre côté, il s'interface avec l'électronique de mesure de la Fusex par l'intermédiaire, d'une liaison série full duplex isolé galvaniquement grâce à un ADUM1201 (isolateur « électronique » faible consommation fonctionnant par effet inductif). De plus, il est équipé d'un capteur de décollage TOR actionné par l'arrachement d'une prise jack, d'une IHM à LED, d'un buzzer indiquant son état et d'une liaison synchrone vers l'extérieur afin de le programmer et le déboguer.



Cette fonction critique nous a amené à développer une électronique conçue pour résister à un environnement CEM et vibratoire sévère. De plus, l'applicatif embarqué a été développé dans un souci de fiabilité et de facilité de paramétrage. Afin de valider notre système, nous avons mené des campagnes de tests tout au long de l'année : essais CEM, essais de répétabilité dans des configurations dégradées...

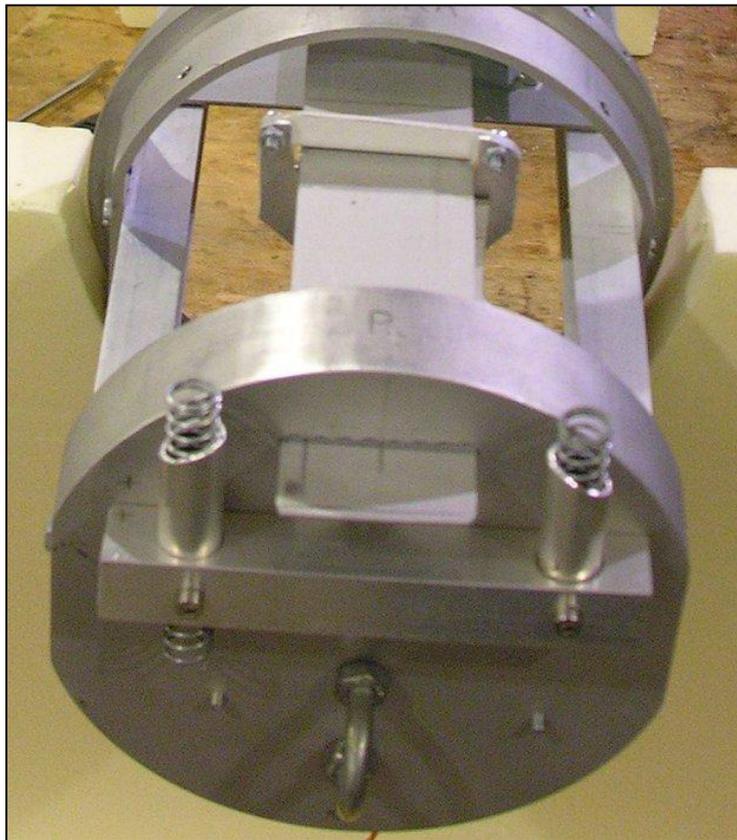
L'applicatif embarqué est prévu pour gérer un fenêtrage temporel. C'est à dire, que le séquenceur peut autoriser un ordre d'ouverture de la trappe parachute provenant de l'électronique principale. Cette ordre n'est validé et exécuté que si le temps écoulé depuis le décollage est compris entre deux temps prédéfini dans l'applicatif. De plus, dans le cas où l'électronique principale n'envoie pas d'ordre, le séquenceur ouvre la trappe parachute systématiquement à la fin de la fenêtre temporelle.

5.3 - Système d'ouverture

La trappe du parachute est commandée par un verrou actionné par un servomoteur. Elle est ensuite éjectée de son logement par 2 ressorts de compressions. La vitesse de l'air s'engouffrant dans la case parachute fait le reste.

Avec ce type de système d'ouverture il faut bien veiller à ce que les efforts supportés par la trappe ne soient pas repris directement par l'actionneur. C'est le cas ici car le verrou reprend les efforts durant le vol, et le servomoteur m'a qu'à vaincre les frottements du verrou pour ouvrir la trappe.

Le servomoteur choisi est du même type que ceux utilisés en aéromodélisme, pour un coût raisonnable ce sont des actionneurs facilement pilotables et offrant une bonne résistance aux accélérations et aux vibrations.



Le système d'ouverture coté case parachute.

On distingue les deux ressorts d'éjections situés de part et d'autre du verrou de la trappe de la case parachute. En bas l'anneau de fixation de la sangle du parachute.

5.4 - Système de localisation

La fusée est équipée de 3 systèmes de localisations sol différents :

- Un beeper sol indépendant de toute électronique, possédant sa propre alimentation et son propre système de déclenchement. D'une autonomie de 72 heures il s'active automatiquement au décollage.



- Un beeper sol intégré à la carte OBS Saintex fonctionnant sur les batteries de bords et s'activant au décollage de la fusée.



- Une balise goniométrique Marshal, utilisée pour le repérage des oiseaux, est également utilisée dans le cas où la fusée atterrisse dans une zone hors de vue directe. Elle a une autonomie de 96 heures et une portée d'une dizaine de kilomètres.



6 - Electronique de mesure

L'électronique de mesure de FH-01 a été développée spécifiquement par les participants au projet afin de répondre très précisément aux besoins de ce banc d'essai volant. Cette électronique utilise les technologies de pointes en terme de miniaturisation et de performances d'acquisitions. D'autre part, elle respecte le cahier de charges fusex ainsi que les besoins spécifiques liées à cette fusée. Les principaux besoins se résument de la manière suivante :

- Mesure en temps réel des paramètres du moteur (pression réservoir, pression chambre d'injection, température réservoir, vibrations) au sol lors des mises en oeuvres et en vol
- Lors de la mise en oeuvre, visualisation en temps réel des mesures au pied de la rampe et retour par télémesure (camion télémesure)
- Enregistrement des mesures « en doublon » dans la fusée et par l'intermédiaire de la télémesure (camion télémesure)
- Capacité à alimenter électriquement la fusée par une source externe afin de préserver les batteries interne pour le vol
- Poids réduit de l'ensemble du système électrique afin de respecter les contraintes de masses (masse totale de la fusée sans le moteur ne devant pas excéder 8 kg)

A ces besoins spécifiques il a été ajouté :

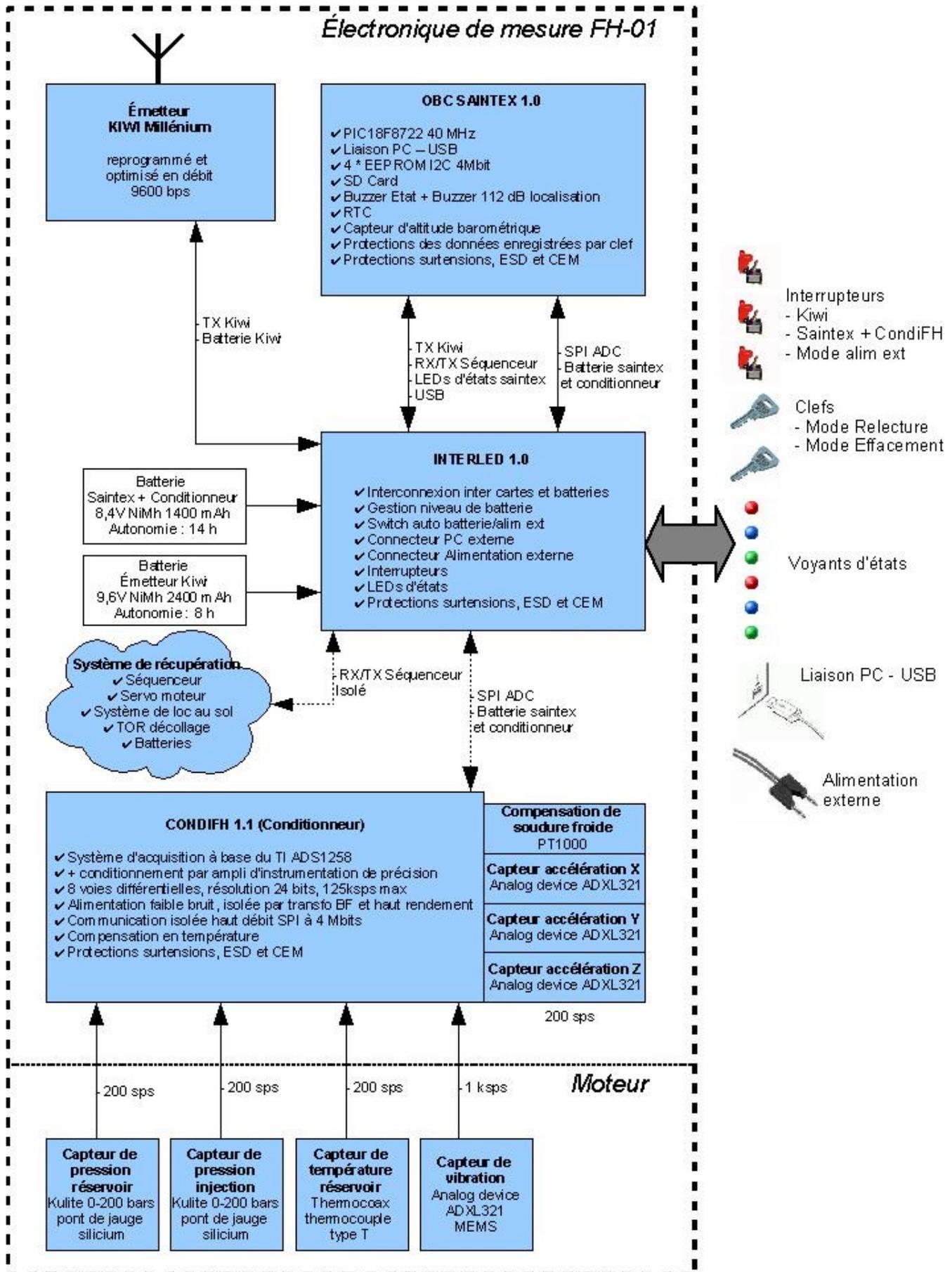
- Mesures d'accélérations 3 axes
- Mesure d'altitude barométrique
- Double stockage embarqué des mesures pendant le vol, en mémoire EEPROM I2C et en SDCARD



6.1 - Synoptique général de l'électronique de mesure

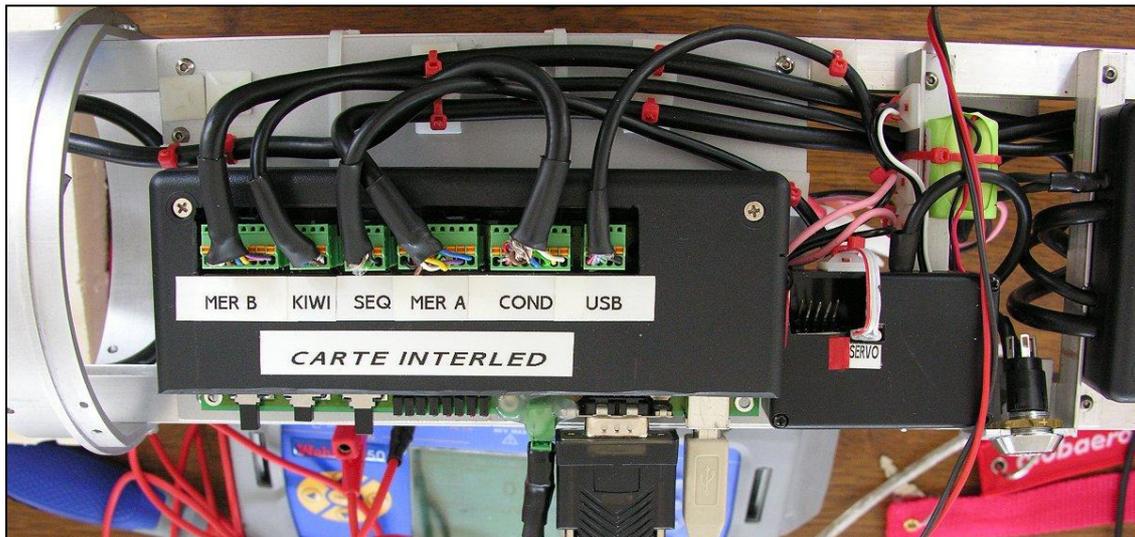
L'électronique de mesure se compose de 4 modules, dont le synoptique est représenté page suivante :

- L'ordinateur de bord OBC SAINTEX version 1.0
- La carte de dispatching des signaux, de gestion batterie, d'interrupteurs et de voyants INTERLED version 1.0
- Le conditionneur CONDIFH version 1.1



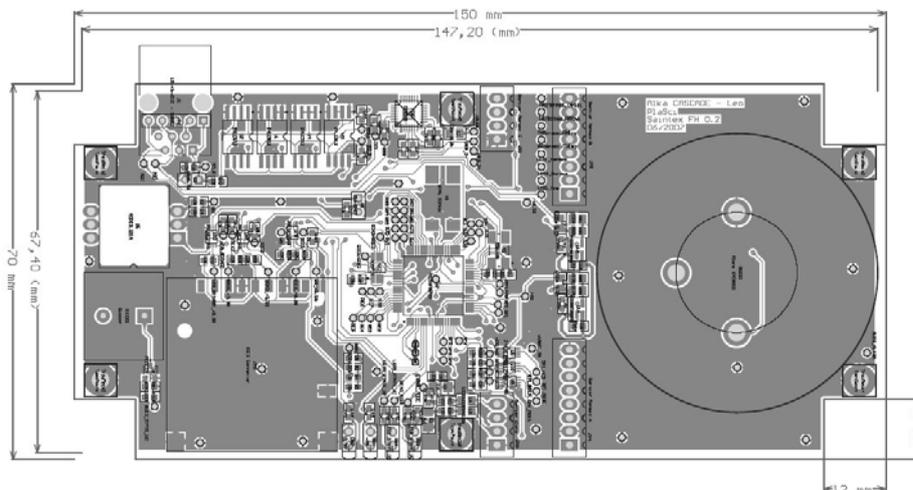
6.2 - Module INTERLED

Ce module a pour objectif de centraliser et dispatcher l'ensemble des données transitantes entre l'ordinateur de bord OBC Saintex, le conditionneur CondiFH, l'émetteur de télémétrie Kiwi Millénium, le séquenceur de vol et le monde extérieur par l'intermédiaire de sa prise USB. D'autre part, ce module centralise l'ensemble des voyants d'états (LED faible consommation), les interrupteurs (Saintex+condifh ON/OFF, Kiwi ON/OFF, Autoriser l'alimentation externe) et les clefs d'activations permettant de passer en mode relecture ou effacement des données enregistrées. Enfin, ce module réalise la gestion des deux batteries NIMH servant aux modules OBC Saintex + CondiFH et l'émetteur de télémétrie Kiwi Millénium.



6.3 - Module OBC SAINTEX

Ce module est l'ordinateur de bord de la fusée, il coordonne tous les autres modules hormis le séquenceur qui est autonome. Cet OBC permet de pré-traiter les données provenant du conditionneur, de les enregistrer, à la fois, sur l'EEPOM I2C et la SD CARD ainsi que de formater en trame SNR les données filtrées qui sont transmises à l'émetteur de télémétrie Kiwi millénium et à la station sol Keasy par l'intermédiaire d'une liaison USB. De plus, il communique avec le séquenceur afin de se synchroniser son mode de fonctionnement avec les phases de vol.



L'OBC Saintex a 5 principaux modes de fonctionnement :

- Mode attente : Le séquenceur est en attente de décollage et la fusée est en rampe, l'OBC Saintex acquiert et stocke les données du conditionneur dans un buffer circulaire de 10 secondes. Les données sont continuellement émises vers l'émetteur et le port USB
- Mode vol : Le séquenceur est initialisé en mode vol, l'OBC Saintex acquiert et stocke les données du conditionneur et du buffer circulaire dans les mémoires EEPROM I2C et la SD CARD. Les données sont continuellement émises vers l'émetteur et le port USB
- Mode fin de vol : 60 secondes après le décollage, l'OBC Saintex continue à acquérir les données du conditionneur mais arrête les enregistrements et verrouille les mémoires. Le système sonore de localisation au sol est activé. Les données sont continuellement émises vers l'émetteur et le port USB
- Mode relecture : Ce mode sert à relire par l'intermédiaire du port USB les données enregistrées sur les mémoires. Il est activé au moment de la réinitialisation de l'OBC Saintex si la clef relecture est enclenchée et verrouillée
- Mode effacement : Ce mode sert à effacer intégralement les mémoires embarquées. Il est activé au moment de la réinitialisation de l'OBC Saintex si la clef d'effacement et la clef de relecture sont enclenchées et verrouillées

L'OBC Saintex est architecturé autour d'un micro-contrôleur Microchip PIC18F8722 cadencé à 40MHz. L'ensemble des logiciels embarqués ont été développé en C avec la suite MPLAB.

6.4 - Module CondiFH

Ce module permet le conditionnement de l'ensemble des capteurs embarqué dans la fusée. Il est architecturé autour de :

- un système d'acquisition TI ADS1258, de 8 voies différentielles, de résolution de 24 bits, de 125 ksp/s max, calibré et compensé en température
- amplificateurs d'instrumentation de précision
- références de tension de précision à 10ppm/°C
- une alimentation faible bruit à transformateur d'isolation basse fréquence
- un système de communication isolé Saintex/condiFH utilisant un bus SPI 4 Mbit/s isolé
- une compensation de soudure froide par PT1000

La carte conditionneur dans son boîtier avant le montage dans la fusée



6.5 - Module Kiwi Millenium

Ce module Kiwi Millénium est l'émetteur de télémesure standard utilisé dans le cadre des activités de Planète Sciences (Ballon ou fusée expérimentale). Dans le cas de FH-01, il a été reprogrammé et tester afin d'optimiser le débit d'émission et de réaliser directement l'opération de modulation FSK en interne. Le débit atteint avec cette nouvelle version, nécessitant moins de composants, est 9600 bps au lieu de 4800 bps.

6.6 - Système sol Keasy

Keasy est un logiciel permettant d'exploiter et de visualiser en rampe le flux de mesures provenant de la fusée par l'intermédiaire de son port USB. Ce logiciel est couramment utilisé par les clubs pour exploiter les données du vol. Dans notre cas, c'est sa configurabilité au niveau trame et affichage ainsi que ses capacités de traitement temps réel qui rendent ce logiciel parfaitement adapté au besoin.



Calibration des capteurs de pression à l'ONERA

7 - Mise en œuvre

La mise en œuvre a débutée par une répétition générale qui a duré toute la matinée du mercredi matin. La fusée a été positionnée dans la rampe puis y est restée en attendant la mise en œuvre réelle. Durant cette période FH-01 a été recouverte d'un tissu de couleur clair pour éviter qu'elle ne se réchauffe trop lors de sa longue exposition au soleil.

Une fois la fusée glissée dans le rail de guidage et la rampe érigée, puis haubanée, les opérations de mise en œuvre peuvent débuter. Tout commence par le raccordement de la fusée aux servitudes sols (liaison de donnée direct et alimentation électrique extérieur) puis un test complet de l'électronique est effectué. On vérifie que l'on obtient bien les données des capteurs sur l'ordinateur de monitoring puis on test brièvement la télémétrie.

Ensuite, vient la mise en œuvre du moteur opérée par l'ONERA. Il s'agit là de raccorder le propulseur hybride au flexible de remplissage puis d'effectuer le transfert de N_2O vers le réservoir. L'opération ne prend que quelques secondes avant que le trop plein ne déborde, indiquant le bon remplissage du réservoir. Les différentes vannes sont alors fermées puis le flexible est déconnecté de la fusée. Pour la suite des opérations on surveille l'évolution de la température et de la pression du réservoir sur l'ordinateur de monitoring.



Remplissage du réservoir



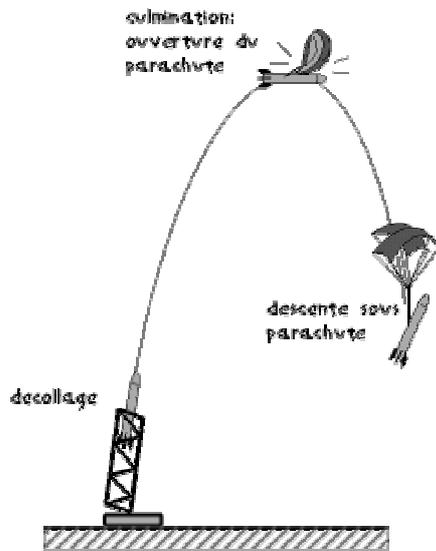
Lecture des données en rampe

Il ne reste plus qu'à installer la charge d'allumage ainsi que l'inflamateur et d'y relier la ligne de mise à feu. Ces opérations sont effectuées par l'artificier du CNES après que la zone de lancement ait été évacuée.

Lorsque la pression du réservoir est jugée bonne par l'ONERA (entre 50 et 60 Bar) l'opérateur vient retirer la goupille de sécurité du moteur. Cette goupille empêche l'ouverture de la vanne de N_2O en cas de mise à feu impromptue de la charge d'allumage du propulseur.

La fusée est alors prête à décoller.

8 - Déroulement du vol



Déroulement d'un vol type :

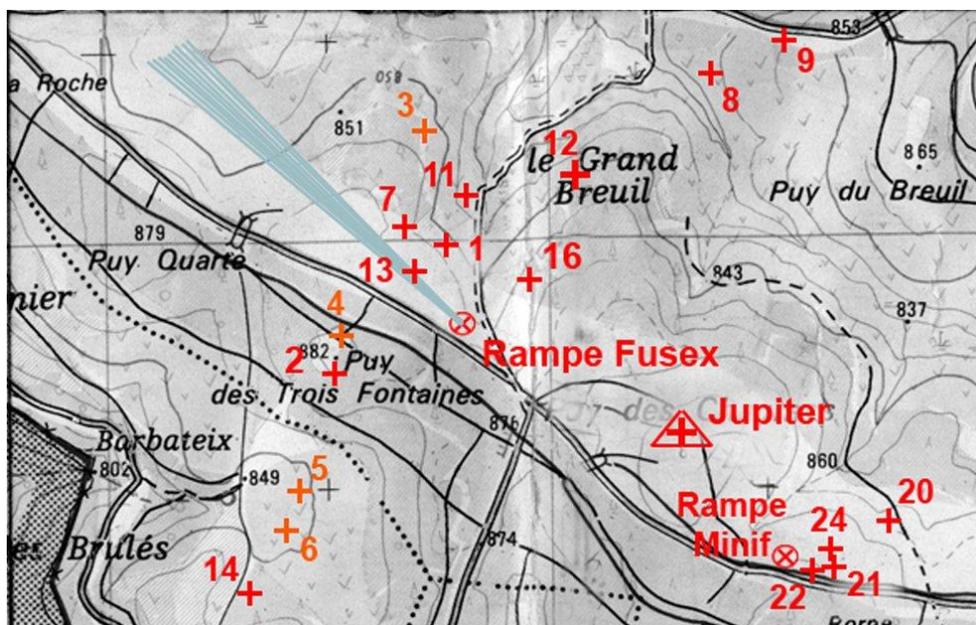
- Allumage du moteur
- Sortie de rampe
- Fin de phase propulsée
- Phase balistique
- Culmination
- Ejection du parachute
- Descente sous parachute
- Atterrissage



Sur les photos précédentes : allumage du moteur, prise de vitesse et sortie de rampe puis fin de phase propulsée indiquée par la fumée noir.

Temps (s)	événement
0	allumage du moteur
0.32	sortie de rampe
2.2	fin de propulsion
	phase balistique
9	culmination à environ 500 mètres d'altitude
10	ouverture porte trappe parachute
11.5	éjection du parachute
19	déploiement du parachute
32	atterrissage dans un sapin

Le parachute s'est parfaitement éjecté lorsque la porte de son logement s'est ouverte, par contre suite à un début de torche il lui a fallu environ 8 secondes pour se déployer complètement. Malgré la prise de vitesse supplémentaire le parachute et ses attaches sur la fusée ont parfaitement résistés au choc lors de l'ouverture. A l'issue de la descente sous parachute la fusée a atterri dans un arbre (le seul au milieu d'une clairière !). La télémessure fonctionnait toujours et les systèmes de localisation étaient toujours actifs. Nous n'avons cependant pas eu besoin d'utiliser le système de repérage par goniométrie car nous n'avons jamais perdu de vue la fusée au cours du vol et le site d'atterrissage était parfaitement identifié.



Sur la carte de la zone de lancement sont indiquées les positions de la tente Jupiter et de la rampe de lancements. Le site de retombé de FH-01 est marqué par la croix numéro 13. La fusée a atterri dans l'axe de la rampe.

les coordonnées GPS du point d'atterrissage de FH-01 sont :

en décimal : N 45.76083 / E 2.21028

en DMS : N 45° 45' 39 / E 2° 12' 37



L'arbre dans lequel FH-01 a atterri

Une fois décrochée de son arbre la fusée a été récupérée absolument intacte. Seule l'antenne de télémétrie a été tordue et la peinture légèrement salie par des traces de résine de conifère. Il faut souligner que sans cet arbre providentiel la fusée n'aurait pas été récupérée en si bon état.

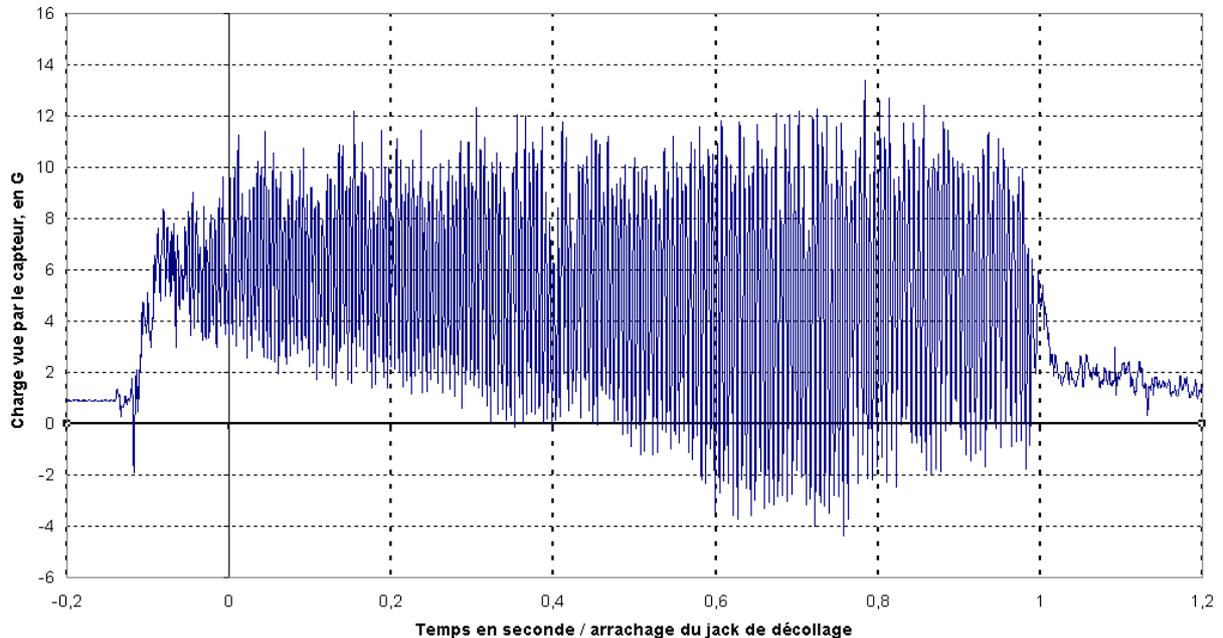


Retour de la zone de lancement

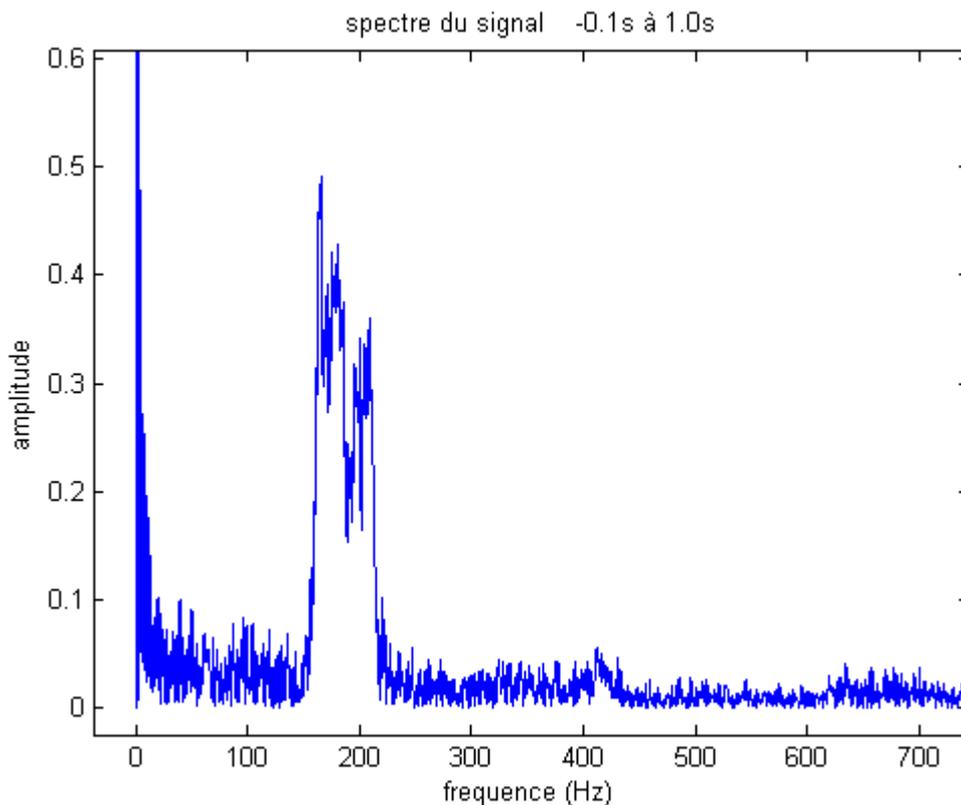
De retour au R3 l'électronique a été testé et fonctionnait toujours parfaitement, les données issus du vol ont pu être récupérées sans problème.

9 - Bilan des expériences

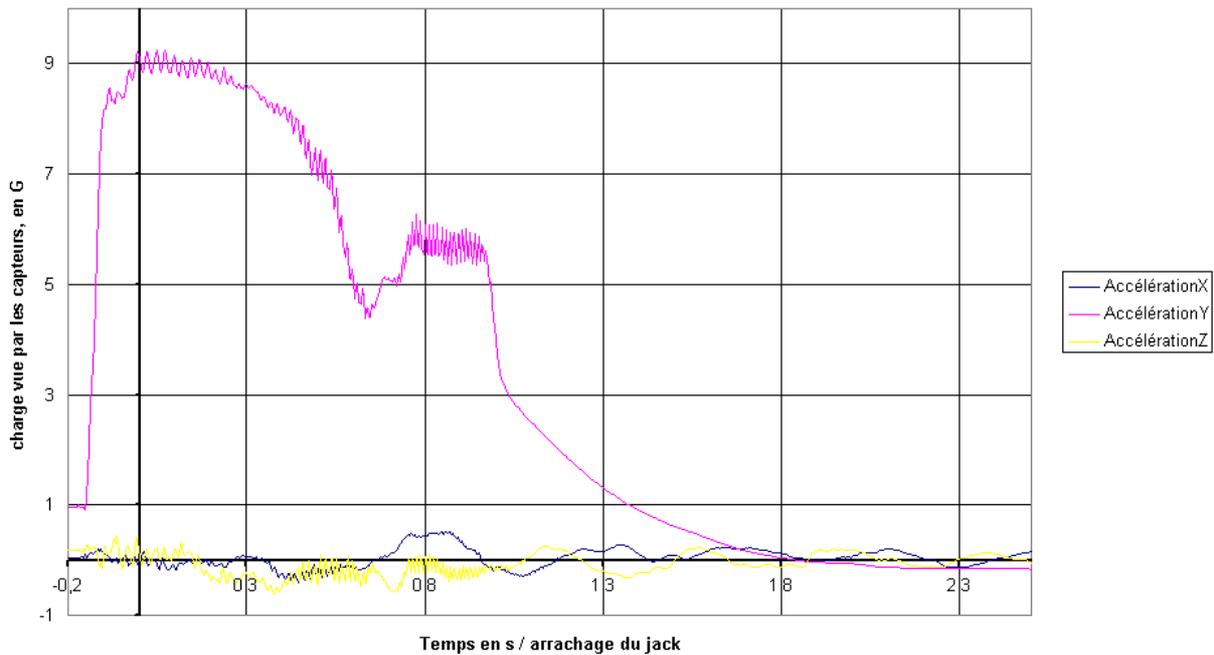
9.1 - Vibrations du moteur



Les vibrations sont très importantes, une FFT sur la courbe de vibration nous donne des fréquences des vibrations autour de 200 Hz. On est proche des valeurs obtenues sur le banc d'essai.



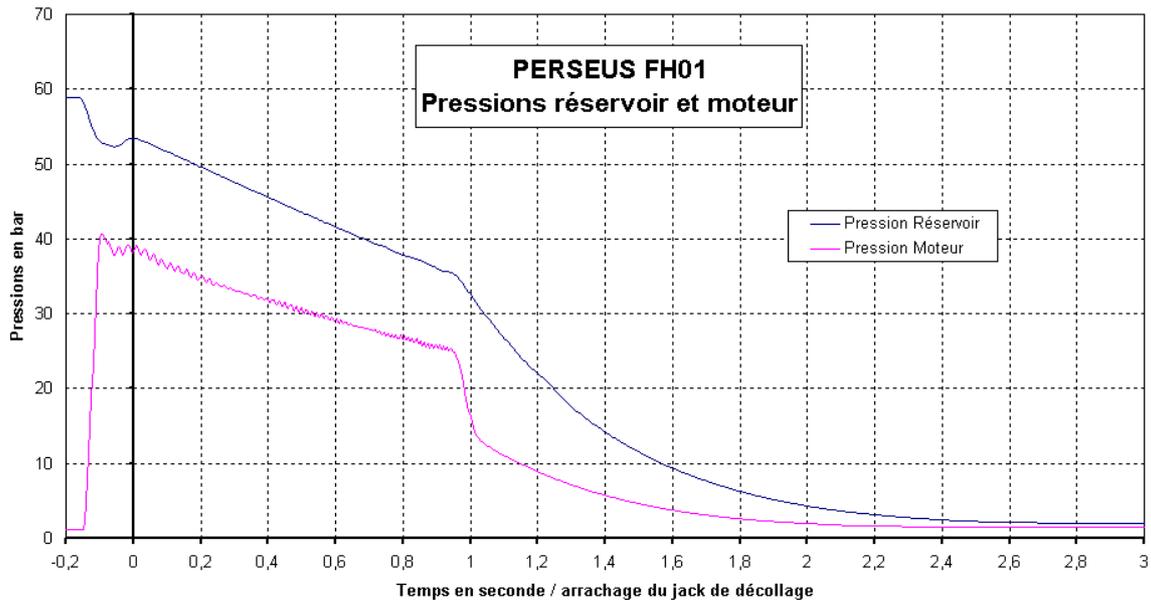
9.2 - Accélération tri axes



La courbe d'accélération longitudinale laisse apparaître un creux dans l'accélération. On retrouve ce creux sur les 2 capteurs longitudinaux de la fusée il semble donc que cela soit un phénomène physique et non un problème lié à l'électronique de la fusée. Cette anomalie ne se retrouve pas sur la courbe de pression du moteur, donc elle n'est pas due à une variation de la poussée. Il semble probable que l'on soit en présence d'un changement de direction de la fusée lorsqu'elle a prit le vent en passant au dessus du sommet de la colline d'où venait le vent. En effet durant la campagne les fusées ont été lancées avec le vent dans le dos et elles avaient tendance à "se coucher dans le vent". On retrouve cette modification de trajectoire sur une vidéo et sur une série de photos faites par un bénévole.

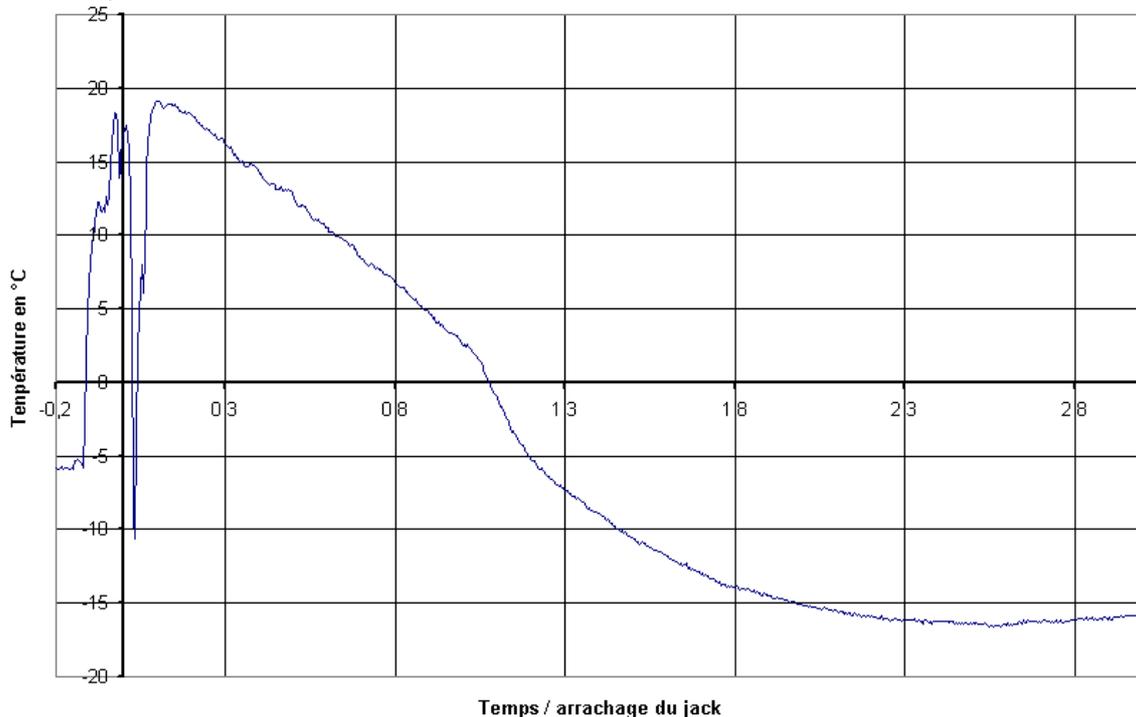


9.3 - Courbes de pressions réservoir et chambre



Les courbes sont lissées, les variations n'étant pas significatives à cause de la fréquences d'acquisition trop faibles. On retrouve toutefois les mêmes allures de courbes et les mêmes valeurs moyennes que pour les tirs au banc.

9.4 - Température du réservoir



Les données erratiques au début de la courbe sont causées par un faux contact qui a disparu avec les efforts dû au lancement. Les températures affichées avant le tir sont erratiques mais après le décollage tout a fonctionné normalement jusqu'à extinction de l'électronique. Là encore, les données sont cohérentes avec celles obtenues lors des tirs au banc.

9.5 - Analyse des images

Un caméscope DV était placé à coté de la rampe durant le lancement. Les images suivantes ont été extraites du film. Grâce à ces images il est possible de déterminer le moment de sortie de rampe, la vitesse de la fusée entre 2 images et les mouvements relatif de la rampe et de la fusée. Sur la première image on distingue l'éjection du bouchon de téflon qui obturait la tuyère.



La fusée parcourt les 4 mètres de guidages en 8 images soit 0.32 Secondes.

La vitesse entre 2 images à la sortie de rampe est d'environ 20 m/s

Il n'y a pas de phénomène de déballastage lors de la sortie de rampe et la fusée ne modifie pas sa trajectoire en quittant le rail de guidage. Cette dernière analyse est confirmée par les différentes photos présent au moment du décollage, on y observe que l'angle de la fusée reste le même que celui donné par la rampe.

Entre ces deux images il n'y a pas de modification visible de l'attitude de la fusée. Le haubanage solide de la rampe a évité tout mouvement parasite qui aurait pu déstabiliser la fusée.



10 - Conclusion

Après le tir réussi d'août 2007, le CNES a décidé de poursuivre les recherches sur la propulsion hybride au travers les tests de nouveaux combustibles, d'injecteurs plus performants ou de réservoir de plus grande capacité pour accroître la durée de fonctionnement du moteur. Ces nouveaux développements amèneront des tirs au banc et une série de tir en vol à l'aide des fusées de la série FH. Dans cette optique trois axes d'améliorations vont être étudiés.

Structure : Pour FH-01 tout a été fait sur mesure adapté au gabarit du moteur. C'est une solution longue et coûteuse. Pour la suite on souhaite utiliser autant que possible du matériel existant dans le commerce. Une recherche est à mener notamment vers les fournitures pour astromodélisme.

Avionique : Sur FH-01 seul la mesure de vibration bénéficiait d'une bande passante élevée, on souhaite augmenter la fréquence d'acquisition de tous les capteurs pour être très supérieure aux fréquences de vibrations du moteur. Suite à certaines interrogations sur la trajectoire de la fusée on désire également bénéficier d'une trajectographie plus complète, à cette fin une centrale d'attitude sera intégrée dans les futurs fusées FH.

Infrastructures sol : Durant la mise en œuvre du moteur hybride de la fusée il faut monitorer un certain nombre de paramètres liés au moteur. Cette étape délicate de la mise en œuvre doit être améliorée grâce une structure sol dédiée ou les paramètres à surveiller apparaissent de manière bien visible.

Les clubs ayants participés à la réalisation de la fusée sont prêt à se ré-impliquer dans des projets similaires, c'est pour eux une expérience enrichissante et valorisante. Toutefois à l'heure actuelle, vue le nombre de FH à réaliser pour la prochaine campagne, nous n'avons pas définit si plusieurs clubs travailleront sur la même fusée ou si chaque club réalisera sa fusée.

La lancement à eu un retentissement important pour ce type d'événement, un communiqué de presse a été émis et a circulé dans le milieu. Le projet a été évoqué dans une émission de télévision sur la 5ème et dans les radios locales durant la semaine du lancement. Des articles de presse ont également été écrits.

Pour la campagne 2008 un événement de plus grande ampleur est à prévoir.

Au vue de son bon état, nous avons décidé de transformer FH-01 en pièce d'exposition et de réaliser des panneaux de présentations du projet.



Annexe :

- 1 - Fiche de lancement FH-01
- 2 - Plan d'ensemble de la fusée
- 3 - Plan du tube porteur
- 4 - Plan de la case à équipement
- 5 - Plan de la bague de poussée
- 6 - Plan ONERA d'interface moteur / fusée
- 7 - Plan ONERA de positionnement des trappes moteurs
- 8 - Bilan ONERA de masse du moteur
- 9 - Carte séquenceur
- 10 - Carte inter LED
- 11 - Carte conditionneur
- 12 - Carte Saintex
- 13 - Carte ADXL
- 14 - Localisation zones de retombées sur le terrain de La Courtine
- 15 - Procédure de mise en œuvre ONERA
- 16 - Changement de trajectoire

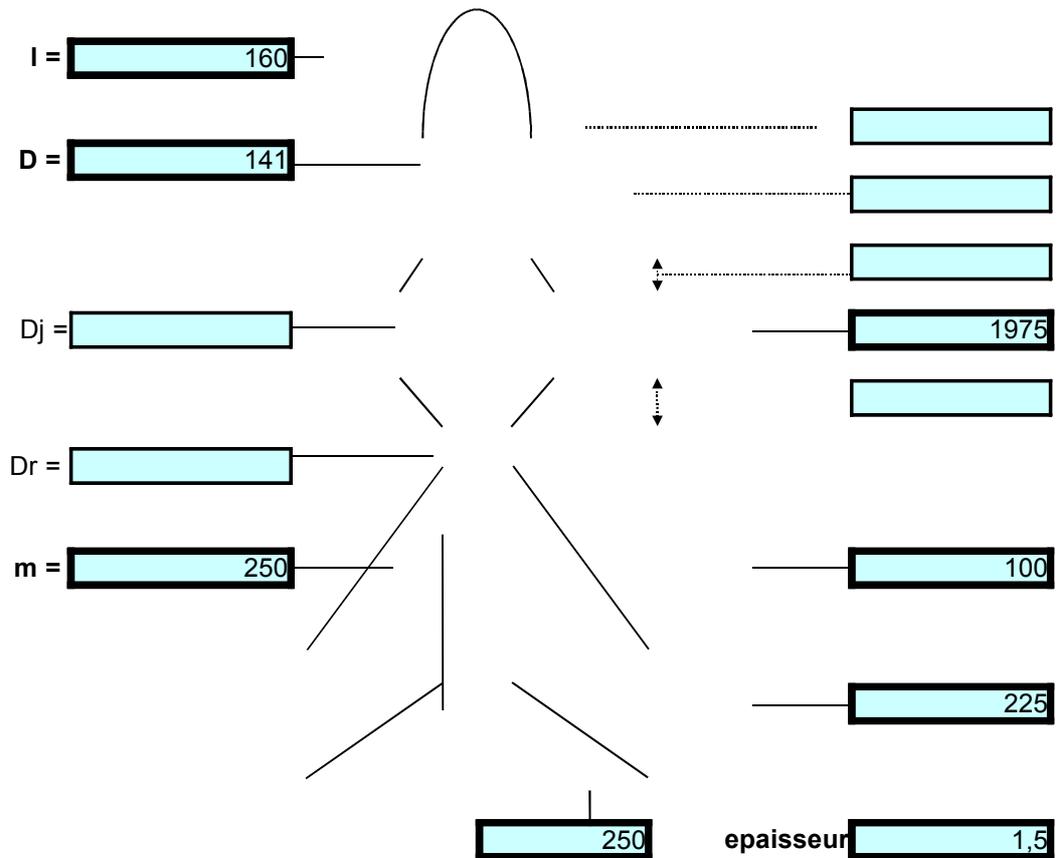
1 - Fiche de lancement FH-01

NOTE IMPORTANTE : Les calculs effectués dans cette feuille ne sont qu'indicatif, seuls les valeurs de trajet font foi

Projet	FH01
Club	Planète Sciences
Chef de projet	
Date :	01-août

Moteur	Hybride
Virole Standard	NON

MECANIQUE



Juqe/retrait		D	141 mm
Dj	00 mm	l	160 mm
Lj	00 mm	L	1 975 mm
lj	00 mm	m	250 mm
Dr	00 mm	p	100 mm
Lr	00 mm	n	225 mm
lr	00 mm	e	250 mm
Epaisseur Aileron	02 mm		
Nb Aileron	4 ailerons		
distance sommet-plaque de poussée	1710		
Type ogive	1 ogivale		
(1 pour oui, 0 pour non)	0 conique		
	0 parabolique		
longueur hors tout	2 300 mm		

f
Emp Cn/Xclp
Og Cn/Xclp
Ju Cn/Xclp
Ret Cn/Xclp

plus grand diamètre	141 mm
Envergure maximale	641 mm

	sans propu ni virole	Propu plein et virole
Masse fusée	7,960 kg	14,180 kg
distance sommet ogive /CG	1 222 mm	

Masse avec propu vide	13,550 KG
-----------------------	-----------

Maitre couple

17 115 mm²

position du centre de poussée par rapport au sommet :

1956,8 mm

Stabilité**Crtières de stabilité**

Vitesse sortie de rampe	24 m/s	
Finesse	16,31	
Portance	16,26	
	Moteur vide	Moteur plein
Marge Statique	2,5	2,6
produit MS*Cn	40,65	42,28
Commentaire	Bon!	

Val Min	Val Max
20	
10	35
15	40
2	6
40	100

Simulation de vol

Site utilisé	70	80°
Temps de culmination	10,1 sec	10,7 sec
Altitude de culmination	465 M	522 M
Vitesse culmination	35 m/s	18 m/s
Portée balistique	680 M	374 M
Vitesse maximale	106 m/s	106 m/s
Accélération maximale	84 m/s ²	84 m/s ²
Cx utilisé	0,6	

RQ trajectoire

rien à redire à la trajecto

Rampe

Rampes compatibles

rail minif

idifix

non

Asterix

non

Obelix

non

Menhir

OUI

Tenue mécanique

masse d'un aileron

superficie d'un aileron

59 375 mm²

fleche acceptable(mm)		17 mm
compression	1 337,3 N	136,31
compression longitudinale d un aileron	0,0 N	0,000
compression transversale d un aileron	34,7 N	3,536

constante
(m/s)
Ro de l air

TELEMESURE

Emetteur i i mi

Emission SNR

Trame	
FF	obligatoire
octet 1	
octet 2	
octet 3	
octet 4	
octet 5	
octet 6	
octet 7	
Voie tout ou rien	
bit 1	
bit 2	
bit 3	
bit 4	
bit 5	
bit 6	
bit 7	
bit	toujours

Protocole	
Vitesse de transmission	4 00,0 bauds
nombre de bit par octet	
nombre d octet par trame	10
nom du fichier de config	easy
Frequences modulantes : F1	15 000,0 H
F2	9 000,0 H

Emission IRIG

	Fréquence min	Fréquence centrale	Fréquence Maximale	Désignation
Voie 1				
Voie 2				
Voie 3				
Voie 4				

Expériences

Expériences embarquées	Mesure de pression et température réservoir Vibrations 1 a e et accélération 3 a es
Remarques Spécifiques	non
notes du club	

Récupération

Ralentisseur

type para	cruci
rayon	00 mm
longueur a et b	740 mm 1 100 mm

a = 740

nombre de suspentes	8
---------------------	---

surface parachute	3,80360 m ²
-------------------	------------------------

vitesse de descente	07 m/s	2,0 Km/h
temps de descente	71 s	

force à tester totale	3 028,6 N	308,727 KG
force sur suspente	757,2 N	77,182 KG

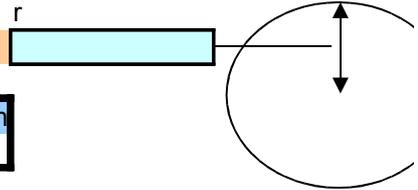
Séparation latérale

masse au dessus case para	
Force de compression	0,0 kg

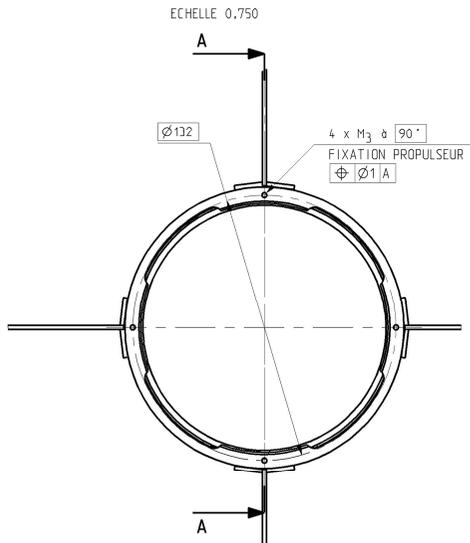
Localisation

	élément principal	élément secondaire
Couleur du corps :	blanc et noir	
Couleur de l'ogive :	noire	
Couleur du parachute :	orange	

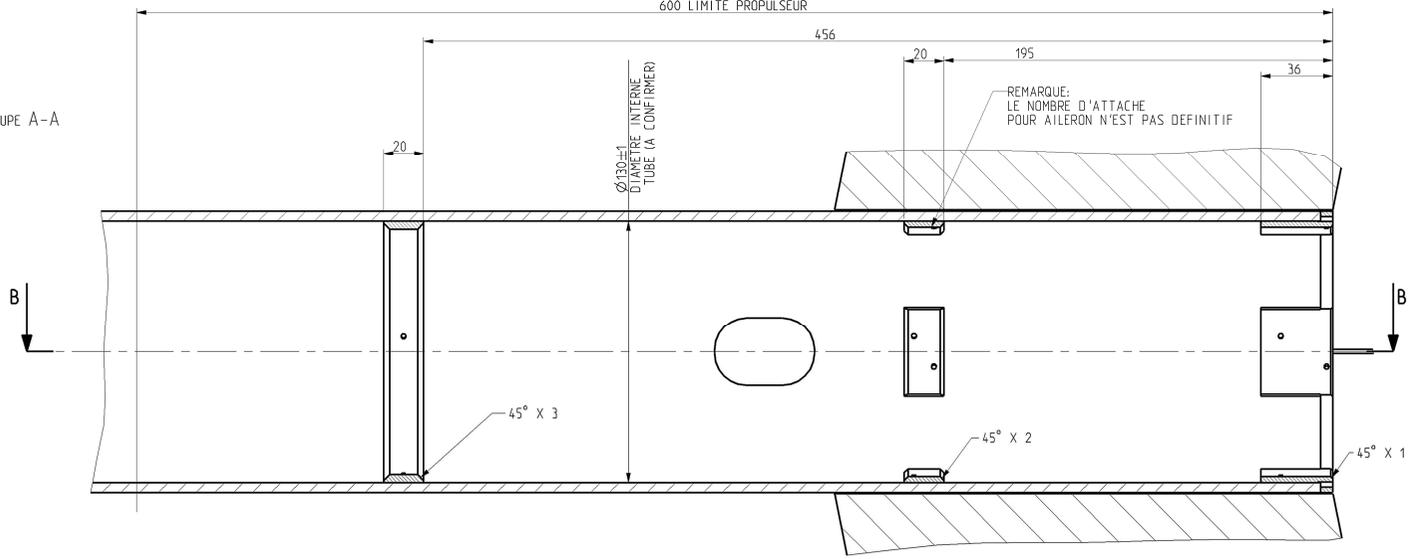
b



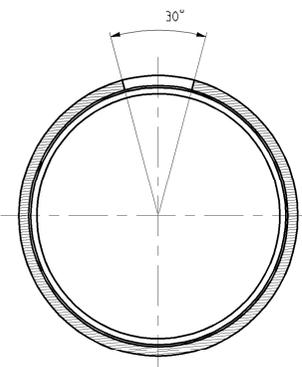
3 - Plan du tube porteur



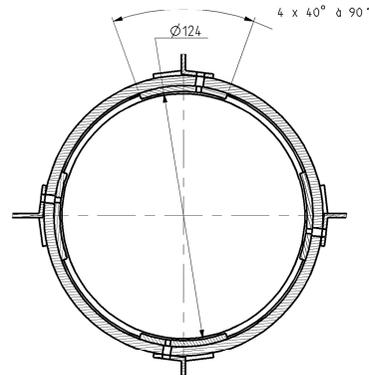
COUPE A-A



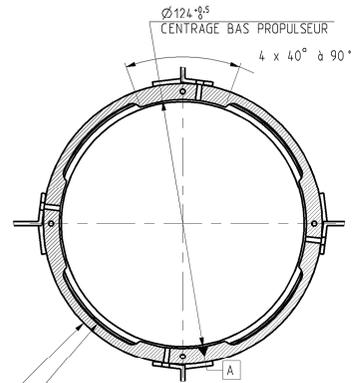
COUPE E-E



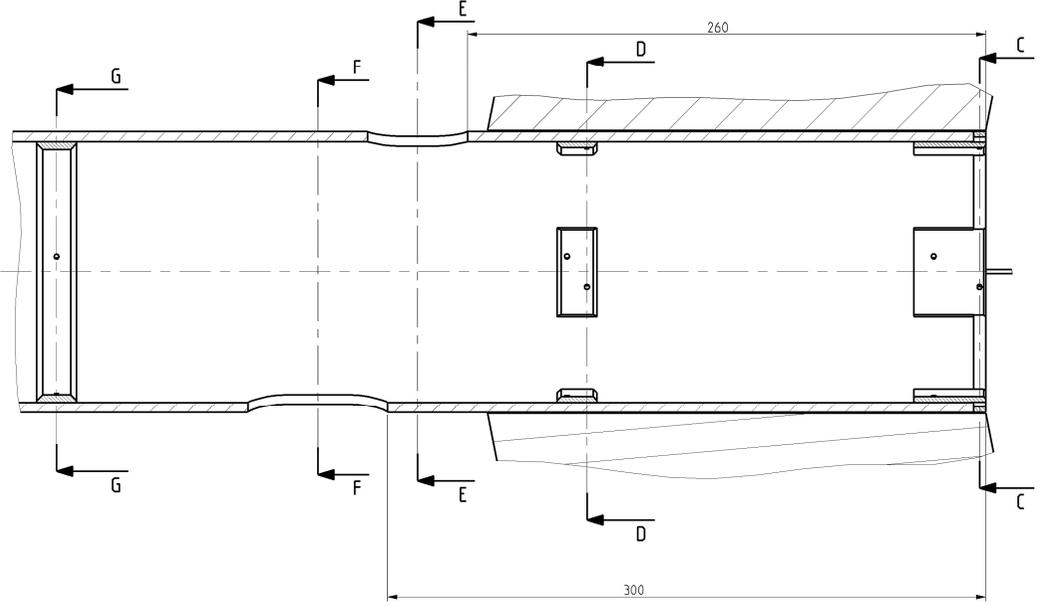
COUPE D-D



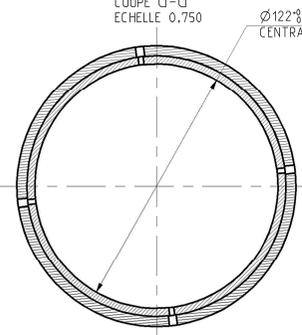
COUPE C-C



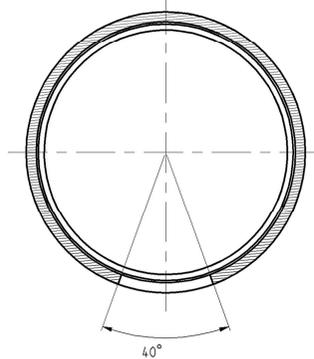
COUPE B-B



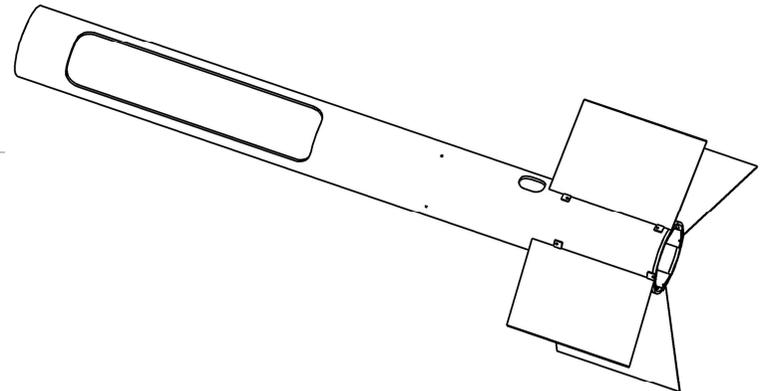
COUPE G-G
ECHELLE 0,750



COUPE F-F
ECHELLE 0,750

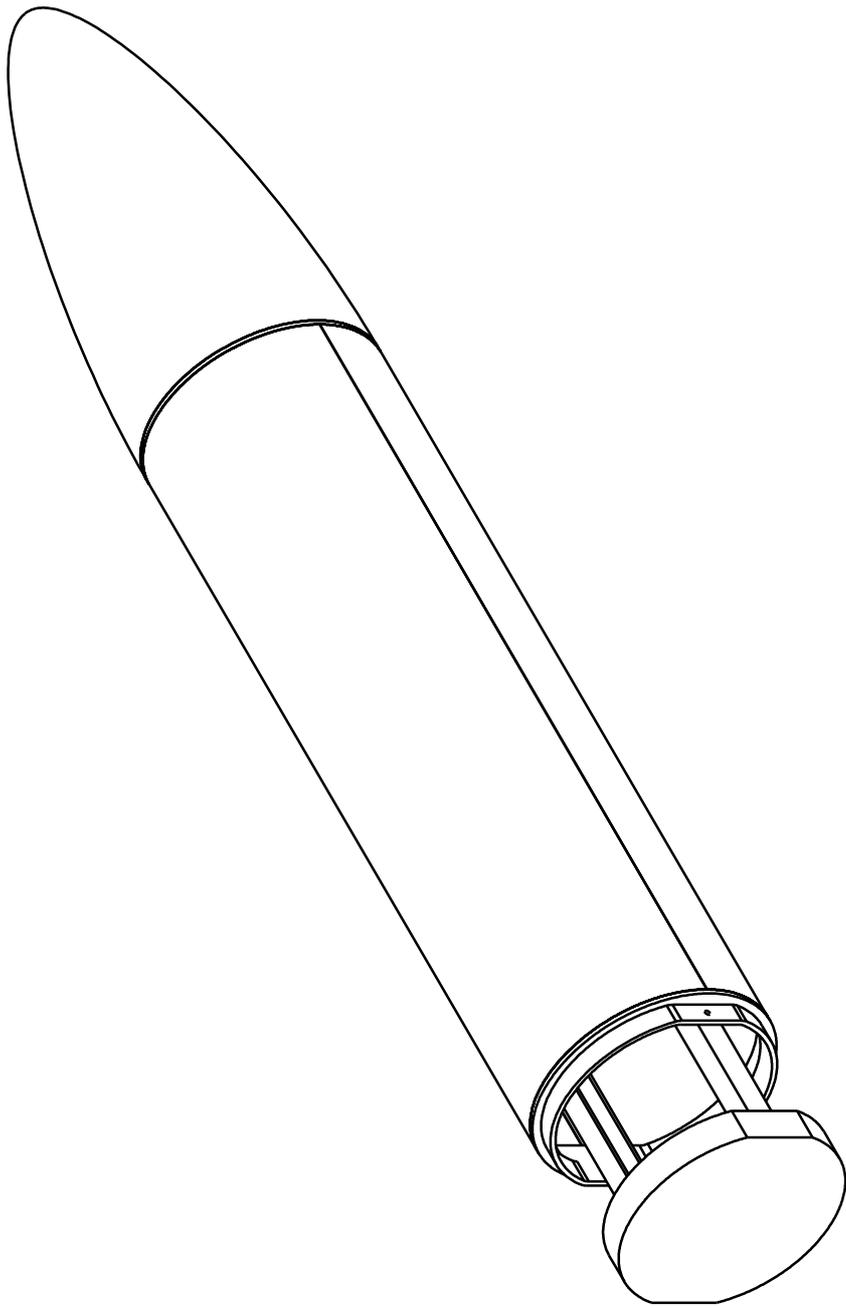


Ø14.0±1
DIAMÈTRE EXTERNE TUBE (A CONFIRMER)

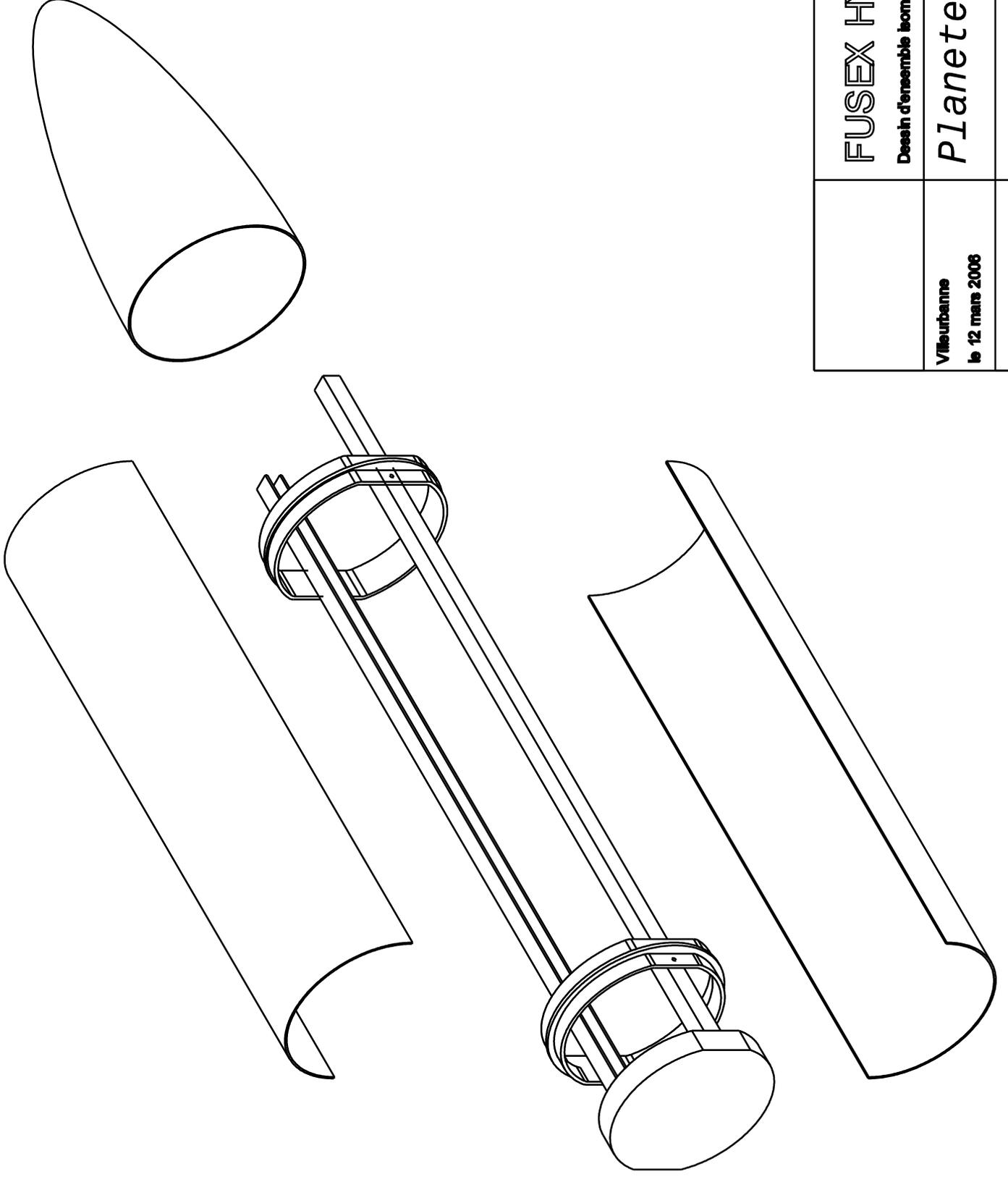


PLAN INTERFACE FUSEE POUR PROPULSEUR HYBRIDE	
PLANETE SCIENCES	
Pierre DA CRUZ / CASCADE	

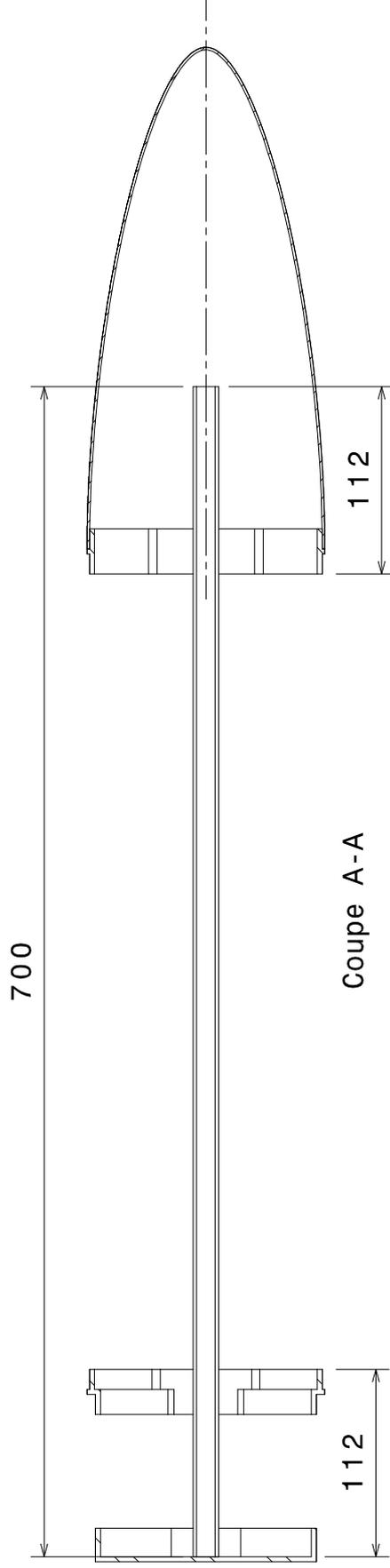
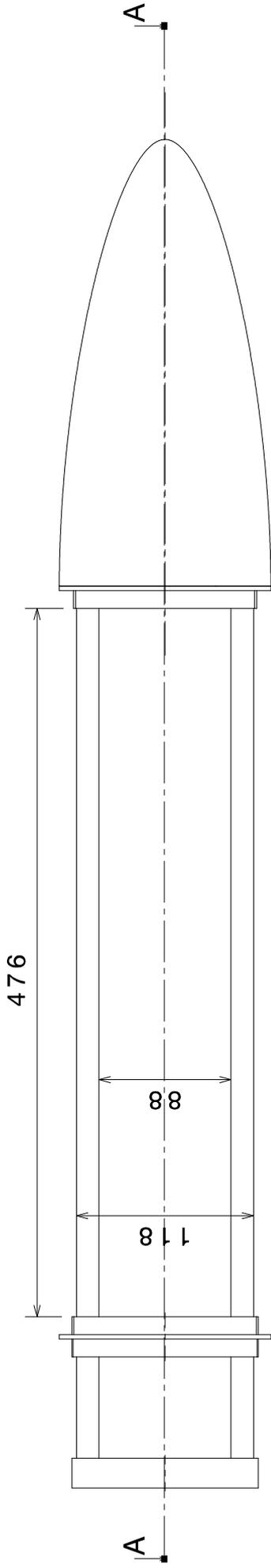
Plan de la case équipement



	FUSEX HYBRIDE Dessin d'ensemble isométrique	C L E S
Villeurbanne le 12 mars 2006	<i>Planete Sciences</i>	F A C I L
	<i>topi1tzinrc@yahoo.fr</i>	



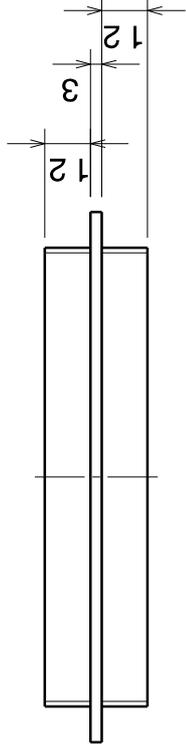
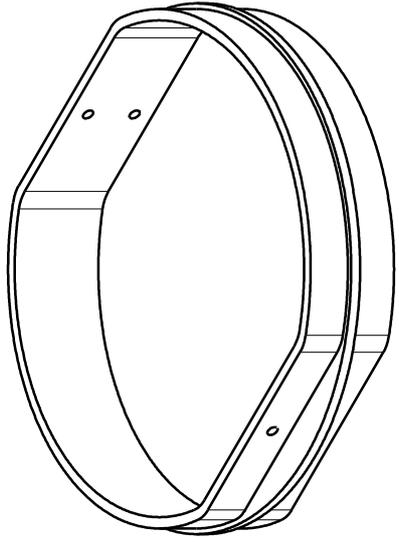
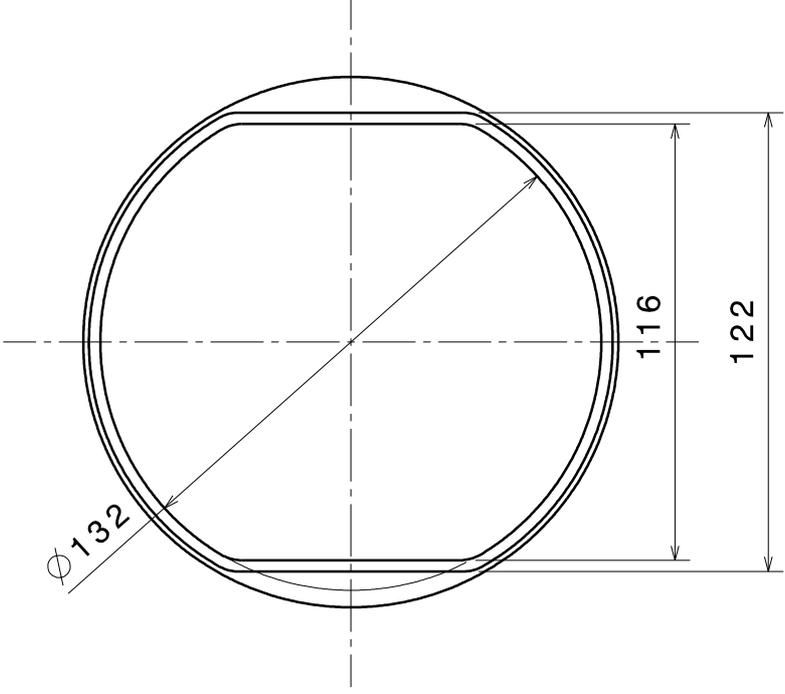
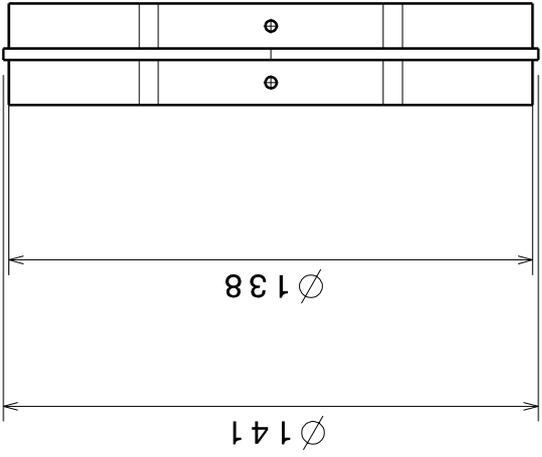
	FUSEX HYBRIDE Dessin d'ensemble isométrique	C L E S
Villeurbanne le 12 mars 2006	<i>Planete Sciences</i>	F A C I L
	<i>topiltzinrc@yahoo.fr</i>	



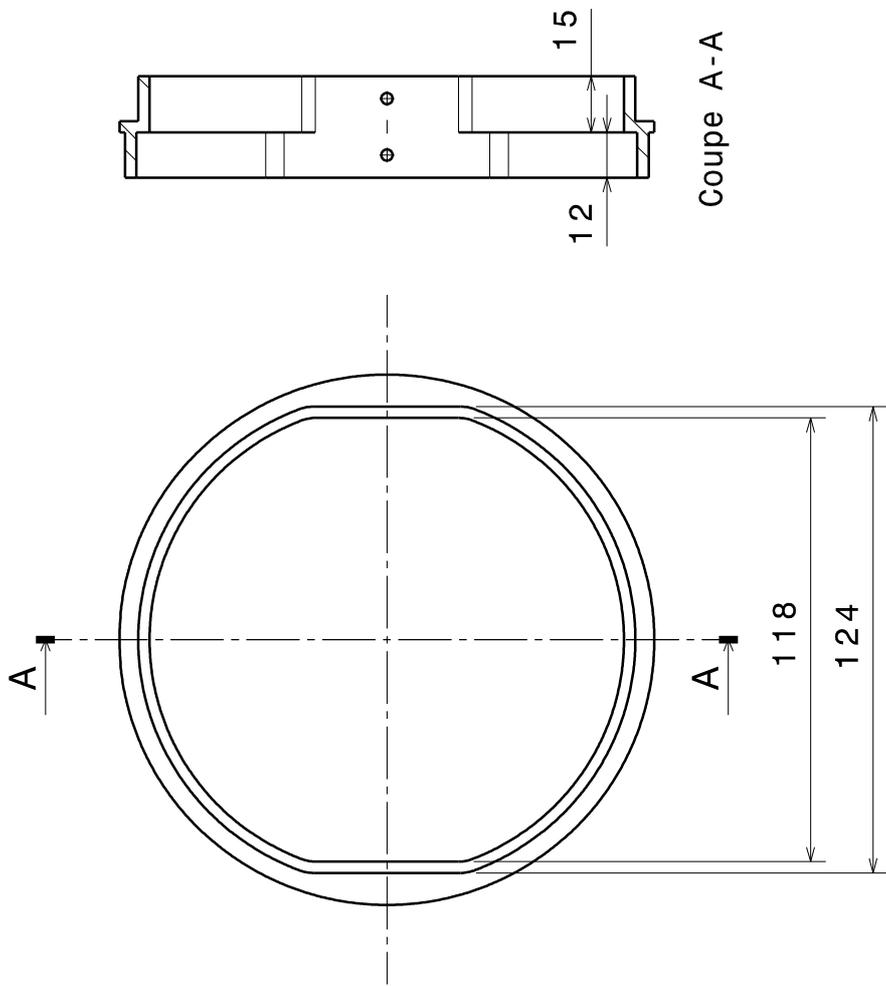
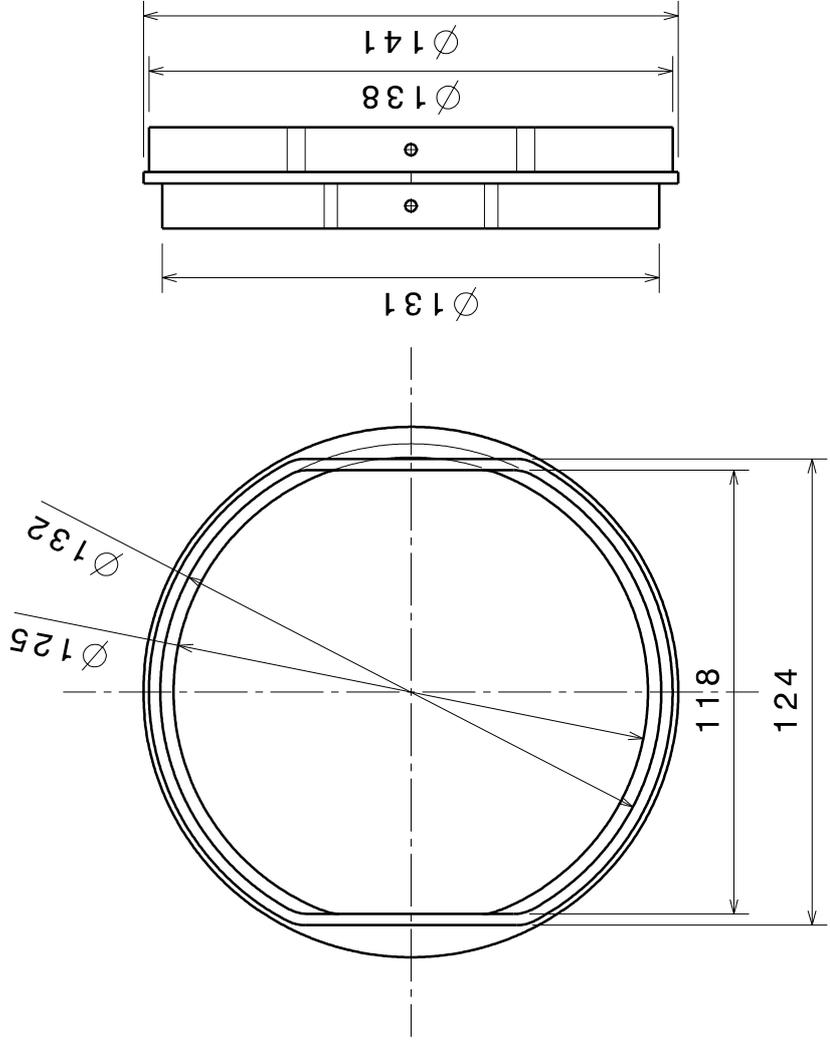
FUSEX HYBRIDE Dessin d'ensemble		Planete Sciences
Villeurbanne le 12 mars 2006		<i>topiltzinrc@yahoo.fr</i>

C L E S

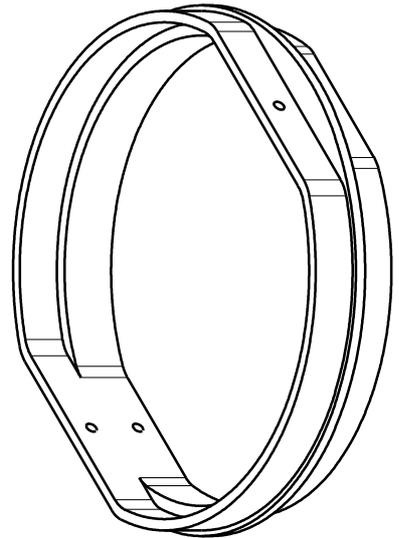
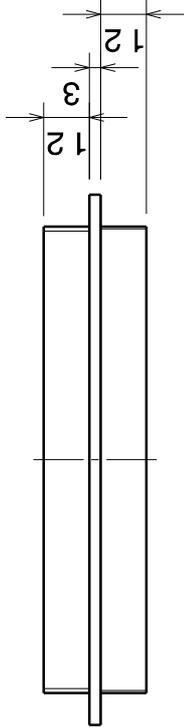
F A C I L



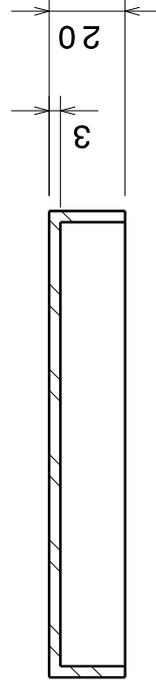
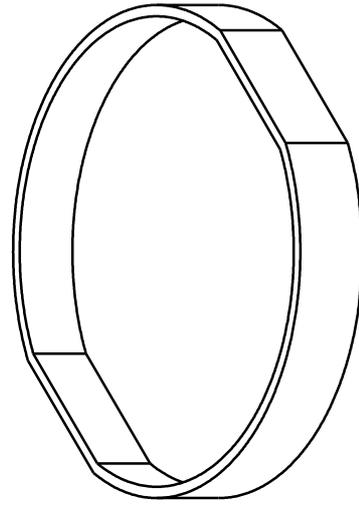
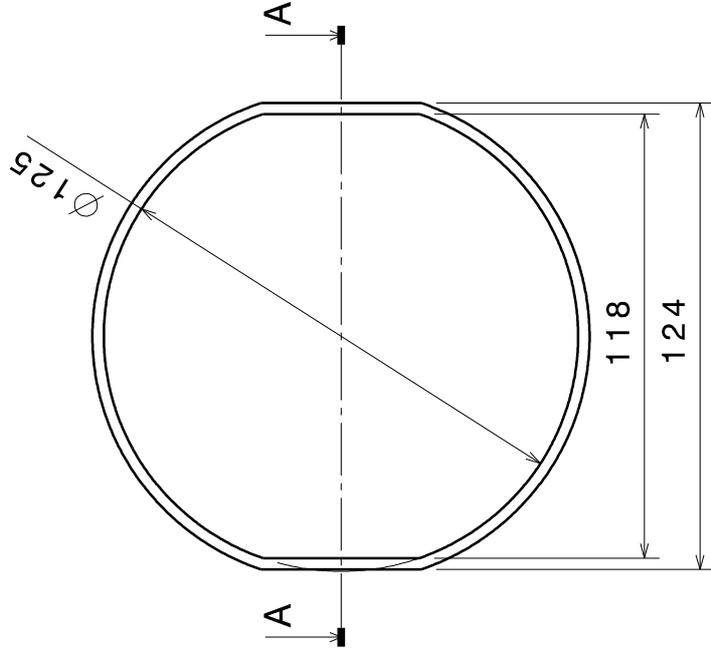
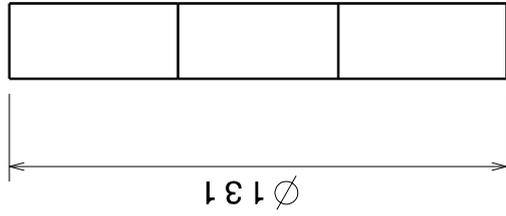
C L E S		F A C I L	
Quantité: 1	FUSEX HYBRIDE		
Matériau: AUC	Norm de la pièce: Bague 1		
Ech.: 1 : 2	Planete Sciences		
Villeurbanne le 12 mars 2006	<i>topiltzinrc@yahoo.fr</i>		



Coupe A-A



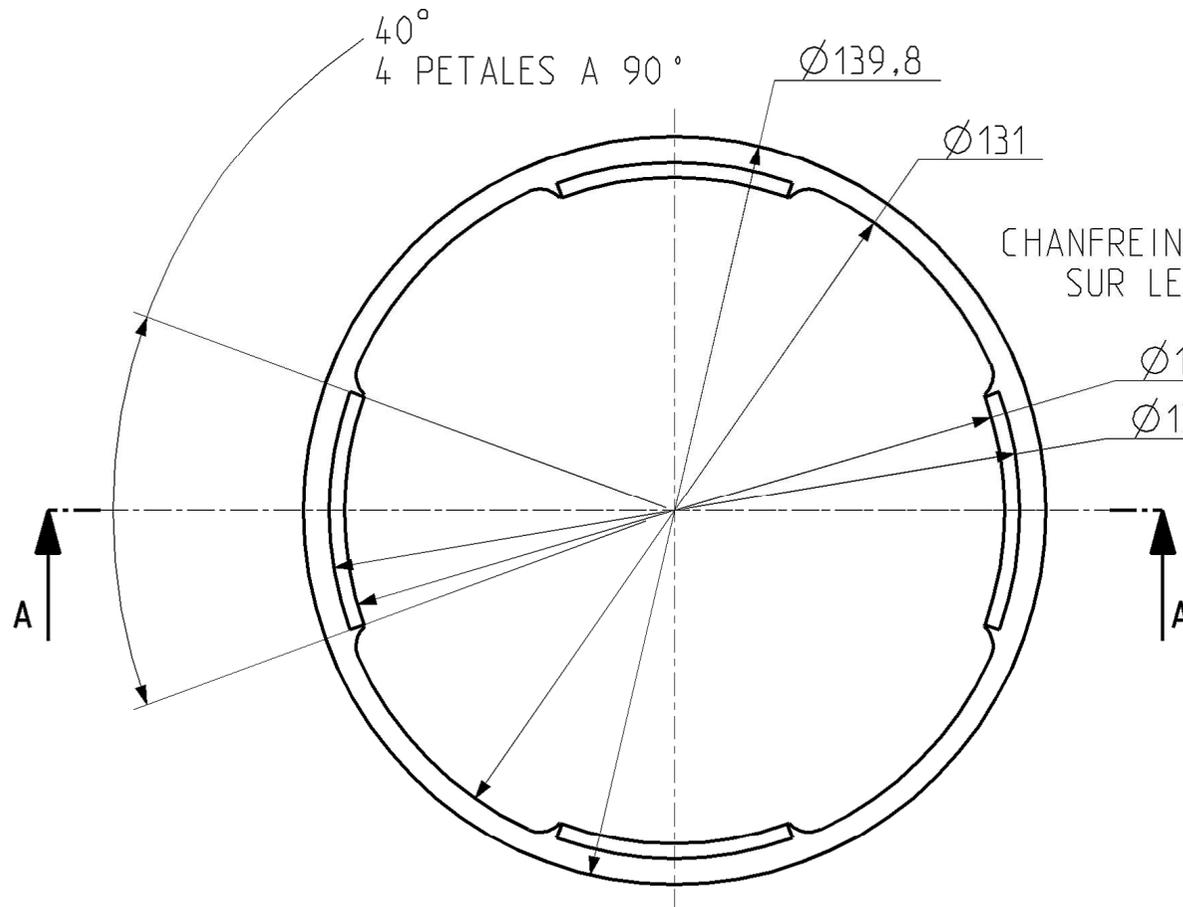
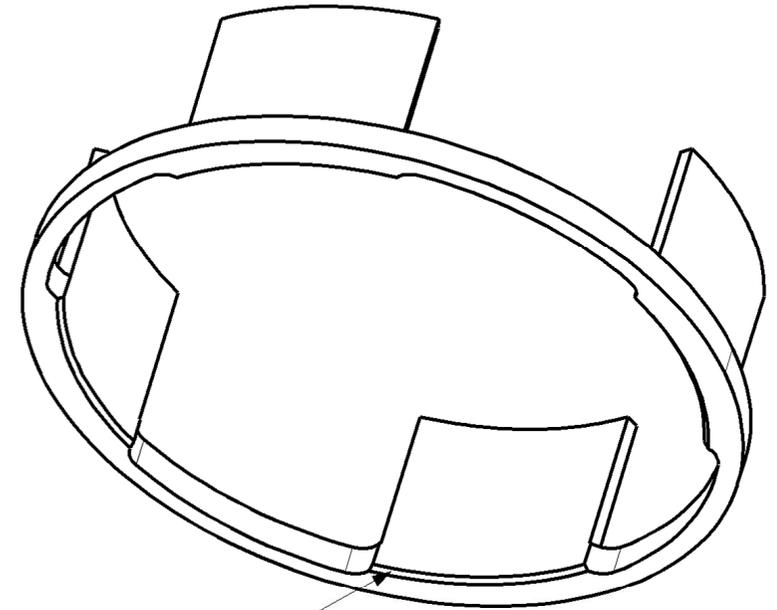
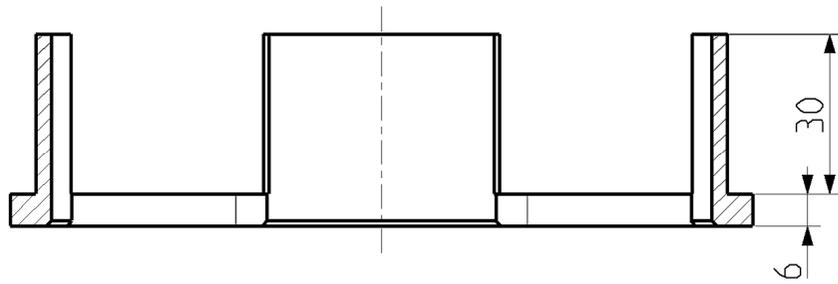
	C L E S
Quantité: 1	FUSEX HYBRIDE
Matériau: ALUC	
Ech.: 1 : 2	Norm de la pièce: Bague 2
Villeurbanne	Planete Sciences
le 12 mars 2006	
	F A C I L
	<i>topiltzinrc@yahoo.fr</i>



Coupe A-A

Quantité: 1	FUSEX HYBRIDE	C L E S
Matériau: AUC	Norm de la pièce: Bague 3	F A C I L
Ech.: 1 : 2	Planete Sciences	
Villeurbanne le 12 mars 2006	<i>topiltzinrc@yahoo.fr</i>	

COUPE A-A



CHANFREIN DE 1 A 45°
SUR LES PETALES

Ø124,3 SUR LES 4 PETALES

Ø130 SUR LES 4 PETALES

RAYONS NON INDIGUES R=5

CASSER TOUS LES ANGLES VIFS.

TOLERANCES SUR COTES: ±0,2

QUANTITE: 1 PIECE

MATIERE: A-U4G ou équivalent (Re).

BAGUE DE POUSSEE

16 - Changement de trajectoire

