



PERSEUS. Fusée FSP05

RAPPORT D'EXPERIENCE

GD-0906-A-112

Révision 1.1

23 Novembre 2010

Réf CNES: PER- RE-3400000-ZZ-1-GRF

Rédigé par : JM, AC, FA

Approuvé par : BS

SOMMAIRE

0.	EVOLUTION DU DOCUMENT	1
1.	SYNTHESE.....	2
1.1	OBJECTIFS DU PROJET	2
1.2	ROLE DU GAREF DANS FSP-05.....	3
1.3	SYNTHESE DU VOL ET DES RESULTATS	4
1.4	SPECIFICATIONS	5
2.	PRESENTATION DE L'EXPERIENCE	6
2.1	DESCRIPTION GENERALE	6
2.2	EXPERIENCE EMBARQUEE	7
2.2.1	Synoptique des systèmes électriques GAREF	7
2.2.2	Disposition des équipements.....	9
2.2.3	Module Calculateur de bord "mesures" GAREF	10
2.2.3.1	Driver USB.....	10
2.2.3.2	Driver PCM	10
2.2.3.3	Driver GPIO	11
2.2.3.4	Logiciel de vol	11
2.2.4	Entrées numériques.....	12
2.2.5	Module timecode.....	12
2.2.5.1	Programme FPGA	12
2.2.6	Module de mesures analogiques isolées:.....	12
2.2.6.1	Logiciel embarqué	13
2.2.6.2	Synoptique du module entrées analogiques.....	13
2.2.7	Module télémessure/antenne	13
2.2.8	Module séquenceur (minuterie)	14
2.2.9	Alimentation électrique/Piles de la FSP05	15
2.2.9.1	Détermination de l'alimentation de l'émetteur.....	15
2.2.9.2	Détermination de l'alimentation de l'électronique	16

2.2.10	Module distribution d'alimentation.....	16
2.2.11	Interface de contrôle extérieure	17
2.2.11.1	Ombilical alimentation.....	18
2.2.11.2	Ombilical données	18
2.2.11.3	Module de détection de mise a feu au sol	18
2.3	Centrales inertielles.....	20
2.3.1.1	MTI X-SENS	20
2.3.1.2	Centrale inertielle ESIEE SPACE	20
2.3.1.3	Centrale inertielle SYSNAV	20
2.4	MECANIQUE DE LA FUSEE	21
2.4.1	Caractéristiques de la fusée	22
2.4.2	Caractéristiques du moteur.....	23
2.4.3	Masses des équipements	24
2.5	STATION DE RECEPTION DES TELEMESURES	24
2.5.1	Synoptique	24
2.5.2	Implantation	24
2.5.3	Equipements GAREF de réception.....	25
2.5.4	Logiciel de réception au sol	25
2.5.5	Bilan de liaison	25
3.	DEROULEMENT DE LA CAMPAGNE DE LANCEMENT	27
3.1	PARTICIPANTS	27
3.2	JOURNAL DE CAMPAGNE.....	27
3.2.1	Lundi 23 août 2010 (J-2) : Installation et début qualification.....	27
3.2.2	Mardi 24 août 2010 (J-1) : Suite qualification FSP-05	28
3.2.3	Mercredi 25 août 2010 (J 0) : Lancement FSP-05.....	29
3.2.4	Jeudi 26 août 2010 (J+1) : Journée VIP	30
3.2.5	Vendredi 27 août 2010 (J+2) : Repas PERSEUS.....	30
3.2.6	Samedi 28 août 2010 (J+3) : Activité plage	31
3.2.7	Dimanche 29 août 2010 (J+4) : Retour Paris	31

4.	DEPOUILLEMENT ET RESULTATS OBTENUS	32
4.1	Introduction générale.....	32
4.2	Recalage temporel	32
4.3	Harmonisation des repères	33
4.3.1	Repère fusée	33
4.3.2	Repère mesure Centrale ESIEE SPACE.....	33
4.3.3	Repère mesure Centrale X-SENS	34
4.3.4	Repère mesure Centrale SYSNAV	34
4.4	Données de la centrale inertielle X-SENS.....	35
4.4.1	Introduction	35
4.4.2	Accélérations	35
4.4.3	Vitesse de rotation	36
4.5	Données de la centrale inertielle ESIEE SPACE	37
4.5.1	Introduction	37
4.5.2	Mesures inertielles	37
4.5.3	Pressions	37
4.5.4	Température	38
4.6	Données de la centrale inertielle SYSNAV	39
4.6.1	Introduction	39
4.6.2	Données GPS.....	39
4.6.2.1	Position GPS.....	39
4.6.2.2	Altitude GPS	41
4.6.2.3	Temps GPS	41
4.6.3	Mesures inertielles	41
4.6.4	Pression statique	42
4.7	Synthèse des mesures inertielles des trois centrales	43
4.7.1	Accélérations	43
4.7.1.1	Zoom sur la phase propulsive.....	45
4.7.1.2	Zoom sur l'ouverture parachute.....	46
4.7.1.3	Zoom sur l'atterrissage	47

4.7.2	Vitesses de rotation	48
4.7.3	Magnétomètres	50
4.8	Traçabilité des événements lors du vol.....	52
5.	CONCLUSION	53
6.	POINTS A AMELIORER	54
7.	ANNEXES	55
7.1	ANNEXE 1 : FORMAT DES TRAMES DE TELEMESURE	55

0. EVOLUTION DU DOCUMENT

Version 0.1 : 1 septembre 2010 : Création du document

Version 0.2 : 2 septembre 2010 : Création du document

Version 0.3 : 4 septembre 2010 : Modifications informations balises oiseau.

Version 0.4 : 8 septembre 2010 : Ajout dépouillement centrale ESIEE Space et SYSNAV

Version 0.5 : 11 septembre 2010 : Description logiciels vol et sol, entrées numériques

Version 0.6 : 13 septembre 2010 : Complément d'analyse des courbes de centrales inertielles

Version 0.7 : 18 septembre 2010 : Harmonisation repères CI

Version 0.8 : 22 septembre 2010 : Comparaisons résultats CI

Version 0.9 : 29 septembre 2010 : Complément comparaisons résultats CI

Version 0.10 : 9 octobre 2010 : Complément résultats CI

Version 0.11 : 16 octobre 2010 : Corrections diverses. Ajustement T0

Version 0.12 : 18 octobre 2010 : Corrections sur télém antennes

Version 0.13 : 23 octobre 2010 : Ajout courbes + recalage T0

Version 0.14 : 30 octobre 2010 : Compléments données incertaines

Version 0.15 : 1 novembre 2010 : Compléments recalage temporel

Version 0.16 : 6 novembre 2010 : Compléments analyses CI

Version 0.17 : 11 novembre 2010 : Relecture finale

Version 0.18 : 13 novembre 2010 : Orthographe

Version 1.0 : 15 novembre 2010 : Ajout photos

Version 1.1 : 23 novembre 2010 : Correction GHZ en MHz au paragraphe 2.2.2, Ajout remarque au paragraphe 4.7.1 sur le sens de l'accélération du capteur.

No CNES: PER- RE-3400000-ZZ-1-GRF

1. SYNTHÈSE

1.1 OBJECTIFS DU PROJET

La FSP-05 pour « Fusex de Substitution à Poudre », nommée précédemment FH05 pour « Fusex Hybride », est équipée d'un moteur à poudre Cesaroni « PRO-54-5G » pour le C'SPACE 2010, en raison de l'indisponibilité du moteur hybride. Cette Fusex fait partie des démonstrateurs PERSEUS qui ont pour mission la validation des équipements et/ou choix technologiques à travers des essais en conditions réelles.

La FH05 n'ayant pu être lancée, suite à un problème technique de son moteur hybride ONERA, lors du C'Space 2009 au DGA-EM(Biscarosse), la FH05 a été reconstruite sous le nom de FSP-05 avec certaines améliorations électroniques, un moteur à propergol solide et a été lancée lors du C'Space 2010 au DGA-EM (Biscarosse).

La mécanique de cette fusée est issue de la FH04 de 2008.



La FSP-05 avait plusieurs missions pour ce lancement dont principalement:

- Valider la trajectographie de l'engin.
- Servir de plate-forme pour des expériences embarquées (centrales inertielles ESIEE Space et SYSNAV), servant à la reconstitution de la trajectoire et de l'attitude de l'engin en phase de vol.
- Valider les nouveaux équipements électriques développés par le GAREF.
- Valider le système de télémesure.
- Valider le dépouillement au sol des données transmises en vol et enregistrées à bord.

(Pour plus d'informations sur les nouveaux systèmes électriques développés, voir dossier de définition électrique de la FSP-05 dans la base documentaire PERSEUS "PER-DID-341-ZZ-4-GRF")

Photo GAREF PARIS G10P040

1.2 ROLE DU GAREF DANS FSP-05

Le GAREF, en charge des systèmes électriques sur PERSEUS, est responsable de la FSP05 et plus particulièrement de ses systèmes électriques.

A ce titre, diverses évolutions de son électronique ont été réalisées durant l'année 2009/2010 :

- Développement d'un nouvel Ordinateur de bord "mesures" en collaboration avec l'association ESIEE Space.
- Développement de modules de mesures analogiques isolées, communiquant en USB.
- Développement d'un module de détection de mise à feu. (équipement au sol en pied de rampe)



Photo GAREF PARIS G100025



Photo GAREF PARIS G100027



Photo GAREF PARIS G100011



Photo GAREF PARIS G100030

1.3 SYNTHÈSE DU VOL ET DES RESULTATS

Le décollage de la FSP-05 a eu lieu au camp de la DGA EM à Biscarosse (33), le mercredi 25 août 2010 à TU:8h 58m 36,06s (selon module de détection de mise à feu) [10h58m36,06s locale]

Les conditions climatiques à TU 8h 36m 05s soit T0-22 minutes étaient :

- Pression atmosphérique sur rampe (rack GAREF Druck DP520 sn:0029/96-7) était de 1016,2 mbar
- T°C sur Rampe (thermomètre Testotherm TESTO 926) à 50cm du sol : 25,5°C à l'ombre

Le vol a duré 79s (du décollage à l'atterrissage). La culmination a eu lieu à T0+13.2s (selon les centrales inertielles X-Sens et ESIEE).

Synthèse résultats de la FSP 05		
Masse:		10,900 kg à vide 12,580 kg au décollage
Culmination:	analyse X-SENS :	730m (Méthode inertielle)
	analyse ESIEE:	750m (Méthode inertielle et barométrique)
	Estimation DGA sur le terrain	680m
Heure mise à feu	selon télem GAREF (MAF) :	TU: 25 août 2010 8h 58m 36,06s = T0
Heure arrachage ombilicaux	selon télem GAREF :	TU: 25 août 2010 8h 58m 36,21s = T0+0,15s
Heure sortie de rampe	selon vidéo DGA :	TU: 25 août 2010 8h 58m 36,58s = T0+ 0,52s
Culmination	selon analyse X-SENS :	TU: 25 août 2010 8h 58m 49,3s = T0+ 13,2s
Ouverture trappe parachute	selon télem GAREF :	TU: 25 août 2010 8h 58m 50,74s = T0+14,68s
	selon vidéo DGA :	TU: 25 août 2010 8h 58m 50,86s ~ 50,92s = T0+ 14,83s
Déploiement parachute	selon télem GAREF :	TU: 25 août 2010 8h 58m 51,18s = T0+15,12s
	selon vidéo DGA :	TU: 25 août 2010 8h 58m 51,12s ~ 51,30s = T0+ 15,15s
Atterrissage	selon EOS5 photo331	TU: 25 août 2010 8h59m55s = T0+79s
	Selon analyses X-SENS, ESIEE, SYSSNAV:	TU: 25 août 2010 8h59m54,73s = T0+78,67s
Position GPS rampe (estimation Google Earth)		N44°20'3.21" W1°16'0.12" (N 44.3342 2° W 1.266718°) Altitude +6 à 7m
Position GPS atterrissage (mesure GPS opération + photos)		N44°19'53.65" W1°16'5.85" (N 44,33156° W 1,26830°) Altitude +7 m (estimation Google Earth)

Toutes les données reçues pendant le vol de la centrale inertielle ont été transmises en temps réel à la station de réception quasiment sans erreur (2.10^{-4} : 29 trames incorrectes sur 125000 à partir sortie de rampe), et stockées à bord.

Les positions GPS de la rampe et de l'atterrissage indiquées précédemment ont été vérifiées avec succès sur Google Earth et Géoportail (carte IGN).

Remarque sur la vidéo DGA :

La DGA disposait d'une caméra de suivi de missiles par infrarouge, qui a filmé le vol de la fusée, avec timecode IRIG B incrusté. Sur cette vidéo on a l'impression, à première vue, que la culmination est atteinte vers T0+10s, mais il s'agit en fait d'un effet d'optique. En estimant l'angle de vue sous lequel la fusée, à l'apogée, était vue par un observateur, ainsi que la direction de la fusée à cet instant, on se rend compte que la fusée à sa culmination, devait être vue non pas horizontale, mais avec une inclinaison d'environ 40°. Sur la vidéo, lorsqu'on observe la fusée avec un tel angle, on est à environ T0+13s, ce qui coïncide avec les résultats obtenus des centrales inertielles pour le point de culmination.

1.4 SPECIFICATIONS

Masse totale de la fusée sur rampe : 12,580 kg (dont moteur estimé à 1680g)

Longueur totale : 2523 mm

Diamètre : 159mm

Elle contenait:

1 Moteur à poudre Cesaroni Pro54-5G code: 2060K570-17A

1 Emetteur TTS-1331 de Emhiser Research, FM, 2235MHz, +30dBm. 12V 650mA

4 antennes patch de peau après diviseur de puissance polarisation linéaire

2 Balises Marshall Power Max Transmitter 7g, pile Li 1632, autonomie 9 jours, Canal 6 (dans le cône) et 9 (sur la sangle parachute), Bip à 216.055 MHz et 216.085MHz

1 Module biper GAREF GP0613A100-1.0 sn02

1 Module OBC GAREF GP0906S801-1.0 sn01 :

Masse du module: 295g

Alimentation 9 à 36V, consommation 4,05W (270mA sous 15V)

1 port USB 2.0 Console

7 ports USB 2.0 pour les modules

1 port Micro-SD Card

4 entrées et 4 sorties numériques

Sortie PCM filtrée

OS: Linux Ångström

CPU Cortex A8 cadencé à 600MHz, intégré au processeur OMAP3530

Mémoire RAM 256Mo

Mémoire Flash 256Mo

Modules électroniques distribution d'alimentation GP0906I801-1.0 sn01, génération de timecode GP0916M801-1.0 sn01, conditionnement de mesures analogiques isolées GP0906P802-1.0 sn01 (non fonctionnel lors du vol).

2 Expériences passager l'une réalisée par l'ESIEE (PERSEUS-AETNA-ESIEE Space- EINS-1-1.0 ESIEE Space's INS - Juillet 2010) et l'autre par SYSNAV.

L'électronique embarquée était alimentée par deux blocs de piles lithium, Energizer L91 AA 3000mA, de 9 éléments (12V) (émetteur) et 10 éléments (13V) (électronique nacelle)

Consommation : émetteur : 0.59A à 12-14V, électronique : 0.76A à 13-15V dont 0.20A expérience passager ESIEE soit environ **18W** pour la fusée complète dont 7.5W pour l'émetteur

Autonomie: Emission télémessure : >3h, électronique : >3h, Balises 8-9 jours.

2. PRESENTATION DE L'EXPERIENCE

2.1 DESCRIPTION GENERALE

La FSP-05 équipée d'un moteur à poudre Césaroni Pro 54-5G, est avant tout une plate-forme d'essais en conditions réelles pour les équipements électriques récemment développés.

L'expérience principale de cette mission fut de mettre en œuvre trois centrales inertielles différentes (XSENS, ESIEE SPACE et SYSNAV) afin d'une part de valider leurs fonctionnements aux ambiances lanceurs et d'autre part de déterminer des trois, laquelle est la plus performante.

Lors de l'année 2009-2010, un nouveau calculateur de bord ainsi qu'un module de détection de mise à feu en pied de rampe ont été conçus. Ce lancement a permis de tester et valider ces deux nouveaux modules en conditions réelles.

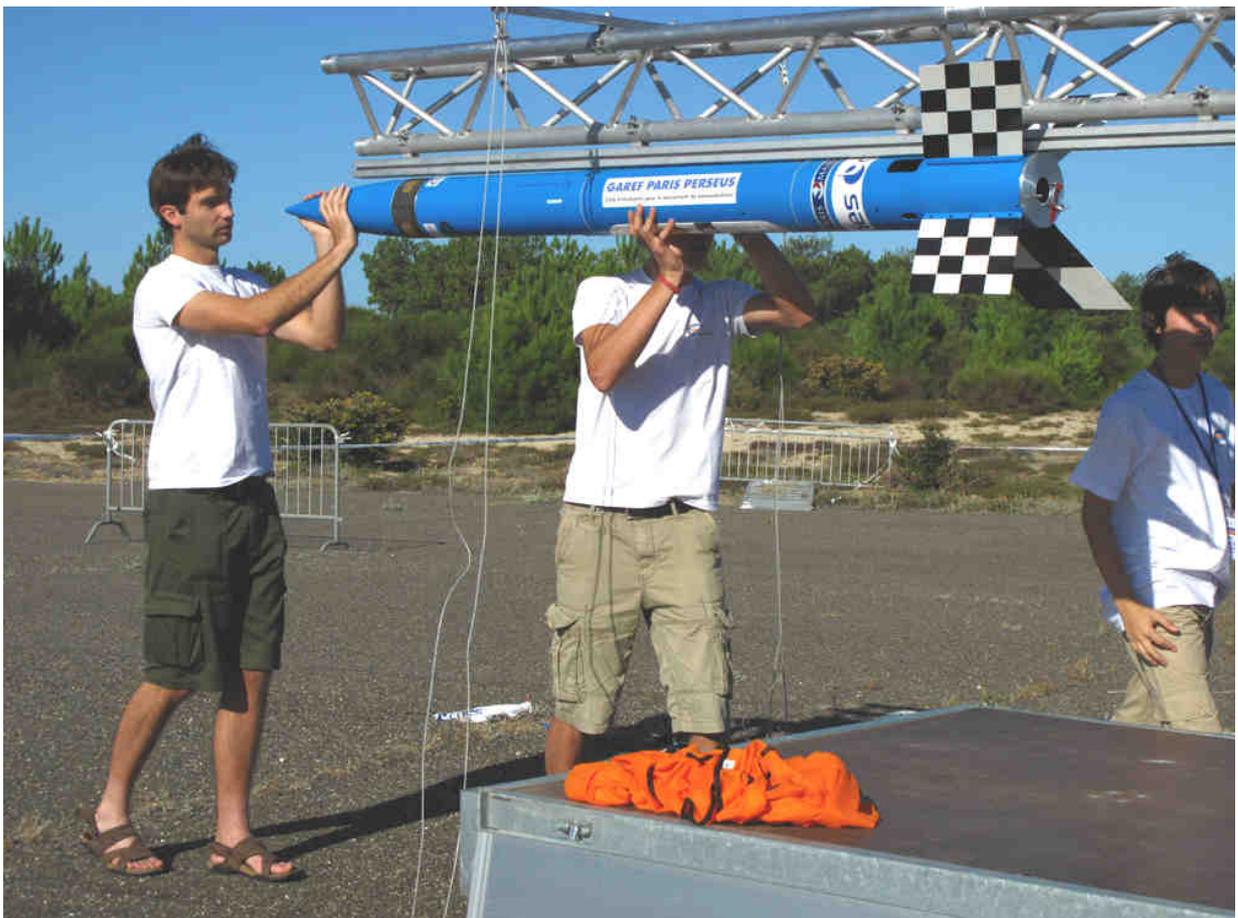


Photo GAREF PARIS G10P054



Photos Raymond BEC G10P011

2.2.2 Disposition des équipements

L'électronique de la FSP-05 est composée:

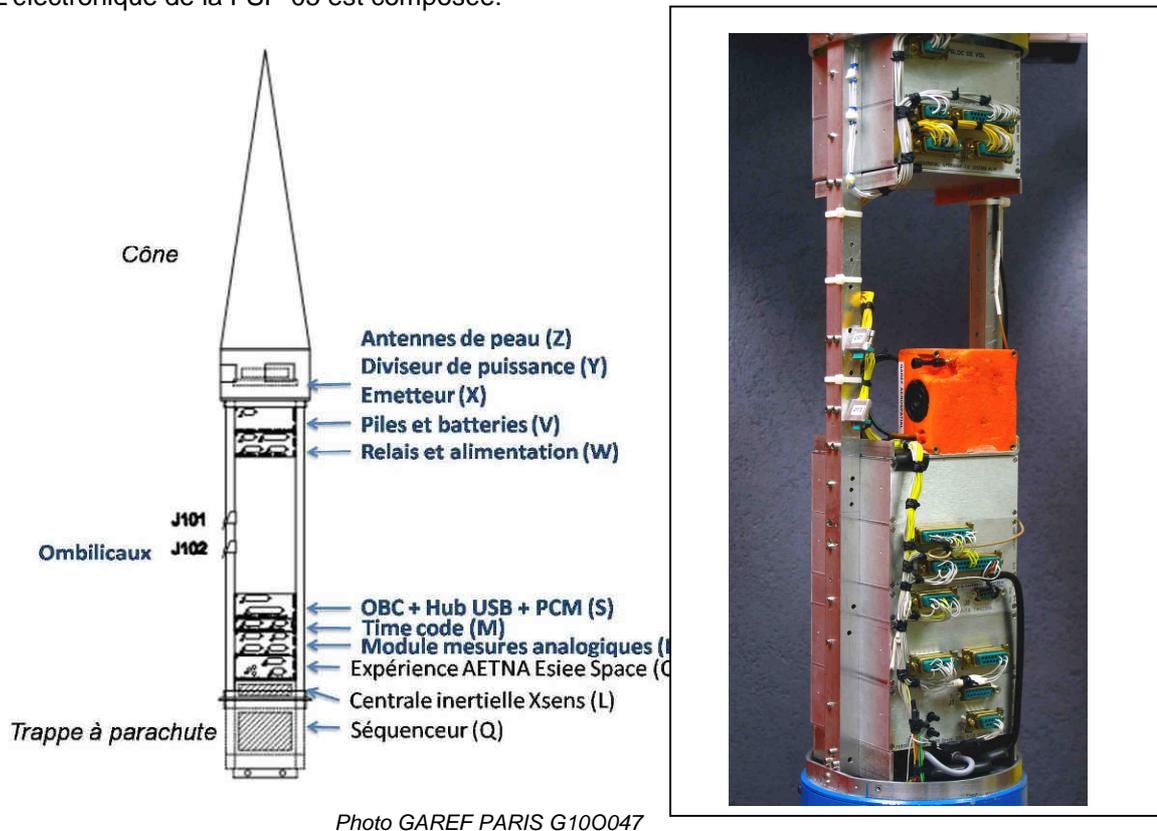


Photo GAREF PARIS G100047

En bleu et gras sont représentés les modules conçus et réalisés par le GAREF, en italique les parties physiques de la fusée. Les autres éléments proviennent d'autres clubs, expériences ou fournisseurs.

Le module de navigation SYSNAV, deuxième expérience embarquée en passager, sera fixé à la bague parachute basse. Ce module sera placé entre cette bague et le propulseur.

L'électronique GAREF est composée du module OBC GAREF, des modules d'expériences, du bloc émetteur/antenne, et du bloc batteries.

Le module OBC GAREF contient 2 cartes électroniques de même dimension, disposées dans un boîtier standard GAREF à double emplacement pour tenir dans le sens transversal entre les U porteurs de la fusée. Ce module remplit les fonctions de calculateur de bord, hub-USB ainsi que de formatage PCM.

Les modules d'expériences sont placés dans des tiroirs en aluminium dimensionnés pour tenir dans le sens transversal entre les U porteurs de la fusée.

Le bloc émetteur/antenne est lui composé de l'émetteur 2235 MHz collé à un diviseur de puissance 4 voies, au centre d'un cylindre sur lequel sont situés les 4 patchs de l'antenne de peau. Ce bloc est disposé juste sous la pointe de la fusée.

Le bloc batteries est composé d'un bloc de 9 piles et d'un bloc de 10 piles, soudées en série, côte à côte, placées dans un tiroir.

2.2.3 Module Calculateur de bord "mesures" GAREF

Ce module (OBC) est composé de trois éléments fonctionnels dont une carte processeur, une carte formatage PCM et une carte Hub USB.

Caractéristiques:

- Masse du module: 295g
- Alimentation 9 à 36V, consommation 4,05W (270mA sous 15V)
- 1 port USB 2.0 Console
- 7 ports USB 2.0 pour les modules
- 1 port Micro-SD Card
- 4 entrées et 4 sorties numériques
- Sortie PCM filtrée
- OS: Linux Ångström
- CPU Cortex A8 cadencé à 600MHz, intégré au processeur OMAP3530
- Mémoire RAM 256Mo
- Mémoire Flash 256Mo

La carte processeur est le cœur de l'électronique embarquée. Elle joue le rôle d'ordinateur de bord, grâce à un logiciel programmé par le GAREF. Elle reçoit les données des différents modules reliés par le HUB USB, les met en forme et les transmet à la carte de formatage PCM qui les conditionne pour qu'elles soient transmises au sol. Elle acquiert aussi les entrées numériques en les datant à l'aide du time code CCSDS et les intègre aux trames émises.

Le hub-USB gère un port maître (vers la carte processeur) et 7 ports esclaves. Il est capable de fournir en alimentation jusqu'à 100mA chaque port, bien que les modules soient sensés être alimentés directement et non par l'USB. En cas de surconsommation, le port concerné voit son alimentation coupée sans que cela affecte le hub ou les autres modules. Chaque port peut être branché ou débranché en cours de fonctionnement.

Les données issues de la carte processeur sont converties en signal, sous la forme de trames PCM normalisé bi-phase L à 1Mbit/sec (78 octets dont un mot de synchro de 24 bits). Une FIFO permet de s'assurer d'avoir un débit constant en sortie. Le signal traverse ensuite un atténuateur et un filtre RC (passe bas) pour diminuer son étendue spectrale. En sortie du module PCM, le signal est donc un signal carré fortement arrondi. Le signal sortant est ensuite directement transmis à l'émetteur.

La carte processeur fonctionne sous le système d'exploitation Linux Angstrom et est programmable en langage C++.

2.2.3.1 Driver USB

Le driver USB (GL0906S602) est conçu en langage C sous Linux. Il s'initialise au démarrage de la carte. Le driver USB est dupliqué (instancié) pour chaque module USB branché, de façon dynamique.

En parallèle du programme de vol, il stocke les données provenant du module USB qu'il gère, dans des buffers tournants. Le programme de vol interroge régulièrement chaque driver, en vérifiant dynamiquement quels sont les modules connectés, pour récupérer ces données et les associer au module USB concerné.

Il permet aussi d'envoyer des données vers le module USB si le programme de vol le demande.

2.2.3.2 Driver PCM

Le driver PCM (GL0906S604) est conçu en langage C sous Linux. Il s'initialise au démarrage de la carte. Il configure les entrées et sorties nécessaires à la communication avec la carte PCM, et positionne les sorties à leurs valeurs par défaut.

Lorsque le programme de vol envoie des données au driver, chaque octet est écrit successivement en positionnant les 8 sorties numériques correspondantes (une par bit), en gérant une 9^e sortie indiquant une nouvelle donnée (strobe).

Un buffer FIFO (First In First Out, premier entré premier sorti) est situé sur la carte PCM pour s'assurer que les données sont émises à fréquence fixe, à 1Mbit/s. Le programme de vol peut aussi se mettre en attente sur le driver PCM pendant que la FIFO se vide, le driver interroge alors en boucle l'entrée numérique indiquant que la FIFO est à moitié vide, pour rendre la main lorsque c'est le cas, ce qui permet au programme de vol de préparer un bloc de nouvelles données à émettre.

2.2.3.3 Driver GPIO

Le driver GPIO (GL0906S606) est conçu en langage C sous Linux. Il s'initialise au démarrage de la carte. Il configure les entrées et sorties numériques utilisées en externe du calculateur de bord.

Lorsque le programme de vol essaie de lire ce driver, il lit l'état de chacune des entrées numériques, et les retourne sous forme de bits regroupés dans un octet.

Le positionnement des sorties numériques n'est pas implémenté pour ce projet, car aucune n'est utilisée.

Pour explication de la datation voir chapitre "Logiciel de vol" ci-après.

2.2.3.4 Logiciel de vol

Le logiciel de vol (GL0906S600) est conçu en langage C sous Linux. Il se charge de récupérer les données des différents modules et des entrées numériques, de les regrouper sous forme de trames à un format précis, et de les transmettre à la carte qui élabore le train PCM. Il est lancé automatiquement au démarrage de la carte, pour permettre de simplifier la procédure de lancement.

Un processus lit en permanence le timecode CCSDS diffusé dans la fusée en RS485 par le module timecode. Dès que celui-ci varie (toutes les 10ms), les entrées numériques sont lues par le driver GPIO et mémorisées avec le timecode associé, pour être ensuite intégrées aux trames émises.

L'autre processus se met en attente sur le driver PCM pour attendre que la FIFO PCM soit disponible (plus d'à moitié vide). A cet instant, le programme de vol construit autant de trames qu'il faut pour remplir une demi-FIFO, à partir des données en attente des modules USB, de la centrale inertielle et des entrées numériques, et si nécessaire, il complète par des trames de remplissage pour que le débit d'1Mbit/sec d'émission reste constant. Puis il se remet en attente sur le driver PCM.



Photo GAREF PARIS G100007 Préparation de la charge utile dans le laboratoire du GAREF

2.2.4 Entrées numériques

Quatre entrées numériques sont lues par le calculateur de bord, dont trois sont utilisées, pour les phases de vol :

- La première sert à détecter la mise à feu pyrotechnique et l'arrachage des ombilicaux : reliée par l'ombilical au module de détection de mise à feu, elle est initialement à 0, puis passe à 1 lorsque la mise à feu est détectée (le module de détection délivre et maintient ce niveau pendant environ une seconde), puis repasse à 0 (grâce à un pull-down) lors de la déconnexion de l'ombilical. (Celle-ci doit donc intervenir moins d'une seconde après le front montant de l'impulsion de mise à feu.)
- La deuxième sert à détecter l'ouverture de la trappe parachute : reliée à la masse par un interrupteur poussoir maintenu appuyé par la trappe fermée, elle est initialement à 0, puis passe à 1 grâce à un pull-up lorsque l'interrupteur est relâché lors de l'éjection de la porte.
- La troisième sert à détecter le déploiement du parachute : reliée à la masse par un fil de "wrapping" (très fin) scotché sur la sangle du parachute replié, elle est initialement à 0, puis passe à 1 grâce à un pull-up lorsque la sangle se tend, cassant le fil.

2.2.5 Module timecode

Le module timecode utilise un FPGA programmé pour réaliser une fonction horloge et pour générer un timecode (en permanence diffusé sur une sortie RS485 à 115.2kbps). Cette "horloge" doit être re-synchronisée après sa mise sous tension par une entrée IRIG B démodulé (IRIG B000, voir spécifications IRIG). Ceci est accompli grâce à un programme codé en VHDL par le GAREF. Il est ainsi re-synchronisé chaque seconde tant que l'ombilical est relié au sol sur l'accès IRIG B.

A titre de protection, l'on ne remet à l'heure l'horloge que si l'on reçoit complètement la partie intéressante de la trame IRIG B y compris le top de synchro du mot suivant.

FPGA utilisé : Cyclone III EP3C16E144

2.2.5.1 Programme FPGA

Ce programme (GL0906M600) a été conçu en VHDL. Il est stocké dans une mémoire non volatile sur la carte et rechargé dans le FPGA à l'allumage de la carte.

Il gère un calendrier interne grégorien (>1582) (année de 0 à 9999, mois, jour du mois, heure, minute, seconde, centième de seconde) avec gestion des années bissextiles, incrémenté par un quartz.

Il décode l'IRIG B en entrée (jour de l'année, heure, minute, seconde, centième de seconde) et resynchronise le calendrier seulement si une trame est lue sans erreur.

Il génère un timecode format CCSDS (voir document de spécifications timecode GD0942A202-1.4 PER-5000-ZZ-3-GRF-1.4), dans une trame de 9 octets dont un mot de synchro (0xAA), codage BCD.

Et il émet sur RS485 à 115.2kbps, en continu, ces trames (12 ou 13 trames identiques dans un centième de seconde), 1bit start, 1bit stop. Les modules USB et l'ordinateur de bord peuvent lire cette entrée quand ils veulent, juste le temps d'avoir une trame complète.

2.2.6 Module de mesures analogiques isolées:

Le module de mesures analogiques est dévolu à l'acquisition et à la conversion de signaux analogiques.

En entrée, le module reçoit deux voies analogiques -10V/+10V isolées galvaniquement. Sur la carte les conversions analogiques/numériques sont réalisées sur des plans masses séparés, l'isolation étant effectuée sur le bus numérique SPI. Ce bus SPI relie aussi les ADC (convertisseurs de tensions

analogiques/numériques) déportés au microcontrôleur STM32F103 chargé de la transmission sur bus USB. Les bus numériques (RS485 et USB) de la carte sont également isolés galvaniquement.

Caractéristiques:

Le module est relié par USB au HUB USB (module S) ainsi qu'au Timecode (module M) en RS485.

Tension d'alimentation : 9 à 36V

2 à 5 mesures analogiques quelconques (entre -10V et +10V masse flottante)

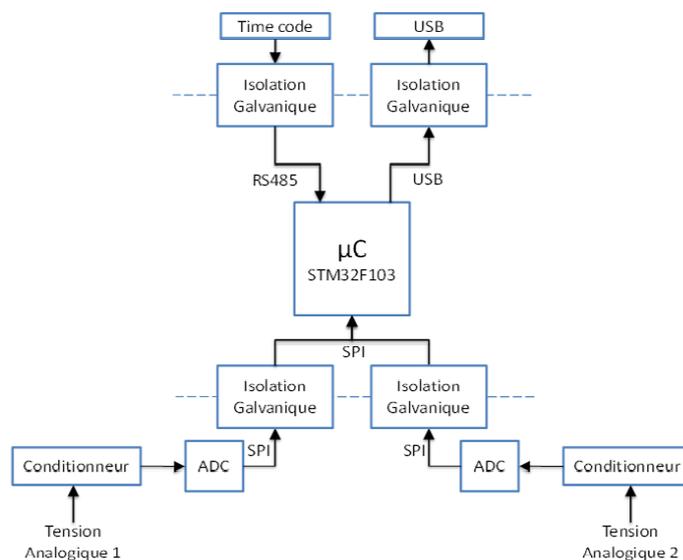
Précision de 12 Bits

Ce module était présent mais non opérationnel lors du vol de FSP05.

2.2.6.1 Logiciel embarqué

Il définit la fréquence d'échantillonnage, permet de récupérer les informations Timecode et de les intégrer aux résultats des mesures afin d'obtenir des trames cohérentes qui seront diffusées sur bus USB. Ce logiciel embarqué est programmé en langage assembleur.

2.2.6.2 Synoptique du module entrées analogiques



2.2.7 Module télémessure/antenne

Le GAREF AEROSPATIAL disposait de matériel éprouvé par de nombreux projets, nous donnant une bande passante importante. La fréquence utilisée était ainsi de 2235 MHz.

La porteuse de l'émetteur était modulée en fréquence par le signal sortant de la carte PCM.

L'excursion de fréquence possible autour de la porteuse était de 400KHz (signal 50mV c à c pour une sensibilité de 8MHz/V) soit une occupation de bande spectrale (B_{99}) de 2.4MHz, pour un biphasé à 1Mbit/sec.

Caractéristique de l'émetteur de télémessure TTS-1331 :

Masse : 57g

Puissance d'émission : 30 dBm nominal (1.0 W)

Tension d'alimentation : 12V +4.5 / -1.5 VDC

Consommation : 600 mA

Fréquence d'émission possible: 2200.5 MHz à 2299.5 MHz par incrément de 0.5 MHz

Impédance d'entrée : 75 Ohm, 35 pF

Impédance de sortie : 50 Ohm

Sensibilité de déviation : 8 MHz / V crête à crête

Environnement: -20 à +70°C 14g bruit blanc (20Hz à 2KHz) Chocs 11ms 100g 3axes

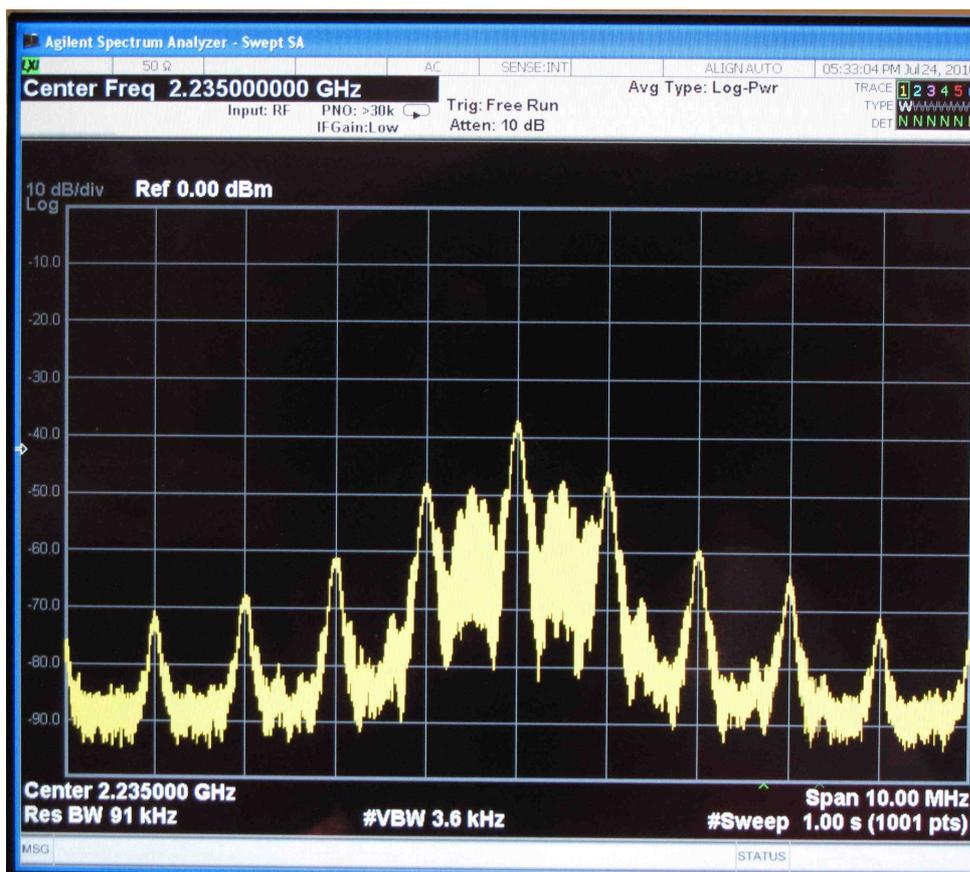


Photo GAREF PARIS G100002 Spectre d'émission de la FSP05

Antenne d'émission
 Antenne strip line "4patch" sur Verre Teflon Masse : 110g
 Largeur de bande : 2230-2245 MHz
 Diviseur de puissance +semirigides+antenne=168g
 Gain: 0dBi,
 Polarisation linéaire,
 Impédance: 50 Ohm.

2.2.8 Module séquenceur (minuterie)

Sur la FSP05 le séquenceur a été récupéré de la FH04. Son programme (ou du moins une de ses versions) a été récupéré et doit être modifié afin de prendre en compte la variation de masse entre la version FH05 et FSP05.

Le séquenceur a pour but de décomposer le vol en séquences bien précises en y associant des événements temporisés, d'où son nom. Il est principalement utilisé dans notre cas comme compteur permettant de déclencher la procédure d'ouverture de la trappe à parachute au moment optimal, à savoir moins d'une seconde après la culmination. Le compteur débute une fois le décollage effectué, détecté par l'arrachage d'un câble. Une fois arrivé à la valeur choisie (de l'ordre de la dizaine de seconde dans notre cas) le séquenceur envoie un ordre d'ouverture au servomoteur de la trappe qui ouvre cette dernière.

Il est à noter que le séquenceur dispose de sa propre alimentation (4 piles lithium L91), séparée de celle des autres équipements pour des raisons de fiabilité de fonctionnement.

2.2.9 Alimentation électrique/Piles de la FSP05

Il fallait déterminer l'alimentation électrique qui était nécessaire au bon fonctionnement de l'électronique embarquée afin de répondre à des contraintes de consommation, de tension, et d'autonomie (quelques minutes de vol, et 1h sur rampe).

Les modules électroniques, d'une part, et l'émetteur, d'autre part, sont alimentés chacun avec leur propre bloc de piles. Chaque module électronique dispose d'un convertisseur DC/DC pour obtenir la tension qu'il désire, à une valeur stable.

Il fallait ne pas dépasser la tension maximale que peuvent supporter les convertisseurs utilisés, mais aussi leur fournir une tension suffisante pour leur fonctionnement, en accord avec la spécification des modules de la fusée. Il fallait donc être très attentif à la tension à vide et en charge en tenant compte de la température.

Nous avons tracé des courbes de décharge des piles pour vérifier l'autonomie.

En accord avec ce cahier des charges, nous avons adopté la configuration suivante : 9 piles pour le bloc émetteur, et 10 piles pour le bloc électronique (voir chapitres suivants).

Piles utilisées:

Energizer réf L91 Type AA.

Ø 14mm, longueur : 50mm,

masse : 14,3g chacune

Tension : 1,5V sous 650mA ; 1,3V sous 1,25A ; 1,7V à vide.

2.2.9.1 Détermination de l'alimentation de l'émetteur

L'émetteur s'alimente ainsi en 12V DC, excursion maximale +4.5V –1.5V. Courant max 0.65A.

Les mesures donnent pour le modèle Emhiser TTS1331 sn:124281 :

Tension d'alimentation	Consommation A	Puissance de sortie
14.5V	0.57	+30.2 dBm
14V	0.57	+30.2 dBm
13V	0.59	+30.2 dBm
12V	0.60	+30.1 dBm
11V	0.58	+30.1 dBm
10.5V	0.56	+30.0 dBm
10V	0.50	+29.0 dBm

On a, selon les relevés de courbes de décharge des piles lithium L91 type AA Energizer 3000mAh:

Nombre d'éléments AA assemblés	Tension à vide du bloc	Tension de début à I=0.65A	Durée jusqu'à ce que le bloc soit à 10.5V	Masse sans fils	Masse avec fils de câblage	
9	16.2	12.15	3.4h (1.17V/élément)	131g	146g	
10	18.0	13.5	3.9h (1.05V/élément)	145g	166g	

Pour tenir dans les limites de fonctionnement de l'émetteur,(12+4.5-1.5V) soit entre 16.5V et 10.5V il convient si l'on prend un bloc de 10 éléments, de faire une légère décharge avec un R=20 ohms pour faire chuter la tension de 18V à 16V en branchant un bouchon de décharge qui contient une résistance de 20 Ohms consommant 10W pendant x secondes, puis en le débranchant et en branchant aussitôt le bouchon de vol.

On aura une autonomie de 3.4h à 3.9h selon que l'on choisit un bloc de 9 ou 10 éléments.

On a choisi de retenir l'**option bloc de 9 piles** qui évite d'avoir à utiliser un bouchon de décharge, simplifiant la procédure de lancement. 3h d'autonomie sont de toute façon largement suffisants dans le cadre de ce projet, sachant que les ombilicaux alimentent la fusée tant qu'elle est sur rampe.

2.2.9.2 Détermination de l'alimentation de l'électronique

Ce bloc de piles alimente des convertisseurs TRACO fonctionnant de 9 à 36V, délivrant +5V ou +/-15V chacun au module OBC GAREF, au module mesures analogiques isolées, au module timecode, et à l'expérience embarquée ESIEE. Il alimente de plus directement la centrale inertielle XSens.

La centrale inertielle acceptait une tension d'entrée entre 4.5V et 30V, pour une consommation de 360mW.

On a mesuré le 21-08-10 la consommation de ce bloc d'électronique :

Tension d'alimentation V	Courant consommé en mA	W
13.2	760	10

On a retenu l'option 10 piles, pour avoir une autonomie supérieure à 3h.

2.2.10 Module distribution d'alimentation

Le système d'alimentation permet:

- d'alimenter l'électronique ou pas, selon la position du relais
- d'alimenter l'électronique avec une alim externe tout en ayant la batterie ou les piles, en mode "floating" donc sans interruption lors de l'arrachement de l'ombilical et, dans le cas d'une batterie, tout en permettant de continuer de charger la batterie à courant constant, avec l'électronique alimentée par l'alim externe.

Dans le cas de piles, il n'y a pas d'alim de charge et il n'y a que l'alim externe. Si celle-ci est supérieure à la tension des piles, l'électronique peut être alimentée sans que les piles ne se déchargent. Lorsque l'alim externe n'est pas présente ou que sa tension devient inférieure à la tension des piles, celles-ci alimentent l'électronique.

Dans le cas d'une batterie : l'alimentation externe permet d'alimenter les modules. La batterie étant en "floating", la tension d'alim externe doit être supérieure à la tension de la batterie pour ne pas la décharger. Si la tension d'alim externe est inférieure, la batterie prend le relais et alimente l'électronique ; si la tension de l'alim externe est supérieure à la tension de batterie, c'est l'alim. externe qui alimente l'électronique (la batterie n'est plus sollicitée mais ne se recharge pas pour autant).

Pour recharger la batterie, 2 solutions :

- on utilise l'alim de charge qui sera en fonctionnement à courant constant limité à la valeur du courant de charge de la batterie. L'alim externe est en fonctionnement, sa tension doit être supérieure à la tension qu'atteindra la batterie en fin de charge + 2V (passage de D1 et D2). Dans ces conditions, la diode D1 fait isolation et le courant de charge ne passe que par D3.
- la tension de l'alim externe est inférieure à la tension (des batteries + 2V) ou l'alim externe n'est pas présente, dans ce cas l'alimentation destinée à la charge des batteries va aussi alimenter l'électronique si le relais est en position ON. Le courant alimente donc à la fois la batterie et l'électronique, et on ne sait pas quel est le courant de charge réel dans la batterie. En revanche si le relais est OFF, l'alimentation charge-batterie n'alimente que la batterie et son courant est celui qui charge la batterie.

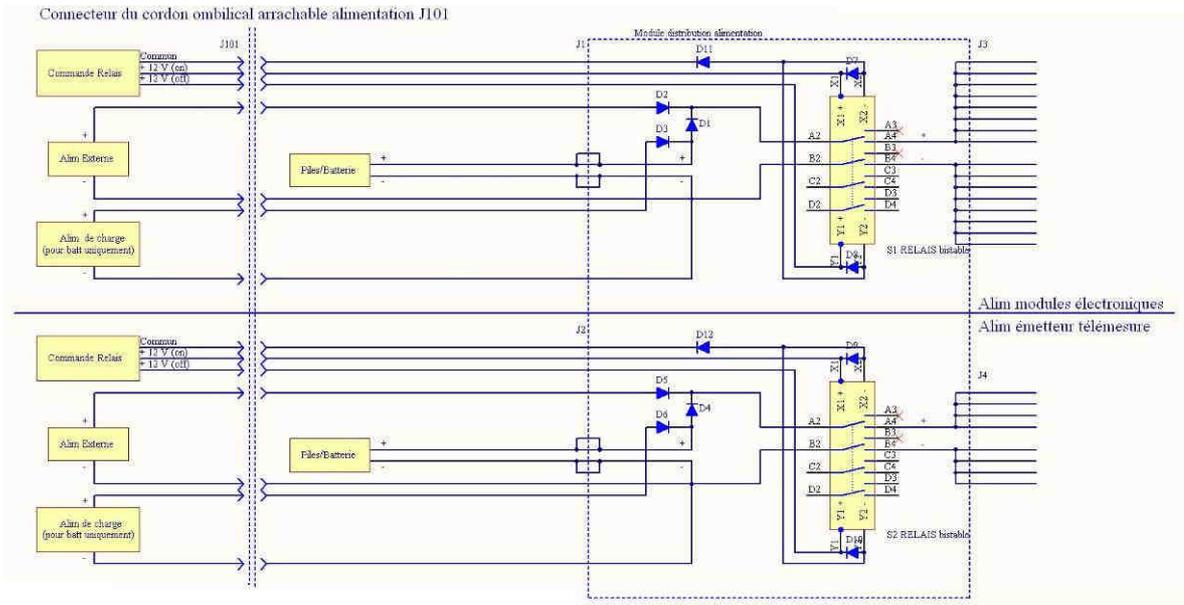


schéma GD09061300

2.2.11 Interface de contrôle extérieure

Deux ombilicaux permettent de contrôler la fusée sur rampe à distance. Les deux sont arrachés lors du décollage de la fusée.

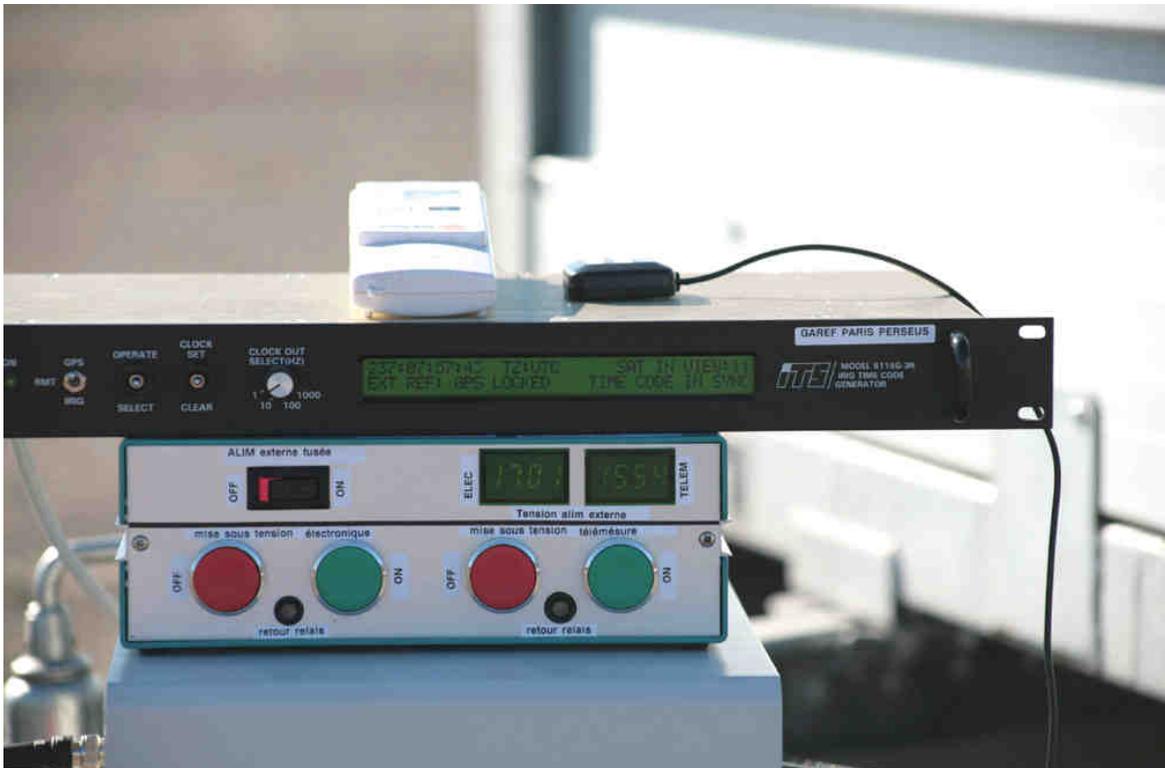


Photo GAREF PARIS G10P051 Générateur de time code IRIG B pour l'ombilical et boîtier de commande de mise en/hors tension fusée

2.2.11.1 Ombilical alimentation

Cet ombilical permet de commander la mise en marche ou l'arrêt de manière séparée de l'électronique et/ou de l'émetteur, et d'autre part d'alimenter par l'extérieur en "floating" la fusée (voir schéma chapitre module distribution d'alimentation).

2.2.11.2 Ombilical données

Cet ombilical permet de transmettre via USB la sortie console du processeur à des fins de configuration, paramétrage, (accès processeur). Il est également utilisé pour transmettre depuis le sol au module Time-Code de la fusée, le time-code au format IRIG-B.

Enfin cet ombilical permet aussi :

- de transmettre l'information détection mise à feu élaborée par le boîtier en pied de rampe (Module B)
- de dater l'arrachage des ombilicaux
- de déclencher le compteur (minuterie) du séquenceur.



Photo GAREF PARIS G10P069 mise en place des ombilicaux

2.2.11.3 Module de détection de mise a feu au sol

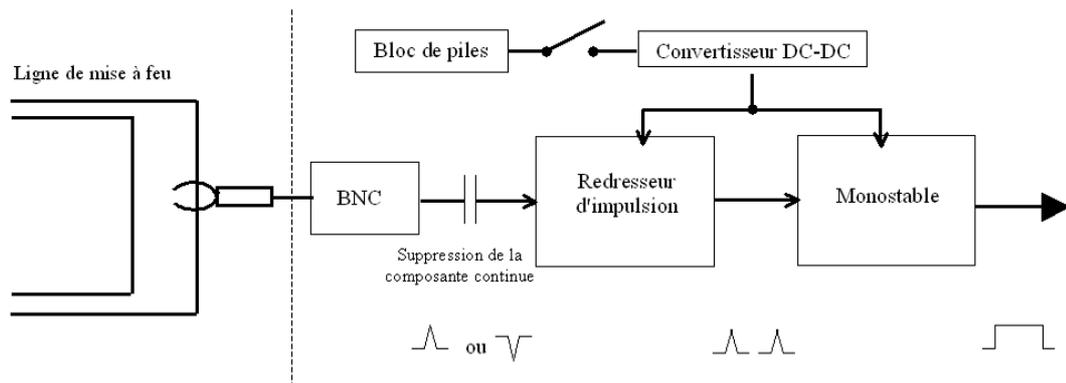
La mise à feu étant un système pyrotechnique, on refuse de faire des mesures intrusives.

Ce module sert à détecter puis transformer l'impulsion de mise à feu très brève en impulsion TTL calibrée de façon à être exploitée par les instruments. Il est destiné à être implanté en pied de rampe et se place sur l'un des fils de la ligne de mise à feu. Il détecte le courant passant dans ce fil sans contact électrique avec le fil.

Lors de la mise à feu un fort courant traverse la ligne de mise à feu. Ce courant va être capté par la pince ampéremétrique. Celle-ci va reproduire l'impulsion, dont l'amplitude est proportionnelle à l'intensité du courant circulant dans le fil.

La polarité du courant n'étant pas connue, l'impulsion peut être positive ou négative. Il convient de la rendre toujours positive. C'est le rôle du redresseur d'impulsions. Basé sur un montage à amplificateurs opérationnels en mode redresseur double alternance, cette partie donnera en sortie des impulsions positives.

Cette impulsion est trop courte pour être exploitée facilement, car elle fait seulement quelques millisecondes. La dernière étape consiste donc à la rallonger (de l'ordre de la seconde) pour qu'elle devienne facilement exploitable. Le monostable réalise cette opération et donne en sortie un créneau, de 1 seconde environ, dont le front montant est calé avec le front montant de l'impulsion. Cette impulsion est transmise au calculateur de bord par l'intermédiaire de l'ombilical données.



Synoptique du module de détection de mise à feu



Photo GAREF G10P062

2.3 Centrales inertielles

2.3.1.1 MTI X-SENS

Le centrale inertielle Xsens MTI28A13G35 est un système complet et miniaturisé de mesure inertielle 3D composé de 3 gyromètres de technologie MEMS, un magnétomètre 3D (compass 3D) et un processeur embarqué permettant le calcul en temps réel de l'attitude du module. De plus, la MTI embarque aussi 3 accéléromètres permettant de faire de l'accélérométrie 3D.

Le processeur embarqué permet d'appliquer les calibrations dynamiques préenregistrées ainsi que l'application en temps réel d'algorithmes de fusion de données et de compensations en température, ce qui permet d'avoir des performances améliorées.

La centrale communique par l'intermédiaire d'une liaison série du type RS232. Cette liaison permet de configurer la centrale et de récupérer les données des capteurs avec ou sans traitement par son processeur embarqué.

2.3.1.2 Centrale inertielle ESIEE SPACE

Cette centrale est totalement indépendante du reste de la fusée, elle ne prélève que son alimentation sur le circuit commun à tous les autres équipements au travers d'un "fusible ré-armable". C'est pour cela qu'elle a le statut d'expérience embarquée et qu'un dysfonctionnement quelconque ne portera pas atteinte au fonctionnement des autres appareils.

L'architecture de cette centrale se décompose en deux modules distincts:

- Un module d'interface réalisant les acquisitions des capteurs et pouvant communiquer avec les autres modules de l'architecture électrique.
- Un module de traitement exécutant les algorithmes d'hybridation permettant de déterminer la trajectoire et la dynamique du démonstrateur.

L'expérience embarquée a pour but de :

- valider le fonctionnement de la centrale dans un environnement contraignant et hostile
- restituer la trajectoire et les dynamiques du démonstrateur

Ce module est une expérience embarquée du macro projet PERSEUS AETNA (Avionics and Electrical Technologies for NVL Application). Il s'agit donc du test en vol d'un équipement conçu pour être utilisé par Perseus pour ses projets futurs.

Le dépouillement et l'analyse des données de vol de cette centrale sont réalisés par l'ESIEE SPACE.

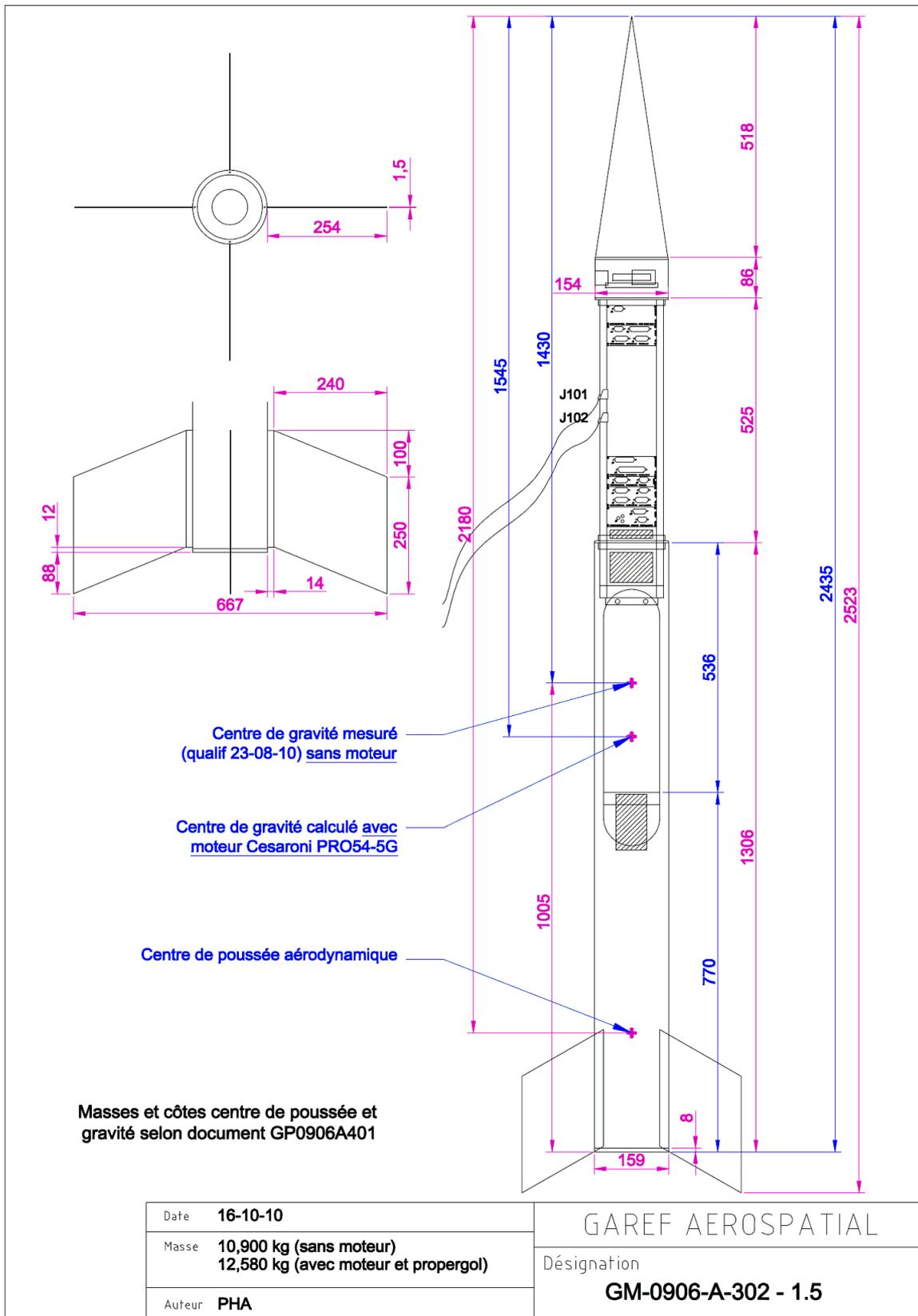
2.3.1.3 Centrale inertielle SYSNAV

Ce module de navigation est un système autonome d'enregistrement numérique de données de navigation sous environnement sévère. Le système composé d'une unité de mesure inertielle ADIS16405, permet de déterminer l'attitude du démonstrateur. Ce module est également équipé d'un récepteur GPS externe pour la localisation de l'engin et d'un baromètre pour la mesure de la pression. Enfin, l'ensemble des données recueillies est enregistré à haut débit sur carte mémoire SD d'une capacité de 2Go permettant un enregistrement multi-session d'une durée de 8 heures.

Ce module est une expérience embarquée. Il s'agit donc du test en vol d'un équipement conçu pour être utilisé par PERSEUS pour ses projets futurs.

Le dépouillement et l'analyse des données de vol de cette centrale sont réalisés par le constructeur SYSNAV.

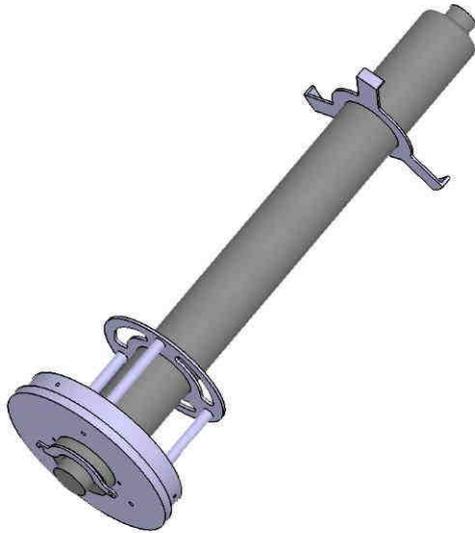
2.4 MECANIQUE DE LA FUSEE



La structure de la fusée expérimentale FSP05 correspond exactement à celle de la fusée FH05 qui n'a pu décoller en 2009 en raison d'un problème technique de son moteur hybride. Elle reprend la mécanique commune aux fusées expérimentales du projet PERSEUS (FH02, FH03, FH04). Aucune modification n'a été apportée sur la structure porteuse de la fusée. Le tube porteur inférieur et les coques sont en fibre de carbone, la structure métallique des cases à équipements contenant l'électronique en aluminium AU4G, et l'ogive en fibre de verre.

Les seules modifications portent sur :

- Modification de la bague de fixation du moteur pour permettre l'adaptation du moteur Cesaroni PRO-54-5G
- Ajout du module de navigation SYSNAV, placé au dessus du moteur et fixé à la bague du parachute basse



Système de fixation moteur Cesaroni Pro 54-5G

2.4.1 Caractéristiques de la fusée

Moteur Césaroni Pro-54-5G code: **2060K570-17A** Combustible : Propergol solide
Fusée sans moteur 10900g

Masse totale de la fusée sur rampe en ordre de marche : 12 580g dont moteur (estimations : 1680g dont 990g de propergol brûlé)

Longueur totale : 2523mm

Diamètre : 159mm

Centre de gravité sans moteur à 1430mm depuis le cône

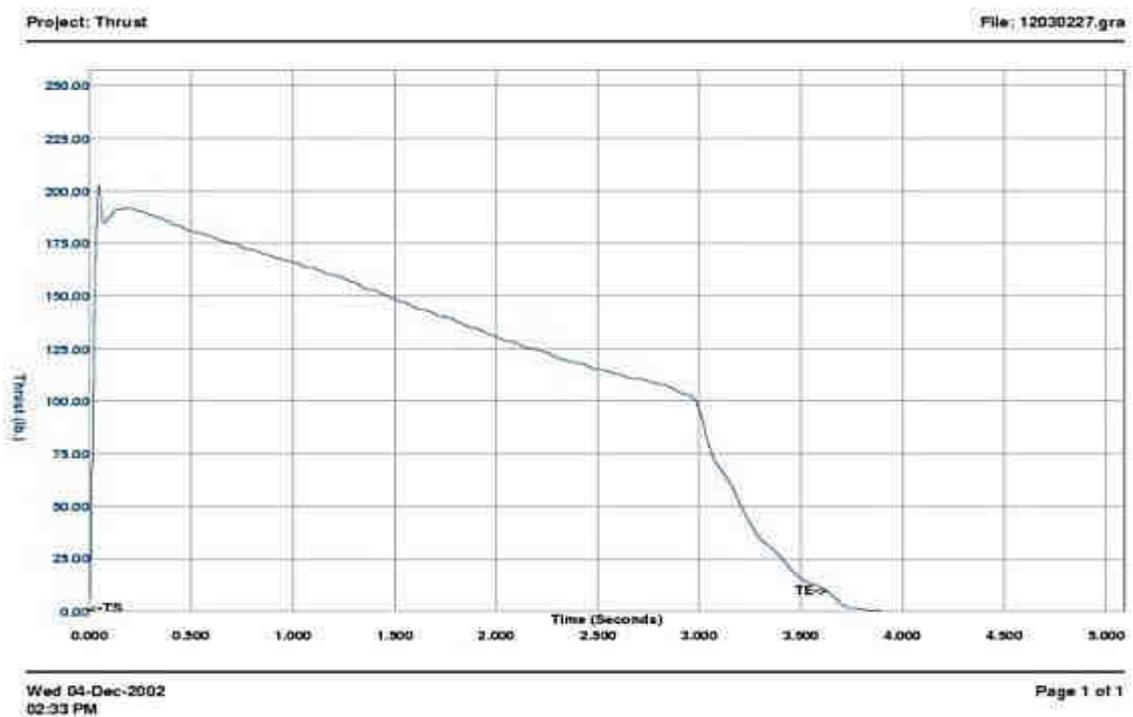
2.4.2 Caractéristiques du moteur

Pro54 2060K570-17A

Motor Data

Brandname	Pro54 2060K570-17A	Manufacturer	Cesaroni Technology
Man. Designation	2060K570-17A	CAR Designation	2060-K570-17A
Test Date	8/4/2008		
Single-Use/Reload/Hybrid	Reloadable	Motor Dimensions mm	54.00 x 488.00 mm (2.13 x 19.21 in)
Loaded Weight	1768 g (62.35 oz)	Total Impulse	1994.4 Ns (448.35 lb.s)
Propellant Weight	1115 g (39.33 oz)	Maximum Thrust	778.7 N (175.06 lb)
Burnout Weight	649 g (22.89 oz)	Avg Thrust	637.3 N (143.27 lb)
Delays Tested	17 - 7 secs	ISP	182.4 s
Samples per second	1000	Burntime	3.129 s
Notes	Classic™		

Representative CMT Thrust Curve:



2.4.3 Masses des équipements

Masse d'un tiroir vide de taille simple (l=105mm, prof=102mm h=22mm) (face avant+vis) = 104g

Masse d'un tiroir vide de taille double (l=105mm, prof=102mm h=43.1mm) (avec blindage interne et face avant+vis) = 152g

Masse d'un tiroir vide de taille triple (l=105mm, prof=102mm h=64mm) vide (avec blindage interne et face avant+vis) = 184g

L'émetteur est situé au-dessus de la case à équipement. Masse estimée (émetteur (57g)+(diviseur de puissance+semi-rigides+antenne=168g)+(colle+plaque support émetteur=100g)+mastic= environ 350g

Dans la case à équipement de haut en bas on a :

Tiroir boîtier piles	444g
Tiroir commutation alim	365g
Module Beeper	90g
Tiroir calculateur de bord+PCM+Hub USB	295g
Tiroir Time code	175g
Tiroir mesures analogiques	260g
Tiroir passager ESIEE Centrale inertielle	284g
Centrale inertielle X-SENS avec plateforme (Ualu)	136g
Câblage (toron connecteurs) estimés	200g
Module SYSNAV	470g

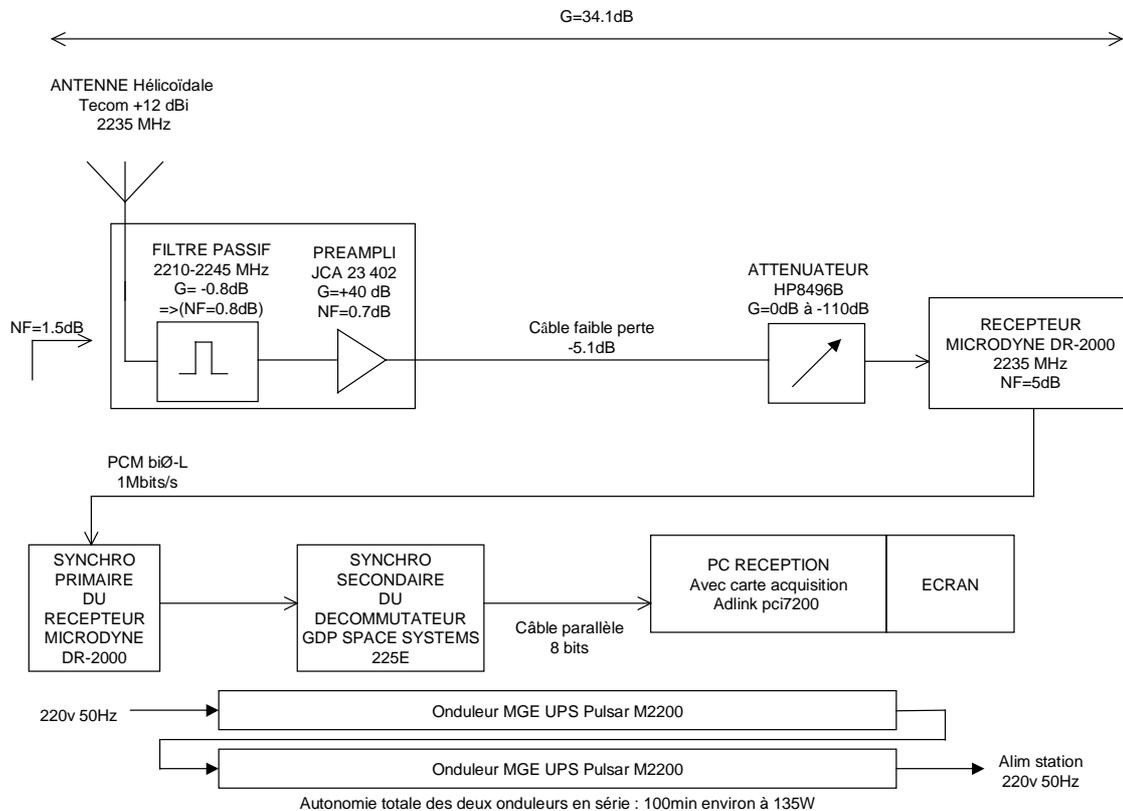
Total : environ 3kg d'électronique (case équipement avec piles, module SYSNAV et téléméasures)

Equerre haute et basse fixation élec : 64g x2 + vis = 130g

Masse cône : 355g

2.5 STATION DE RECEPTION DES TELEMESURES

2.5.1 Synoptique



2.5.2 Implantation

L'équipe GAREF chargée de la réception des télémesures s'était installée à la limite de la zone publique, pour y placer la station de réception, aménagée dans une voiture Kangoo.

De ce point de vue un peu surélevé à faible distance du pas de tir, une vue directe sur la fusée a permis d'avoir une télémesure exploitable sur rampe et parfaite durant le vol.

Tout le matériel était alimenté par deux onduleurs en série, branchés sur la distribution 220V disponible. Ces onduleurs ont très bien fonctionné, permettant une alimentation ininterrompue pendant la réception.

2.5.3 Equipements GAREF de réception

Antenne TECOM 401022R polarisation circulaire droite ouverture 35° $G=12\text{ dBi}$.
Son positionneur (réalisé à partir d'un pied de télescope)
Filtre 2210-2245MHz (-3dB.) ; 2220-2235MHz (-0.8dB.) ($>50\text{dB}$ $<2190\text{MHz}$ et $>2280\text{MHz}$)
Préampli : JCA 23-402 $G=40\text{dB}$ $\text{NF}=0.7\text{dB}$
Câble 50 Ohms hyperfréquence très faible perte à 2GHz
Gain global de réception : 34.1dB $\text{NF} 1.5\text{ dB}$
Récepteur numérique Microdyne DR-2000 bande S. $\text{NF}=5\text{dB}$
Décommutateur de trame (synchro secondaire ou synchro de trame) GDP Space Systems 225 E (qui inclut aussi un synchro primaire appelé aussi synchro de bits)
Oscilloscope Tektronix TDS 2004B
Ordinateur PC (WIN XP + carte Adlink PCI 7200) d'enregistrement et de traitement avec écran plat.

2.5.4 Logiciel de réception au sol

Le programme de réception au sol, baptisé "**DDP**" (" Dynamic Data Processing "), programmé en Visual C++ 6.0, est situé sur un PC tournant sous WinXP muni d'une carte d'acquisition lisant les données sur un port parallèle de 32 entrées.

La télémesure, sous forme de trames, est fournie à la carte d'acquisition par le synchro secondaire du décommutateur. La carte remplit des buffers tournants auxquels le programme accède par une librairie adaptée.

Les données sont stockées brutes sous forme de fichiers puis ceux-ci sont immédiatement analysés. On repère le découpage en trames d'après un mot de synchronisation de 24 bits.

On analyse l'entête des trames pour identifier l'origine de la trame (module USB, entrées numériques, centrale inertielle, remplissage), et le numéro de trame.

Si la trame provient d'un module USB, on en extrait les 64 octets de données, dans lesquels on décode le timecode, et les mesures qui sont ensuite converties par les formules d'étalonnage pour afficher des courbes (remarque : pour ce projet le seul module USB n'envoyait pas de données).

Si la trame provient de la centrale inertielle Xsens, on en extrait les octets de données (à taille variable), et on les recolle bout à bout dans un fichier qui peut ensuite être analysé comme un flux sortant de la centrale inertielle. Un indicateur sur l'interface indique si on reçoit ces trames, pour identifier un dysfonctionnement de la centrale.

Si la trame contient des entrées numériques, on lit le statut de chacune de ces entrées ainsi que le timecode, pour positionner des voyants sur l'interface indiquant les différentes phases de vol (mise à feu, arrachage ombilicaux, ouverture trappe, déploiement parachute), avec le timecode à côté. Des compteurs et des boutons de reset permettent de se protéger contre des valeurs parasites en cas de mauvaise réception.

2.5.5 Bilan de liaison

Puissance émission	+30dBm
Perte diviseur puissance/cables	-0.6 dB
Gain antenne émission	0 dB
Perte d'espace libre à 2km	-105.5 dB
Gain antenne réception	+12 dB
Puissance en sortie antenne	-64.1 dBm
Bruit thermique dans WideoBandeWidth=2.5MHz	-110dBm
Facteur de bruit ramené a l'entrée de la chaîne de réception: Filtre (0,8)+AFB (0.7dB avec un gain de +40dB)+câble 5.1dB+NF récepteur 5dB	1.5 dB
Niveau de bruit ramené à l'entrée du système de réception	-108.5dBm
Rapport signal/bruit à l'entrée du récepteur (doit être >12dB)	+44.4dB

Pour mémoire, perte en espace libre à 2235 MHz Distance (kilomètres)	Perte d'espace libre à 2235 MHz en dB
50	-133.4
70	-136.4
100	-139.4
150	-143.0
200	-145.4
250	-147.4
300	-149.0

3. DEROULEMENT DE LA CAMPAGNE DE LANCEMENT

3.1 PARTICIPANTS

Bernard Scache:

Chef de mission.

Axel Chovet :

Chargé de la réception des télémesures et du nouvel OBC.

Lionel Matuszewski :

Chargé de la réception des télémesures et pointage antenne.

Sacha PEKAR:

Chargé de la mise en place du module de détection de mise à feu en pied de rampe.

Fabien Amouroux :

Chargé des calculs des efforts et de la trajectoire ainsi que lecteur chronologie durant mise en œuvre sur rampe.

Julien Miron :

Chargé des dossiers de définitions (parties électrique, mécanique et manuel de mise en œuvre) et caméraman.

3.2 JOURNAL DE CAMPAGNE

3.2.1 Lundi 23 août 2010 (J-2) : Installation et début qualification

05h30 Rendez-vous devant le GAREF pour tous les participants. Chargement de la Kangoo

06h15 Départ vers Arcachon en 3 voitures (Saab, Kangoo, et 206 de FA)

12h30 Prise des chambres à l'hôtel Arc Hôtel sur mer

12h45 Départ pour le site DGA-EM à Biscarosse

13h30 Arrivée à la base DGA-EM à Biscarosse

Check-in au site de la DGA-EM. Pas de table pour GAREF, pas de badges voitures (accord validé 1 mois avant), Accueil Cspace absent(déjeune). Mise en place du matériel dans le bâtiment R3. Préparation FSP-05 à la qualification.

14h30 Installation dans le bâtiment

16h48 Remplacement piles module MAF

17h00 Début des contrôles Qualification mécanique de la fusée

17h45 à 18h45 Fausse alerte incendie, discours Planète-Sciences minable, diverses interventions longues et filandreuses. Pot indigent. Qu'elle image donne-t-on ?!!! Qualification interrompue

18h50 Qualification télémesure avec Thierry STILLACE (CNES DLA) Merci à lui.

19h30 départ CELM (toujours pas de badge voiture)

Dîner à l'Authentic (très bon)



Photo GAREF PARIS G10P011

3.2.2 Mardi 24 août 2010 (J-1) : Suite qualification FSP-05

09h00 Réveil

11h00 Préparation à l'hôtel de la FSP-05 à la qualification

11h18 Mise en place piles SYSSNAV et procédure étalonnage

12h08 Collage du beeper sonore, remplacement du bloc de pile " mesure-télémesure "

13h00 fin préparation. Déjeuner au McDo Arcachon

14h15 Arrivée sur le site DGA-EM. Table GAREF changée et trop petite !

Toujours pas de badge voiture !

Derniers tests, contrôles, qualification ouverture parachute, télémesure, puis vol simulé.

15h15 Reprise qualification mécanique, trajectoire. Effacement des logs ESIEE.

16h04 à 16h26 vol simulé

17h45 Arrivée sur rampe pour test

17h55 Mise en place sur rampe au pas de tir.

18h15 Tentative de caractérisation de l'impulsion de mise à feu avec inflammateur

18h45 Interruption qualification sur rampe pour vol projet aéroporté ESTACA

19h00 Reprise qualification sur rampe

20h00 départ du CELM (DGA-EM)

20h30 Dîner à la FORESTIERE à Biscarosse

23h30 Retour à l'hôtel. Calibration du SYSSNAV sur le parking de l'hôtel jusqu'à 24h



Photo GAREF PARIS G10P025

3.2.3 Mercredi 25 août 2010 (J 0) : Lancement FSP-05

06h00 Réveil
06h30 Chargement Kangoo
07h00 Petit déjeuner
07h30 Départ
08h15 Arrivée sur le site DGA-EM
08h30 Arrivée sur site de lancement
08h45 Préparation finale FSP-05 en tente Club (vidage logs OBC)
 Contrôles finaux FSP-05 et de la chronologie
 Mise en place des balises (cône = balise canal 6, parachute = balise canal 9)
09h30 Arrivée sur rampe. Déchargement du matériel et FSP-05
10h00 Insertion sur rampe, Mise en œuvre sur rampe
 Installation de la station de réception dans la Kangoo
10h45 mise en place propulseur par Thierry STILLACE (CNES-DLA)
10h58m36,06s Décollage FSP05
10h59m55s Atterrissage
12h26 Récupération de la FSP-05
15h00 Retour Hôtel Arc hôtel sur Mer
 piscine, plage, détente
Dîner chez Diego (resto fruits de mer sur la plage)
23h00 Pré-dépouillement des données reçues pendant le vol
03h30 Fin dedépouillement des données



Photo GAREF PARIS G10P072 G10P032

Photo Raymond BEC G10P075

3.2.4 Jeudi 26 août 2010 (J+1) : Journée VIP

03h30 Fin dépouillement

09h00 Réveil

10h10 Arrivée sur site DGA-EM. Installation Stand GAREF AEROSPATIAL et FSP-05

10h30 Début présentation FSP-05 et pré-dépouillement des données de vol aux VIP.

Visite des VIP

Exposition

12h24 Photo avec Pierre Tréfouret

Déjeuner BS avec VIP

14h30 Fin présentation. Fermeture du Stand

Sandwichs près de Biscarosse Plage sur la route

15h00 Retour à l'hôtel

Sieste

Dîner au restaurant Le Thiers (à fuire...)



Photo GAREF PARIS G10P119. De g à d: Fabien AMOUROUX, Julien MIRON, Sacha PEKAR, Pierre Henri AVALLE, Bernard SCACHE, Pierre TREFOURET (CNES Directeur de la Communication Externe, de l'Education et des Affaires Publiques), Axel CHOVEL, Lionel MATUSZEWSKI

3.2.5 Vendredi 27 août 2010 (J+2) : Repas PERSEUS

09h30 Réveil

10h00 à 10h30 Petit déjeuner

12h15 Déj avec l'équipe PERSEUS et GAREF au Restomer à Biscarrosse.

16h15 Escalade Dune du Pilat à 45°1^{er} arrivé en haut à 16h30 BS à 17h !

17h45 Piscine

PH se change...

Dîner "Chez Pierre"

Glaces



Photo GAREF PARIS G10P130 En haut de la dune du Pilat

3.2.6 Samedi 28 août 2010 (J+3) : Activité plage

09h00 Réveil

On passe par carrefour pour acheter des sandwiches pour la plage

13h30 Baignade plage de La Salie

14h00 sandwiches dans les dunes

Baignade

Retour à l'hôtel

Piscine

20h00 Dîner à l'Authentic (très bon)

3.2.7 Dimanche 29 août 2010 (J+4) : Retour Paris

09h00 Réveil

10h30 Chargement matériel dans voitures

12h00 Départ Kangoo vers Paris

19h00 Arrivée au GAREF. Déchargement matériel

19h30 Fin de la mission

4. DEPOUILLEMENT ET RESULTATS OBTENUS

4.1 Introduction générale

Grâce à une excellente réception de la télémesure dès que la fusée est sortie de la rampe, les données reçues pendant le vol sont identiques à celles stockées à bord. Cependant la télémesure avait quelques perturbations tant que la fusée était en contact avec la rampe (donc jusqu'à quelques centaines de millisecondes après la mise à feu). Les quelques trames perdues ont pu être récupérées grâce aux données stockées à bord.

Les données des trois centrales inertielles étant très similaires, la synthèse des conclusions que nous en avons tiré sera faite dans le paragraphe "Synthèse des mesures inertielles des trois centrales".

GAREF n'étant pas en charge de l'exploitation scientifique des données, on ne présentera pour chaque centrale qu'une vue générale des courbes obtenues et les remarques spécifiques que l'on peut en tirer. Une analyse plus poussée (intégration des données pour obtenir la trajectoire, comparaison aux valeurs théoriques...) pourra être trouvée dans d'autres documents réalisés par les équipes en charge de l'exploitation de chaque centrale.

4.2 Recalage temporel

Chacune de ces centrales disposait d'une datation interne, **non reliée ni au timecode diffusé dans la fusée, ni à la datation des autres centrales, ni à une horloge absolue quelconque**. Par conséquent le seul moyen d'analyser ces courbes, est d'identifier un événement que l'on sait dater précisément, puis de recalibrer l'horloge interne en conséquence pour retrouver le T0 qui correspond précisément à la mise à feu de l'inflamateur pyrotechnique.

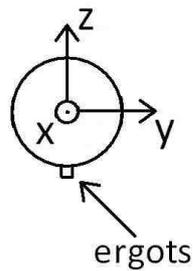
De faibles ondulations sur la courbe d'accélération sont observées peu de temps avant la montée en poussée du moteur. De surcroît, toutes les autres fusées embarquant une centrale inertielle présentent la même légère ondulation d'accélération avant l'accélération principale du moteur. Ce phénomène ne peut être expliqué que par la mise en pression du moteur au moment de l'allumage (mise à feu de l'inflamateur pyrotechnique), on utilisera donc cet événement pour recalibrer les différentes courbes par rapport à l'heure absolue. Ce choc étant trop léger pour être parfaitement identifiable sur les courbes des trois centrales, une synchronisation plus précise des données des centrales entre elles est réalisée grâce à la première poussée et au choc de l'atterrissage, très nets et faciles à superposer sur les trois centrales.

4.3 Harmonisation des repères

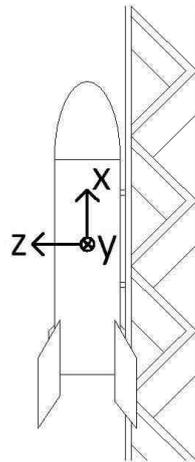
Les trois centrales ont eu leurs axes de mesure placés dans des directions différentes, à 90° près, selon leur intégration dans la fusée. Par conséquent pour faciliter la compréhension des courbes on a décidé de rapporter toutes les valeurs obtenues dans un même repère, appelé repère fusée.

4.3.1 Repère fusée

Vue de dessus



Vue de Profil

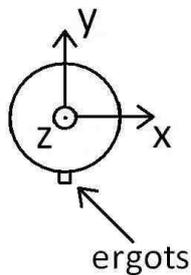


Toutes les données des trois centrales inertielles sont rapportées à ce repère dans les courbes présentées par la suite.

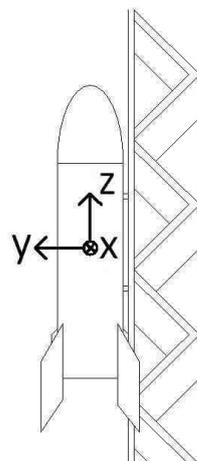
4.3.2 Repère mesure Centrale ESIEE SPACE

Le repère mesure correspond au repère du capteur inertiel ADIS 16405 placé dans le module ESIEE SPACE.

Vue de dessus

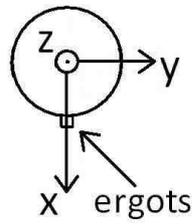


Vue de Profil

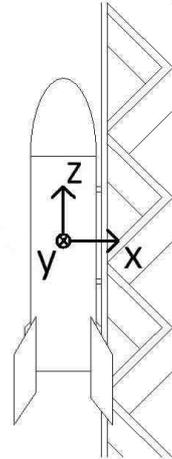


4.3.3 Repère mesure Centrale X-SENS

Vue de dessus



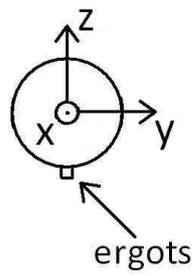
Vue de Profil



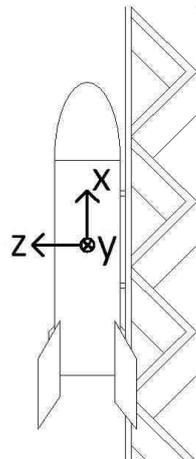
4.3.4 Repère mesure Centrale SYSNAV

Le repère mesure de cette centrale coïncide avec le repère fusée.

Vue de dessus



Vue de Profil



4.4 Données de la centrale inertielle X-SENS

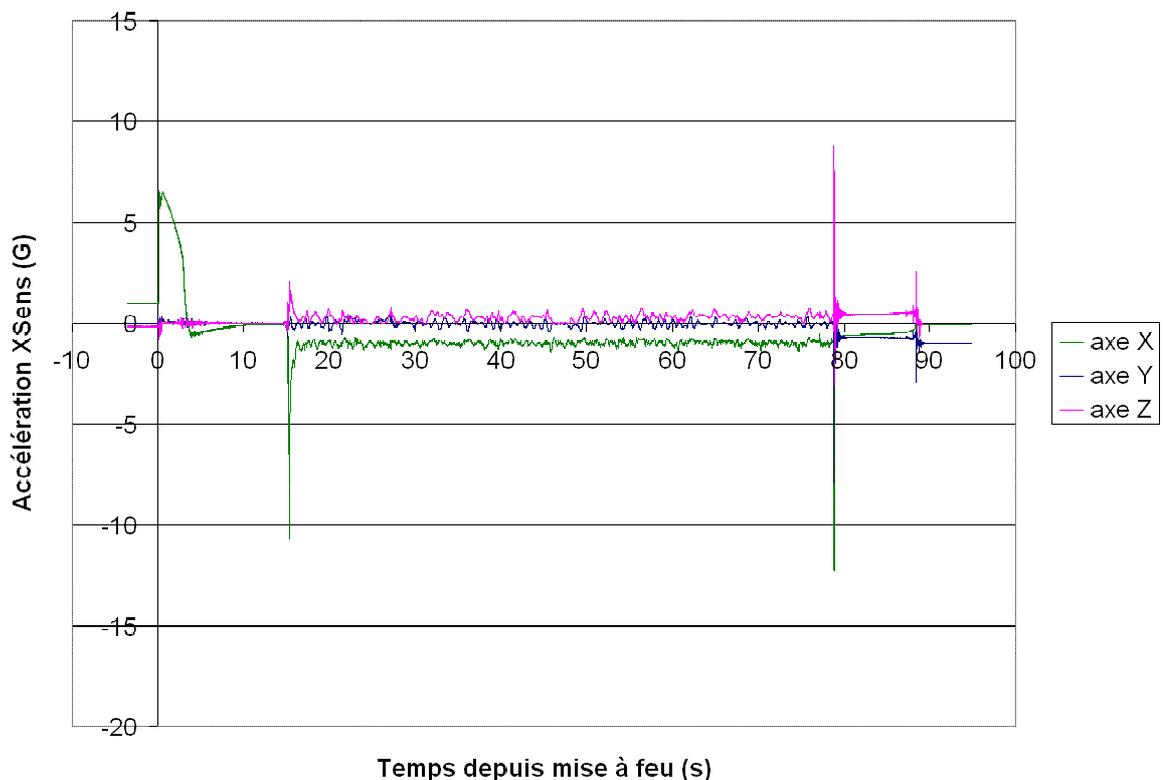
4.4.1 Introduction

Nous avons extrait les données des trames de la centrale inertielle XSens conformément aux spécifications fournies, obtenant ainsi les accélérations 3 axes, vitesses angulaires 3 axes, et champs magnétiques 3 axes en fonction du temps.

On prend comme origine $t=0$ à T_0 , heure de la mise à feu de FSP-05 détectée par le module de détection de mise à feu en pied de rampe. Les données des centrales n'étant pas datées par time code, les analyses suivantes utilisent un T_0 recalé (voir chapitre 4.2 Recalage temporel). Après recalage, on prend un T_0 à 19852 au compteur interne en dixièmes de secondes.

Les axes utilisés sont ceux du repère fusée, par conséquent l'axe X XSens devient l'axe Z avec des valeurs opposées, l'axe Y XSens est inchangé, et l'axe Z XSens devient l'axe X. (X, Y, Z -> -Z, Y, X)

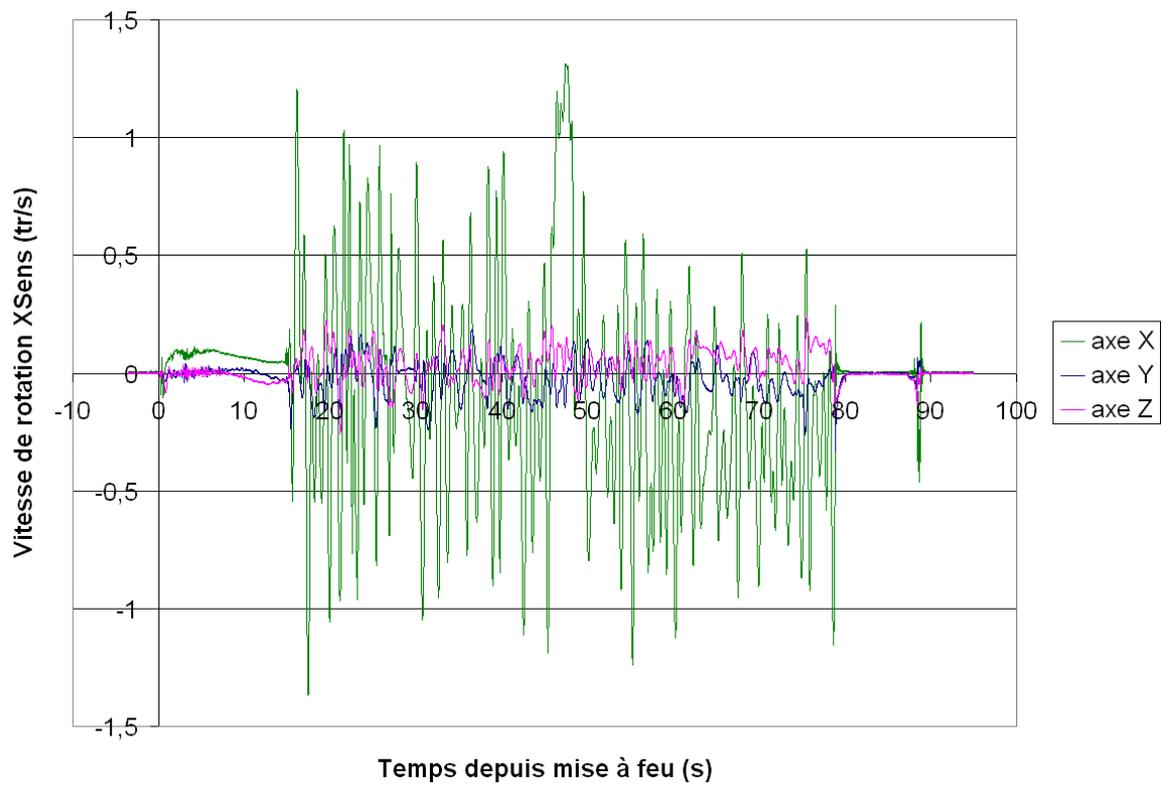
4.4.2 Accélérations



L'accélération due à la gravité observée sur rampe indiquerait un angle d'entre 80.3° et 80.7° par rapport à l'horizontale.

Cette centrale est celle fournissant les données les plus stables, bien qu'aucun filtre interne ne soit appliqué. Il est difficile de déterminer si c'est celle-ci qui n'est pas assez sensible ou les autres qui subissent un bruit parasite.

4.4.3 Vitesse de rotation



On observe un roulis à peu près constant lors du vol, puis de nettes oscillations pendant toute la phase de descente sous parachute.

4.5 Données de la centrale inertielle ESIEE SPACE

4.5.1 Introduction

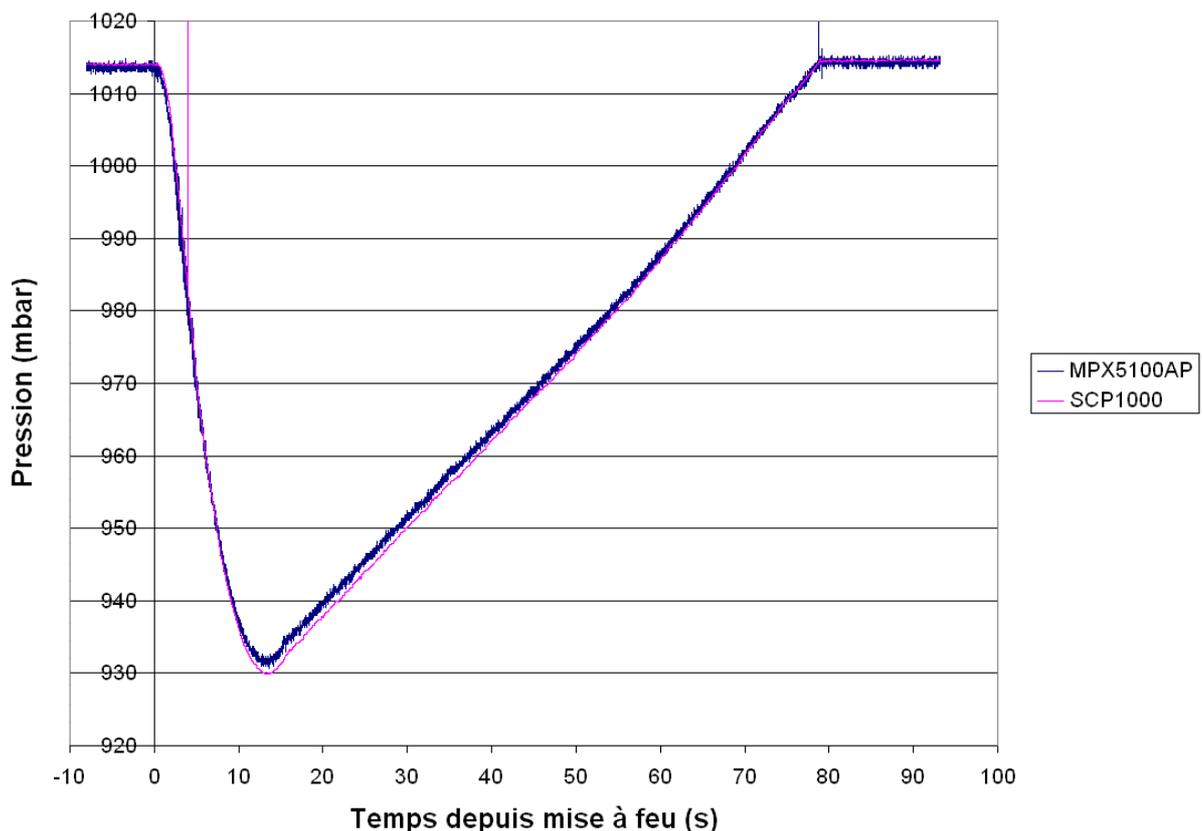
On prend comme origine $t=0$ à T_0 , heure de la mise à feu de FSP-05 détectée par le module de détection de mise à feu en pied de rampe. Les données des centrales n'étant pas datées par time code, les analyses suivantes utilisent un T_0 recalé (voir chapitre 4.2 Recalage temporel). Après recalage, on prend un T_0 à 1500012 au compteur interne en millisecondes.

Les axes utilisés sont ceux du repère fusée, par conséquent l'axe X ESIEE SPACE devient l'axe Y, l'axe Y ESIEE SPACE devient l'axe Z, et l'axe Z ESIEE SPACE devient l'axe X. (X, Y, Z -> Y, Z, X)

4.5.2 Mesures inertielles

Les accélérations, les vitesses de rotation et les données des magnétomètres étant très proches de celles des autres centrales, on se reportera au 4.7 "Synthèse des mesures inertielles" pour l'analyse des données.

4.5.3 Pressions



La centrale ESIEE SPACE disposait de 2 capteurs de pression :

- MPX5100, capteur absolu fournissant une tension que l'on traduit en pression grâce à un étalonnage réalisé au GAREF
- SCP1000, capteur numérique calibré en usine fournissant directement la pression

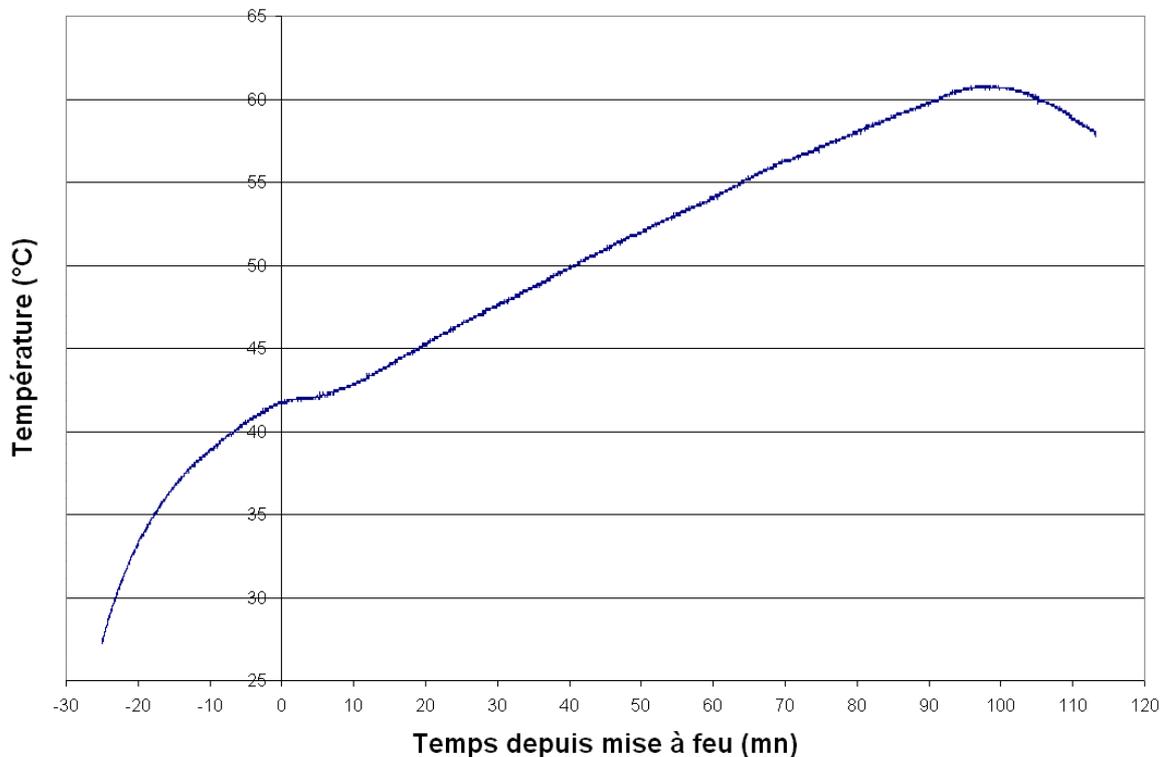
On observe que la pression mesurée par le capteur de pression numérique (calibré en usine) et le capteur de pression absolu sont quasi identiques. On note toutefois que la mesure de pression par le capteur absolu est bruitée. Ce capteur donnerait sans doute des valeurs peu exploitables pour des altitudes élevées, où une précision de moins d'1mbar est recherchée.

La pression statique mesurée sur rampe par le module ESIEE SPACE (1014mbar) est très proche de celle mesurée par le rack GAREF Druck DP520 (1016,2 mb). La pression mesurée par le rack GAREF Druck DP520 en pied de rampe quelques instants avant décollage est considérée comme la mesure référence de la pression atmosphérique au sol.

Selon les capteurs de pression numérique et absolue, d'après les tables d'atmosphère standard ISO2533, l'estimation de la culmination de l'engin durant le vol est entre 700 et 720 mètres au bout de 13 à 13.5s.

Ces courbes sont très proches de celles données par le capteur de pression du module SYSNAV.

4.5.4 Température



Cette température, mesurée à l'intérieur du boîtier ESIEE SPACE, représente la température de l'électronique de la fusée et non la température extérieure ou de surface.

La température à l'allumage était de +27.4°C, puis s'échauffe vite jusqu'au décollage.

Durant le vol (jusqu'à T0+1mn19s), la température n'a quasiment pas varié, à environ +42°C.

Une fois au sol, la fusée continue à s'échauffer à une vitesse quasi constante, sans tendre vers un équilibre, puis lors de la récupération (vers T0+90mn) elle diminue à niveau. Cela semblerait indiquer un échauffement dû à l'environnement, qui se réduit lorsque la fusée change d'orientation au Soleil, et subit le vent et le déplacement d'air lors du transport sur l'épaule.

On peut cependant noter que l'électronique fonctionnait encore complètement à plus de +60°C.

4.6 Données de la centrale inertielle SYSNAV

4.6.1 Introduction

On prend comme origine $t=0$ à T_0 , heure de la mise à feu de FSP-05 détectée par le module de détection de mise à feu en pied de rampe. **Les données des centrales n'étant pas datées** par time code, les analyses suivantes utilisent un T_0 recalé (voir chapitre 4.2 Recalage temporel). Après recalage, on prend un T_0 à 3546.005 au compteur interne en secondes.

Les axes utilisés sont les mêmes que ceux du repère fusée, par conséquent les trois axes SYSNAV sont inchangés. (X, Y, Z -> X, Y, Z)

Avant vol, il a été demandé par le constructeur de réaliser deux séries de mesures dites de calibration. Une première série avec manipulation du module à la main, puis une deuxième série avec manipulations de la fusée avec module intégré ont été réalisées. Ces deux séries de mesures ont été réalisées conformément aux demandes du constructeur SYSNAV.

Pour une raison inconnue, aucune donnée n'a été enregistrée lors de la deuxième session (calibration avec module intégré). La présence d'une session montre que la centrale s'est bien allumée et qu'elle avait accès à la carte SD (la LED d'allumage a d'ailleurs été surveillée pendant toute la durée de la calibration), mais **l'absence totale de donnée laisse à supposer un problème dans le programme d'acquisition des mesures.**

4.6.2 Données GPS

Un point clairement manquant dans les données GPS est une **information sur la validité des données fournies**. Lors des tests de calibration dans une chambre d'hôtel visiblement sans accès GPS, et même lors du premier allumage avant tout accrochage, des données sont fournies, aberrantes, sans que l'on sache qu'elles ne doivent pas être prises en compte. L'indicateur le plus efficace serait le nombre de satellites reçus, indiquant si les données sont complètement invalides ou la précision que l'on peut en attendre (ce qui est d'ailleurs présent sur tous les appareils du commerce utilisant le GPS).

Les données de vitesse GPS (North, East et Down) fournies ne sont pas mentionnées ici car leurs valeurs sont inutilisables (aberrantes) pendant tout le vol (le GPS n'ayant de toute évidence pas accroché suffisamment de satellites pour donner des valeurs correctes).

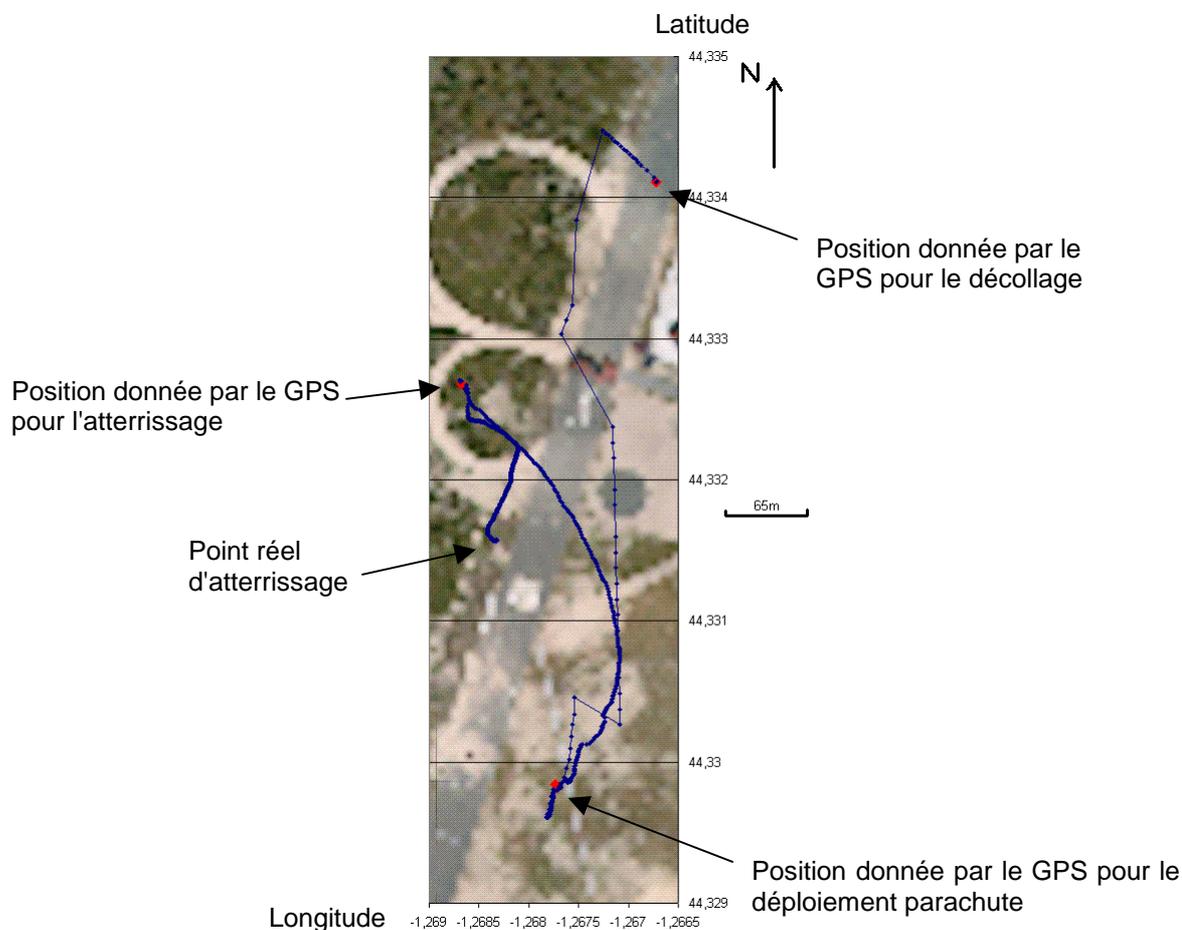
4.6.2.1 Position GPS

On peut remarquer dans les données fournies que **la latitude est en fait la longitude** et vice-versa, ce qui permet de s'interroger sur les vérifications et tests fait par le constructeur.

La position de la fusée sur rampe donnée par le GPS du module SYSNAV est la suivante : N44°20'02.80" W1°16'00.21" (N 44.3341103° W 1.2667 246°).

Cette position a été vérifiée sur Google Map, Google Earth ainsi que géo-portail et est quasi identique à nos estimations.

Suit une vue de dessus (projection au sol) de la trajectoire de la fusée vue par le GPS, avec les instants marquants en rouge. Les échelles horizontale et verticale sont les mêmes.



On voit bien que le GPS a décroché au décollage puis a raccroché (au moins partiellement) au début de la descente sous parachute.

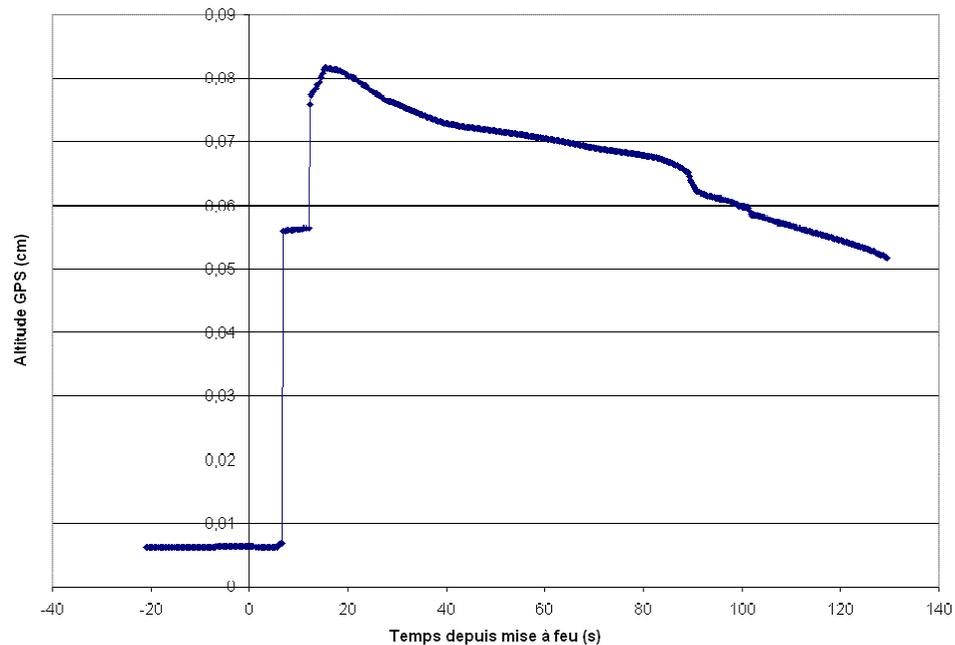
La position GPS de la fusée au moment de l'atterrissage est :
 $N44^{\circ}19'57.64''$ $W1^{\circ}16'07.22''$ (N 44.3326765° W 1.2686 716°)

La position GPS de la fusée 120 secondes après l'atterrissage est :
 $N44^{\circ}19'53.70''$ $W1^{\circ}16'06.15''$ (N 44.3315842° W 1.2683 741°)

La position réelle GPS d'atterrissage (mesurée lors de la récupération) est :
 $N44^{\circ}19'53.65''$ $W1^{\circ}16'5.85''$ (N 44,33157° W 1,26829°)

Le module SYSNAV donne une position variable de la fusée après atterrissage, une lors de l'impact puis une dérive continue pendant 120 secondes, avant d'arriver à un point stable, à environ 130m du premier point : C'est cette dernière position qui est semblable à la mesure GPS opération réalisée lors de la récupération de l'engin. Cette mesure GPS opération étant considérée comme la position de référence, on peut donc considérer que la position GPS SYSNAV a une **imprécision de 130 mètres** pendant la descente sous parachute.

4.6.2.2 Altitude GPS



Même si le GPS n'a visiblement pas accroché suffisamment de satellites pour avoir une altitude correcte après le décollage, quelques points restent étranges :

L'altitude est donnée en centimètres dans l'entête des On peut s'étonner de ce choix, peu pertinent au vu de la précision d'un GPS en altitude, d'une dizaine de mètres dans le meilleur des cas. données (il s'avère en réalité que ce serait des km, voir ci-après).

De plus sur rampe, on peut considérer que le GPS a eu le temps d'accrocher tous les satellites nécessaires, et dans ce cas une valeur cohérente de l'altitude serait d'environ 7m, ce qui voudrait dire que l'échelle est en fait en kilomètres. Même dans ce cas l'altitude pendant le vol puis à l'atterrissage resterait cependant complètement fausse (environ 80m à culmination au lieu de 700m).

4.6.2.3 Temps GPS

Le manuel SYSNAV nous indique ce temps comme étant le nombre de secondes depuis lundi à 0h00. **C'est une erreur**, il s'agit en fait du "time of week" GPS, qui compte depuis le début de la semaine américaine, à savoir dimanche 0h00.

De plus en étudiant ces valeurs on s'aperçoit vite d'un décalage de 15 secondes par rapport aux valeurs réelles, ce qui s'explique par les "leap seconds" (secondes intercalaires) standards d'adaptation du temps universel UTC depuis 1980, qui permettent de gérer les variations (quasi imprévisibles) dans la vitesse de rotation de la Terre, pour conserver une heure UTC cohérente avec la position du Soleil. Celles-ci sont cependant indiquées dans l'un des messages GPS, aussi **le temps aurait pu être corrigé logiciellement dans les données fournies**. Une mention de ce point dans le manuel SYSNAV, au moins, aurait été souhaitable.

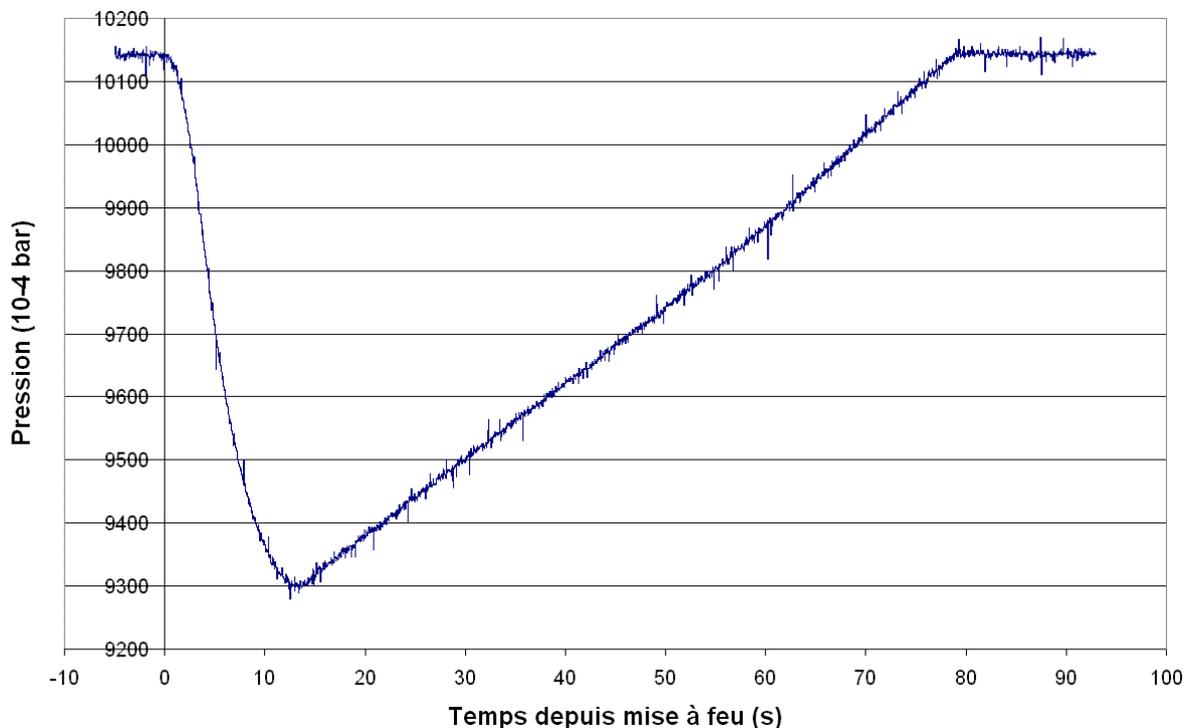
Puisque l'on connaît par d'autres moyens le temps exact, l'on peut constater après correction que la valeur de temps devient cohérente, à 250ms près puisque les données GPS sont prises à 4Hz.

4.6.3 Mesures inertielles

Les mesures, surtout d'accélération subissent des **perturbations importantes**, qui semblent dues à la conception du boîtier qui amplifie les vibrations. Notons toutefois que la bande passante est de 800Hz, au lieu de 100Hz pour les deux autres centrales.

A part ce bruit, les accélérations, les vitesses de rotation et les données des magnétomètres restent très proches de celles des autres centrales, on se reportera pour l'analyse des données au 4.7 "Synthèse des mesures inertielles".

4.6.4 Pression statique



La pression statique mesurée sur rampe par le module SYSNAV (1014mbar) est très proche de celle mesurée par le rack GAREF Druck DP520 (1016,2 mb). La pression mesurée par le rack GAREF Druck DP520 en pied de rampe quelques instants avant décollage est considérée comme la mesure référence de la pression atmosphérique au sol.

La pression statique est minimum (donc à culmination) à T0+13.5s environ, pour une valeur de 930mbar, ce qui correspondrait approximativement à une altitude de 720 mètres selon l'atmosphère standard ISO2533.

Les mesures sont cohérentes (bien qu'un peu bruitées) avec celles fournies par les capteurs de pression de la centrale ESIEE SPACE.

Remarque sur la centrale SYSNAV

L'on est déçu par un certain manque de professionnalisme, le module SYSNAV semble quelque peu bâclé (erreur latitude longitude, erreurs unité, absence d'indicateur de validité GPS, mesures bruitées et ne semble pas avoir été beaucoup testé: Erreur sur l'heure GPS, problème boguë à l'étalonnage...) Coté matériel celui-ci n'est pas adapté pour être embarqué: masse, piètre qualité de la connectique et interrupteur, absence de compte rendu de tests en vibrations, modèle de pile (pile bouton) et connexion, principe de mise sous tension...

4.7 Synthèse des mesures inertielles des trois centrales

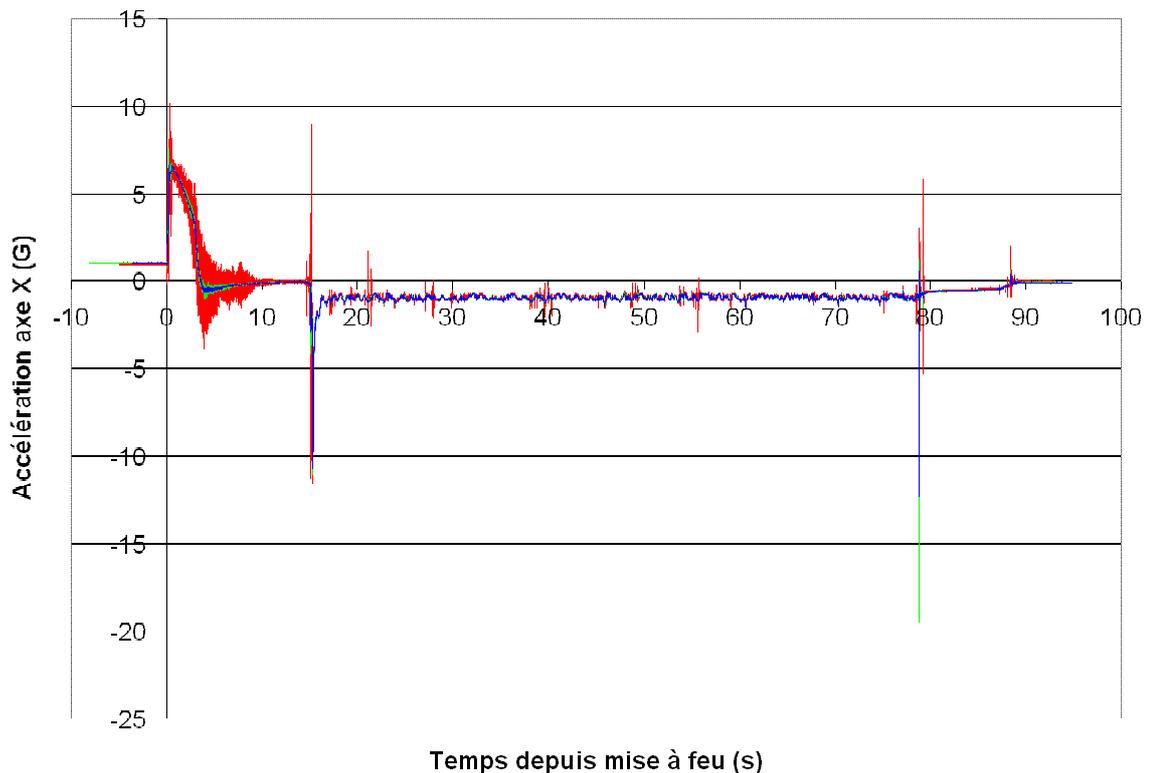
Chaque axe est présenté séparément pour mieux faire apparaître les différences (ou les similitudes) entre les centrales inertielles. Toutes les données ont été rapportées aux mêmes unités : les accélérations en G, les vitesses de rotation en tour par seconde, et les magnétomètres en champ terrestre moyen (5.10^{-5} T, par conséquent le module du vecteur doit être d'environ 1). Pour rappel, les données de toutes les centrales ont été rapportées dans le repère fusée (voir 4.3 Harmonisation des repères)

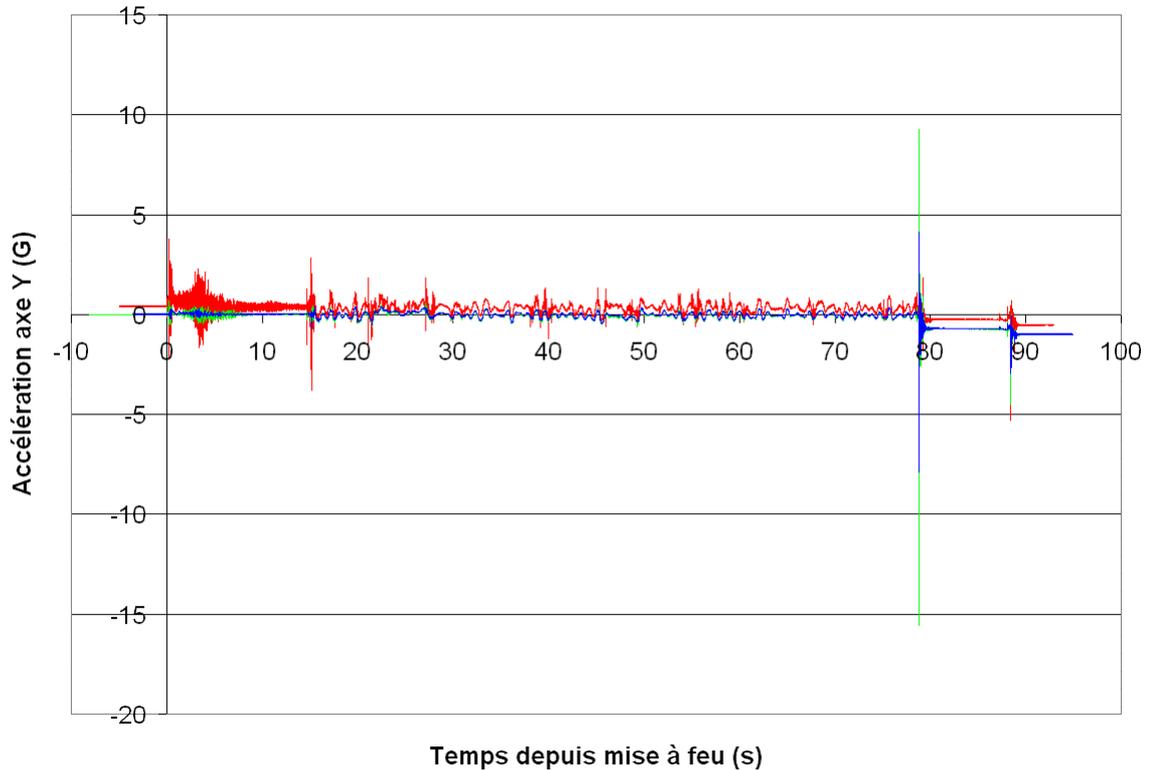
A noter que les données SYSNAV sont 8 fois plus nombreuses (à 800Hz) que celles des deux autres centrales (à 100Hz). Le capteur du module ESIEESPACE, identique, prenait lui aussi les mesures à 800Hz, mais un pré-traitement interne au module en faisait une moyenne toutes les 8 valeurs pour obtenir des données à 100Hz.

On trouve sur les courbes **en rouge** les données SYSNAV, **en vert** les données ESIEESPACE, et **en bleu** les données XSens.

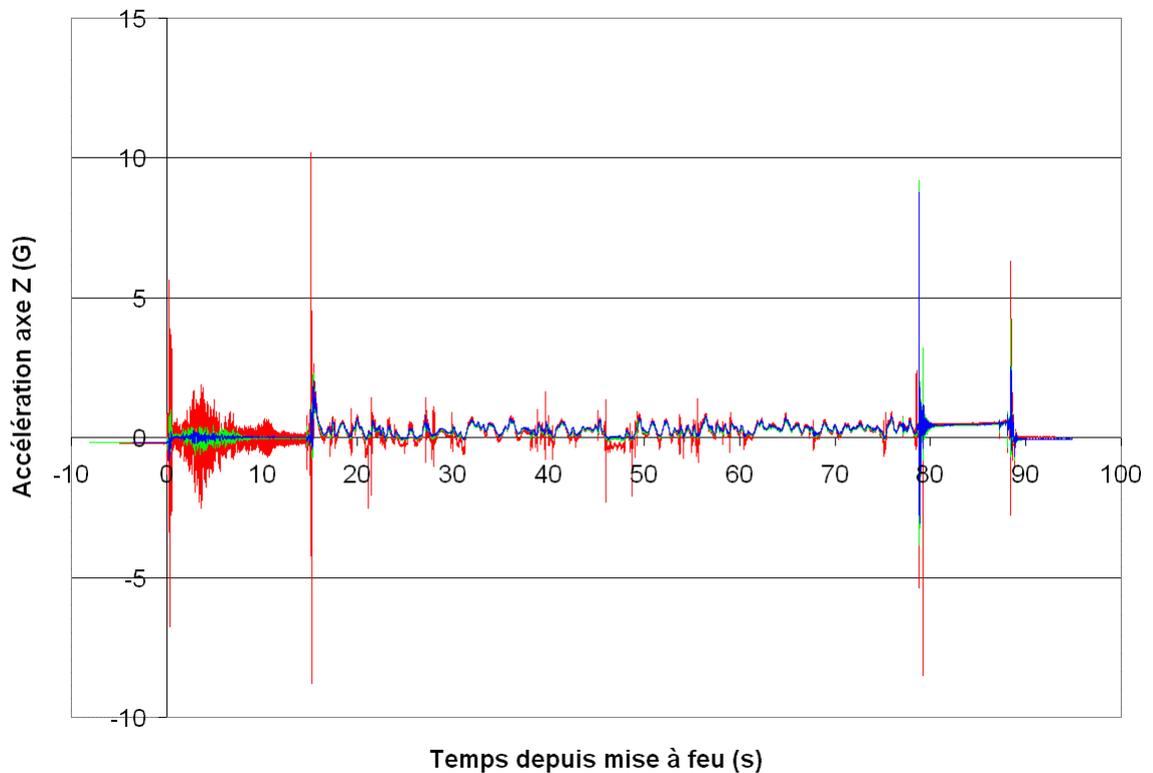
4.7.1 Accélération

Pour que les courbes se superposent et qu'elles aient une valeur cohérente (il est bien évident que lorsque la fusée décolle, l'accélération vers le haut est positive), **il faut inverser les valeurs des trois axes d'accélération des centrales SYSNAV et ESIEESPACE**. En effet, quand on reprend la fiche technique du capteur, il est précisé que l'accélération mesurée est **positive dans le sens opposé** de l'axe du capteur.

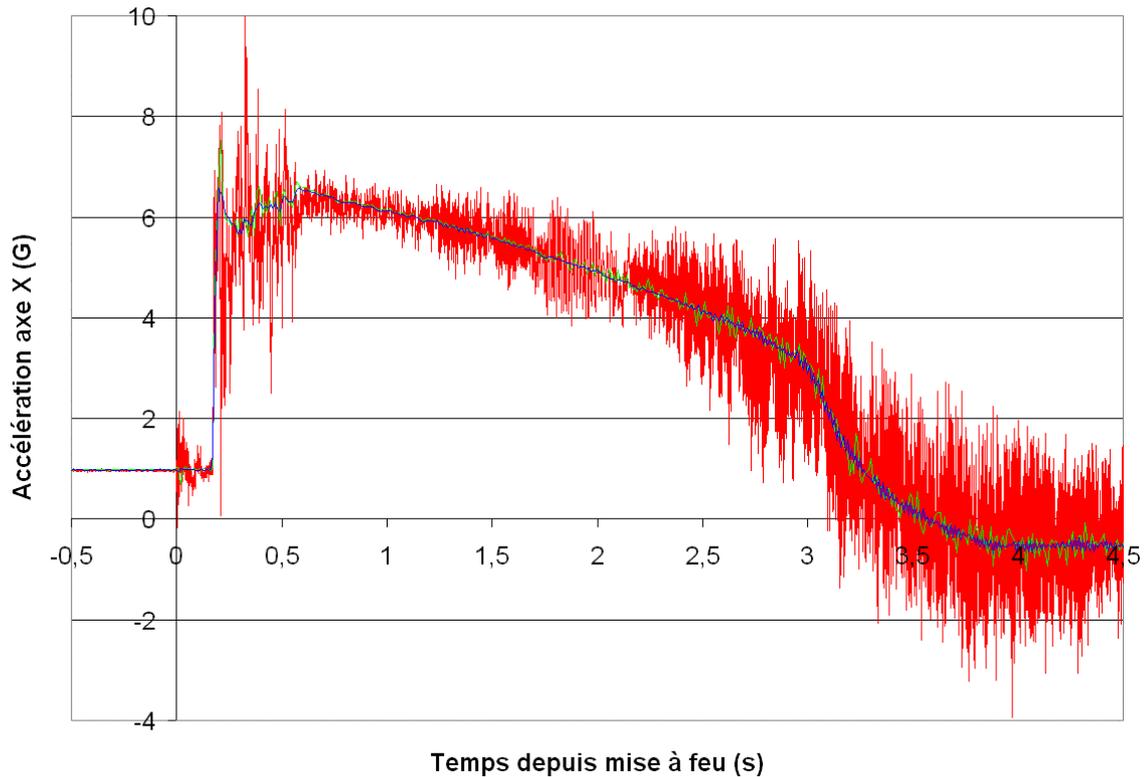




L'accélération sur l'axe Y (repère fusée) de la SYSNAV **doit subir un décalage de 0.4G** (non fait ici) pour se superposer parfaitement aux autres (au bruit près), aussi bien avant que pendant et après le vol, ce qui ne peut être un problème d'orientation de la centrale car sinon on observerait une déformation et qu'au moins un des autres axes ferait aussi apparaître un décalage. De plus les vitesses de rotation sont, elles, parfaitement superposées. **Peut être est-ce un problème de calibration ?**



4.7.1.1 Zoom sur la phase propulsive



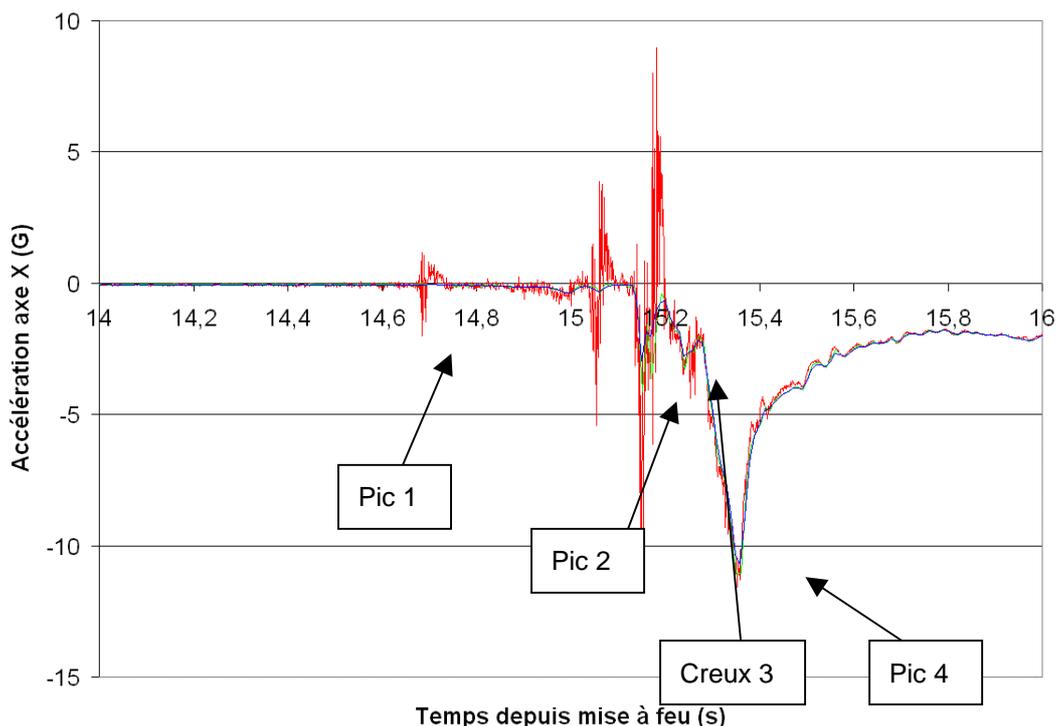
Rappel : le principe d'un accéléromètre est le suivant : prenons une masselotte suspendue par des ressorts dans un boîtier, lorsqu'on tire le boîtier (qu'on lui donne une accélération) dans une direction, la masse sera tirée vers la direction opposée dans le repère du boîtier, par inertie, avec une force proportionnelle à l'accélération. Des capteurs sur les ressorts permettent donc de retrouver l'accélération imposée.

Selon ce principe, la pesanteur est indissociable des autres accélérations, et ce n'est qu'en chute libre que la masse ne subit aucune force par rapport au boîtier. Au repos sur une surface, la masse est tirée vers le bas, comme si on tirait le boîtier vers le haut. Par conséquent sur rampe, la gravité se traduit par une accélération positive vers le haut. La mesure avant mise à feu est donc cohérente avec les axes choisis.

La première poussée est observée 200ms après mise à feu, et les moyennes des trois courbes se superposent bien.

L'allure générale de la courbe ressemble à la poussée théorique du moteur (voir 2.4.2 "Caractéristiques du moteur"). La poussée initiale est d'environ 6.5g (800N) au décollage, mais la fin de poussée se produit un peu trop tôt : 2.8s au lieu de 3s après la montée en poussée. L'accélération longitudinale devient ensuite négative à cause de la traînée de la fusée.

4.7.1.2 Zoom sur l'ouverture parachute



Un bout (environ 30 cm) de la sangle parachute était replié sur lui-même, puis maintenu à l'aide d'un strap prévu pour casser lors de la détente complète. Un fil électrique torsadé inséré dans ce strap permettait de dater précisément la tension de la sangle lors de l'arrachage du strap coïncidant avec l'ouverture du parachute.

Pic 1	T0 + 14.68s	Ouverture trappe parachute datée par interrupteur GAREF
Pic 2	T0 + 15.12s	Tension de la sangle parachute jusqu'à rupture strap de la sangle et du fil de détection ouverture parachute
Creux 3	To + 15.20s	Suite à la rupture du strap de la sangle, celle-ci est détendue sur environ 30 cm.
Pic 4	T0 + 15.35s	Tension de la sangle jusqu'à déploiement complet du parachute

Le pic 1 correspondrait à l'ouverture de la trappe parachute. L'ouverture de la trappe est détectée par un interrupteur ce qui permet de dater précisément son ouverture.

Les principaux chocs à l'ouverture de la trappe peuvent être la détente des ressorts ou encore l'entrée de l'air dans l'engin, le choc n'a cependant été vu que par la centrale SYSNAV.

Le pic 2 correspond à la rupture du strap et du fil électrique permettant la datation du début du déploiement parachute par l'électronique du GAREF grâce à un timecode synchronisé.

Une fois le strap arraché la sangle est détendue sur environ 30 cm, justifiant le creux 3.

Ensuite le parachute se déploie progressivement jusqu'à ouverture complète de ce dernier correspondant au pic 4 à T0+15.35s.

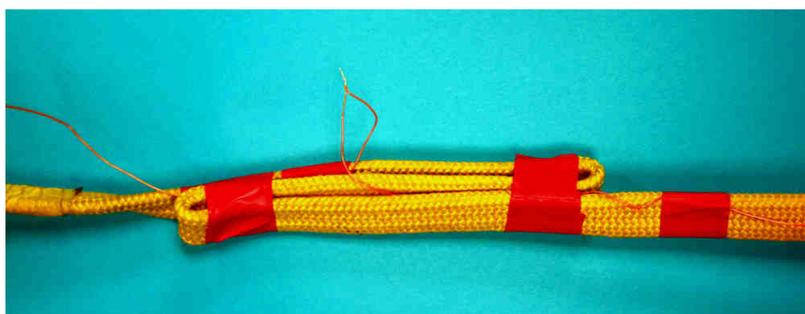
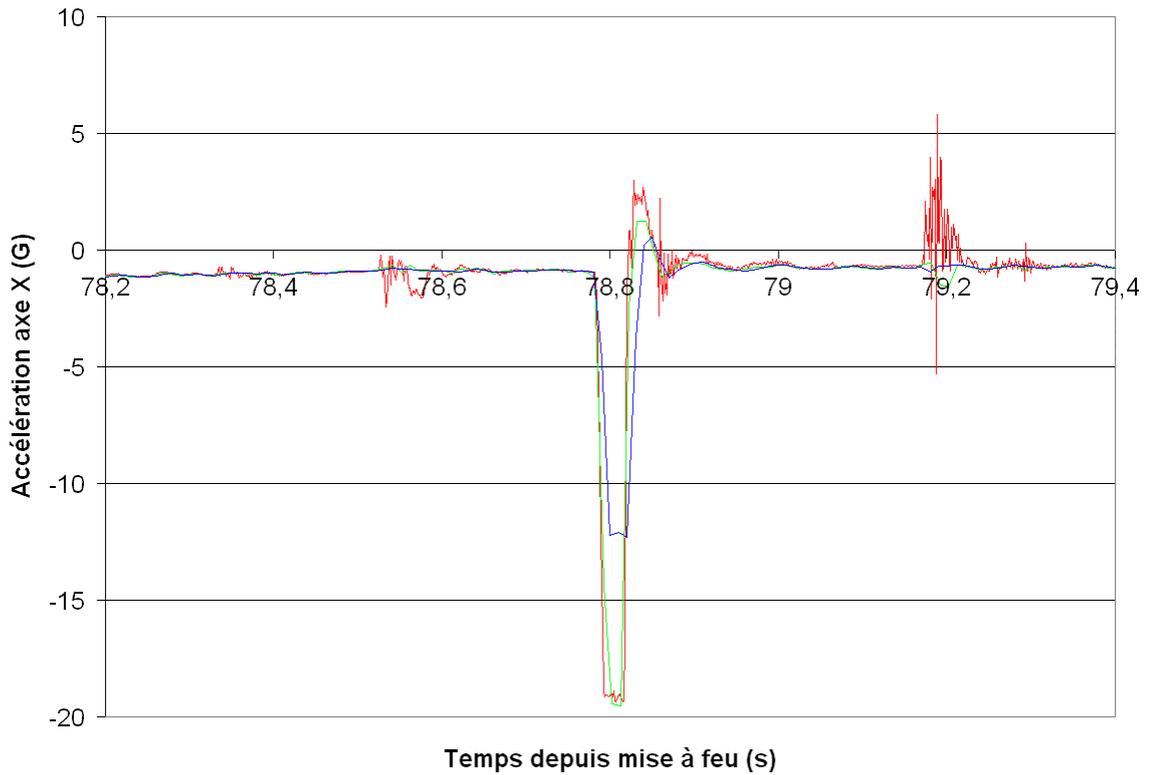


Photo GAREF G100049 Fil à casser

4.7.1.3 Zoom sur l'atterrissage



On voit clairement que la superposition est obtenue à quelques millisecondes près, sur le front montant.

On peut remarquer que la XSens voit un choc **de 12g au lieu des 19g** observé par les deux autres centrales (qui utilisons-le le même capteur), ce qui n'est pas un problème de calibration puisqu'elles donnaient les mêmes valeurs lors du décollage. Sans doute a-t-elle atteint sa saturation.

De légers chocs (d'environ 2g) sont visibles sur la SYSNAV (et non sur les autres) durant toute la descente sous parachute, similaires à celui visible ici à T0+78.55s.

Un choc est vu 400ms après l'atterrissage, peut-être dû au parachute et sa sangle qui tombent sur la fusée.

Un deuxième gros choc est présent vers T0+89s, lorsque la fusée tombe sur le flanc, mais il n'est pas présenté ici pour son peu d'intérêt vis à vis du vol.

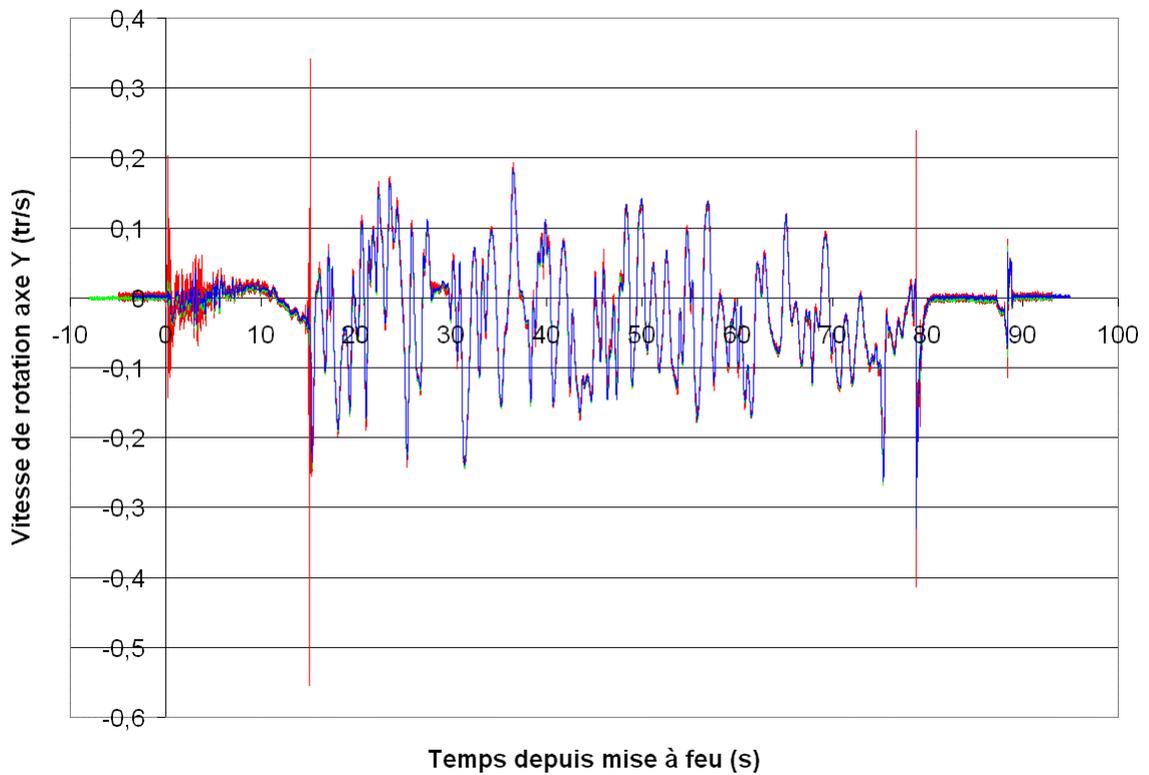
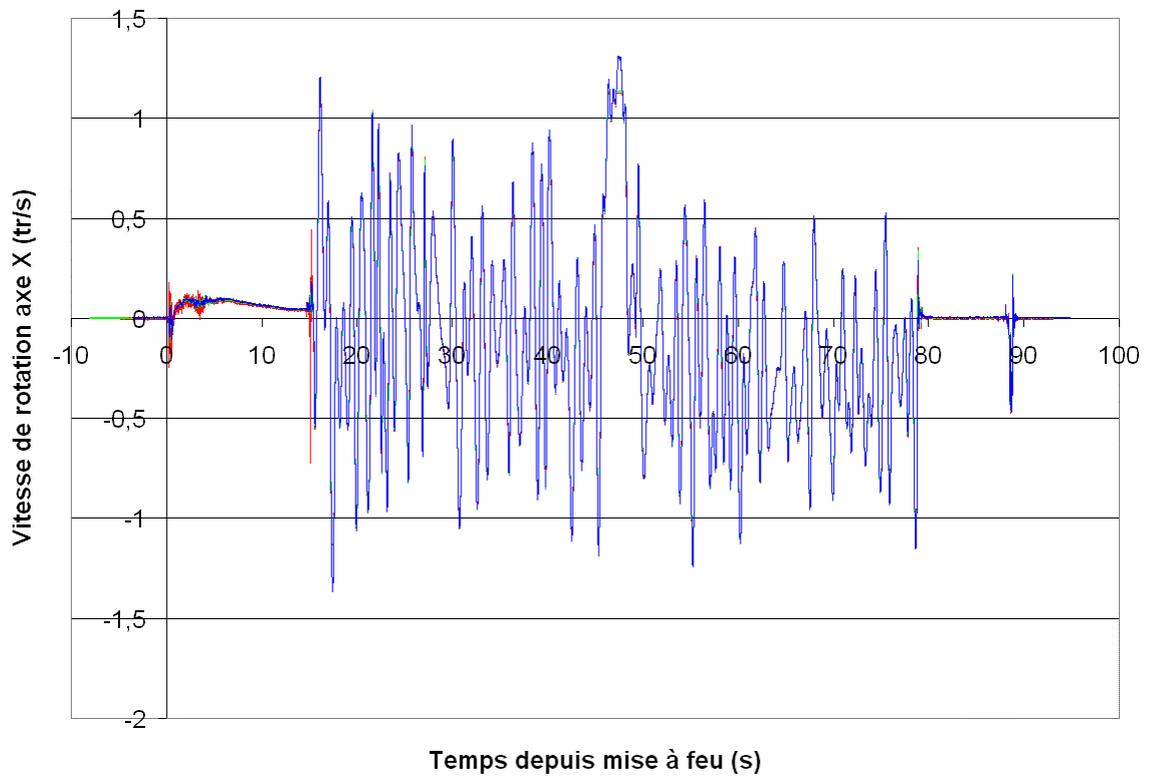


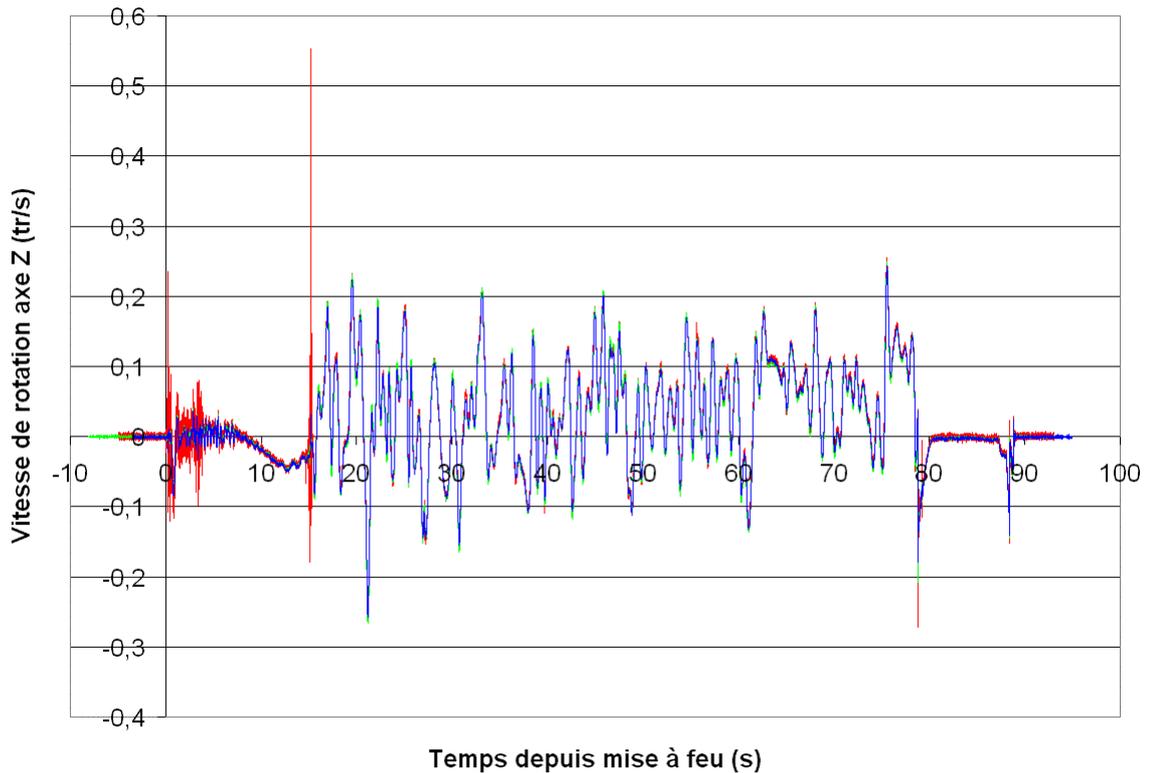
Photos GAREF G10P079



et G10P085 La fusée est restée plantée dans le sable quelques secondes avant de retomber à l'horizontale

4.7.2 Vitesses de rotation





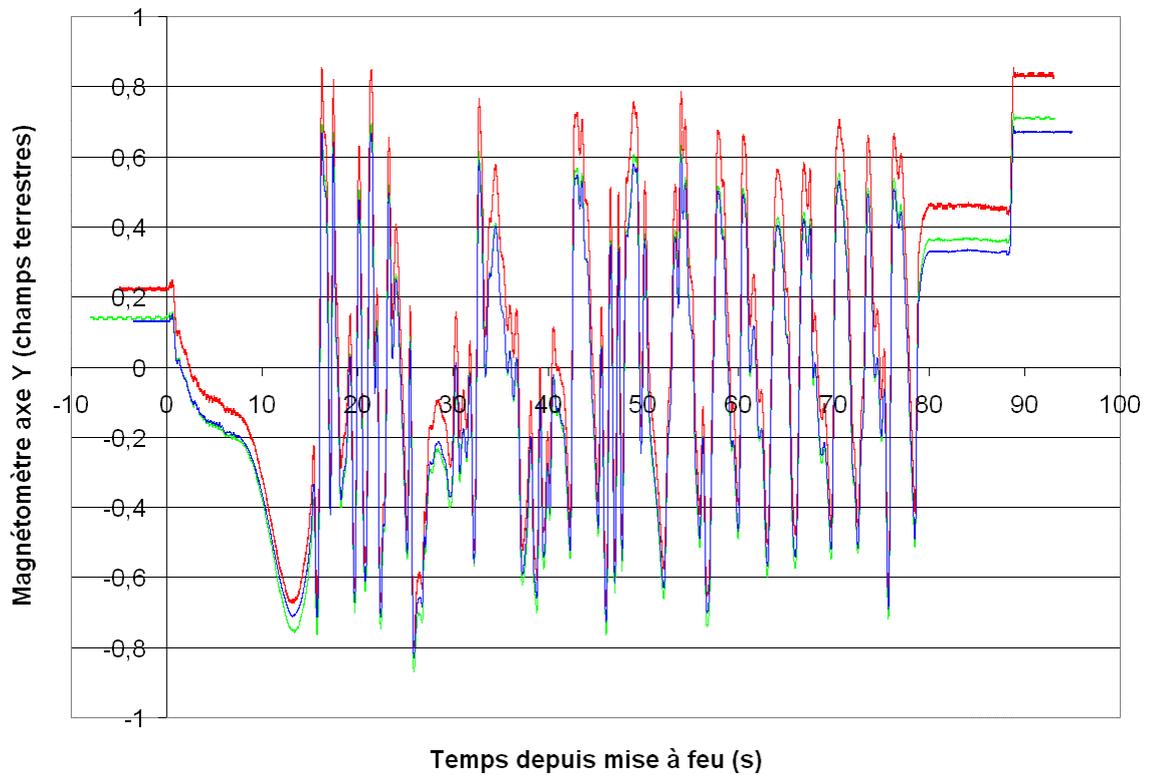
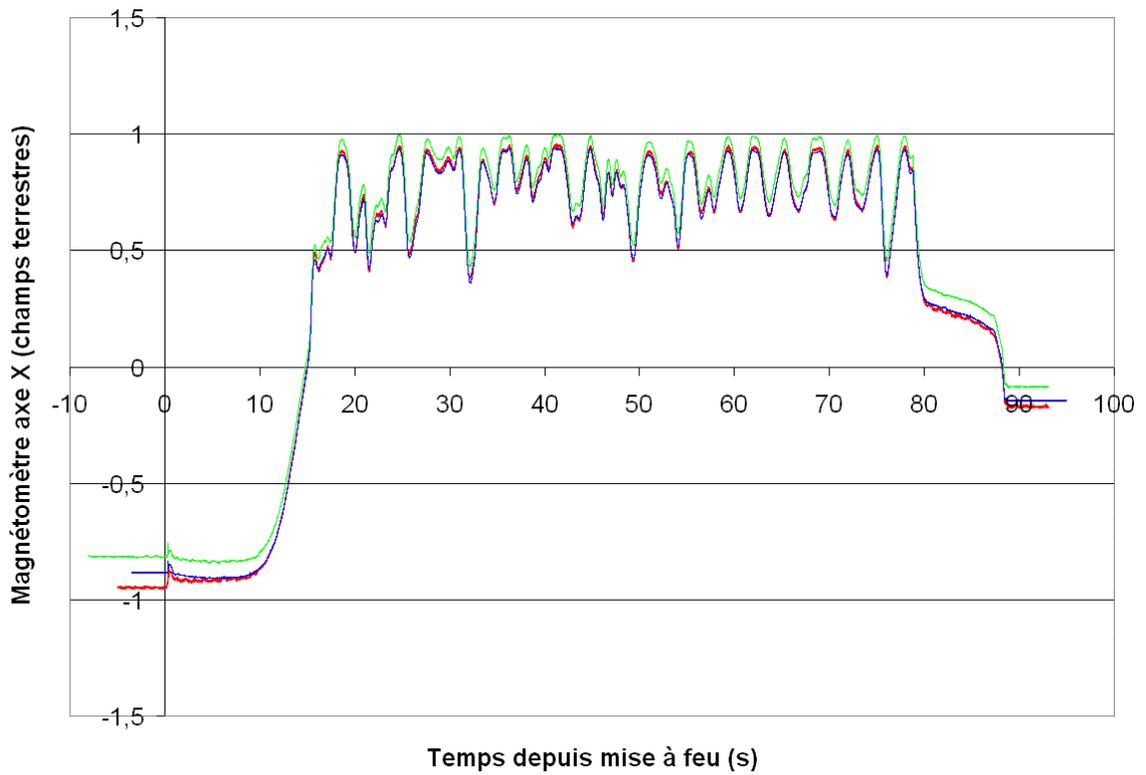
Sur ces courbes les trois centrales se superposent presque complètement, à part durant la phase propulsive la SYSNAV qui est assez bruitée. Elle présente aussi des pics largement plus importants lors des différents chocs (ce qui peut s'expliquer par sa fréquence d'échantillonnage 8 fois plus élevée).

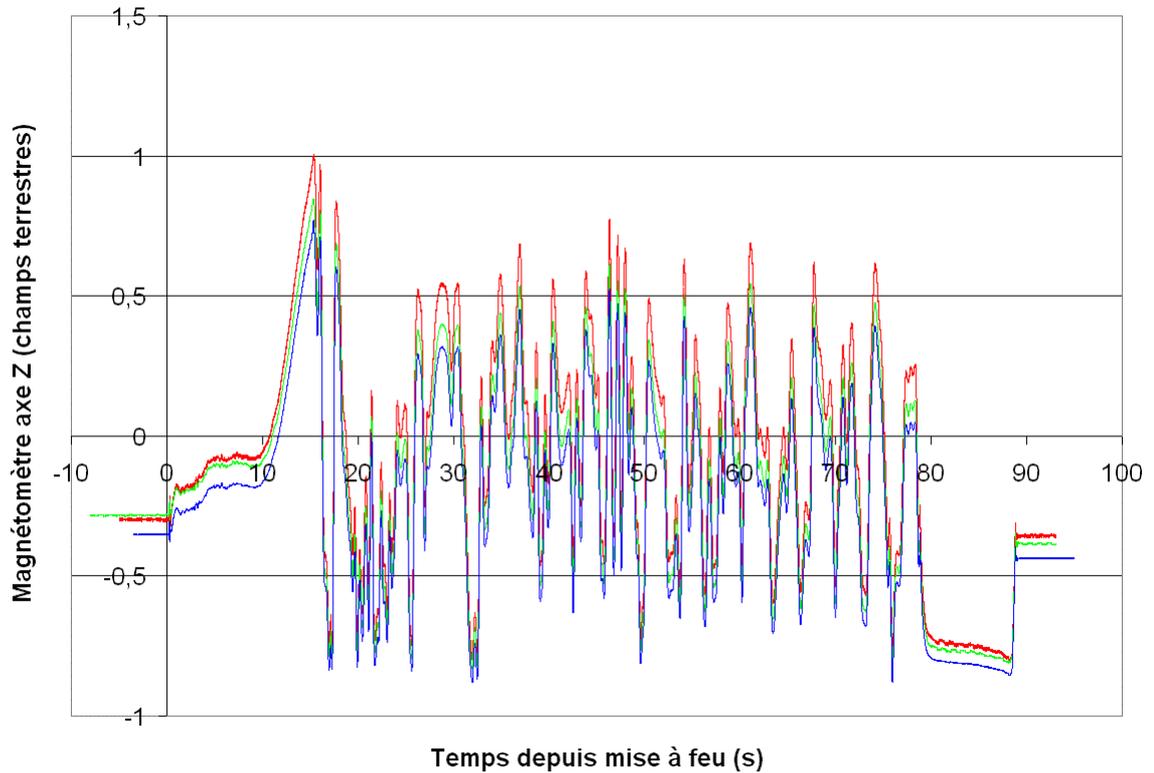
On voit que les rotations sont nettement plus importantes autour de l'axe longitudinal (axe X, roulis) que sur les autres axes, aussi bien en montée qu'en descente sous parachute.

La fusée tournait à un peu moins de 0,1 tour/seconde pendant toute la montée, rotation que l'on voit bien sur la vidéo du vol.

On peut aussi noter une saturation à $\pm 1,15$ tour/seconde environ sur le capteur des centrales SYSNAV et ESIEESPACE.

4.7.3 Magnétomètres





On remarque un léger décalage non constant entre les centrales, sans doute dû à la déformation du champ magnétique par la fusée conductrice, les centrales n'étant pas placées au même endroit ni dans les mêmes boîtiers. Leur calibration est peut être aussi moins précise que celle des capteurs d'accélération et de rotation. La direction des centrales les unes par rapport aux autres ne peut par contre pas être mise en cause, car les courbes d'accélération et de vitesses de rotations ne font pas apparaître ce décalage.

Ce décalage montre que si on veut utiliser ces données dans des algorithmes, il faut auparavant faire une calibration poussée avec fusée entièrement intégrée.

A part ce décalage, les trois centrales donnent des valeurs très semblables, qui sont malheureusement difficilement exploitables pour de la trajectographie, le champ magnétique ne donnant qu'une direction et celle-ci pouvant changer de façon difficilement prévisible en fonction de la date, du lieu de lancement et de l'altitude.

4.8 Traçabilité des événements lors du vol

Grâce au module de détection de mise à feu situé en pied de rampe, conçu spécialement à l'occasion du lancement de la FSP-05, le T0 relatif à la mise à feu est connu et daté avec une grande précision (datation synchronisée par IRIG-B avec une précision de 10 ms).

De plus, la fusée étant équipée de différents capteurs, eux même reliés au calculateur de bord, les événements du vol sont datés précisément par rapport à la mise à feu à l'aide du même timecode.

Traçabilité des évènements lors du vol	
Heure mise à feu	TU: 25 août 2010 8h 58m 36,06s = T0
Heure arrachage ombilicaux	TU: 25 août 2010 8h 58m 36,21s = T0+0,15s
Ouverture trappe parachute	TU: 25 août 2010 8h 58m 50,74s = T0+14,68s
Déploiement parachute	TU: 25 août 2010 8h 58m 51,18s = T0+15,12s

5. CONCLUSION

Cette fusée initialement conçue comme un banc d'essais en vol pour moteur hybride, aura su se reconverter parfaitement en banc d'essais en vol pour architecture électrique.

Cette dernière aura permis de valider en conditions de vol l'architecture électrique complète (de la mesure inertielle à la réception télem) de la fusée alors que le calculateur de bord, centre nerveux de l'électronique avait été totalement reconçu.

Le module de détection de mise à feu également conçu cette année, permet de détecter de manière non intrusive et de dater précisément le T0 (mise à feu). Le lancement de la FSP-05 aura également permis de valider le fonctionnement de ce système en conditions réelles (avec ligne de mise à feu, niveau de tension réel et inflammateur)

La trajectographie de ce vol a été assurée par trois différentes centrales inertielles. Dans ce rapport les données des centrales inertielles n'ont pas été exploitées en détail, une analyse plus poussée pourra être trouvée dans d'autres documents réalisés par l'équipe en charge de l'exploitation de chaque centrale. Un rapide comparatif des trois trajectographies permettra de déterminer laquelle est la plus performante et ainsi laquelle pourra être standardisée PERSEUS.

Enfin, dans le cadre de l'élaboration du nouvel OBC une collaboration très enrichissante entre le GAREF AEROSPATIAL et l'Esiee Space a été initiée avec succès.

Le bilan global du projet est très satisfaisant, il s'agit d'un des projets ayant eu les meilleurs résultats sur toutes les expériences embarquées des fusées PERSEUS.

6. POINTS A AMELIORER

Problèmes rencontrés :

Non-démarrage de l'OBC lors de la première mise en marche de l'électronique.
(il a fallu faire une marche/arrêt puis ok)
Télémesures: quelques perturbations sur rampe.
Module mesures analogiques isolées non opérationnel lors du vol.

Difficultés de recalage en date des données des centrales inertielles
(nécessité impérative de datation)

Evolutions :

Datation des mesures des centrales inertielles
Conception d'un relais télémesures
Simplification mise en place station de réception mobile.
Finalisation du module de mesures analogiques isolées.
Ajout d'une détection datée de l'atterrissage
Ajout affichage time code pour/et caméra rapide de pied de rampe
Mise en place caméra de vol



Photo GAREF PARIS G10P109

De gauche à droite: Jean OSWALD (CNES), Julien MIRON (GAREF), Pierre Henri AVALLE (GAREF), Fabien AMOUROUX (GAREF), Sacha PEKAR (GAREF), Lionel MATUSZEWSKI (GAREF), Axel CHOVET (GAREF), Raymond BEC (CNES), Bernard SCACHE (GAREF).

7. ANNEXES

7.1 ANNEXE 1 : FORMAT DES TRAMES DE TELEMESURE

h=hexadécimal

4 type de trames (de remplissage, de centrale XSens, de module USB ou d'entrées numériques)

Mot (8bits)	Trame de remplissage	Trame centrale inertielle XSens	Trame module USB	Trame entrées numériques
1	Fah	FAh	FAh	FAh
2	F3h	F3h	F3h	F3h
3	20h	20h	20h	20h
4	N°trame	N°trame	N°trame	N°trame
5				
6				
7				
8	FFh	4Ch = 'L' en ASCII	Identifiant module	53h = 'S' en ASCII
9	41h	Nb octets données (1 à 63)	Timecode sur 8 octets (année, siècle, mois, jour, heure, minute, seconde, centième de seconde) en BCD	Timecode sur 8 octets (année, siècle, mois, jour, heure, minute, seconde, centième de seconde) en BCD
10	41h	Données CI		
11	41h	Données CI		
12	41h	Données CI		
13	41h	Données CI		
14	41h	Données CI		
15	41h	Données CI		
16	41h	Données CI		
17	41h	Données CI	Données module USB	Octet de statut (1bit/entrée)
18	41h	Données CI	Données module USB	41h
19	41h	Données CI	Données module USB	41h
20	41h	Données CI	Données module USB	41h
21	41h	Données CI	Données module USB	41h
22	41h	Données CI	Données module USB	41h
23	41h	Données CI	Données module USB	41h
24	41h	Données CI	Données module USB	41h
25	41h	Données CI	Données module USB	41h
26	41h	Données CI	Données module USB	41h
27	41h	Données CI	Données module USB	41h
28	41h	Données CI	Données module USB	41h
29	41h	Données CI	Données module USB	41h
30	41h	Données CI	Données module USB	41h
31	41h	Données CI	Données module USB	41h
32	41h	Données CI	Données module USB	41h
33	41h	Données CI	Données module USB	41h
34	41h	Données CI	Données module USB	41h
35	41h	Données CI	Données module USB	41h
36	41h	Données CI	Données module USB	41h
37	41h	Données CI	Données module USB	41h
38	41h	Données CI	Données module USB	41h
39	41h	Données CI	Données module USB	41h
40	41h	Données CI	Données module USB	41h

41	41h	Données CI	Données module USB	41h
42	41h	Données CI	Données module USB	41h
43	41h	Données CI	Données module USB	41h
44	41h	Données CI	Données module USB	41h
45	41h	Données CI	Données module USB	41h
46	41h	Données CI	Données module USB	41h
47	41h	Données CI	Données module USB	41h
48	41h	Données CI	Données module USB	41h
49	41h	Données CI	Données module USB	41h
50	41h	Données CI	Données module USB	41h
51	41h	Données CI	Données module USB	41h
52	41h	Données CI	Données module USB	41h
53	41h	Données CI	Données module USB	41h
54	41h	Données CI	Données module USB	41h
55	41h	Données CI	Données module USB	41h
56	41h	Données CI	Données module USB	41h
57	41h	Données CI	Données module USB	41h
58	41h	Données CI	Données module USB	41h
59	41h	Données CI	Données module USB	41h
60	41h	Données CI	Données module USB	41h
61	41h	Données CI	Données module USB	41h
62	41h	Données CI	Données module USB	41h
63	41h	Données CI	Données module USB	41h
64	41h	Données CI	Données module USB	41h
65	41h	Données CI	Données module USB	41h
66	41h	Données CI	Données module USB	41h
67	41h	Données CI	Données module USB	41h
68	41h	Données CI	Données module USB	41h
69	41h	Données CI	Données module USB	41h
70	41h	Données CI	Données module USB	41h
71	41h	Données CI	Données module USB	41h
72	41h	Données CI	Données module USB	41h
73	CHECKC	CHECKC	CHECKC	CHECKC
74	CHECKC	CHECKC	CHECKC	CHECKC
75	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL
76	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL
77	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL
78	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL

La trame est composée de 78 octets, dont un mot de synchronisation de 24 bits fixe (FAF320h), un numéro de trame sur 4 octets, et 64 octets de données. Ce format a été éprouvé sur de nombreuses expériences. Les 6 octets de checksum n'ont pas été implémentés dans cette expérience.

Procédé d'envoi des trames : Une FIFO sur la carte PCM s'assure que les données soient émises à fréquence fixe, à 1Mbit/s. Le driver USB sur carte calculateur stocke les données provenant des différents modules dans un buffer tournant (un pour chaque). Dès que la FIFO PCM est à moitié vide, le programme de vol construit autant de trames qu'il faut pour remplir une demi-FIFO à partir des données stockées en mémoire par le driver USB, en récupérant les trames en attente des différents modules USB, puis en découpant le flux de données provenant du buffer centrale inertielle en tranches de 63 octets ou moins, puis en récupérant les entrées numériques associées à leur timecode, puis en mettant des trames de remplissage. On transmet ensuite ces trames à la FIFO PCM, puis on attend à nouveau qu'elle soit à moitié vide.