



**HORUS 6**

**RAPPORT D'EXPERIENCE**

GP-0721-D-108

Révision 1.1

24 novembre 2007

Rédigé par : PHA, AC,AK

Approuvé par : BS

# SOMMAIRE

0.	EVOLUTION DU DOCUMENT .....	1
1.	SYNTHESE.....	2
1.1	OBJECTIFS DU PROJET .....	2
1.2	DEROULEMENT DU VOL ET SYNTHESE DES RESULTATS .....	3
1.3	CONCLUSIONS.....	4
1.4	SPECIFICATIONS HORUS 6 .....	4
2.	PRESENTATION DE L'EXPERIENCE .....	5
2.1	DESCRIPTION GENERALE .....	5
2.1.1	Classification.....	5
2.1.2	Chaîne de vol.....	6
2.2	EXPERIENCE EMBARQUEE .....	7
2.2.1	Synoptique de la nacelle .....	7
2.2.2	Prises de vue et appareil photo .....	8
2.2.3	Mesures de température.....	8
2.2.4	Mesures de pression .....	9
2.2.5	Module GPS.....	10
2.2.6	Calculateur de bord.....	10
2.2.7	Logiciel de bord.....	10
2.2.7.1	Chronologie du programme .....	11
2.2.8	Générateur PCM.....	11
2.2.9	Module télémessure/antenne .....	11
2.2.10	Alimentation électrique/Piles.....	12
2.2.10.1	Détermination de l'alimentation de l'émetteur .....	13
2.2.10.2	Détermination de l'alimentation du reste de l'électronique .....	14
2.2.11	Câblage du bouchon de vol .....	14

2.2.12	Moyens embarqués pour la localisation de la nacelle au sol.....	15
2.3	LOGICIELS .....	16
2.3.1	Logiciel de Vol.....	16
2.3.2	Logiciel réception principal.....	16
2.3.3	Logiciel réception secondaire .....	16
2.3.4	Logiciel de traitement des photos .....	17
2.3.5	Logiciel de prévision de trajectoire en vol .....	17
2.4	MECANIQUE DE LA NACELLE.....	18
2.4.1	Boîtier de la nacelle .....	18
2.5	MISE EN ŒUVRE DU BALLON.....	18
2.5.1	Calcul du volume de gonflage.....	18
2.5.2	Technique utilisée .....	19
2.6	MOYENS DE RECEPTION DES TELEMESURES .....	20
2.6.1	Station principale .....	20
2.6.1.1	Synoptique .....	20
2.6.1.2	Implantation .....	20
2.6.1.3	Equipements GAREF de réception principale .....	21
2.6.1.4	Logiciels de traitement de données (description détaillée).....	22
2.6.1.5	Principe général .....	22
2.6.1.5.1	Acquisition .....	22
2.6.1.5.2	Récupération des photos.....	23
2.6.2	Station de réception mobile. ....	23
2.6.2.1	Synoptique .....	23
2.6.2.2	Equipements GAREF de réception secondaire .....	23
2.6.2.3	Logiciel station de réception embarquée .....	24
2.6.2.4	Carte décommutateur fabrication GAREF .....	25
2.7	PREVISION DE TRAJECTOIRE EN VOL .....	25
2.7.1	Enjeu de la récupération .....	25
2.7.2	Principe du logiciel de prévision en temps réel.....	25

3.	DEROULEMENT DE LA CAMPAGNE DE LANCEMENT .....	27
3.1	JOURNAL DE CAMPAGNE .....	27
3.1.1	J-4 à J-1 .....	27
3.1.2	J0 (samedi 4 août 2007) .....	29
3.1.3	J+1 et J+2 .....	30
4.	DEPOUILLEMENT ET RESULTATS OBTENUS .....	31
4.1	Température.....	31
4.2	Pression .....	33
4.3	GPS.....	34
4.4	Photos .....	36
5.	CONCLUSION .....	38
6.	POINTS A AMELIORER .....	39
7.	ANNEXES.....	40
7.1	ANNEXE 1 : EXEMPLE DE FORMAT DE TRAME.....	40

## 0. EVOLUTION DU DOCUMENT

Version 0.0 : 6 août 2007 : création du document

Version 0.1 : 28 août 2007 : modif PHA

Version 0.2 : 29 août 2007 : modif PHA journal de campagne

Version 0.3 : 30 août 2007 : modif PHA courbes et photos

Version 0.4 : 31 août 2007 : modif PHA

Version 0.5 : 1 septembre 2007 : relecture AC

Version 0.6 : 20 octobre 2007 : modif AC

Version 0.7 : 27 octobre 2007 : modif AC

Version 0.8 : 1 novembre 2007 : modif AC

Version 0.9 : 3 novembre 2007 : modif AC

Version 1.1: 27 novembre 2007 : Ajout AK, relecture BS

# 1. SYNTHÈSE

## 1.1 OBJECTIFS DU PROJET

Le projet HORUS 6 est un projet de réalisation d'une nacelle de ballon sonde qui s'inscrit dans le cadre des activités annuelles du Club Scientifique de Jeunes GAREF AEROSPATIAL.

Après le lancement réussi du projet exceptionnel HORUS G à Kourou en avril 2007, le but du projet HORUS 6 était de valider les procédés innovants mis en œuvre sur HORUS G, en améliorant la précision de certaines mesures, en assurant une meilleure réception avec la station secondaire que pour HORUS 5 lancé en 2006 et en validant ainsi le nouveau principe de récupération. La nacelle assurait:

- la prise de photographies numériques et leur transmission au sol et affichage en temps réel
- des mesures de température
- des mesures de la pression atmosphérique
- un suivi GPS de la nacelle

Toutes les données étaient transmises au sol en temps réel à une station de réception informatisée, qui traitait le signal de télémesure afin d'afficher directement les résultats des expériences : courbes et photos notamment.

Les données étaient aussi utilisées pour permettre à la deuxième station de réception mobile, embarquée à bord d'un véhicule, de se placer à proximité du point d'atterrissage, calculé et réactualisé par les logiciels, afin de recevoir la transmission jusqu'au sol, donc la position GPS de la nacelle, donc de pouvoir la récupérer.



*HORUS 6 juste avant le lâcher (Photo G07R101 Photo CNES-223)*

## 1.2 DEROULEMENT DU VOL ET SYNTHESE DES RESULTATS

Le lâcher de Horus 6 a eu lieu à Féniers (Creuse) le samedi 4 août 2007 à 14h20m.

Lancement	Latitude : 45°44'48"N Longitude : 02°08'32"E Altitude : 900m	4 août 2007 14h20m00s
Culmination	Latitude : 45°55'17"N Longitude : 02°00'29"E Altitude : 28200m	16h42m33s
Dernier point reçu par télémesure	Latitude : 46°00'01"N Longitude : 02°01'51"E Altitude : 680m	17h21m34s
Atterrissage	Latitude : 46°00'00"N Longitude : 02°01'50"E Altitude : 600m	17h21m50s
Découverte de la nacelle (dans un arbre)		18h40
Récupération avec l'aide des pompiers d'Ahun		21h35

Le vol a duré 3h01m50s (du décollage à l'atterrissage). La télémesure a été perdue par la station fixe située au Puy de Dome à 17:21:34, soit 16 secondes avant l'atterrissage, à 80m du sol.

La culmination a eu lieu à H0 + 2h22m33s, à 16:42:33, à 28 200 mètres d'altitude, après une ascension à une vitesse moyenne de 3.2m/s.

La nacelle a atterri près de Saint-Avit-Le-Pauvre (Creuse) à environ 30 km au nord-ouest de son point de départ. Elle a pu être repérée dans un arbre par la station mobile en voiture à 18h40, puis récupérée avec l'aide des pompiers de la brigade d'Ahun à 21h35m.



*La nacelle perchée très haut dans un arbre (Photo G07R139. Photo GAREF PARIS)*

23 photos ont été prises en vol et transmises en temps réel à la station de réception avec très peu d'erreurs, qui n'a malheureusement pas pu les afficher immédiatement à cause d'un problème d'énergie insuffisante.

Les mesures de température et de pression ont toutes fonctionnées, correspondant aux valeurs théoriques auxquelles on pouvait s'attendre.

Le suivi GPS de la nacelle a été continu du décollage jusqu'à quelques secondes avant l'atterrissage, à 80 mètres du sol.

Ces données ont pu être utilisées par le logiciel de prévision de retombée, permettant de diriger la voiture contenant la station secondaire pour se placer à l'avance à l'endroit nécessaire pour recevoir la télémessure. La trajectoire de la nacelle étant assez erratique, cette prévision aurait été très difficile sans ce logiciel GAREF.

La station secondaire embarquée à bord d'une voiture a pu recevoir des données de la nacelle après son atterrissage au sol, permettant de déterminer sa position exacte.

### 1.3 CONCLUSIONS

Avec l'expérience HORUS G, lancé au Centre Spatial Guyanais en avril 2007, nous avons validé avec succès l'utilisation d'une station secondaire mobile de réception, embarquée dans un hélicoptère compte tenu de l'importance de la forêt amazonienne et du territoire non accessible en voiture.

Avec HORUS 6, nous avons prouvé que cette station restait aussi efficace avec un moyen plus simple et moins rapide comme une voiture. Associée à nos logiciels de prévision de trajectoire, nous avons désormais une base fiable pour réaliser des ballons sondes avec d'excellentes chances de récupération, même sans les puissants moyens de télémessure du Centre Spatial Guyanais.

Cet acquis servira dans des projets futurs en permettant de se consacrer aux expériences scientifiques embarquées, tout en pouvant compter sur une récupération rapide.

### 1.4 SPECIFICATIONS HORUS 6

Les dimensions de la nacelle étaient de 30cmx30cmx30cm en Carton Plume (325g vide), pour une masse de 2213g (nacelle équipée)(si on ajoute les 150g de plate-forme GPS antenne +câble, l'on obtient 2363g pour un maximum autorisé par Planète Sciences de 2500g). La fixation des panneaux en carton plume était faite par du ruban aluminium 3M 425.

Elle contenait:

- 1 capteur de pression 85-005A 8C ICSensors 0 à 600mBars
- 1 capteur de pression 142PC15A Honeywell 0 à 1020mBars
- 3 thermocouples de type J (fer-constantan)(Fe-Kons)
- 1 récepteur GPS LASSEN SKII Trimble, antenne active micropatch Trimble
- 1 appareil photo numérique:
  - Casio QV4000, résolution 2256x1504, 4.13 Mpixels, USB 4 piles AA Li 3000mA
- 1 Emetteur TTS-1331 de Emhiser Research, FM, 2235MHz, +30dBm. 12V 650mA
- 1 Antenne Huber-Schuner 1322.19.006 polarisation circulaire droite
- 1 Balise Marshall Power Max Transmitter 7g, pile Li 1632, autonomie 9 jours, Bip à 216.085 MHz
- 1 Calculateur de bord: Carte PC104 ZF86x 100MHz, 32Mo SDRAM, 32Mo Flash, 2 ports USB, 2 ports série, 24 E/S numériques, 16 Entrées analogiques. Linux.
- Cartes électroniques d'alimentation, d'acquisition GPS et de génération PCM et de conditionnement des capteurs d'origine GAREF

L'électronique embarquée était alimentée par deux blocs de piles lithium, Energizer L91 AA 3000mA, de 13.5V (émetteur) et 15V.(électronique nacelle)

Consommation : émetteur : 0.60A à 12V, électronique nacelle : 0.63A à 12V, 0.52A à 15V

Autonomie:

Emission télémessure : 4 heures, électronique nacelle: 4h, appareil photo >10h, Balises 8-9 jours.

Enveloppe du ballon: Kaysam KCI 1200 latex. Masse 1200g diamètre 2,26m à 1000mbars de pression au sol, 8,60m (diamètre d'éclatement) à 7,3 mbars.

La nacelle répondait aux règles du cahier des charges ballon Planète Sciences avec deux dérogations (émetteur en bande S, feuille alu anodisée noire encastrée pour dissipation énergie)



## 2. PRESENTATION DE L'EXPERIENCE

### 2.1 DESCRIPTION GENERALE

#### 2.1.1 Classification

Le ballon HORUS 6 est, (au sens de l'article 1 de l'appendice 4 de l'annexe 2 à la convention relative à l'aviation civile internationale "Règles de l'Air" 9<sup>ème</sup> éd, Juil1990 toujours en vigueur en 2005):

un ballon "**libre non habité de la catégorie léger**" c'est à dire transportant une charge utile d'un ou plusieurs éléments dont la masse combinée est inférieure à 4kg (avec aucun lot n'excédant 3kg, et aucun lot de 2kg ou plus qui aurait une masse surfacique  $>13\text{g/cm}^2$ ), et avec une liaison ballon-charge utile cassant ou séparant sous une force  $<230\text{N}$ ).

Un ballon léger ne nécessite pas l'émission de NOTAM (NOTice To Air Men)

(la masse surfacique est définie comme la masse totale de l'élément considéré de charge utile, divisé par sa plus petite surface)

Un ballon léger utilisé exclusivement à des fins météorologiques et exploité de manière prescrite par l'autorité compétente, peut être exploité au dessus du territoire d'un autre état sans autorisation appropriée de cet état (2.2 de l'appendice 4 de l'annexe 2).

HORUS 6 n'est pas prévu pour être exploité en dehors du territoire français (régions terrestres et eaux territoriales adjacentes).



*Décollage d'HORUS 6 (Photo G07R107 Photo CNES-261)*

## 2.1.2 Chaîne de vol

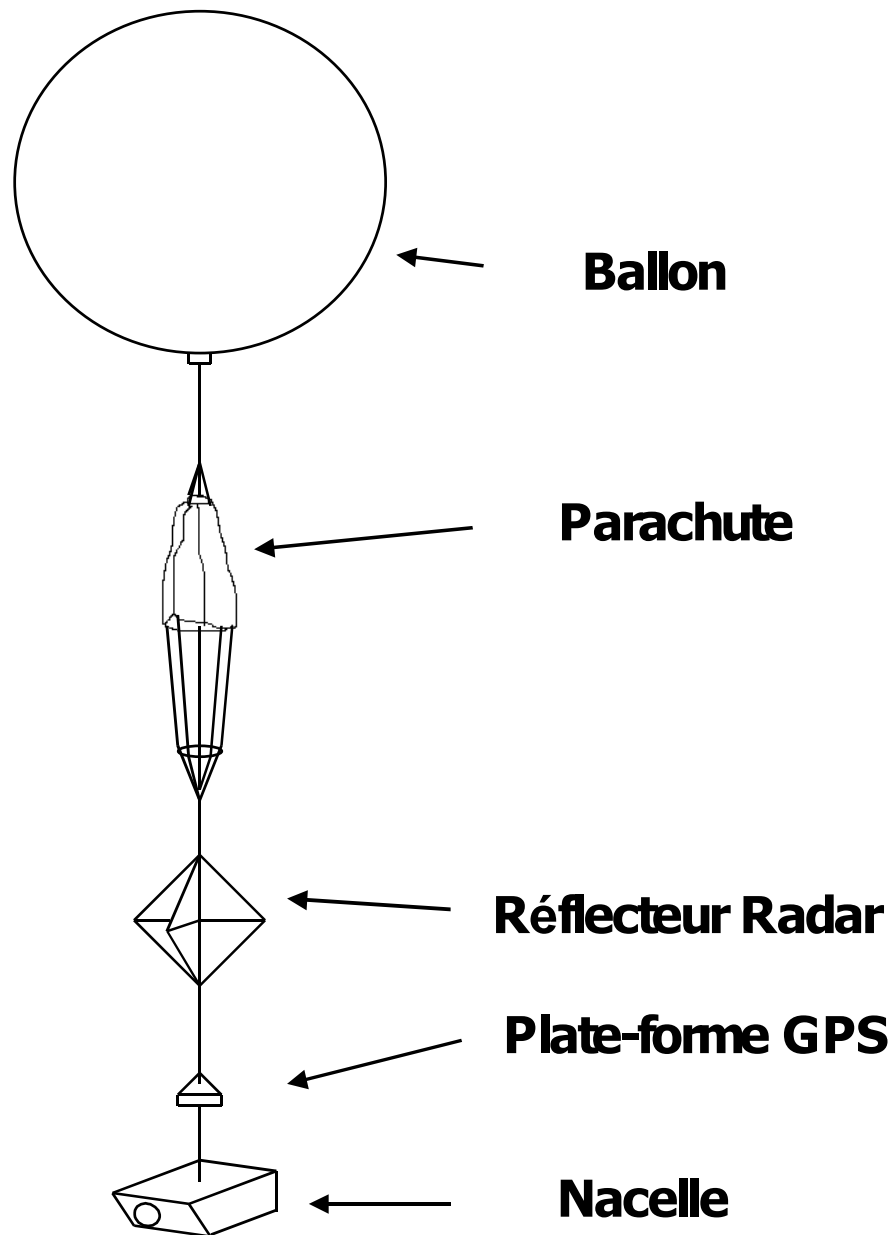


Schéma de la chaîne de vol HORUS 6

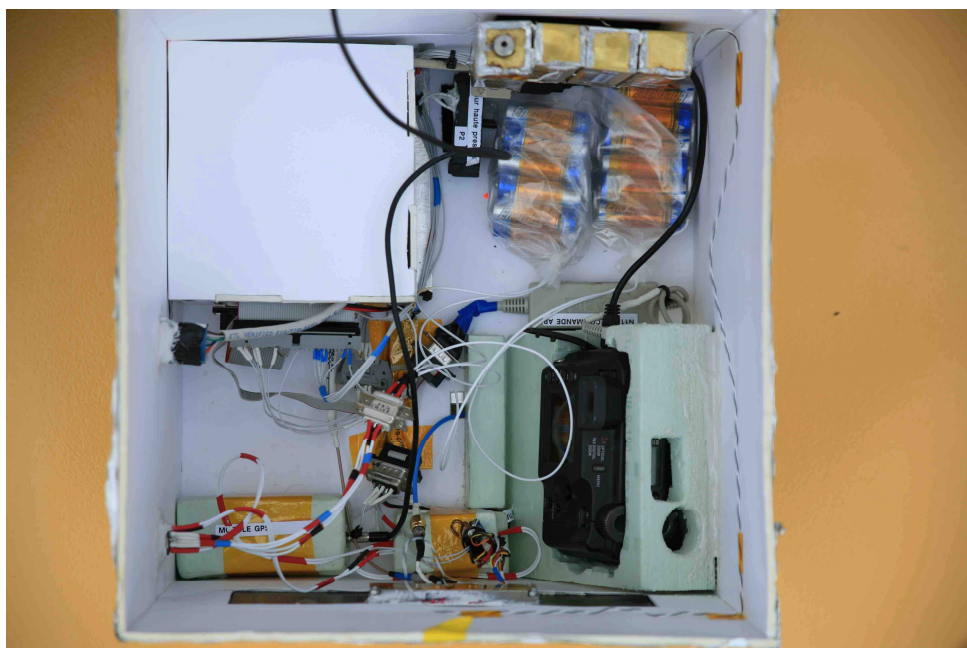
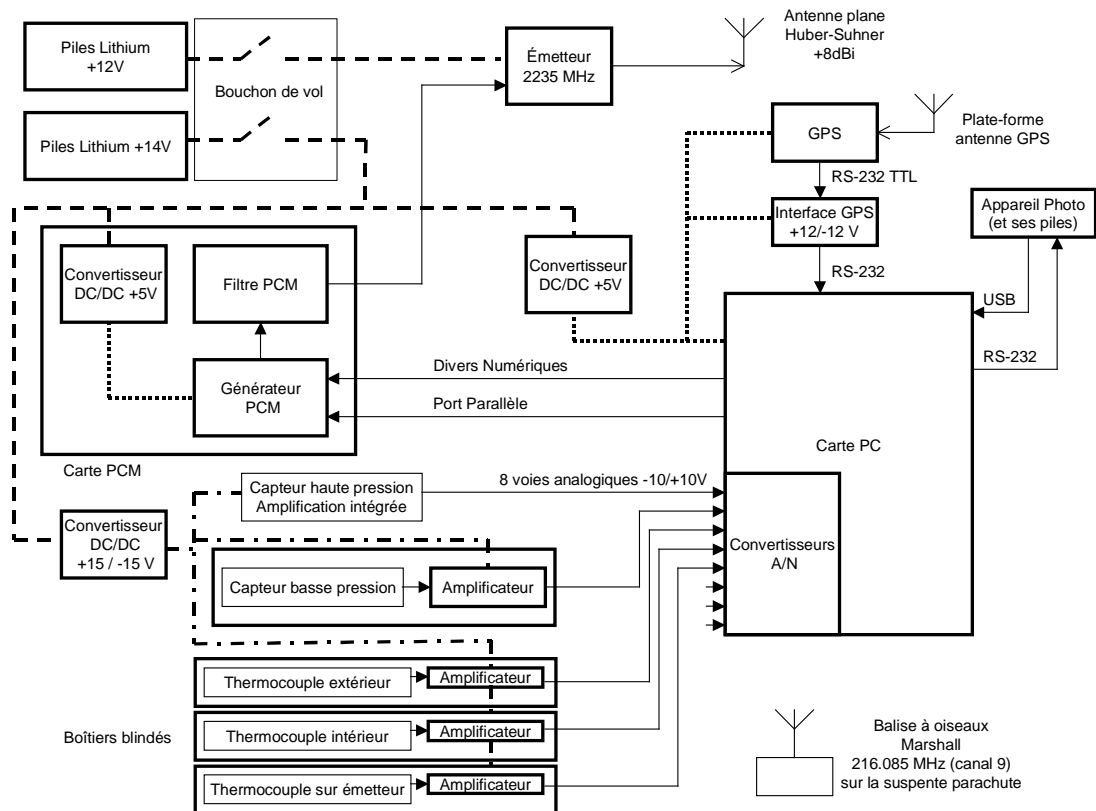
Masse des différents éléments :

- Nacelle avec ses équipements: 2213g
- Plate-forme GPS (avec antenne et câble de 4.80m) : 150g
- Réflecteur radar passif aluminisé arête de 488mm (SER 60m<sup>2</sup>): 100g
- Parachute (250g) anneau et suspentes (100g) : 350g
- Ballon :1200g (Kaysam 1200)
- Suspentes diverses : 70g

## 2.2 EXPERIENCE EMBARQUEE

### 2.2.1 Synoptique de la nacelle

L'ensemble de la charge utile de la nacelle a été divisé en plusieurs modules : carte PC, carte PCM, système GPS, appareil photo, alimentation, capteurs de température, de pression et système d'émission, ainsi que la balise à oiseaux.



Vue de dessus de la nacelle (Photo G07R198 Photo GAREF PARIS)

## 2.2.2 Prises de vue et appareil photo

L'objectif principal du ballon sonde Horus 6 est d'effectuer des prises de vue numériques à des intervalles réguliers tout au long du vol et de retransmettre les photographies au sol en temps réel.

On souhaite obtenir la meilleure qualité de photo possible avec une taille inférieure à 1.5Mo pour des raisons de durée de transmission. On a opté pour des photos en format JPEG de résolution : 2256 \* 1504pixels (soit 0.9 à 1.5 Mo par image).

L'appareil photo est intégralement configurable par une télécommande par port série, et dispose d'un port USB pour le téléchargement des photos.

Fonctionnement du programme de vol run010c : la carte PC commande le déclenchement de l'appareil via une télécommande par port série, puis copie les fichiers image dans sa mémoire vive par le port USB. Ces fichiers sont ensuite découpés en tranches pour être intégrés dans la trame photo.

Les photos étant de taille importante, des erreurs de transmission arrivent presque toujours pendant leur transmission qui dure plusieurs minutes. En plus des erreurs dues au brouillage de l'atmosphère, il arrive que l'on perde la transmission pendant une certaine durée.

La solution choisie pour parvenir à reconstituer les photos intactes malgré ces problèmes a été de retransmettre 5 fois la photo entière à la suite. Les erreurs de bruitage sont par nature aléatoire, donc il est extrêmement peu probable que la même erreur se produira sur deux retransmissions successives d'une trame.

Un système de vote majoritaire permet à la réception d'obtenir la photo intacte.

Appareil photo numérique utilisé :

Casio QV-4000

capteur 4.13M pixels.

Carte CompactFlash 1Go (soit plus de 600 photos stockables avec la qualité choisie)

Poids : 636g, batteries rechargeables et câbles inclus (on pourra utiliser les mêmes piles au lithium que pour les blocs de piles, plus légères)

Cet appareil a été choisi pour sa simplicité de télécommande et la facilité de chargement des images par port USB.

Résolution : 2256 \* 1504 en qualité supérieure (soit 0.9 à 1.5 Mo par image)

Câble de télécommande par port série pour relier carte PC et appareil photo.

Câble USB mâle-mâle pour relier carte PC et appareil photo pour le transfert des fichiers.

## 2.2.3 Mesures de température

Il s'agit d'effectuer des mesures de température, en différents endroits de la nacelle et à l'extérieur.

Pour le choix des capteurs, nous avons retenu des thermocouples de type J, associés à des circuits intégrés AD594. Il a fallu réaliser une amplification du signal de mesure en sortie de ce composant.

Le domaine de mesure souhaité était de -60°C à +70° C, pour mesurer aussi bien les températures extérieures en haute altitude que les températures au contact des composants électroniques.

Les mesures ont été placées : une sur l'émetteur de télémessure bande S, une autre sur le module capteur de pression, et une à l'extérieur de la nacelle.

Caractéristiques de cette amplification :

- Tension de sortie du module: entre -10V et +10V
- Précision en sortie : +/- 170mV (+/- 1°C en entrée) entre -40°C et +40°C
- Conditions de fonctionnement : Pression entre 1100mbar et 8mbar  
Humidité relative 100% non condensante
- Tension d'alimentation : +15/-15 V

Pour stabiliser l'alimentation provenant des batteries, il a été utilisé un convertisseur DC/DC 6W (Tension d'entrée 9V-36V, Tension de sortie +/-15V, courant de sortie max. 200mA), adapté à des piles Lithium délivrant 20V à vide.

Afin de s'affranchir des perturbations dues aux cartes numériques et à l'émission de la télémesure, l'électronique qui mesure des faibles tensions ou courants doit être totalement blindée. Des petits boîtiers ont été réalisés pour chaque capteur dans lesquels on a groupé capteur et système d'amplification. (boîtiers réalisés en feuille de clinquant laiton de 100µm d'épaisseur). Les alimentations rentrent par un filtre de traversée.



Module capteur de température avant blindage (Photo G07R205 Photo GAREF PARIS)

Les capteurs ont été étalonnés émetteur en fonctionnement. Cet étalonnage a été effectué dans les locaux du GAREF, dans son caisson climatique.

Poids du module température blindé (avec environ 15cm de câble thermocouple): 30g

#### 2.2.4 Mesures de pression

Il s'agit d'effectuer des mesures de pression atmosphérique.

La pression permet de confirmer l'altitude de la nacelle en fonction du temps de vol lors de l'exploitation des données, (notamment en cas de dysfonctionnement du GPS).

Le module est placé dans la nacelle.

Le domaine de mesure sera de 1100 à 8mbars environ. (32 000m)

Le capteur basses pressions (IC Sensors) nécessitait de réaliser une amplification extérieure, tandis que le capteur hautes pressions (Honeywell) disposait d'une amplification intégrée. Cela permet d'obtenir en sortie :

Tension de sortie : entre -10V et +10V

Précision en sortie : (+/- 5mbars en entrée) entre 1000 et 100mbars.

Précision en sortie : (+/- 1mbars en entrée) entre 100 et 8mbars.

Conditions de fonctionnement : température entre -60°C et +30°C

Humidité relative 100% non condensante

Tension d'alimentation : +15/-15 V

Afin de s'affranchir des perturbations dues aux cartes numériques et à l'émission de la télémesure, l'électronique qui mesure des faibles tensions ou courants doit être totalement blindée. Il a donc été réalisé des petits boîtiers pour chaque capteur dans lesquels ont été groupés capteur et système d'amplification, (boîtier réalisé en feuille de clinquant laiton de 100µm d'épaisseur). Les entrées sorties sont faites par l'intermédiaire d'un filtre de traversée.

Les capteurs ont été étalonnés émetteur en fonctionnement. Cet étalonnage a été effectué dans les locaux du GAREF. (L'on a utilisé une pompe à vide ALCATEL 1004A et un asservissement avec système étalon DRUCK DPI520).

Les étalonnages ont été repris dans le caisson climatique (étalonnage en température et en pression simultanément), car nous avons constaté que le capteur de basses pressions subissait un décalage lié à la température.

La formule d'étalonnage de ce capteur utilisait donc la valeur de température relevée sur le capteur de température placé à proximité pour déterminer la valeur de pression.

Poids module pression blindé: 48g

### 2.2.5 Module GPS

Il s'agissait d'effectuer un suivi GPS de la nacelle, dans le but de connaître à tout moment sa position et d'en déduire sa vitesse.

Antenne de réception GPS :

Antenne plate "active micropatch antenna" de Trimble.

dimensions : 40,6 x 48,3 x 13,9 mm

masse : 130g.

Récepteur GPS :

Modèle : Lassen SK II de Trimble.

Le récepteur GPS se présente sous la forme d'une carte.

Dimensions : 83 mm x 31 mm x 10 mm

Masse : 19.6 g

Consommation : 120 mA sous 5V

Fonctionne entre - 40°C et 85°C

Fréquence de rafraîchissement de 1Hz

Son logiciel interne a été modifié par le fabricant pour permettre son utilisation au-delà de 18000m

Le GPS fonctionne avec jusqu'à huit satellites.

### 2.2.6 Calculateur de bord

La carte PC est le cœur de l'électronique embarquée. Elle joue le rôle d'ordinateur de bord, grâce à un logiciel programmé par le GAREF.

Carte utilisée : carte PC104 "Prometheus"

Processeur ZF86x à 100 MHz, 32 Mo de SDRAM, Disque dur Flash 32 Mo, 2 ports USB, 4 ports série, un port parallèle, 24 entrées sorties numériques, 4 sorties analogiques et 16 entrées analogiques.

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

### 2.2.7 Logiciel de bord

Le logiciel de bord, nommé **run010c** est conçu en langage C pour Linux. Il se charge de récupérer les données des différents modules, de les regrouper sous forme de trames à un format précis, et de les transmettre à la carte PCM.

Pour les capteurs de température et de pression, les tensions sont mesurées par le convertisseur analogique-numérique de la carte PC, et sont intégrées à la trame mesure.

La carte GPS est branchée sur le port série de la carte PC. Celle-ci lit en permanence les données de ce port pour récupérer les données de position et de vitesse du ballon, puis les intègre dans la trame GPS.

L'appareil photo numérique est piloté par la carte PC via une télécommande. Après chaque prise de vue, la carte PC copie les fichiers image de l'appareil dans sa mémoire vive via le port USB. Ces fichiers sont ensuite découpés en tranches pour être intégrés dans la trame photo.

### **2.2.7.1 Chronologie du programme**

Le programme récupère les données jusqu'à remplir en mémoire l'équivalent d'une moitié de la mémoire FIFO (First In First Out : Premier Entré Premier Sorti) qui sert à réguler le débit de données.

Une fois les données prêtes (pendant ce temps, la carte PCM lit les données dans la mémoire FIFO et les convertit en PCM), le programme se met en attente du message de la carte PCM. Celle-ci envoie un signal une fois que la mémoire FIFO est à moitié vide.

Quand la carte PC reçoit ce message, elle transmet les données qu'elle a préparées à la carte PCM.

### **2.2.8 Générateur PCM**

Les données issues de la carte PC sont transmises via son port parallèle à un circuit imprimé conçu par le GAREF AEROSPATIAL qui convertit le signal PC sous la forme d'une trame PCM normalisée bi-phase L à 200 KHz (78 octets dont un mot de synchro de 24 bits).

Il traverse ensuite un filtre de Bessel (passe bas) pour diminuer son étendue spectrale. En sortie du module PCM, le signal est donc un signal carré légèrement arrondi.

Le signal sortant est ensuite directement transmis à l'émetteur.

### **2.2.9 Module télémétre/antenne**

Nous avons besoin d'une large bande passante pour le type d'expériences que nous embarquons. De plus le GAREF AEROSPATIAL disposait de matériel éprouvé par de nombreux projets. 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.

Le signal carré PCM Bi-phase L 200kHz est réduit à 50mV càc aux bornes de l'entrée modulation de l'émetteur, ce qui pour l'émetteur de sensibilité (8MHz/volt) donne une excursion de fréquence càc de 400 kHz autour de la porteuse. (on avait conservé le réglage fait pour HORUS G afin d'avoir un spectre qui tient dans la bande FI de 600KHz des récepteurs du CSG).

Caractéristique de l'émetteur de télémétre TTS-1331 :

Masse : 57g

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

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

Consommation : 650 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

Antenne d'émission  
Masse : 110g  
Largeur de bande : 2100 à 2300 MHz  
Gain: 8dBi,  
Polarisation circulaire droite,  
Impédance: 50 Ohm.  
HUBER+SUHNER 1322.19.006  
95x107.8x32mm

## 2.2.10 Alimentation électrique/Piles

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 (environ 3h de vol).

L'électronique de mesure et l'émetteur sont alimentés avec deux blocs de piles différents. Chaque module électronique ne requiert pas la même tension, mais nous avons pu n'utiliser qu'un bloc de piles pour l'ensemble de l'électronique de mesure grâce à des convertisseurs DC/DC.

Il fallait ne pas dépasser la tension maximale que peuvent supporter les convertisseurs utilisés, mais aussi leur fournir une tension suffisante pour leur fonctionnement. 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 : 11 piles pour l'électronique, et 10 piles pour l'émetteur (voir chapitre suivant).

Piles utilisées:

Energizer réf L91 Type AA.

Ø 14mm, longueur : 50mm,

masse : 14,3g chacune

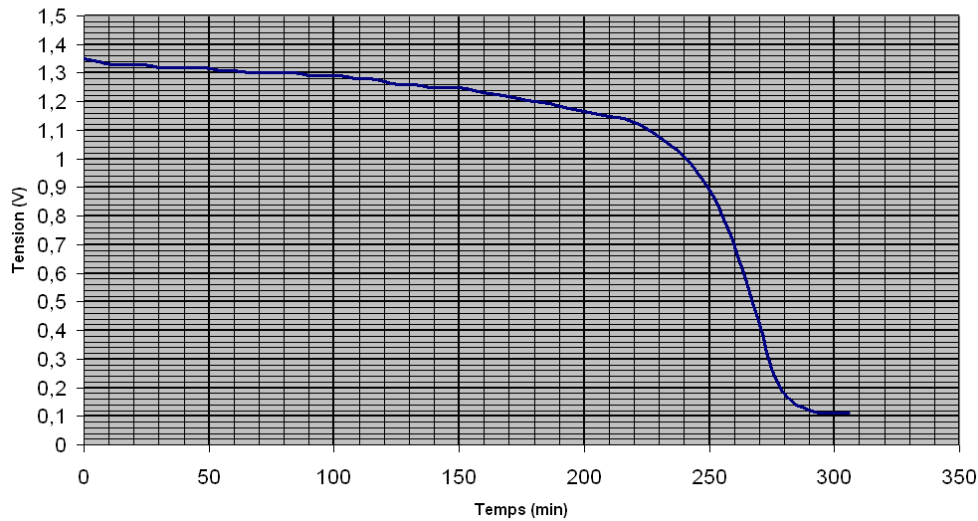
Tension : 1,5V en utilisation ; 1.7 à vide.

Courbe de décharge typique d'un élément Energizer AA L91 sous 650mA (mesures juillet 2001)

Temps(min)	Tension(V)	Temps(min)	Tension(V)
0	1,35	156	1,24
6	1,34	162	1,23
12	1,33	168	1,22
18	1,33	174	1,21
24	1,33	180	1,2
30	1,32	186	1,195
36	1,32	192	1,18
42	1,32	198	1,17
48	1,32	204	1,16
54	1,31	210	1,15
60	1,31	216	1,14
66	1,3	222	1,12
72	1,3	228	1,09
78	1,3	234	1,05
84	1,3	240	1,01
90	1,29	246	0,94
96	1,29	252	0,86
102	1,29	258	0,74
108	1,28	264	0,59
114	1,28	270	0,42
120	1,27	276	0,24
126	1,26	282	0,16
132	1,26	288	0,13
138	1,25	294	0,11
144	1,248	300	0,11
150	1,25	306	0,11



**Courbe de décharge d'un élément Energizer AA L91 sous 650mA**  
juillet 2001



**2.2.10.1 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	
<b>10</b>	<b>18.0</b>	<b>13.5</b>	<b>3.9h</b> <b>(1.05V/élément)</b>	<b>145g</b>	<b>166g</b>	

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 prévu de retenir **l'option bloc de 10 piles + résistance de décharge quelques secondes**

### 2.2.10.2 Détermination de l'alimentation du reste de l'électronique

On a mesuré le 24-3-07 la consommation de l'électronique de bord en fonction de la tension d'alimentation (le bloc de piles alimente 3 convertisseurs TRACO fonctionnant de 9 à 36V l'un délivrant +5V pour carte PCM, l'autre +15V -15V pour mesures et le dernier +5V carte PC et GPS)

Tension d'alimentation V	Courant consommé en mA	W
7.2	Décrochage	
7.5	1090	8.2
8	960	7.7
8.5 min spé traco	880	7.5
9	830	7.5
10	750	7.5
11	690	7.6
12	630	7.6
13	590	7.7
14	560	7.8
15	520	7.8
16	500	8.0
17	470	8.0
18	450	8.1
19	430	8.2
20	410	8.2
21	400	8.4
22	380	8.4

Pour éviter une remontée de la consommation au delà de 650mA on s'arrêtera à 11V

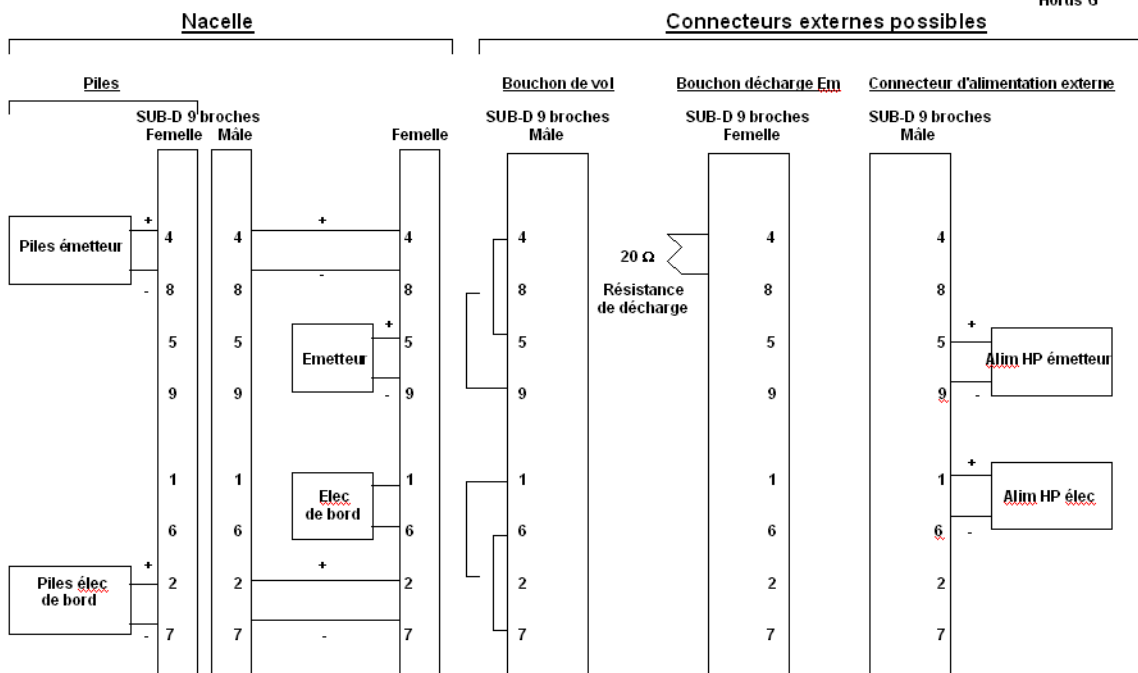
Nombre d'éléments AA assemblés	Tension à vide du bloc	Tension de début à I=0.65A	Durée jusqu'à ce que le bloc soit à 11V	Masse sans fils	Masse avec fils de câblage	
9	16.2	12.15	3,1h (1.2V/élément)	131g	146g	
10	18	13.5	3,8 h (1.1V/élément)	145g	166g	
<b>11</b>	<b>19.8</b>	<b>14.8</b>	<b>4h</b> <b>(1.0V/élément)</b>	<b>160</b>	<b>183</b>	

On a retenu l'option 11 piles

### 2.2.11 Câblage du bouchon de vol

Pour l'alimentation, il nous fallait une solution pratique pour pouvoir utiliser alternativement les blocs de piles ou des alimentations externes pour les tests, et pour changer les blocs de piles. Par ailleurs, il était nécessaire de décharger facilement le bloc de piles de l'émetteur peu de temps avant le lâcher.

Nous avons donc réalisé des connecteurs d'alimentation spécifiques identiques à ceux d'HORUS G



### 2.2.12 Moyens embarqués pour la localisation de la nacelle au sol

Afin de faciliter la récupération, notamment en cas de chute en forêt, nous avons installé un petit émetteur de *radio-tracking* (ou balise oiseau) Marshall fréquence 216.085MHz (canal 9) qui était fixé cette fois-ci sur une suspente du parachute. (en effet nous avons remarqué avec HORUS G des perturbations dues à la balise lorsqu'elle est placée sur la nacelle donc très près de l'électronique)

Un récepteur portatif, muni d'une antenne directionnelle Yagi, permettait ensuite de déterminer, par goniométrie, la position de la nacelle d'une distance de plusieurs centaines de mètres à quelques kilomètres.

D'autre part, la nacelle est munie d'une étiquette plastique jaune fluo résistant aux UV et d'une plaque aluminium anodisée noir avec le texte suivant:



(Photo G07RPhoto GAREF PARIS)

Cette plaque sert aussi à évacuer les calories de l'émetteur de télémétrie par "rayonnement du corps noir".

## 2.3 LOGICIELS

Tous les logiciels ont été écrits et mis au point par le GAREF.

### 2.3.1 Logiciel de Vol

Baptisé "**run010c**" c'est le logiciel embarqué sur la carte PC Prometheus PC104. Ecrit en langage C pour Linux. Il se charge de récupérer les données des différents modules, de les regrouper sous forme de trames à un format précis, et de les transmettre à la carte qui élabore le train PCM.

Pour les capteurs de température et de pression, les tensions sont mesurées par le convertisseur analogique-numérique de la carte PC, et sont intégrées à la trame mesure.

La carte GPS est branchée sur le port série de la carte PC. Celle-ci lit en permanence les données de ce port pour récupérer les données de position et de vitesse du ballon, puis les intègre dans la trame GPS.

L'appareil photo numérique est piloté par la carte PC via une télécommande. Après chaque prise de vue, la carte PC copie les fichiers image de l'appareil dans sa mémoire vive via le port USB. Ces fichiers sont ensuite découpés en tranches pour être intégrés dans la trame photo.

### 2.3.2 Logiciel réception principal

Baptisé "**DDP**" ("Dynamic Data Processing"), programmé en Visual C++ 6.0, tournant sous WinXP. Il affiche sur un écran une carte GPS, sur laquelle est reportée la trajectoire du ballon en temps réel pour permettre la récupération de la nacelle, ainsi que diverses informations GPS comme l'heure et l'altitude.

Il affiche sur un deuxième écran les courbes correspondant aux données des capteurs, le numéro de trame, de prise de vue, les erreurs de transmission et la durée depuis le lancement.

La télémétrie, 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 analysés. On repère le découpage en trames d'après un mot de synchronisation de 24 bits.

Ensuite les données des photographies sont rassemblées dans des fichiers séparés, pendant que les données GPS et capteurs sont convertis en valeurs utilisables et affichées, d'après les calculs de l'étalonnage. Les courbes disposent d'un correcteur de pics, mesurant les variations de valeurs successives pour éliminer les valeurs erronées dues à une erreur de transmission.

### 2.3.3 Logiciel réception secondaire

Baptisé "**Probe Tracker**", programmé en Visual C++ 6.0, tournant sous WinXP, il est utilisé à bord de la station embarquée. C'est une version épurée du logiciel de réception de la station principale, auquel on a ajouté un traitement tenant compte de la position GPS de la station embarquée afin de donner la direction dans laquelle il faut pointer l'antenne de réception de la station embarquée.

Il affiche sur un écran une carte GPS, sur laquelle est reportée la trajectoire du ballon en temps réel, ainsi que la position actuelle de la station de réception embarquée (hélicoptère). Les angles d'azimut et de site pour pointer l'antenne vers le ballon apparaissent aussi, de même que la distance séparant les deux.

#### 2.3.4 Logiciel de traitement des photos

Baptisé "**ConcatV2**", programmé en Visual C++ 6.0, tournant sous WinXP, il se charge de comparer les différentes itérations reçues d'une même photo, pour corriger les erreurs de transmission.

On choisit de conserver les données d'une trame photo (60 octets) si elles sont identiques sur deux retransmissions de cette trame sur les cinq itérations transmises d'une même photo. Un numéro interne de trame photo est ajouté pour faciliter cette opération.

Ce logiciel sélectionne deux trames identiques (les erreurs étant aléatoires, elles ont très peu de chances de se reproduire de la même façon) parmi les itérations reçues des trames ayant le même numéro interne, ou la première s'il n'en trouve pas deux identiques. Il les met ensuite bout à bout pour reconstituer la photo entière. Une interface graphique montre la progression de ce processus qui peut durer quelques dizaines de secondes.

#### 2.3.5 Logiciel de prévision de trajectoire en vol

Baptisé "**Crystal**", programmé en Visual C++ 6.0, tournant sous WinXP, il utilise les données de position GPS reçues par télémétrie pour fabriquer l'équivalent d'un radiosondage en temps réel, donnant la distance parcourue le temps de la traversée d'une couche d'altitude, cela nous donnant la vitesse des vents dans cette couche.

Il calcule à tout moment du vol le point d'atterrissage de la nacelle en simulant la descente, en considérant que les vents rencontrés à la descente seront les mêmes que ceux rencontrés lors de l'ascension, en connaissant à l'avance la vitesse de descente d'une nacelle sous parachute. (Voir chapitre 4.9.2)

Au cours de la descente, le calcul était constamment ré-effectué à partir de la dernière position GPS connue, pour augmenter la précision au plus la nacelle se rapprochait du sol.

Nous avons fabriqué une carte numérique de la région par assemblage de captures d'écran du logiciel ViaMichelin. Cette carte est utilisée par nos logiciels "**Crystal**", "**DDP**", et "**Probe tracker**".

## 2.4 MECANIQUE DE LA NACELLE

### 2.4.1 Boîtier de la nacelle



*La chaîne de vol après récupération (Photo G07R192 Photo GAREF PARIS)*

La masse totale de la charge utile (hors : enveloppe latex du ballon, parachute, réflecteur radar etc.) doit être inférieure à 2,5kg, pour une masse surfacique inférieure à 13g/cm<sup>2</sup>. Il est préférable que la nacelle soit bien équilibrée. Elle doit pouvoir résister à des mouvements brutaux et à des vitesses assez élevées (vitesses des vents et vitesse verticale (montée : 20km/h environ, en descente : moyenne 50km/h mais 180km/h en très haute altitude)).

Il faut utiliser un matériau "imperméable", peu dense, et le plus résistant possible. Le GAREF utilise en général du Styrodur (sorte de polystyrène expansé, rigide mais cassant) ou du carton plume (mousse plastique souple entre deux feuilles de carton rigide glacé (CANSON 5154006), 700g/m<sup>2</sup> pour une épaisseur de 5mm). Le carton plume a été utilisé pour faire le boîtier de la nacelle d'HORUS 6, et le Styrodur pour les éléments de fixation à l'intérieur.

Pour respecter le nouveau cahier des charges 2007 de Planète Sciences et du CNES, nous avons conçu une nacelle en forme de cube d'arête 30 cm. Les dimensions de la nacelle étaient donc de 30cmx30cmx30cm, en Carton Plume Canson. la nacelle vide pèse 325g. La fixation des divers éléments et des panneaux de carton plume se fait avec du scotch aluminium 3M 425.

En ce qui concerne l'appareil photo, nous avons réalisé un socle spécial pour pouvoir le maintenir incliné vers le bas, selon l'angle de vue désiré. (+68° par rapport à l'horizontale)

## 2.5 MISE EN ŒUVRE DU BALLON

### 2.5.1 Calcul du volume de gonflage

D'après des lois simples de thermodynamique, on a établi que 0.9 m<sup>3</sup> (à 1bar) d'hélium pouvaient soulever une masse de 1 kg, soit 3,6m<sup>3</sup> à 1bar pour une nacelle de 2,5 kg avec une chaîne de vol de 1,5 kg.

A ce volume, il fallait ajouter un surpoids fictif de 17N pour obtenir une vitesse ascensionnelle de 5m/s c'est à dire 1,5m<sup>3</sup>, puis encore surgonfler de 0,5 m<sup>3</sup> pour que le ballon éclate vers 27 000m et n'aille pas trop loin au cas où notre système de localisation n'aurait pas fonctionné.

En bilan, il nous fallait donc gonfler avec 5,6 m<sup>3</sup> d'hélium à 1 bar.

### 2.5.2 Technique utilisée

En l'absence de vent et de pluie, nous avons gonflé avec la méthode préconisée par Planète-Sciences, la méthode de la tare et de l'anneau, tout en contrôlant le volume d'hélium délivré avec la méthode des différences de pression grâce au manomètre relié aux bouteilles utilisées.

Pour la tare, il s'agit tout simplement pendant le gonflage de fixer au ballon une masse équivalente à celle qu'il devra soulever pour être capable d'entraîner la chaîne de vol réelle. Lorsque le ballon soulève ce poids, c'est qu'il est suffisamment gonflé.

Pour la méthode des différences de pression, on calcule la pression qui devra régner dans la bouteille quand le volume d'hélium nécessaire aura été délivré au ballon, et en surveillant la pression restant dans la bouteille avec un manomètre, on arrête le gonflage lorsque le volume calculé a été délivré.

Puisque les conditions étaient parfaites, nous en avons profité pour insérer un anneau (de rideau!) dans la chaîne de vol, dans lequel nous avons fait glisser une ficelle. En tenant fermement au sol chaque extrémité, nous pouvions maintenir temporairement la chaîne de vol le temps de quelques photos!

La difficulté majeure a été de synchroniser les étapes de gonflage (environ 20 minutes au total) avec le reste des procédures opérationnelles (mise en route de la nacelle, stations de réception).

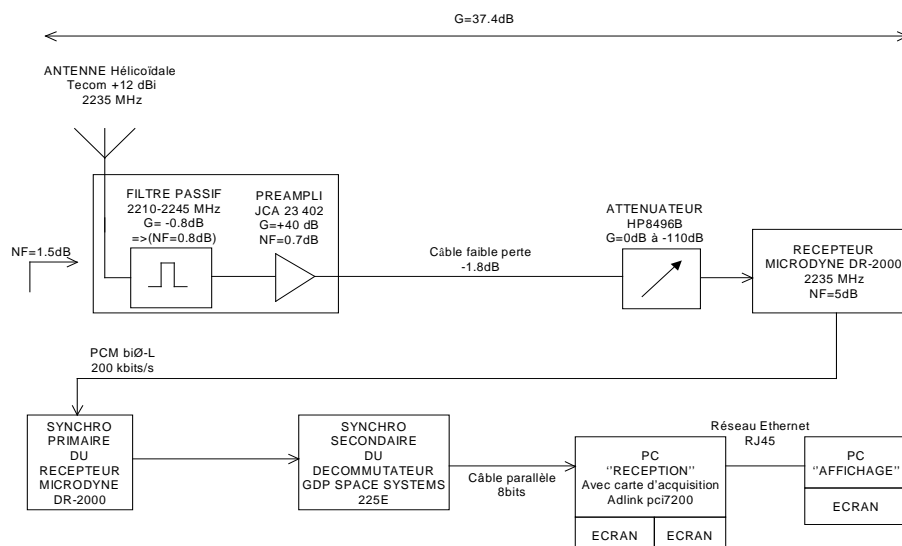


(Photo G07R089 Photo GAREF PARIS)

## 2.6 MOYENS DE RECEPTION DES TELEMESURES

### 2.6.1 Station principale

#### 2.6.1.1 Synoptique



#### 2.6.1.2 Implantation

Une équipe GAREF s'est installée au site du Puy de Dôme pour y placer la station de réception principale. Ce site a été choisi car il correspond au point culminant de toute la région, ce qui nous permet d'être pendant toute la durée du vol en visée directe avec le ballon, sauf quand il est posé au sol (dans ce cas, des arbres ou un léger relief peut empêcher la réception de la télémessure par la station principale).

Cette équipe disposait d'un récepteur Microdyne DR-2000 2235MHz, et d'une antenne hélicoïdale Tecom secondée d'un filtre passif et d'un pré ampli, pour recevoir le signal de la nacelle.

Ce signal était ensuite traité par notre décommutateur GDP Space Systems, avant d'être envoyé à nos ordinateurs de réception, munis des programmes permettant de voir les courbes des capteurs, le suivi GPS, les photos, et la prévision de trajectoire de retombée, le tout en temps réel au cours du vol.

Tout ce matériel était alimenté par un générateur... qui s'est arrêté plusieurs fois pendant la transmission, sans doute à cause de l'altitude ou d'un problème technique inconnu, provoquant la perte de réception du signal pendant de courts instants.





L'antenne de la station de réception principale (Photo G07R119 Photo GAREF PARIS)

### 2.6.1.3 Equipements GAREF de réception principale

Antenne TECOM 401022R polarisation circulaire droite 35° G=12 dBi.  
Son positionneur (réalisé à partir d'un pied de télescope)

Gain de réception : 37.4dB NF 1.5 dB

Filtre 2210-2245MHz (-3dB.) ; 2220-2235MHz (-0.8dB.)

Préampli : JCA 23-402 G=40dB NF=0.7dB

Câble 50 Ohms hyperfréquence très faible perte à 2GHz

Récepteur numérique Microdyne DR-2000 bande S. NF=5dB

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 475A

Groupe électrogène SUBARU ROBIN 1350 W (théorique !!) Essence SP95

PC réception: Installé sur le site du Puy de Dôme, ce PC est muni d'une carte d'acquisition recevant le signal en sortie du décommutateur GDP Space Systems, et dispose du logiciel de réception principal DDP. Celui-ci est chargé de traiter les trames de télémétrie pour en extraire les mesures de température et pression, les trames GPS pour afficher la position GPS du ballon sur une carte, et les trames photo pour les rassembler et les mettre à disposition du programme de traitement des photos ConcatV2. Il indique aussi la direction théorique dans laquelle pointer l'antenne de réception, pour le cas où l'antenne perdrait le signal et que l'on veuille la rediriger manuellement.

PC affichage: Installé aussi au Puy de Dôme, relié par réseau au PC Réception, il est chargé de traiter les photos grâce à un algorithme correcteur d'erreurs, avec le logiciel ConcatV2. Il affiche ensuite ces photos sous un visionneur d'images standard. D'autre part, le logiciel de prévision de trajectoire Crystal est aussi lancé sur ce PC et indique en temps réel la trajectoire de retombée prévue du ballon en fonction de la vitesse des vents relevés jusqu'à présent grâce aux positions GPS transmises.



*La station en cours de réception (Photo G07R058 Photo GAREF PARIS)*

#### **2.6.1.4 Logiciels de traitement de données (description détaillée)**

#### **2.6.1.5 Principe général**

Le programme de réception au sol, " Dynamic Data Processing ", programmé en Visual C++ 6.0, est situé sur un PC disposant d'un affichage sur double écran, et d'une carte d'acquisition lisant les données sur un port parallèle de 32 entrées. Un deuxième PC relié par réseau Ethernet au premier récupère et affiche les photos transmises.

Il affiche sur un écran une carte GPS à l'échelle de 6 pixels/km (environ 2.3km/cm sur un écran 15"), sur laquelle est reportée la trajectoire du ballon en temps réel pour permettre la récupération de la nacelle, ainsi que diverses informations GPS comme l'heure et l'altitude.

L'autre écran affiche les courbes correspondant aux données des capteurs, tels que la température en différents points de la nacelle et la pression atmosphérique. Les valeurs numériques des derniers points des courbes sont aussi présentes. On affiche aussi le numéro de trame, de prise de vue, les erreurs de transmission et la durée depuis le lancement.

Le deuxième PC possède un autre programme développé en Visual C++ 6.0, qui analyse et recompose les photos transmises grâce à un algorithme correcteur d'erreurs. Il est ensuite utilisé pour les afficher en attendant la suivante.

##### **2.6.1.5.1 Acquisition**

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 analysés. On repère le découpage en trames d'après un mot de synchronisation de 24 bits.

Ensuite les données des photographies sont rassemblées dans des fichiers séparés, pendant que les données GPS et capteurs sont convertis en valeurs utilisables et affichées, d'après les calculs de l'étalonnage. Les courbes disposent d'un correcteur de pics, mesurant les variations de valeurs successives pour éliminer les valeurs erronées dues à une erreur de transmission.

### 2.6.1.5.2 Récupération des photos

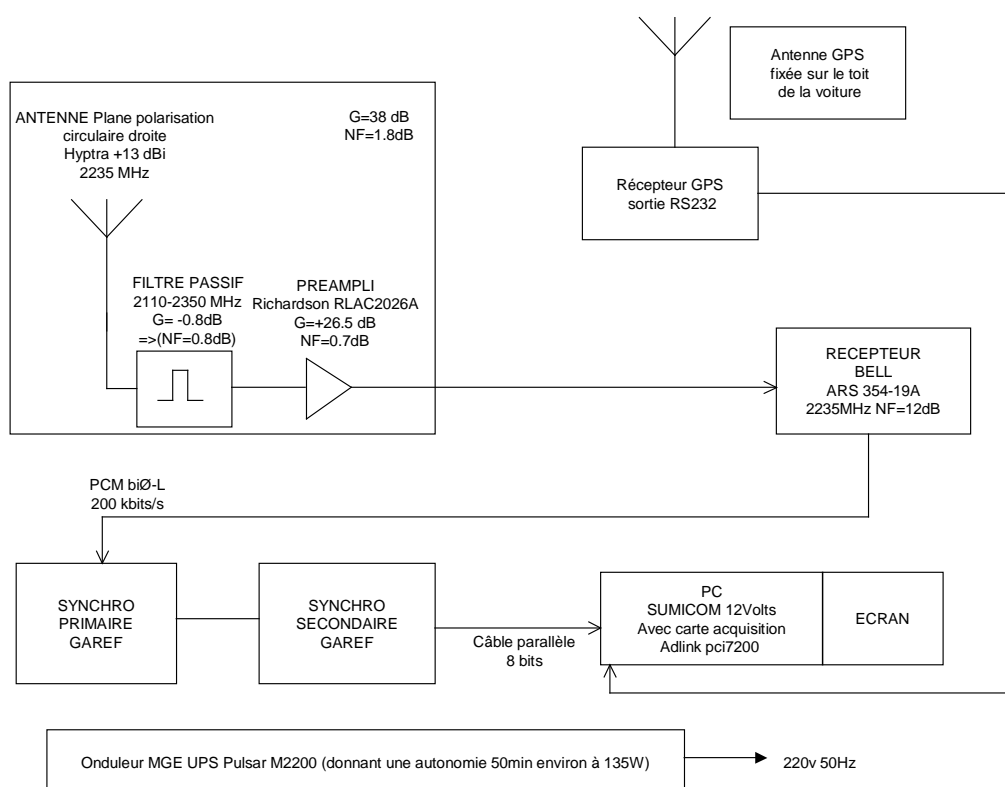
On choisit donc de conserver les données d'une trame (60 octets) si elles sont identiques sur deux retransmissions de cette trame sur les cinq itérations transmises d'une même photo. Un numéro interne de trame photo est ajouté pour faciliter cette opération. Les pertes durables de transmission sont rarement plus longues que la durée d'envoi d'une photo donc le fait d'attendre une transmission complète avant de retransmettre nous protège contre ce problème.

Un autre logiciel, nommé "ConcatV2", implémente cet algorithme et extrait les photos corrigées des données stockées par le premier programme. Lorsque celui-ci donne la confirmation de fin de transmission d'une photo, on exécute ConcatV2 puis on affiche la photo grâce à un logiciel visionneur d'images classiques.

Ce logiciel sélectionne deux trames identiques (les erreurs étant aléatoires, elles ont très peu de chances de se reproduire de la même façon) parmi les itérations reçues des trames ayant le même numéro interne, ou la première s'il n'en trouve pas deux identiques. Il les met ensuite bout à bout pour reconstituer la photo entière. Une interface graphique montre la progression de ce processus qui peut durer quelques dizaines de secondes.

## 2.6.2 Station de réception mobile.

### 2.6.2.1 Synoptique



### 2.6.2.2 Equipements GAREF de réception secondaire

Pour la campagne HORUS 6 la station de réception secondaire (mobile) était composée de:

Antenne HYPTRA NE0010-E-0 No 3016 polarisation circulaire droite, ouverture 30° environ, G=13 dBi, intégrant un filtre 5 pôles 2120-2335MHz (à -1.0dB), 2110-2350MHz (à -10dB), -0.8 dB à 2235 MHz et un préampli Richardson RLAC2026A G=26.5 dB NF=0.7dB, soit en global un gain de +38dB avec un NF de 1.8 dB.

Câble 50 Ohms hyperfréquence.

Récepteur numérique Bell Bande S ARS354-19A + tête bande E ARU516-11A 2235MHz NF=12dB

Carte décommutateur, contenant un étage de filtrage analogique, une partie de synchro de bits (synchro primaire), et une partie de synchro de trame (synchro secondaire) réalisée par le GAREF AEROSPATIAL

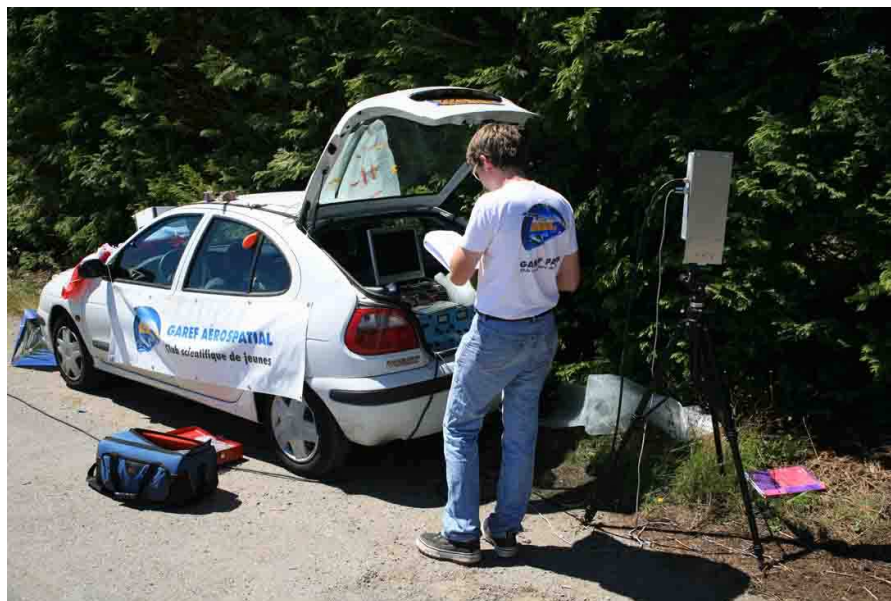
Groupe électrogène Yamaha EF1000 1000VA 220V Essence plombée

Onduleur MGE UPS PULSAR M 2200 RT3U 220V 2200VA autonomie 50min à 500W

Ordinateur PC SUMICOM (S625H PCI 12V Pentium M 1.7GHz 512Mo RAM DD 40Go WIN XP + carte Adlink PCI 7200) d'enregistrement et de traitement avec écran plat.(SKINTEK 15" 12V)

Récepteur GPS LASSEN SKII Trimble, antenne active micropatch Trimble

Un GPS portable TOMTOM GO 910 pour aller sur le terrain.



*La station de réception secondaire (Photo G07R077 Photo GAREF PARIS)*

### 2.6.2.3 Logiciel station de réception embarquée

Baptisé, "**Probe Tracker**", c'est une version épurée du logiciel de réception de la station principale, auquel on a ajouté un traitement tenant compte de la position GPS de la station embarquée afin de donner la direction dans laquelle il faut pointer l'antenne de réception de la station embarquée. Il affiche sur un écran une carte GPS, sur laquelle est reportée la trajectoire du ballon en temps réel, ainsi que la position actuelle de la station de réception embarquée (voiture). Les angles d'azimut et de site pour pointer l'antenne vers le ballon apparaissent aussi, de même que la distance séparant les deux.

#### **2.6.2.4 Carte décommutateur fabrication GAREF**

Cette carte a été entièrement développée au GAREF. Elle fonctionne de façon entièrement hardware (pas de composant programmable) et elle est dédiée à notre utilisation, selon le mot de synchronisation et le format de signal PCM bi phase-L.

Elle est composée d'un étage analogique filtrant le signal provenant du récepteur et le transformant en signal numérique, d'une partie primaire effectuant la synchronisation de bits, et d'une partie secondaire effectuant la synchronisation d'octets, grâce au repérage d'un mot de synchronisation de 24 bits.

Entièrement routée au GAREF grâce à un logiciel de conception électronique, ceci nous a permis de produire un véritable décommutateur fiable et réutilisable, sous forme de circuit imprimé à faible coût, léger, peu encombrant, sous 12V et qui consomme peu.

## **2.7 PREVISION DE TRAJECTOIRE EN VOL**

### **2.7.1 Enjeu de la récupération**

L'un des grands problèmes avec les ballons sondes est que l'on ne sait jamais précisément où ils retombent, ce qui empêche de les récupérer ou de les récupérer rapidement .

Nous avons donc eu l'idée l'année dernière de faire une station de réception secondaire mobile qui pourrait être amenée à proximité du point de chute prévu, afin de capter la télémessure dans les derniers moments du vol et avoir ainsi la position GPS exacte du point de chute.

Pour constituer cette seconde station de réception, nous avons besoin d'un nouveau décommutateur primaire et secondaire.

Ce matériel étant volumineux, lourd et surtout extrêmement coûteux (30000 à 60000 Euros), il a été décidé d'en fabriquer un au GAREF, simplifié mais complet. Nous en avons fait un circuit imprimé intégré dans un boîtier alimenté par onduleur, léger et de faible encombrement.

En pratique, la station mobile ainsi réalisée a été embarquée à bord d'une voiture louée pour l'occasion.

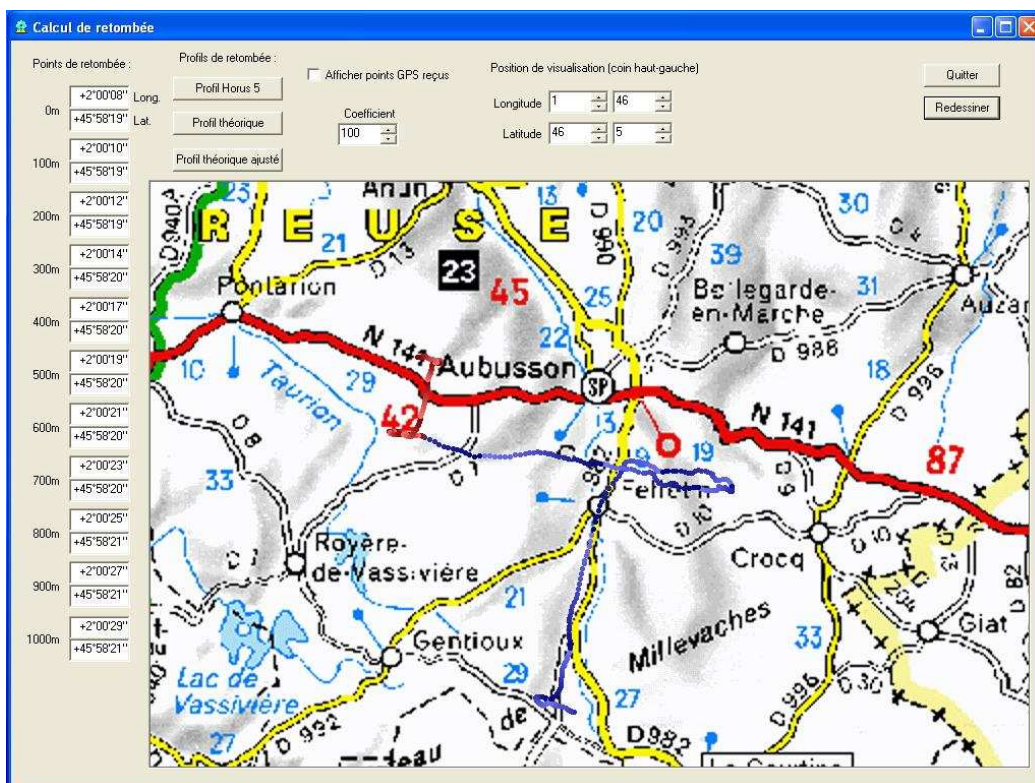
De plus, nous avons eu l'idée d'utiliser le ballon lui-même comme sondage pour recalculer où il allait tomber en fonction des vents (vitesse, direction) qu'il allait rencontrer lors de la montée. Ceci suppose naturellement que l'on reçoive correctement les positions GPS successives transmises en temps réel. Un autre logiciel a été développé au GAREF dans ce seul but. Cela permettait de positionner la station mobile à l'avance, pour s'assurer qu'elle serait à proximité de la nacelle lors de son atterrissage.

### **2.7.2 Principe du logiciel de prévision en temps réel**

Pendant le vol, nous avons à notre disposition, envoyées par l'émetteur situé dans notre nacelle, des positions GPS toutes les secondes, donnant l'altitude et la longitude. Nous avons utilisé ces données pour fabriquer l'équivalent d'un radiosondage en temps réel, donnant la distance parcourue le temps de la traversée d'une couche d'altitude, cela nous donnant la vitesse des vents dans cette couche.

Il suffisait ensuite de simuler la descente en considérant que ces vitesses restaient constantes le temps du vol, en connaissant à l'avance la vitesse de descente d'une nacelle sous parachute.

Au cours de la descente, le calcul était constamment ré-effectué à partir de la dernière position GPS connue, pour augmenter la précision au plus la nacelle se rapprochait du sol.



Copie d'écran de la prévision de trajectoire en temps réel pendant le vol

## 3. DEROULEMENT DE LA CAMPAGNE DE LANCEMENT

### 3.1 JOURNAL DE CAMPAGNE

#### 3.1.1 J-4 à J-1

J-4: (mardi 31 juillet 2007)

Arrivée des participants au GAREF à 7h30

Chargement des voitures. BS, AK, MA et PHA dans la Saab, et AC et AG dans la Kangoo.

Départ du GAREF à 10h00

Arrivée de la voiture de BS à La Bourboule vers 16h. AC et AG continuent jusque La Courtine pour faire la revue de qualification avec Planète Sciences.

Piscine + dîner à l'hôtel pour BS, AK, MA et PHA, retour de AC et AG vers 22h00.

Déchargement d'une partie du matériel dans les chambres.



*L'équipe arrive sur le site de lancement (Photo G07R001 Photo GAREF PARIS)*

J-3: (mercredi 1<sup>er</sup> août 2007)

Lever à 6h30, fin du déchargement du matériel

Répartition du matériel dans les chambres.

Départ pour La Courtine vers 12h30

Arrivée sur l'aire de lancement de La Courtine à 13h45 pour assister au décollage de la fusée PERSEUS FH01, prévu à 14h00. BS prédit un retard de 1h.

Bingo. Décollage de la fusée FH01 à 14h55, Succès. Participation aux opérations de récupération.

Retour au camp militaire de La Courtine pour prendre les badges et demander des renseignements sur le site de lâcher. 16h30 départ pour visiter le site de lâcher prévu pour HORUS 6 et situé à Féniers, arrivée à 17h00 et visite du site.

Retour à l'hôtel, piscine et dîner.

J-2: (jeudi 2 août 2007)

Lever 6h30, achat de cartes avec coordonnées GPS pour localisation du ballon. Chargement du matériel pour Répétition Générale: station de réception fixe dans la Saab sauf PC affichage, matériel de lancement dans la Kangoo.

Départ de La Bourboule à 13h00: BS, AK et PHA dans la Saab pour le sommet du Puy de Dome et AG, AC et MA dans la Kangoo pour Féniers. Arrivée sur site vers 13h30. Féniers: préparation pour test émission en direction du Puy de Dome: recherche du meilleur site pour station de réception fixe, finalement non pas dans la station militaire, car malgré l'excellent accueil de ceux-ci nous n'avons pu trouver un emplacement facile avec un champ de vision suffisant. La station a donc été installée sur la route juste avant l'entrée de la station..

15h30, mise en place de la station principale, début d'émission et fin vers 16h10. Pas de problème.

Retour à l'hôtel, déchargement du gros matériel des voitures, débriefing, dîner.

J-1: (vendredi 3 août 2007)

Quadrillage des cartes achetées la veille en coordonnées GPS, et réparations de problèmes survenues lors de la Répétition Générale (soudage du câble d'antenne et du cordon de l'alimentation de son pied, fixation du pré ampli, ...)

Départ pour La Courtine vers 14h00, au camp militaire, on emmène l'aérotechnicien de Planète Sciences direction Féniers. Arrivée sur site à 15h15, décision de l'emplacement du site de lâcher.

15h30, départ de Féniers pour se rendre au site de lancement. Arrivée vers 16h00 pour assister au décollage de plusieurs fusex. AG, AC et MA repartent pour prendre possession de la voiture de location qui recevra la station de réception mobile. BS, AK et PHA restent et discutent sur place.

Retour à La Bourboule, accueil de LM arrivé en train. Chargement définitif du matériel dans les voitures.

Dîner à l'hôtel.



*La nacelle juste avant lâcher (Photo G07R102 Photo GAREF PARIS)*



### 3.1.2 J0 (samedi 4 août 2007)

Préparations des 2 équipes: AC, AG, AK et MA dans la voiture de location avec la station mobile, direction La Courtine, pour le lâcher, puis suivi de la nacelle. LM, BS et PHA dans la kangoo avec la station de réception fixe et la saab, direction le Puy de Dôme.

La première équipe part à 8h pour La Courtine afin de définir avec Planète Sciences le point de lâcher définitif à Féniers, puis préparer les équipements. La deuxième équipe quitte la Bourboule à 10h.

Une fois sur site, l'équipe du Puy de Dôme met en marche la station de réception et attend le lâcher. L'équipe de lâcher suit les procédures et lâche la sonde à 14h20.

Pendant tout le vol, l'équipe du Puy de Dôme rend compte par téléphone portable (sur des opérateurs différents) de la direction du ballon à l'équipe de la station mobile, qui se déplace donc de points hauts en points hauts sur des axes les plus importants possibles afin de pouvoir se déplacer rapidement.

A la station du Puy de Dôme, des problèmes de groupe électrogène qui se met "en surcharge" de manière incompréhensible (alors que l'on était très inférieur à sa puissance nominale et qu'il n'y avait pas eu de problème lors de la répétition !) obligeant à passer d'un écran à l'autre sans les allumer tous simultanément. Le seul écran que l'on a maintenu toujours allumé fut celui qui affichait la trajectoire GPS.

Une fois le ballon éclaté, on a pu prédire une position précise de son point de chute grâce au logiciel du GAREF Crystal, point réactualisé en permanence. L'équipe mobile s'est donc rapproché de plus en plus précisément de ce point pendant toute la descente de la sonde.

Une fois HORUS6 posé, La station de réception principale ne reçoit plus, et l'équipe du Puy de Dôme s'est donc aller rejoindre l'équipe mobile au point de chute.

L'équipe de la station mobile ayant pu suivre la sonde un peu plus longtemps, elle disposait de sa dernière position GPS et l'a retrouvé très rapidement dans un arbre (vers 18h40), avec en plus l'aide de la balise oiseau.

Les deux équipes se rejoignent et se rendent au village voisin pour emprunter une échelle dans une ferme. Mais l'on s'est vite rendu compte que la récupération au sommet d'un arbre était risquée et difficile.

Le GAREF AEROSPATIAL a alors fait appel à la brigade des pompiers d'Ahun qui a récupéré la nacelle à 21h35.

Retour à l'hôtel vers 23h30.



*L'équipe après récupération de la nacelle par les pompiers (Photo G07R157 Photo GAREF PARIS)*

### 3.1.3 J+1 et J+2

J+1: (dimanche 5 août 2007)

Premiers dépouillements dans une salle de l'hôtel avec un premier aperçu des photos de vol et diaporama complet de toute la campagne.

AG, LM, AK, et MA partent pour La Courtine pour aider Planète Sciences à ranger leur matériel.

AC et PHA dépouillent dans une chambre de l'hôtel et BS reste dans le jacuzzi.

Retour des personnes de La courtine vers 17h00, fin du dépouillement.

Piscine, dîner à l'hôtel.

Préparation du matériel à charger le lendemain matin.

J+2:

Chargement du matériel dans les voitures.

LM repart en train vers 11h00, les autres repartent un peu plus tard dans la matinée en voitures.

16h30, arrivée de AK et MA au GAREF, déchargement du matériel avec LM.

## 4. DEPOUILLEMENT ET RESULTATS OBTENUS

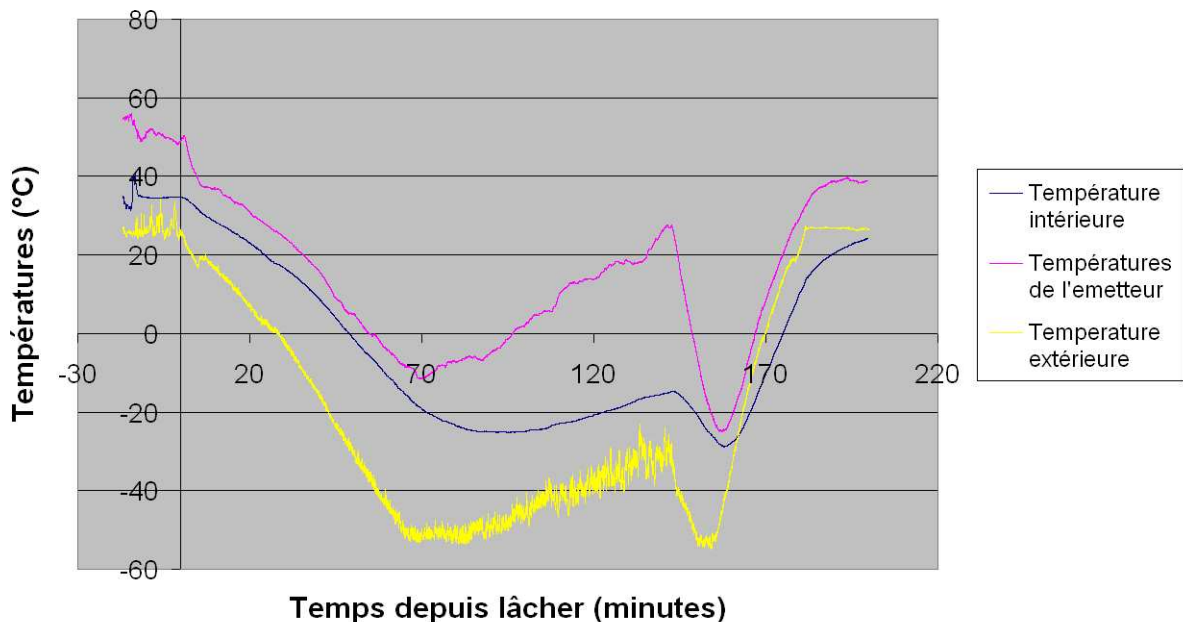
En utilisant l'heure GPS pour dater les trames et les points de mesure reçus, on a pu tracer les courbes en fonction du temps d'émission. Puis en utilisant l'altitude GPS, on les a tracées en fonction de l'altitude.

On prend comme origine  $t=0$  à  $H_0$ , heure du lâcher.

Pour mémoire, la culmination a eu lieu à  $H_0 + 2h22m33s$  (182 minutes)

### 4.1 Température

#### Température en fonction du temps

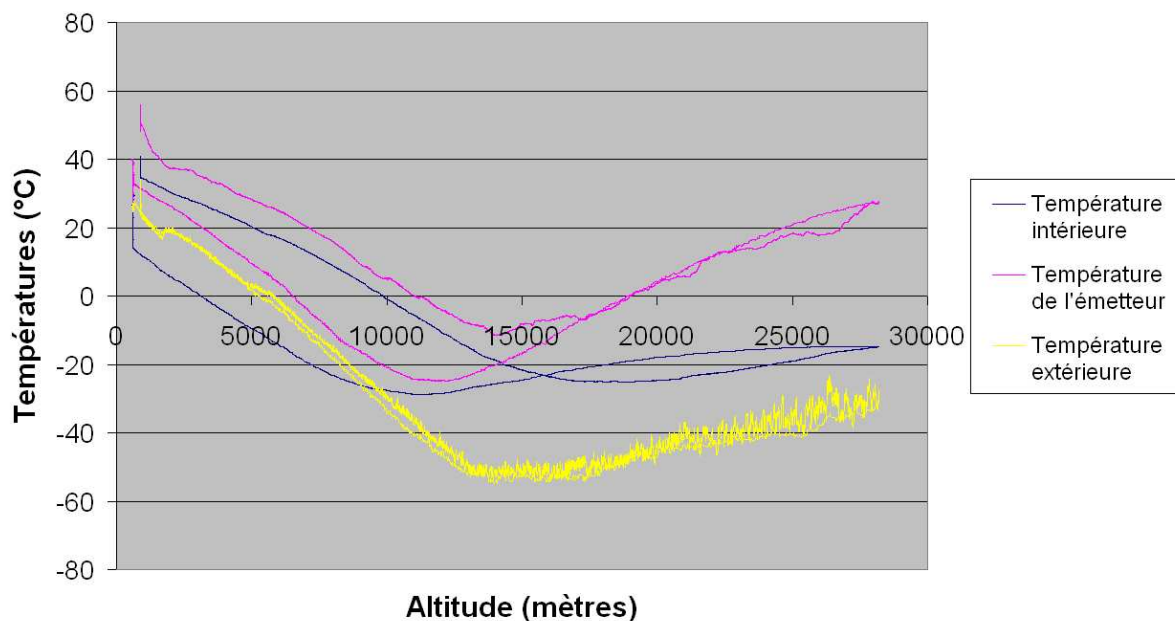


Les 16 premières minutes correspondent à l'émission avant le lâcher. Elles sont assez fluctuantes car la nacelle était manipulée, les capteurs étaient alternativement au soleil puis dans l'ombre. Mais dès le lâcher, la télémessure est immédiatement parfaite et l'on n'observe plus de perturbations. L'évolution des températures semble correcte.

La température de l'émetteur suit celle extérieure mais avec un décalage dû à la chaleur dégagée par l'émetteur, et la température intérieure suit à peu près la moyenne entre la température de l'émetteur et la température extérieure, mais avec un amortissement dû à l'isolement thermique de la nacelle. Cet amortissement s'observe d'ailleurs après l'atterrissage, la température intérieure mettant quelques dizaines de minutes à repasser au-dessus de la température extérieure.

Un effet assez étrange est observé sur le capteur de température extérieure, faisant apparaître des fluctuations s'intensifiant avec l'altitude. Ce phénomène étant visible à la montée comme à la descente, et seulement à une altitude suffisamment élevée, nous pensons qu'il est dû à une rotation à la nacelle présentant successivement le capteur au soleil puis à l'ombre, associé à une raréfaction de l'air qui permet des variations plus brusques de température.

## Températures en fonction de l'altitude



On voit sur ces courbes, pour chacun des trois capteurs, les valeurs relevées lors de la montée puis de la descente de la nacelle.

La courbe de **température extérieure (courbe jaune)** montre parfaitement ce à quoi nous nous attendions d'après nos connaissances théoriques et les courbes d'atmosphère standard (ISO 2533) : une baisse de température constante jusqu'à environ 13 000 m, puis une stabilisation vers  $-50^{\circ}\text{C}$  jusqu'à 18 000m, et au-delà un réchauffement.

On constate (**courbe violette, température émetteur**) que le refroidissement de l'émetteur par une plaque d'aluminium anodisé a été efficace, puisque la courbe de température de l'émetteur suit précisément celle de la température extérieure, mais décalée d'environ  $40^{\circ}\text{C}$ . D'autre part, plus l'air se raréfie et plus l'écart se creuse montrant la prédominance d'une évacuation des calories par rayonnement type "corps noir" plutôt que par circulation d'air. La température à la descente est plus faible qu'à la montée, notamment en dessous de 17000m, probablement à cause de la vitesse de chute plus élevée qui a pu provoquer un courant d'air sur la plaque d'aluminium provoquant une bonne dissipation par convection.

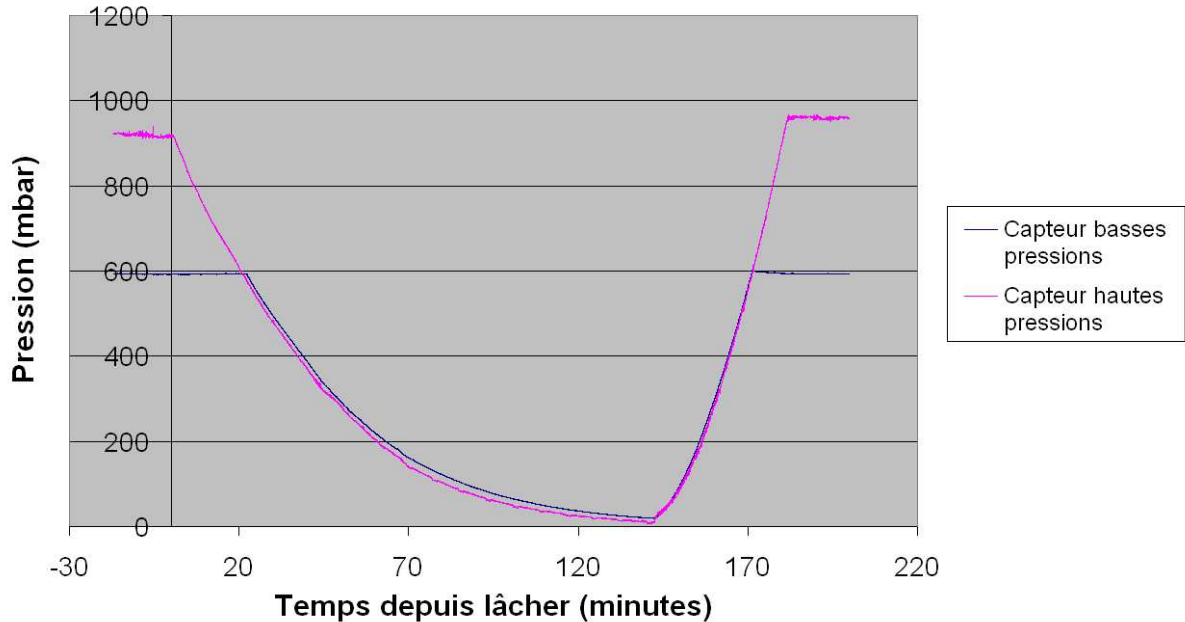
L'isolation thermique de la nacelle a un effet atténuateur sur les variations de **température intérieure (courbe bleue)**, d'où la forme arrondie de sa courbe et son retard par rapport aux autres courbes.

Les mesures des températures intérieure et de l'émetteur servaient à vérifier que l'on ne sortait pas du domaine de bon fonctionnement de l'électronique. L'émetteur montant jusqu'à  $+50^{\circ}\text{C}$ , et grâce à l'isolation thermique de la nacelle, la température n'est pas descendue sous les  $-30^{\circ}\text{C}$  dans la nacelle.

Ces résultats nous permettent de conclure au bon fonctionnement de la technologie utilisée, celle des thermocouples, ainsi qu'au bien-fondé de nos étalonnages avec électronique alimentée et émetteur de télémesure en fonctionnement.

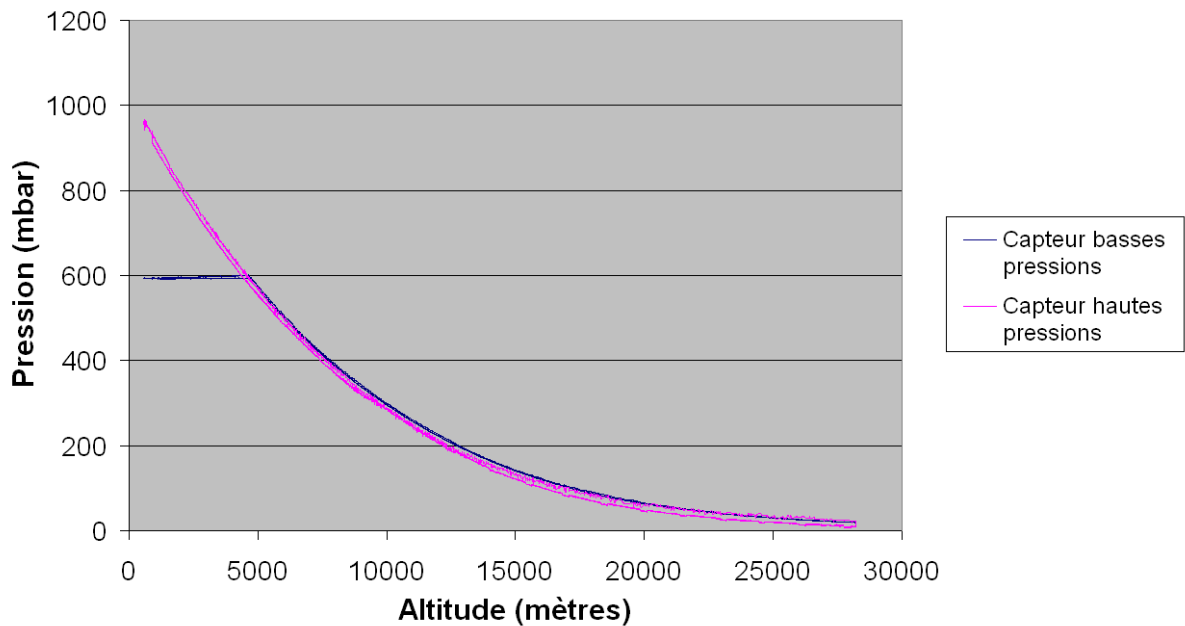
## 4.2 Pression

### Pression en fonction du temps



Ces courbes représentent les pressions mesurées par nos deux capteurs, lors de la montée et de la descente de la nacelle. Le capteur basses pressions était saturé à 600 mbar (ce qui est normal).

### Pression en fonction de l'altitude



On constate en premier lieu, pour chaque capteur, une superposition presque parfaite des valeurs relevées à la montée et à la descente, ce qui prouve une bonne stabilité et réactivité des capteurs.

De plus, la courbe de chaque capteur se superpose aussi à celle de l'autre, montrant que même si le capteur basses pressions a été choisi pour sa plus grande précision aux pressions de moins de 100 mbar, le capteur hautes pressions donne tout de même des valeurs correctes.

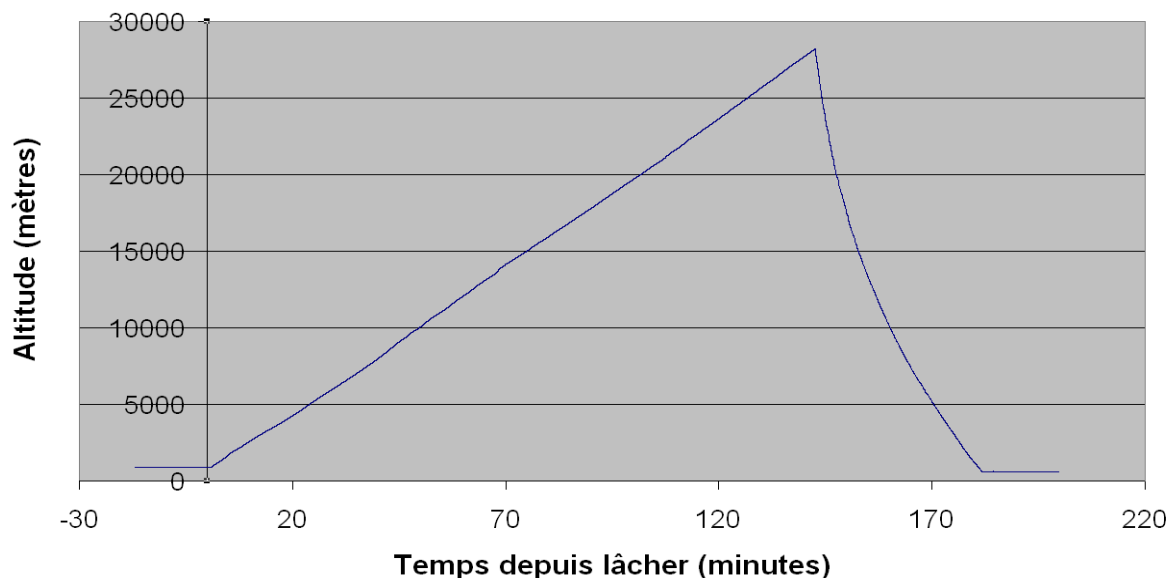
En second lieu, on observe une très grande ressemblance à la courbe théorique, exponentielle, même aux très faibles pressions présentes à haute altitude, ce qui comme pour les capteurs de température prouve la validité de notre méthode d'étalonnage.

Les valeurs relevées correspondent aussi très bien à la théorie, le capteur basses pressions (courbe bleue) étant plus précis que le capteur hautes pressions (courbe violette).

Cela montre aussi le bon fonctionnement et le blindage aux perturbations électromagnétiques de notre électronique d'amplification analogique, qui a été réalisée par le GAREF pour le capteur basses pressions alors que celle du capteur hautes pressions est intégrée.

### 4.3 GPS

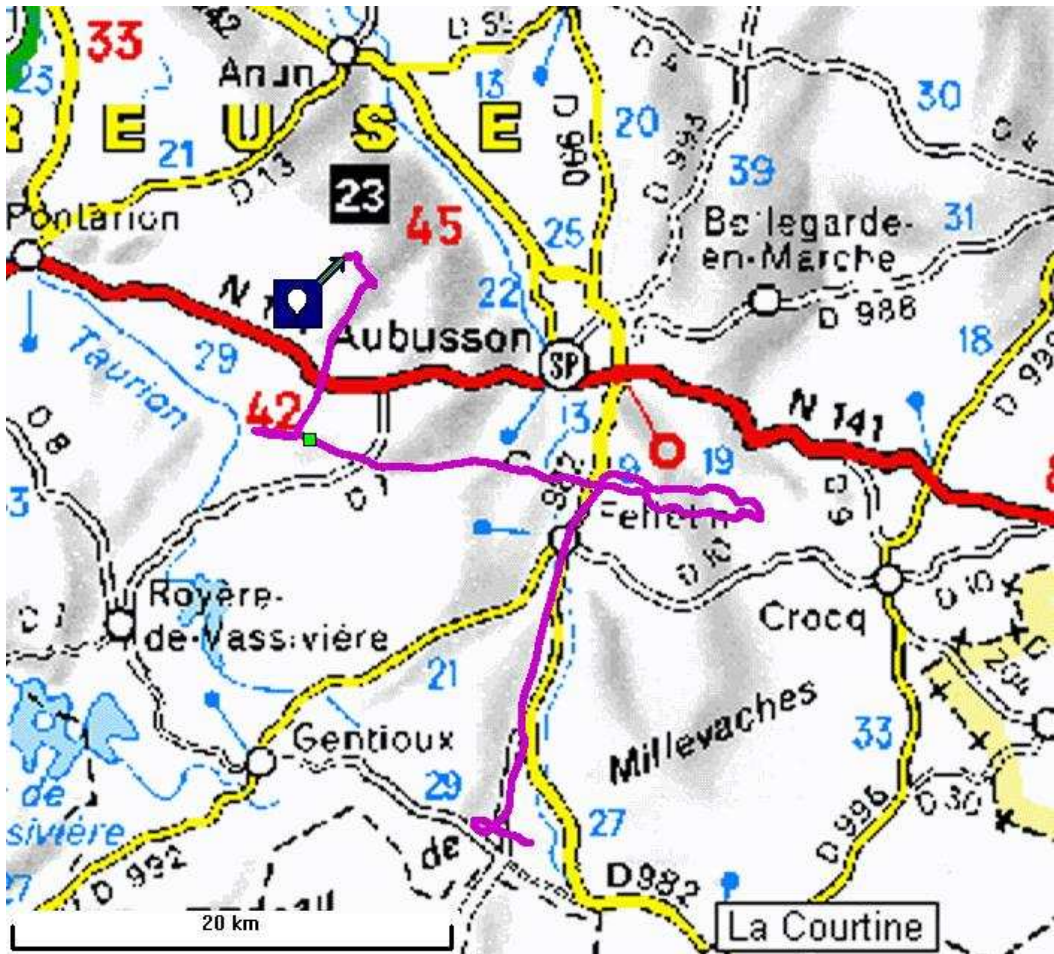
#### Altitude en fonction du temps



Ce graphe représente l'évolution de l'altitude de la nacelle en fonction du temps, relevée grâce au GPS embarqué. Cette évolution correspond parfaitement aux modèles mécaniques attendus.

Il y a d'abord eu une période de 16 minutes au sol avant le lâcher à 14:20.00 Puis le vol a duré 3h01m (atterrissage à 17:21:50). La culmination a eu lieu à H0 + 2h22m33s, à 16:42:33, à 28 200 mètres d'altitude.

Point GPS de lancement :	Latitude : 45°44'48"N Longitude : 02°08'32"E Altitude : 900m
Point GPS d'apogée :	Latitude : 45°55'17"N Longitude : 02°00'29"E Altitude : 28200m
Dernier point reçu par : télémesure	Latitude : 46°00'01"N Longitude : 02°01'51"E Altitude : 680m
Point GPS d'atterrissage :	Latitude : 46°00'00"N Longitude : 02°01'50"E Altitude : 600m



La courbe violette indique la trajectoire parcourue par le ballon. Le carré vert indique le point de culmination. Le point de départ est à l'origine de la courbe en bas à droite, le point de retombée au bout de la flèche bleue près de Saint-Avit-Le-Pauvre (Creuse) à environ 30 km au nord-ouest de son point de départ.



Tentative de récupération de la nacelle par des moyens simples (Photo G07R132 Photo GAREF PARIS)

## 4.4 Photos

L'appareil photo a pris 40 photos avant extinction, dont 2 avant le décollage, 23 en vol et 15 au sol.

Voici un diaporama des photos prises.

Les heures sont en heure locale réelle.

Altitude de lâcher 900m.

Pour mémoire, le lâcher a eu lieu à 14:20:00, la culmination à 16:42:33 et l'atterrissage à 17:21:50.



G07S001  
14:03:10  
900m (sol)



G07S002  
14:12:40  
900m (sol)



G07S003  
14:21:42  
1030m



G07S004  
14:30:28  
2700m



G07S005  
14:39:34  
4170m



G07S006  
14:48:14  
5800m



G07S007  
14:57:00  
7380m



G07S008  
15:04:28  
8980m



G07S009  
15:12:32  
10600m



G07S010  
15:21:06  
12200m



G07S011  
15:29:16  
13970m



G07S012  
15:36:48  
15380m





G07S013  
15:44:38  
16750m



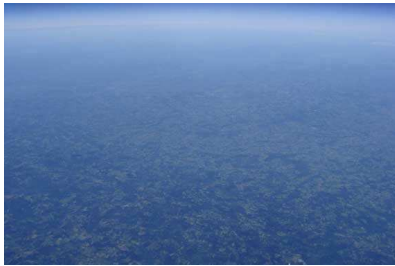
G07S014  
15:52:36  
18270m



G07S015  
16:00:38  
19800m



G07S016  
16:08:22  
21330m



G07S017  
16:16:12  
22920m



G07S018  
16:23:38  
24350m



G07S019  
16:31:32  
25980m



G07S020  
16:40:06  
27700m



G07S021  
16:47:22  
20300m



G07S022  
16:55:10  
13200m



G07S023  
17:01:26  
9800m



G07S024  
17:08:42  
5750m



G07S025  
17:18:12  
1700m



G07S026  
17:26:10  
600m (sol)



G07S027  
17:34:22  
600m (sol)

Les 13 photos suivantes sont quasi identiques aux deux dernières puisque que la nacelle est toujours dans l'arbre au moment de la coupure des piles.

## 5. CONCLUSION

Après le lancement réussi du projet exceptionnel HORUS G à Kourou en avril 2007, le but du projet HORUS 6 était de valider les procédés innovants mis en œuvre sur HORUS G, en améliorant la précision de certaines mesures, en assurant une meilleure réception avec la station secondaire que pour HORUS 5 lancé en 2006 à La Courtine et en validant ainsi le nouveau principe de récupération.

Malgré les problèmes d'énergie sur la station principale toutes les mesures, photos et informations sur la prévision de trajectoire ont été reçues.

Les logiciels de prévision de retombé et l'utilisation de la station mobile ont été validés avec succès (ballon retrouvé en une heure).

En revanche l'amélioration sur la précision scientifique de la mesure de pression est insuffisante.

Les acquis resserviront dans des projets futurs en permettant de se consacrer aux expériences scientifiques embarquées, tout en pouvant compter sur une récupération rapide.

## 6. POINTS A AMELIORER

Problèmes rencontrés :

Le générateur de la station principale s'est mis 3 fois en "surcharge" le jour du vol, bien en dessous de sa puissance nominale.

Le problème c'est que la "surcharge" disparue et même tout étant débranché, il ne se réinitialise pas !!! Il faut faire un arrêt moteur et re-démarrage. (Bref ce groupe SUBARU est une merde qui ne tient pas ses spécifications. A déconseiller)

Pas de lieu de réception pratique pour la station fixe sauf toit des bâtiments du Puy de Dôme.

Pas de reprise automatique de la prévision du point de chute si une coupure du programme de réception intervient. Il faut reprendre à la main.

Précision toujours limite sur les mesures basse pression (principe à revoir)

Evolutions :

Nouveau GPS pour la station mobile

Alimenter toute la station mobile en 12V avec un nouveau récepteur bande S

Onduleur pour la station principale en cas de disfonctionnement du générateur

Nouvel appareil photo

Simplification de la procédure de lancement

Résolution des problèmes de connexion au Prometheus

Augmenter la marge du bilan de liaison par une antenne Parabole

## 7. ANNEXES

### 7.1 ANNEXE 1 : EXEMPLE DE FORMAT DE TRAME

Mot (8 bits)	Trame GPS	Trame mesures	Trame photo en cours					Trame fin de photo	Description
			lt.1	lt.2	lt.3	lt.4	lt.5		
1	FAh	FAh	FAh					FAh	Mot de synchro 1
2	F3h	F3h	F3h					F3h	Mot de synchro 2
3	20h	20h	20h					20h	Mot de synchro 3
4	FFh	55h	FAh	70h	03h	34h	3Fh	EDh	Mot d'identification 1
5	FFh	55h	3Fh	FAh	70h	03h	34h	E2h	Mot d'identification 2
6	FFh	55h	34h	3Fh	FAh	70h	03h	0Eh	Mot d'identification 3
7	FFh	55h	03h	34h	3Fh	FAh	70h	DEh	Mot d'identification 4
8	FFh	55h	70h	03h	34h	3Fh	FAh	20h	Mot d'identification 5
9	N°trame	N°trame	N°trame					N°trame	MSB N°trame
10	N°trame	N°trame	N°trame					N°trame	N° trame
11	N°trame	N°trame	N°trame					N°trame	N° trame
12	N°trame	N°trame	N°trame					N°trame	LSB N°trame
13	10h	Pression 1	N°trame interne					N°trame interne	Données
14	84h	Pression 1	N°trame interne					N°trame interne	Données
15	LAT	Pression 2	PHOT					PHOT	Données
16	LAT	Pression 2	PHOT					PHOT	Données
17	LAT	Tension 1	PHOT					PHOT	Données
18	LAT	Tension 1	PHOT					PHOT	Données
19	LAT	Tension 2	PHOT					PHOT	Données
20	LAT	Tension 2	PHOT					PHOT	Données
21	LAT	Température 1	PHOT					PHOT	Données
22	LAT	Température 1	PHOT					PHOT	Données
23	LON	Température 2	PHOT					PHOT	Données
24	LON	Température 2	PHOT					PHOT	Données
25	LON	Température 3	PHOT					PHOT	Données
26	LON	Température 3	PHOT					PHOT	Données
27	LON	Température 4	PHOT					PHOT	Données
28	LON	Température 4	PHOT					PHOT	Données
29	LON	D6h	PHOT					PHOT	Données
30	LON	D6h	PHOT					PHOT	Données
31	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
32	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
33	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
34	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
35	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
36	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
37	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
38	ALT	D6h	PHOT					PHOT	Données
39	CLK	D6h	PHOT					PHOT	Données
40	CLK	D6h	PHOT					PHOT	Données
41	CLK	D6h	PHOT					PHOT	Données
42	CLK	D6h	PHOT					PHOT	Données

43	CLK	D6h	PHOT	PHOT	Données
44	CLK	D6h	PHOT	PHOT	Données
45	CLK	D6h	PHOT	PHOT	Données
46	CLK	D6h	PHOT	PHOT	Données
47	TOF	D6h	PHOT	PHOT	Données
48	TOF	D6h	PHOT	PHOT	Données
49	TOF	D6h	PHOT	PHOT	Données
50	TOF	D6h	PHOT	PHOT	Données
51	10h	D6h	PHOT	PHOT	Données
52	03h	D6h	PHOT	PHOT	Données
53	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
54	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
55	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
56	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
57	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
58	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
59	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
60	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
61	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
62	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
63	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
64	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
65	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
66	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
67	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
68	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
69	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
70	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
71	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
72	D6h	D6h	PHOT	PHOT	Données
73	CHECKC	CHECKC	CHECKC	CHECKC	MSB checkcolonne
74	CHECKC	CHECKC	CHECKC	CHECKC	LSB checkcolonne
75	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL	MSB checkligne
76	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL	checkligne
77	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL	checkligne
78	CHECKL	CHECKL	CHECKL	CHECKL	LSB checkligne

Chaque trame suit le format IRIG 106. La trame est composée de 78 octets, et d'un mot de synchronisation de 24 bits fixe (FAF320h). Ce format a été éprouvé sur de nombreuses expériences et garantit un taux de pertes de données très faibles. Ce format est fixe car toute modification doit être faite en reprogrammant le décommutateur fil à fil.

Chaque trame est envoyée une seule fois, sauf les trames photo, qui elles sont envoyées en 5 exemplaires (voir explication)

LAT : latitude en radians (positif : nord, négatif : sud), nombre à virgule flottante à 8 octets

LON : longitude en radians (positif : est, négatif : ouest), nombre à virgule flottante à 8 octets

ALT : altitude en mètres, nombre à virgule flottante à 8 octets

CLK : décalage de l'horloge en mètres, nombre à virgule flottante à 8 octets

LAT : latitude en radians (positif : nord, négatif : sud), nombre à virgule flottante à 8 octets

TOF : Time Of Fix (heure de la position) en secondes depuis le début de la semaine (on retrouve l'heure du jour en prenant le reste de la division de ce nombre par 86400), nombre à virgule flottante à 4 octets

PHOT : données image (partie d'une image JPEG)

Code correcteur d'erreur : les octets sont placés dans un tableau de 2 colonnes et 39 lignes.

Octet 1	Octet 2
Octet 3	Octet 4
Octet 5	Octet 6
....	....

Le CheckLigne (CHECKL) est calculé en faisant l'opération XOR sur les 16 bits de chaque ligne.

Le CheckColonne (CHECKC) est calculé en faisant l'opération XOR sur les octets des colonnes et en les recombinaut. Ce système permet de détecter et corriger jusqu'à 3 octets faux.

Procédé d'envoi des trames : Une trame GPS est envoyée dès la réception d'un paquet GPS, les trames de mesure sont envoyées en continu, et lors de la transmission des images, les trames de mesure sont incluses à un rythme d'au moins dix fois par seconde.

Les images sont transmises par le procédé suivant : l'appareil photo est piloté pour prendre une photo, puis est réglé en mode lecture, et l'image est téléchargée dans la mémoire vive de l'ordinateur de bord par USB.

Les données de l'image sont découpées en paquets de 60 octets qui sont intégrées dans la trame. Chaque trame photo est identifiée par un numéro d'itération.

A la fin de l'image, une trame de fin de photo est envoyée, et le numéro d'itération est incrémenté, et l'image est transmise ainsi cinq fois à la suite.

Une fois récupérés au sol, ces paquets sont stockés dans un fichier, puis décodés par un programme externe qui réalise un vote majoritaire entre les octets de l'image, pour la reconstituer.

Ce système permet ainsi de s'assurer contre une perte de télémesure qui ferait perdre une partie d'une image, car il pourrait la reconstituer à partir des quatre autres itérations.