



Fusée expérimentale ATALANTE

Compte-rendu d'expérience

GP-3096-R-001

Révision 1.2

du 12 novembre 2005 (document initial 1998)

Rédigé par : **Aimery De Crozes et David Perlmutter**

Approuvé par : **B.Scache**

SOMMAIRE

SOMMAIRE.....	i
0. EVOLUTION DU DOCUMENT	1
1. OBJET DU DOCUMENT	2
2. L'EXPERIENCE ATALANTE	3
2.1. Généralités.....	3
2.2. Caractéristiques.....	3
2.3. Les partenaires associés au projet.....	4
2.4. Plan général de la fusée.....	5
2.5. Séquence d'ouverture des parachutes	7
2.6. Photographie du décollage.....	8
2.7 Photographie de la descente de la charge utile sous parachute.....	9
2.8 Les phases de développement du projet	10
2.8 Les phases de développement du projet	10
2.8.1 Réalisation de la mécanique de la fusée	10
2.8.2 Réalisation de l'électronique embarquée	15
2.8.3 Réalisation des équipements au sol GAREF	17
2.8.4 Préparation de la campagne de lancement.....	18
2.8.5 La campagne de lancement	19
2.8.6 Les jours suivants le lancement.....	28
3. DEPOUILLEMENT : DETERMINATION DE LA CHRONOLOGIE DU VOL	30
3.1. Fixation de la relation entre le temps IRIGB et le numéro de trame reçu	30
3.2. Chronologie du vol	31
4. DEPOUILLEMENT : TRAJECTOGRAPHIE	34
4.1. Séquences de vol et récupération	34
4.2. Comparaison des calculs prévisionnels et des données radars.....	34
4.3. L'estimation des points de chute sous parachutes	37
4.4. Accrochage des radars sur la fusée.....	39
5. DEPOUILLEMENT : ANALYSE DES TELEMESURES.....	40
5.1. Etude de la poussée et de l'accélération	40
5.2. Mesure de vibrations	42

5.3. Mesure de giration	42
5.4. Mesure de la pression du propulseur	44
5.5. Mesure de la pression atmosphérique et de l'altitude.....	45
5.6. Mesures de contraintes	47
5.7. Mesures de température sur le cône	49
6. CONCLUSIONS SUR LES MESURES	51
7. CONCLUSIONS DU PROJET	52
8. ANNEXES	53

0. EVOLUTION DU DOCUMENT

- 0.0 01 juillet 1998 : création
- 1.0 18 janvier 1999 : première version
- 1.1 13 mars 1999 : mise à jour
- 1.2 12 novembre 2005 : augmentation de la qualité de certaines photos, réduction de la taille globale par conversion en jpeg des photos, et fusion des différentes portions du rapport

1. OBJET DU DOCUMENT

Ce document est le compte-rendu de l'expérience Atalante, fusée expérimentale étudiée, construite et réalisée par le club scientifique de jeunes GAREF AEROSPATIAL, de 1993 à 1998.

Le chapitre 2 est une présentation générale de la fusée, ses caractéristiques mécaniques ainsi qu'un rappel des équipements électroniques embarqués.

Les chapitres suivants rassemblent les données du dépouillement des télémesures du vol et l'interprétation des résultats.

Les " Nouvelles d'Atalante " sont notamment jointes en annexe. Ces documents d'information retracent les étapes du projet entre 1996 et 1998.

2. L'EXPERIENCE ATALANTE

2.1. Généralités

ATALANTE est une fusée sonde expérimentale conçue et réalisée par l'équipe du GAREF, dont les membres sont âgés de 15 à 24 ans. Son objectif était l'étude des paramètres de vol d'une fusée à Mach 3.

Le projet a été décidé en septembre 1992. La conception et la réalisation se sont déroulées dans les locaux du GAREF à l'exception des missions chez les partenaires associés au projet.

La campagne de lancement s'est déroulée entre le 4 février et le 20 février 1998 au Centre Spatial Guyanais. Le lancement a eu lieu le vendredi 13 février 1998 à 15h (heure locale) au site Fusée-Sonde, à 5km des Ensembles de Lancement d'Ariane.

Au total, la réalisation d'Atalante a représenté 5 ans de travail pour l'équipe du GAREF et une centaine de kilos de documents dont une douzaine de classeurs de gestion de projet, de rapports techniques, de procédures diverses, de plans mécaniques et de schémas électroniques.

2.2. Caractéristiques

1. Mécanique et trajectoire <ul style="list-style-type: none">- Longueur : 3639 mm- Diamètre extérieur : 175 mm- Envergure ailerons 675 mm- Masse totale au décollage: 129 Kg- Masse de propergol BUTALANE 44 Kg- Vitesse maximale : MACH 2,6 à T0+2,7s- Accélération max. : 51g- Altitude de culmination : 18350m à T0+57s (tir à 85.5deg)- Récupération par 2 parachutes après séparation de l'engin par un cordeau de découpe.- Durée totale du vol : 20 minutes	2. Mesures effectuées en vol (86 mesures/voies/s) <ul style="list-style-type: none">- Déformations de la structure en composite- 8 températures surface du cône- Pression interne du propulseur- Accélération- Vibrations- Pression atmosphérique- Gyromètre Télémesures : <ul style="list-style-type: none">- Télémesures temps réel 2,2GHz FM 38 kbits/s- antenne de réception motorisée- dépouillement et stockage temps réel sur PC
3. Electronique <ul style="list-style-type: none">- 10 tiroirs électroniques reliés par un bus numérique- calculateur numérique- modules alimentés en +28V DC- séquenceur pyrotechnique numérique composé de deux minuteries comprenant chacune trois systèmes de comptage avec vote majoritaire. Double sécurité électrique par relais fiabilisés et vis d'armement.- émetteur synthétisé 5 W (+37dBm), 2235 MHz modulation FM- 4 antennes de peau après diviseur de puissance- tous les modules électroniques sont enrobés d'une résine et remplis d'une mousse polyuréthane.	

2.3. Les partenaires associés au projet

La fusée ATALANTE est la plus rapide et la plus grosse des fusées expérimentales réalisées par un club scientifique de jeunes en Europe. Ce projet a pu aboutir grâce au soutien d'un certain nombre de partenaires :

La **SNPE** partenaire de cette opération exceptionnelle qui a conçu et fourni le moteur à des conditions préférentielles. **PYROALLIANCE**, sa filiale, a fourni le système de séparation par cordeau de découpe pyrotechnique.

L'**ONERA** (Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales) dont la division missile nous a apporté son soutien pour le calcul des coefficients aérodynamiques et la stabilité de l'engin.

Le **LRBA** (Laboratoire de Recherche Balistique et Aérodynamique) qui nous a permis de réaliser des essais en centrifugeuse, en vibrations et en chocs.

La société **AERAZUR** qui a étudié et nous a fournis gracieusement les parachutes de la charge utile et du propulseur.

L'**AEROSPATIALE** Kourou pour la mise en œuvre pyrotechnique sur la rampe de lancement.

ARIANESPACE Kourou pour le stockage du propulseur et du cordeau de découpe.

La **Compagnie DEUTSCH** qui nous a fournis gracieusement les relais fiabilisés du système d'alimentation.

La société **ENDEVCO** qui nous a fournis gracieusement le capteur de mesure de pression du propulseur.

Et les 3 partenaires principaux du GAREF AEROSPATIAL :

Le **CNET** (Centre National d'Etude des Télécommunications) qui depuis 1964, finance toute la partie technique, électronique et informatique des activités du GAREF, tant en investissement qu'en consommable, et qui par son département hyperfréquences a fourni les antennes d'émission bande S étudiées lors d'un stage d'un membre du GAREF.

Le **CNES** (Centre National d'Etudes Spatiales) depuis 1964 qui, par le biais de la division jeunesse DC-SJE a financé la partie propulsive, a assuré la sécurité pyrotechnique et à mis à disposition du GAREF les moyens de lancement du Centre Spatial Guyanais (rampe, télémessure, météorologie, radar, récupération, sauvegarde, vidéo, relations public, séjour) dont la salle de contrôle Jupiter 2; par le biais de la division matériaux, a vérifié la solidité de la structure en composite et d'une manière générale de l'engin compte tenu des contraintes, et qui a effectué les expertises sur les pièces en composite carbone/époxy réalisées par le GAREF.

La **MAIRIE DE PARIS** qui par sa Direction de la Jeunesse et des Sports dont le GAREF est un des établissements, finance depuis 1975 : les locaux, les équipements mobiliers et immobiliers, deux salariés administratifs et apporte une subvention annuelle de fonctionnement et des subventions exceptionnelles.

2.4. Plan général de la fusée

2.5. Séquence d'ouverture des parachutes

2.6. Photographie du décollage



***Kourou, Centre Spatial Guyanais, Site Fusée-Sonde,
vendredi 13 février 1998 18 :00 :0,390s TU (15h locale)***

2.7 Photographie de la descente de la charge utile sous parachute



***Descente de la charge utile sous parachute, filmée d'hélicoptère en vidéo.
(TCVidéo=19 :41 :0,56s) TU=18 :19 :41,560s. Atalante est à 300m d'altitude,
28,5 secondes avant de toucher le sol à une vitesse de 10,5 m/s***

2.8 Les phases de développement du projet

Atalante était un projet très ambitieux. Il comportait des réalisations à la fois mécaniques, électroniques et informatiques. De nombreuses difficultés ont été rencontrées depuis la conception jusqu'à la réalisation.

Les principales difficultés liées à la mécanique ont tout d'abord été la résistance mécanique aux efforts engendrés par l'impulsion de poussée du propulseur (équivalent à 3,5 tonnes au décollage). Des pièces de la structure ont été fabriquées en composite carbone-époxy, grâce à un procédé de moulage sous vide et en étuve mis au point au GAREF.

Des calculs aérodynamiques ont été réalisés jusqu'à Mach 3, en collaboration avec l'ONERA. En vol supersonique, l'efficacité des ailerons décroît. Les ailerons ont été dimensionnés pour assurer la stabilité aérodynamique à toutes les vitesses et permettre à l'engin de suivre une trajectoire nominale.

Les calculs de trajectoire de vol balistique d'Atalante ont été faits sur VAX avec le programme du GAREF qui a été utilisé pour les précédentes fusées du club depuis 1976. Il a été amélioré pour réaliser des calculs de traînée jusqu'à Mach 3 et pour tenir compte plus précisément des caractéristiques de l'atmosphère. Deux autres logiciels ont été développés sur PC. Un premier pour calculer la phase de descente sous parachutes et un autre pour stocker les télémessures.

En ce qui concerne la partie électronique, l'interfaçage de nombreuses cartes de mesure, développées séparément, a nécessité le choix d'une architecture modulaire avec un bus numérique. La fiabilité était essentielle pour la réussite du vol, nous avons donc accordé une attention particulière aux systèmes critiques comme les circuits de commandes des détonateurs pyrotechniques ou les batteries d'alimentation et la télémessure.

La mise en œuvre du propulseur de 74kg dont 44kg de propergol, pose évidemment des problèmes de sécurité. Le transport, le stockage et les manipulations de tous les éléments pyrotechniques utilisés dans la fusée (propulseur, cordeau détonant et cisaille) ont nécessité une étude de sécurité pyrotechnique précise réalisée par le CSG(sauvegarde) et SNPE Ingénierie, validée par l'Institut des Poudres et Explosifs, pour éviter tout risque d'accidents.

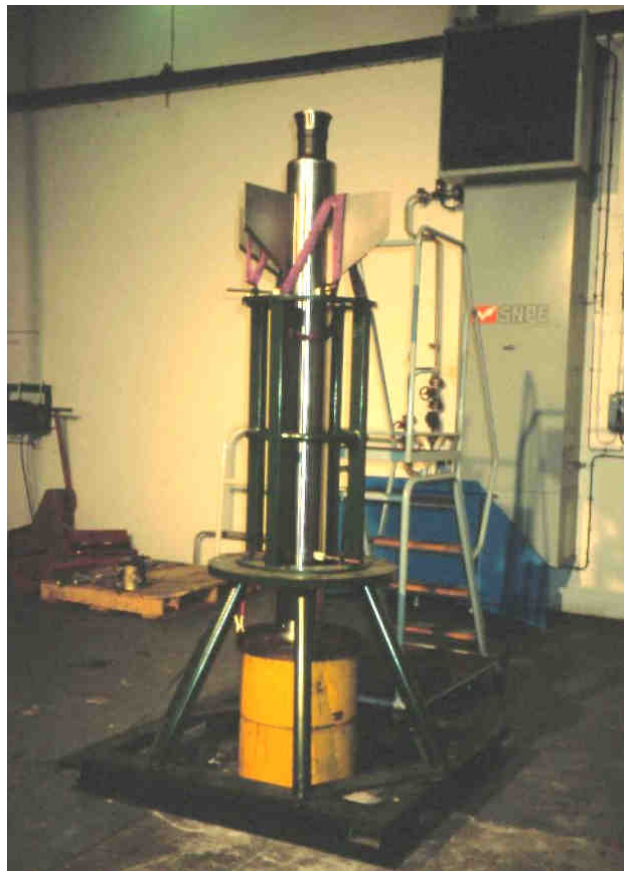
Pendant toute la durée du projet, la division opération du CSG a chargé un ingénieur d'affaire pour organiser au CSG les moyens nécessaires au lancement.

2.8.1 Réalisation de la mécanique de la fusée

- Etude, conception des pièces mécaniques, saisie en CAO sous Autocad.
- Mise au point du procédé de moulage de pièces en composite carbone-époxy dans les locaux du GAREF.
- 5 missions au CNES Toulouse pour le test d'éprouvettes de composite et les essais en compression d'un cylindre de test jusqu'à 10 tonnes.
- Moulage des pièces de vol (case parachute et case équipements).
- 4 missions à Pyroalliance Toulon pour les essais du cordeau de découpe pyrotechnique (problème du sur-dimensionnement du détonateur).
- Etude de la stabilité aérodynamique jusqu'à Mach 3 et de la mise en roulis. Avec l'aide de l'ONERA.
- 3 missions à la SNPE St-Médard-en-Jalles pour l'intégration du propulseur.
- Fabrication de la jupe du propulseur, en un bloc avec les ailerons.
- Etude des parachutes de récupération avec l'aide d'AERAZUR.
- Usinage des différentes viroles en aluminium au CNET et montage mécanique au GAREF.



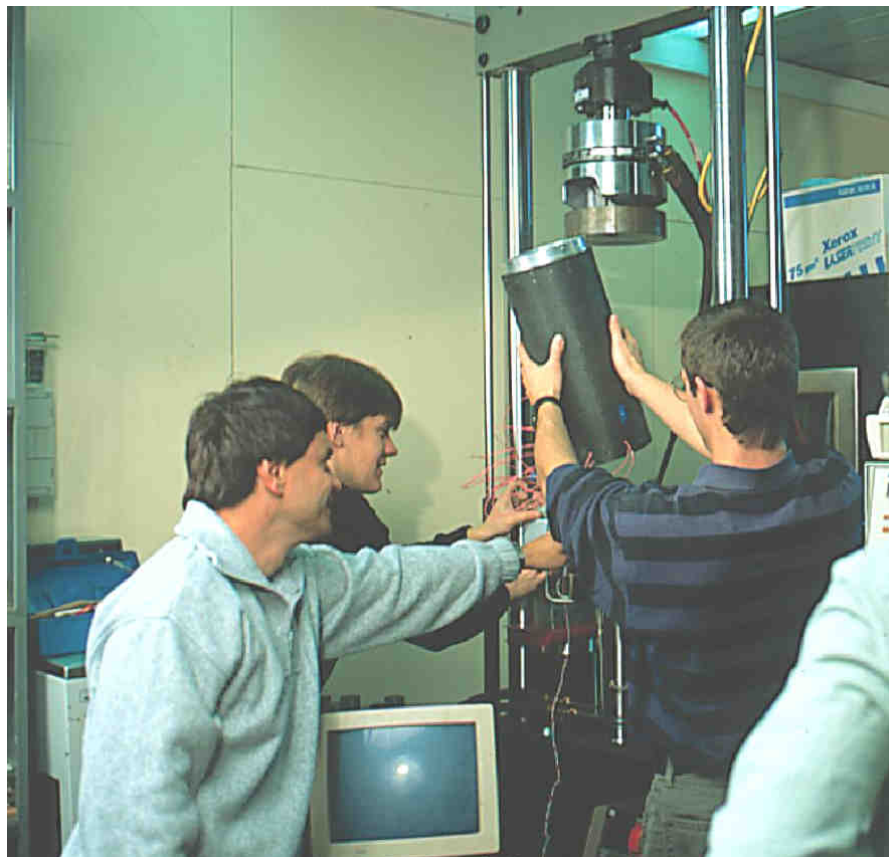
CNET La Turbie. Test des antennes de peau en chambre anéchoïde.



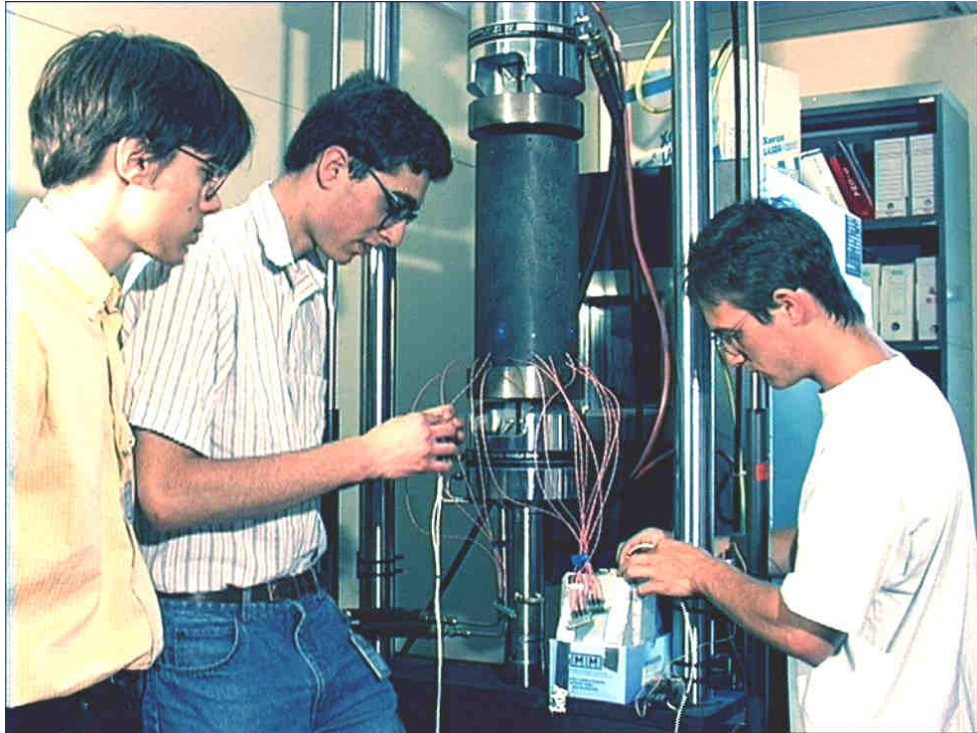
SNPE Bordeaux. Intégration du propulseur dans sa jupe.



ONERA Chatillon. Mesure de la réponse impulsionnelle des capteurs de température du cône.



CNES Toulouse. Validation de la tenue en compression du cylindre de la case parachutes.



CNES Toulouse. Etalonnage des jauges de contraintes



GAREF Paris. Assemblage mécanique de la case à équipements



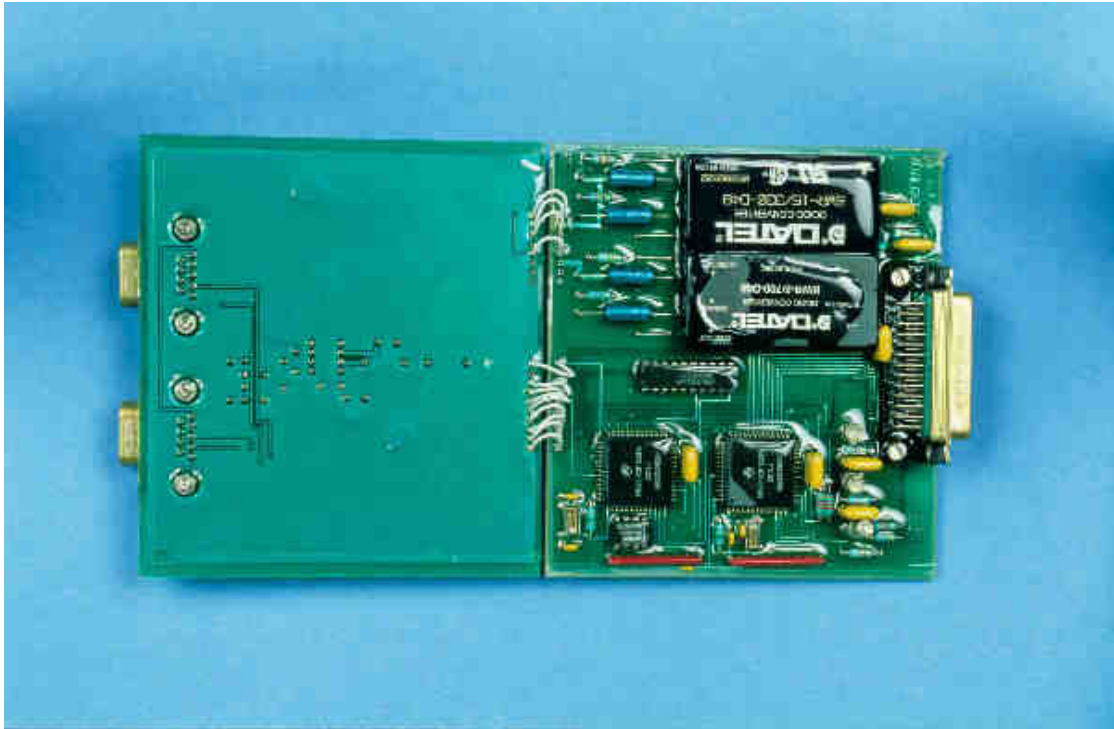
PYROALLIANCE Toulon. Intégration finale du cordeau de découpe pyrotechnique.



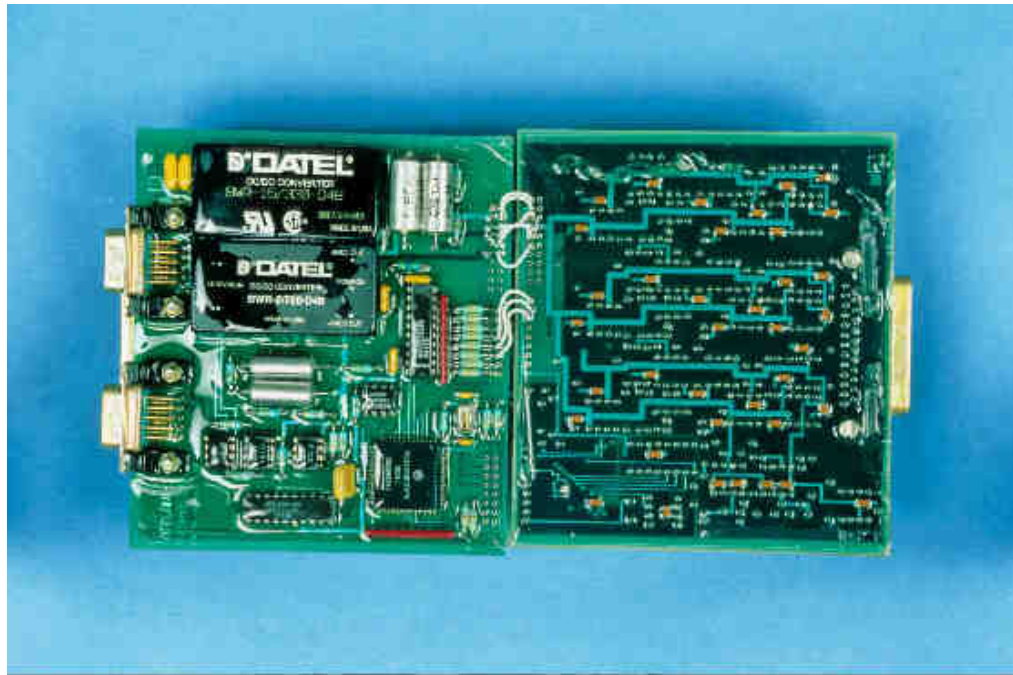
GAREF Paris. Montage mécanique de la case équipements.

2.8.2 Réalisation de l'électronique embarquée

- Etude et conception par l'équipe du GAREF des modules électroniques.
- Saisie de schémas, CAO, routage des circuits imprimés.
- Maquettes prototypes.
- Mission au CNET La Turbie pour la fabrication des antennes hyperfréquence de peau.
- Fabrication, enrobage Solitane 113 et Ecofoam FPH, durcissement des boîtiers de vol et de rechange.
- Intégration des 21 capteurs dans le cône, dans la case parachute, et dans le bouchon avant du propulseur.
- Etalonnage et essais en température.
- Essais en vibration et en choc des équipements critiques, essais de décharge des batteries en centrifugeuse 50g au LRBA et à la SOPEMEA.
- Essais à l'ONERA pour l'étalonnage des capteurs de température.
- Câblage et raccordement des différents modules.



Tiroir électronique après enrobage, avant moulage



Tiroir électronique après enrobage, avant moulage



GAREF. Paris. Intégration de la pointe électronique



LRBA Vernon. Essais en vibrations du séquenceur pyrotechnique.

2.8.3 Réalisation des équipements au sol GAREF

- Evolution du logiciel de calcul de trajectoire (phase propulsée et balistique) (sur VAX).
- Qualification
- Développement sur PC, du logiciel de calcul de retombée sous parachutes.
- Montage du système de réception de télémesures numériques.
- Réalisation du système motorisé de positionnement de l'antenne de réception.
- Réalisation du rack de contrôle par cordon ombilical pour la mise sous tension de la fusée et l'armement des systèmes pyrotechniques.
- Conception de la rampe de lancement et dessin des plans.
- Fabrication, à Kourou, de la rampe de lancement par les ateliers du CSG.



CSG. Site Fusée-Sonde. Assemblage final d'Atalante, dans sa rampe de lancement.

2.8.4 Préparation de la campagne de lancement

- 3 missions préparatoires à Kourou.
- Formation de 3 membres du GAREF à Aérospatiale Les-Mureaux pour la manipulation de produits pyrotechniques.
- Rédaction des procédures de lancement (de J-7 à J0).
- Elaboration par le CSG et SNPE Ingénierie de l'étude de sécurité pyrotechnique.
- Rédaction de l'ordre de lancement par le CSG.
- Transport du propulseur et des systèmes de séparation par l'Ariane via Aérospatiale.
- Mise en caisse (400kg de matériel).

2.8.5 La campagne de lancement

- Compte tenu de l'importance des moyens mis en œuvre, les procédures de la mission ont commencé 7 jours avant le lancement.
- Première vague arrivée le 4 février 1998. Installation de la salle d'intégration au site Fusée-Sonde dans le Centre De Lancement, installation de la partie administrative dans le local RP de Jupiter 2, logement à l'Hotel Des Roches et intendance.
- Seconde vague arrivée le 6 février 1998. Mise en place des moyens techniques.
- Essais télémétries.
- Essais sur rampe de lancement, répétition des procédures techniques.
- Répétition générale le 11 février 1998, à J-2.
- Le 11 février 1998, arrivée des invités et VIP.
- Le 12 février 1998, journée de marge et finalement de détente.

La délégation GAREF comprenait : Jean-Baptiste Coudray, Antoine Dauchy, Sébastien Fuchs, Philippe Lamboley, Alexandre Netchaieff, David Perlmutter, Fabien Pieraldi, Cyril Porteret, Roatana Tik, Bernard Scache, Jean Claude Allanic (FRANCE 2), Stéphane Lebaron, Sandra Renacci (ANSTJ), Clément Fabing (Mairie de Paris DJS), Pierre Geny (Conseiller de Paris), François Thébault (SNPE), 400kg de matériel, 5 voitures, 2 caméras, 22 lotions antimoustique, 12 bouteilles de champagne...



CSG. Site Fusée-Sonde. Au Centre De Lancement, fermeture finale de la case à équipements, après vérifications complètes. Mise en charge des batteries.



CSG. Site Fusée Sonde. Au CDL, mise en place des parachutes.



**CSG. Site Fusée Sonde. Au CDL, vérification de l'assemblage de la charge utile.
(l'assemblage final sera fait sur rampe le lendemain)**



Panneau à l'entrée de la route de l'espace, la veille du lancement. La route de l'espace sera fermée, selon les règles de sécurité, pendant le lancement d'Atalante

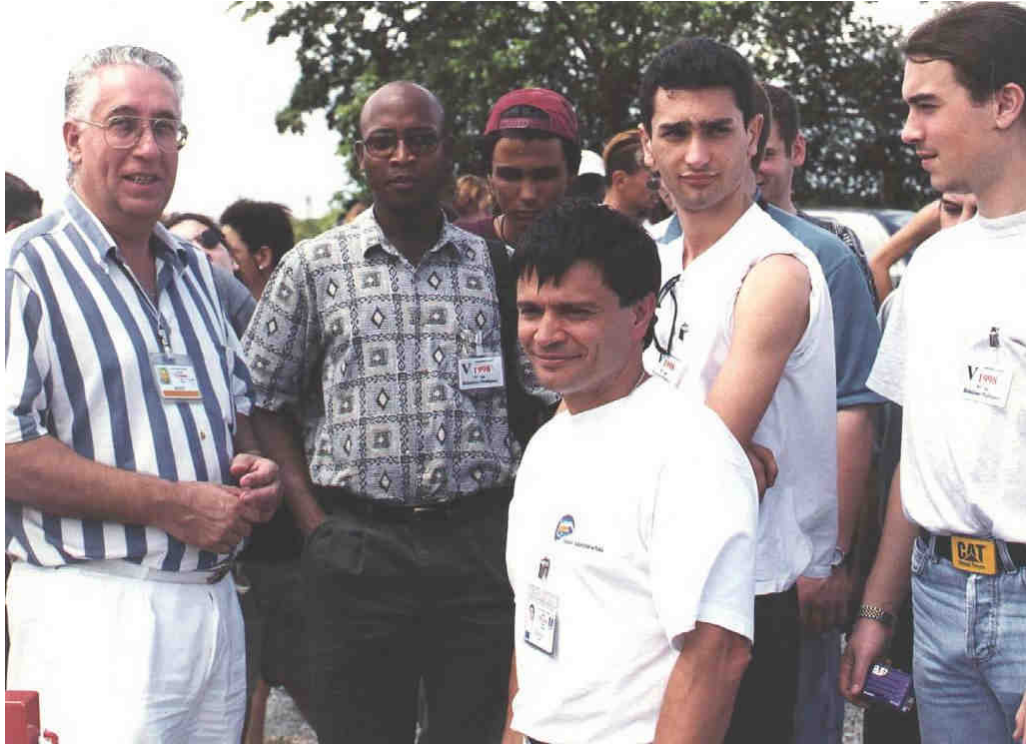
- Vendredi 13 février 1998 Jour du lancement, (voir aussi en annexe le planning)
- Opération VIP. Opération de relation publique avec 200 lycéens, visite des installations de lancement et présentation d'Atalante sur sa rampe. Invitation à assister au décollage dans la salle Jupiter, relation média.
- Mise en configuration des moyens du CSG (Météo : 2 sondages, 3 Radars, Télémessure, Sauvegarde Sol, Sauvegarde Vol, Pompiers de Paris, Optique(caméra 1200i/s, 1 photographe, 2 caméras bétacam, cinéthéodolites île Royale), Opérations,, hélicoptère, Relations Public), fermeture de la route de l'espace, chronologie, lancement décollage nominal, récupération de la charge utile par hélicoptère, cocktail, interviews...



CSG. Site Fusée Sonde. Curieux transport de la charge utile vers la rampe...



CSG. Site Fusée Sonde. Assemblage final de la charge utile à l'aide du pyrotechnicien de l'AEROSPATIALE.



Site fusée-Sonde, le jour du lancement. Les membres du GAREF, accompagnés du Directeur du CSG Michel Mignot, présentent la fusée sur sa rampe de lancement, au public et aux lycéens invités.

Les relations publiques du CSG avaient organisé une grosse opération de communication avec plus de 200 jeunes lycéens venus de toute la France en Guyane, pour un congrès contre la violence.

Le jour du lancement, en fin de matinée, une visite a été organisée pour le public, les lycéens, et les médias. Tous étaient invités ensuite à assister au lancement d'Atalante dans la salle Jupiter.

Pour respecter les règles de sécurité, le public est maintenu en limite du périmètre de sécurité. La visite de la rampe de lancement avec Atalante se fait 4 personnes à la fois. Plus de 200 personnes ont pu voir de près Atalante... quelques secondes.



Salle de Contrôle Jupiter, Michel Mignot Directeur du CSG, Bernard Scache du GAREF et Pierre Geny Conseiller de Paris, présentent au public le programme du lancement.



Site Fusée-Sonde , au Centre De Lancement (CDL), l'équipe GAREF et Jean-Pierre ROUX (chargé d'affaire au CSG, et notamment chargé d'Atalante) suivent à distance, à l'aide de caméras, les opérations d'assemblage sur rampe.



Site Fusée-Sonde, Sortie du propulseur de sa casemate pour l'assemblage sur rampe.



Site Fusée-Sonde, Vérification des cordons ombilicaux.



13 février 1998. CSG Salle de contrôle Jupiter. Alexandre (DDO GAREF) officie sous les conseils de Pierre Ribardière (Directeur Des Opérations CSG) et du Chef de Projet CNES Ariane 5, Guy Laslandes.



« 3... 2... unité... feu... » 15h 00min 0,390s locale



Une partie de l'équipe, avec la charge utile Atalante, qui vient d'être récupérée depuis quelques minutes, grâce à l'hélicoptère du CSG et aux pompiers de Paris.



Site Fusée-Sonde. Une partie de l'équipe devant le Centre De Lancement, après la récupération de la charge utile.



Dans la salle Jupiter. Satisfaction générale et interviews après la réussite du lancement.

2.8.6 Les jours suivants le lancement

- ça s'arrose...
- Prédépouillement des télémessures à la station Galliot.
- Enregistrement des télémessures décommutées sur disques durs.
- Tracé sur papier des premières courbes de mesure.
- Détente et tourisme en Guyane.
- Replis, mise en caisses.



Au CSG, aux pieds de la maquette d'Ariane 5, Jean-Claude Allanic tourne une séquence pour le journal de France 2. Clément Fabing et Pierre Geny représentent la Ville de Paris.



Opération découverte de la forêt guyanaise.

3. DEPOUILLEMENT : DETERMINATION DE LA CHRONOLOGIE DU VOL

3.1. Fixation de la relation entre le temps IRIGB et le numéro de trame reçu

Les trames étant émises par le calculateur de bord avec un débit fixe connu de 86,6 trames/s (38.46 kbit/s), nous pouvons dater chaque mesure reçue grâce au numéro de la trame à laquelle elle appartient.

Par ailleurs, on sort sur un enregistreur graphique, sur une piste le mot de poids faible du numéro de trame et sur une autre piste, le temps IRIGB. De façon graphique, on trace le mot de poids faible du numéro de trame avec une grande précision (sortie papier 200mm/s), et on repère son passage par zéro. Par cette méthode, on obtient deux points associant le numéro de trame au temps IRIGB et on en déduit une relation entre le numéro de trame et le temps IRIGB. On évalue l'incertitude sur le temps IRIGB, correspondant à l'erreur de lecture, à 5 ms.

	Numéro de trame	Temps IRIGB lu
Premier RAZ du LSB	12288	18h 00mn 26,165s
Dernier RAZ du LSB	114688	18h 20mn 08,165s
RAZ en cours de vol	65536	18h 10mn 40,810s

On calcule le coefficient débit moyen sur la durée du vol:

$$D = (114688 - 12288) / (20 * 60 + 8,165 - 26,165) = 86,632 \text{ Trames/sec}$$

$$\text{On en déduit : Temps IRIGB} = (N^{\circ} \text{ trame} - 12288) / D + 26,165$$

D'après la formule précédente la date correspondant à la trame 65536 est H0+10mn 40,805s soit une incertitude de calcul de 5ms.

3.2. Chronologie du vol

Le tableau suivant regroupe les différents événements du vol.

EVENEMENTS	N° DE TRAME	TEMPS IRIGB 18hTU=15hKRU	ORIGINE DE L'INFORMATION	REMARQUES
Mise à feu	T0 10034	18h00mn0,1508s	Caméra 1200 image/s (image n°1873)	apparition de la première flamme
Arrachage des ombilicaux	10037	18h00mn 0,182s	Signal d'arrachage fourni par les télémessures	correspond au numéro de trame de télémessure n° 10037 incertitude estimée à 11ms
		18h00mn 0,1875s	Caméra 1200 images/s (image n°1917)	distance parcourue estimée à 20 cm
Top décollage synchro		18h 00mn 0,205s	Signal d'arrachage des ombilicaux, enregistré par le CSG Synchro	incertitude estimée à +0 -40ms, temps de propagation du signal
Début décompte séquenceur	10043	18h00mn0,251s	fourni par les télémessures (séquence de vol et accéléromètre)	
Sortie complète de la rampe		18h00mn 0,3434s vitesse environ 33m/s	Caméra 1200 img/s (image n°2104)	instant où le bout de la tuyère atteint le sommet de la rampe (h=4m)
Accélération max.		401m/s ² à 1046m d'altitude	selon calcul trajectoire avant lancement avec T combustion =3.1s	
		499m/s ² à T0+2.44s	selon calculs recalés avec T combustion=2.74s	
	10250	499m/s ² à 18h00 2.64s	selon télémessure	
Fin de propulsion	10275	18h 00mn 2.930s soit T0+2.78	fourni par les télémessures	Changement de signe de l'accélération
Vitesse max		MACH 2.576 (886m/s)	selon calcul de trajectoire Tcombustion=3.1s	Le temps de combustion réel a été plus court que prévu (2.74s)
Vitesse max		retenu : MACH 2.63 (906m/s) à 1143m T0+2.68s	selon calcul de trajectoire Tcombustion=2.74s	nouveaux calculs, avec même impulsion spécifique, mais temps combustion=2.74

EVENEMENTS	N° DE TRAME	TEMPS IRIGB 18hTU=15hKRU	ORIGINE DE L'INFORMATION	REMARQUES
Date de séparation		18h 00mn 56,251s	Date programmée dans le séquenceur T0+56s	
Culmination		18070m+200m= 18270m à 56,30s 18440m-30m= 18410m à 56,25s retenu :18350m 18023m 18635m à T0+57.6s 12.8m/s	altitude max. Des radars BR1 radar AD2 mesure pression=406 binaire en fonction étalonnage=75mb (incertitude +-1mb) selon calcul trajectoire Tc=3.1s selon calcul Tc=2.74s vitesse L radars	(BR2 décalé non exploitable) correspond à 76 mb rapproché du sondage météo soit 18300 +-100m (utilise atm std) vitesse L=41.7m/s vitesse L=41.6m/s
Phase de vol fin de décompte du séquenceur	14894	18h00mn56,246s	fourni par les télémessures	ajouter 50 ms pour avoir le courant réel en sortie de séquenceur(cf. doc séquenceur)
Initiation du détonateur cordeau de découpe		18h 00mn 56,296s	par déduction (+50ms)	
Séparation de la fusée en deux parties sous l'effet du ressort	14919	18h 00mn 56,534s	fourni par les télémessures	arrachage du connecteur contrainte, pression propulseur, état cisaille Apparition du message: SEPARE
Ouverture Parachutes		18h00mn57.5s	perte temporaire des télémessures	rotation de la fusée entraînant un changement dépolariation
Séparation physique (5m de distance entre le propulseur et la pointe)		18h 01mn 02,5s	exploitation de la vidéo du ciné-théodolite de l'île royale	

Ouverture Parachute charge utile			fourni par les télémesures (accéléromètre choc négatif)	indéterminable : accéléromètre défectueux
EVENEMENTS	N° DE TRAME	TEMPS IRIGB 18hTU=15hKRU	ORIGINE DE L'INFORMATION	REMARQUES
Vitesse de descente des 2 parties à l'altitude de 17000m		42m/s	exploitation données radar	
perte radar du propulseur		18h 12mn 54,10s 18h 13mn 11,90s	radar BR1 à altit=320m radar AD2 à altit=260m	vitesse de descente 16m/s
Atterrissage propulseur à 16m/s		18h 13mn 20s	environ	extrapolé en comptant 16m/s de vitesse de descente
Perte télémesure (atterrissage de la charge utile) à une vitesse de descente verticale de 10,5m/s	114786	18h 20mn 9,296s	Calculé a partir du dernier numéro de trame reçu par les télémesures	compte tenu de la marge sur le bilan de liaison on considère que la perte TLM correspond à l'atterrissage réel.
		18h 20mn 10s	d'après la vidéo prise de l'hélicoptère comprenant l'incrustation du TimeCode IRIG B et montrant l'atterrissage.	La vitesse de descente de 10,5m/s est calculée avec les données du radar BR1
Perte télémesure		18h20mn10s	Le signal PCM devient du bruit à 18h20mn10s (enregistré sur la bande magnétique)	atterrissage de la charge utile

4. DEPOUILLEMENT : TRAJECTOGRAPHIE

4.1. Séquences de vol et récupération

Globalement, la trajectoire de la fusée a été nominale : la phase ascensionnelle est une parabole parfaite. La séquence de séparation de la fusée en 2 parties et de libération des parachutes s'est déroulée comme prévue à la culmination de la trajectoire. Les deux parachutes se sont ouverts correctement, comme le montrent les relevés des radars.

Finalement, la charge utile et la partie propulsive ont été récupérées à environ 8km de la rampe de lancement, à plusieurs kilomètres au nord-est des points prévus. Les points de chutes des deux parties de la fusée ont été localisés par les radars. La charge utile a été récupérée par hélicoptère dans un marécage. La partie propulsive a atterri dans une zone de végétation dense donc difficile d'accès et n'a pas pu être récupérée.

4.2. Comparaison des calculs prévisionnels et des données radars

Le programme de calcul de trajectoire TRAJECTD du GAREF donnait, avec les données connues avant le lancement (azimut 85.5°...), une culmination de la trajectoire à 56 secondes et une altitude de 18600m.

Nous avons constaté grâce à la courbe d'accélération que la combustion du propulseur a duré 2,78s au lieu de 3.1s prévues. Nous avons déterminé la courbe de poussée du propulseur réelle à partir des données d'accélération mesurées en vol. En utilisant cette nouvelle courbe sur le programme de calcul de trajectoire TRAJECTD, nous avons constaté que la culmination aurait dû se produire à T0+57s et non pas T0+56s.

Pour ajuster les paramètres du programme, nous avons cherché un point de passage précis dans les données fournies par les radars Adour2 (AD2) et Bretagne1 (BR1) entre 18h55s et 18h56s. En traçant point par point et en faisant passer une droite au milieu des points, nous avons constaté que la vitesse ascensionnelle était de 12,8 m/s entre 18h55,5s et 55,75s (soit au centre 55,625s). (même résultat pour les deux radars).

Nous avons cherché cette vitesse sur la trajectoire théorique. En exécutant une nouvelle fois le programme TRAJECTD avec des paramètres des conditions du lancement, nous avons trouvé une vitesse ascensionnelle de 12,8m/s à TO+55,950 et une culmination à TO+57,320. Soit $T(12.8m/s) = T(\text{culmination}) - 1,370$ secondes.

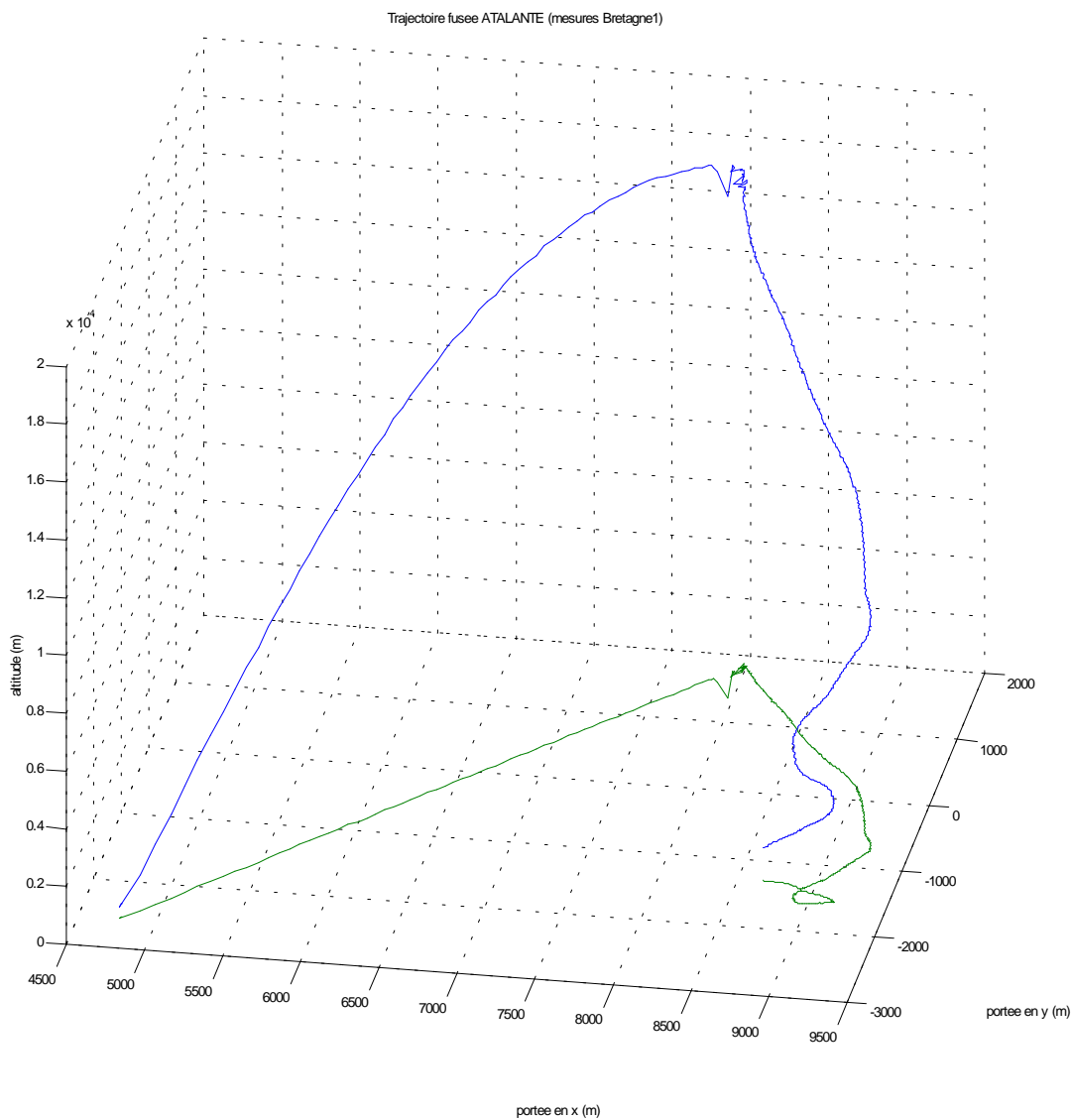
A partir de cette information nous avons déduit que comme à 18h00min55,625s la vitesse ascensionnelle était de 12,8m/s selon les radars, s'il n'y avait pas eu de séparation la culmination aurait eu lieu à 18h00min56.995s (1.37s plus tard). Soit à TO+56.844s puisque le T0 est à 18h00min0.1508s.

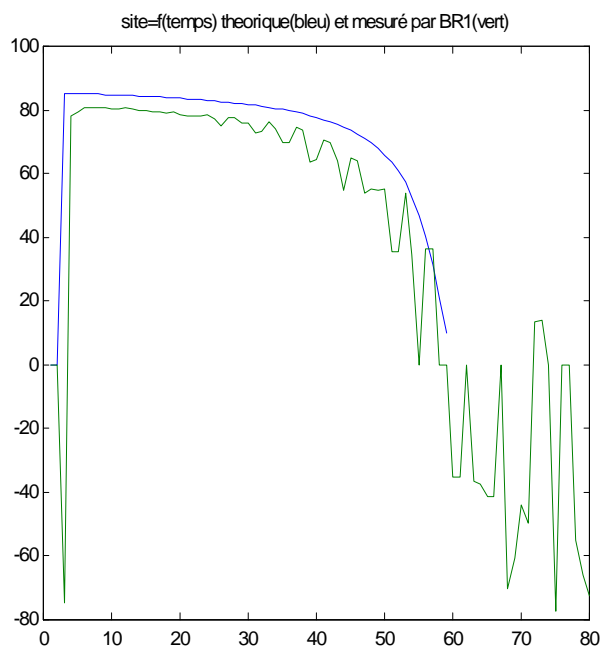
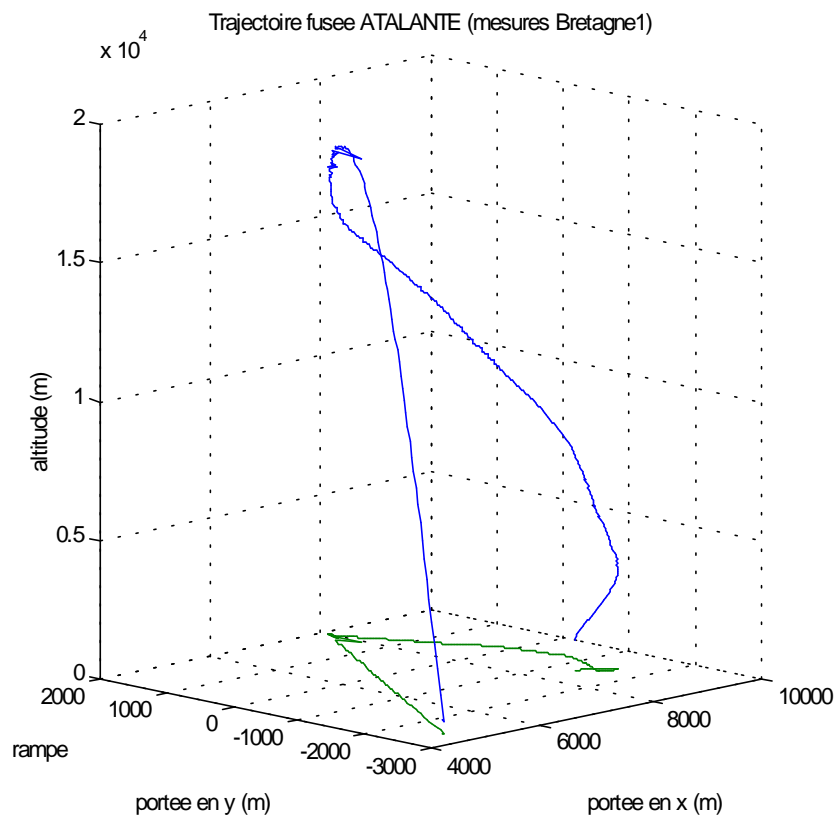
On peut donc faire varier légèrement certains paramètres du calcul de trajectoire pour obtenir un calcul au plus proche des données déjà connues : culmination théorique TO+56,78s, altitude 18350m (+/-100m) à TO+56.00s, propulsion 2,7s (impulsion spécifique = 98733 N.s), accélération maximale positive: 50,89g (499m/s²) à TO+2.48s et accélération maximale négative: -5.18g (-50.8m/s²) à TO+2.95s.

En comparant les calculs théoriques et les données du radar BR1, on constate que ce radar donne une altitude inférieure de 189 à 207 m pour TO+2.5s, TO+3s et TO+3.5s. On corrige donc les données du BR1 en ajoutant 200m.

Pour AD2, à T0+7s et T0+7.5s on constate une surestimation de l'altitude d'une valeur de 30m. On diminuera donc les altitudes enregistrées par AD2 de 30m. En comparant AD2 et BR2, nous avons constaté que BR2 sous-estime l'altitude de 2100m environ. On ajoutera donc 2100m aux données de BR2.

Trajectoire d'après les mesures du radar Bretagne1 dans le repère ELA (Ensemble de Lancement Ariane 2) :





La séquence de séparation et de libération des parachutes s'est déroulée comme prévu à la culmination de la trajectoire. Les deux parachutes se sont ouverts correctement, comme on le voit sur les courbes. Cependant, les relevés des radars montrent d'importantes différences par rapport à la trajectoire idéale :

- L'azimut vu par les radars est 50° (à partir de 650m) au lieu de 0° prévu par l'orientation de la rampe.
- Le site apparent est d'environ 80° au lieu de 85.5°.
- La portée à l'apogée est de 5km au lieu de 3km.

L'erreur d'azimut pourrait être due à la rampe. Deux hypothèses sont retenues: la première explication pourrait être le site trop proche de la verticale qui n'aurait pas permis d'assurer une bonne précision sur l'azimut. Une deuxième raison pourrait être la longueur trop courte de la rampe. La vitesse en sortie de rampe aurait été trop faible et la fusée, légèrement sur-stable en basse vitesse, serait alors remontée au vent. Le vent venant du Nord-Est, la fusée aurait pris alors un azimut de 50° vers le vent.

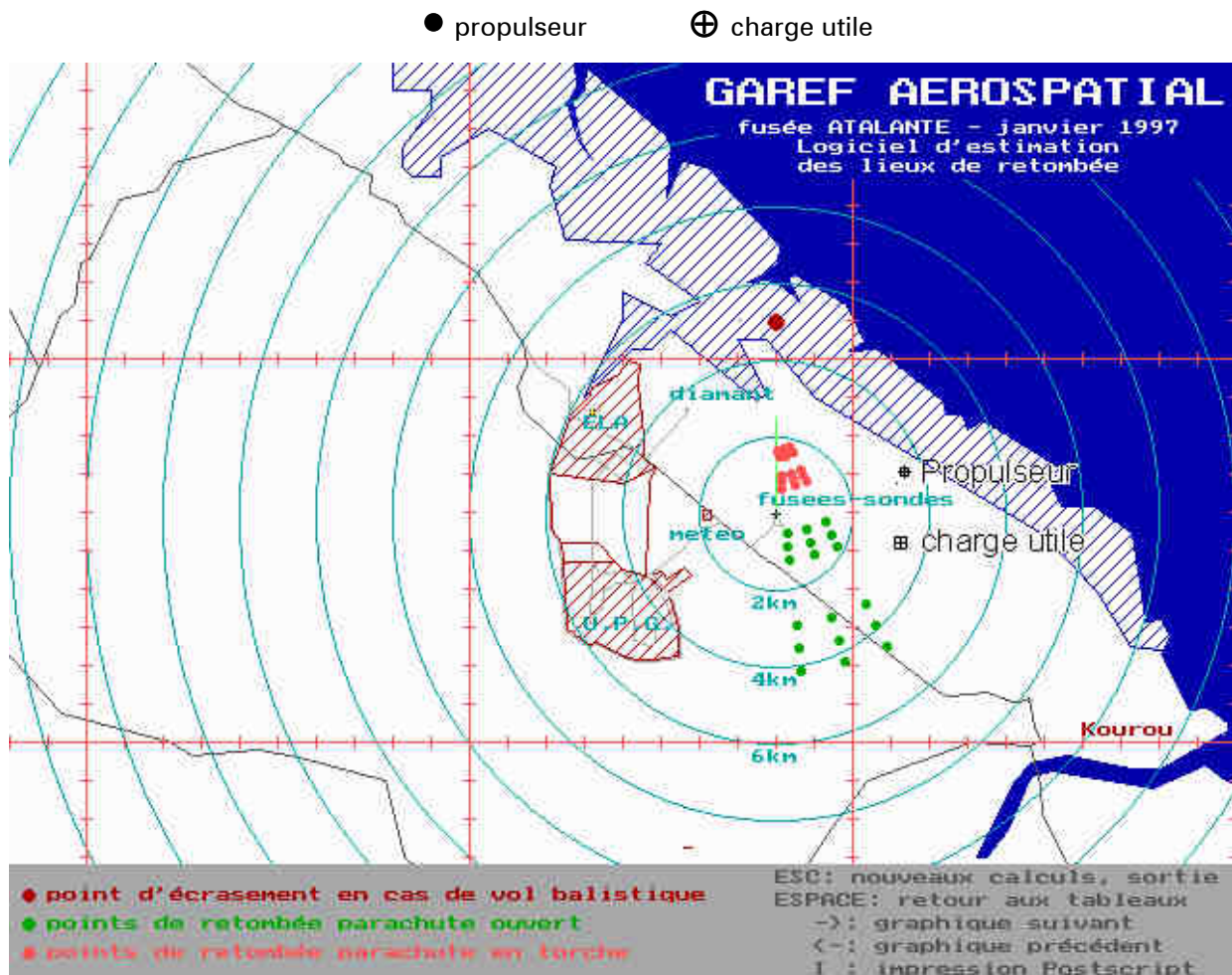
Les coordonnées dans le repère ELA2 (X vers l'est et Y vers le nord) sont les suivantes :

rampe :	X=4810m	Y=-2666m	
apogée réelle de la trajectoire :	X=7952m	Y=1833m	Z=18350m
impact réel de la charge utile :	X=8047m	Y=-3380m	
impact réel du propulseur :	X=8190m	Y=-1547m	

4.3. L'estimation des points de chute sous parachutes

Le site et l'azimut du lancement ont été déterminés de telle sorte que la fusée ne survole pas les zones sensibles du centre spatial (zones hachurées sur la carte). Les points de chute sous parachutes ont été calculés avant le lancement avec le programme RETOMBEE du GAREF, dédié au calcul de cette phase. Les lieux de retombée prévus en utilisant le fichier météorologique du jour du lancement (1R130298.TXT) sont présentés sur la carte ci-dessous.

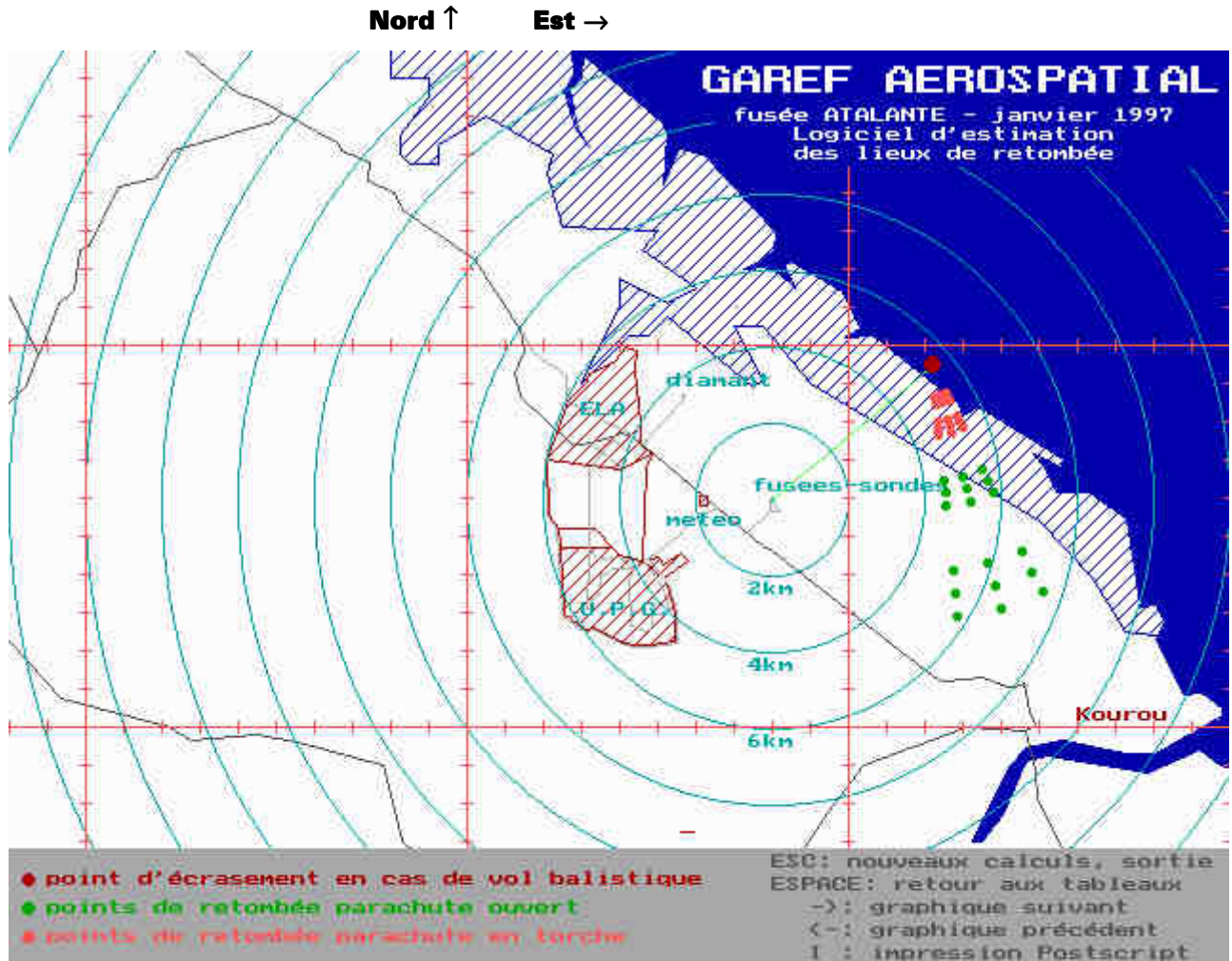
Les prévisions sont en vert et rouge. On a reporté les points de chute réels, repérés en noir :



Les points de chute réels, représentés en noir, sont à plusieurs kilomètres au Nord-Est des points prévus (représentés en vert). L'azimut initialement choisi pour le lancement était 0° (plein Nord).

D'après les relevés des radars, l'azimut réel a été de l'ordre de 50° (vers le Nord-Est), ce qui explique les erreurs sur les points de chute.

Si l'on relance les calculs en utilisant le point réel d'ouverture des parachutes, on obtient alors, des points de chute distants d'environ 2km des points réels, comme le montre la carte suivante élaborée par le logiciel de calcul:



Le programme utilise deux hypothèses simplificatrices :

- il considère que la vitesse de l'engin sous parachutes est identique à celle de la vitesse de la couche d'air dans laquelle il se trouve,
- et il néglige l'inertie de l'engin sous parachute.

Il a été testé en utilisant les données de la fusée Eurydice 2 précédemment lancée à une altitude de 4000m, faible par rapport au 18000m de l'apogée.

Malgré ces hypothèses, le logiciel RETOMBEE donne des estimations convenables des points de chute à partir des coordonnées d'ouverture des parachutes.

4.4. Accrochage des radars sur la fusée

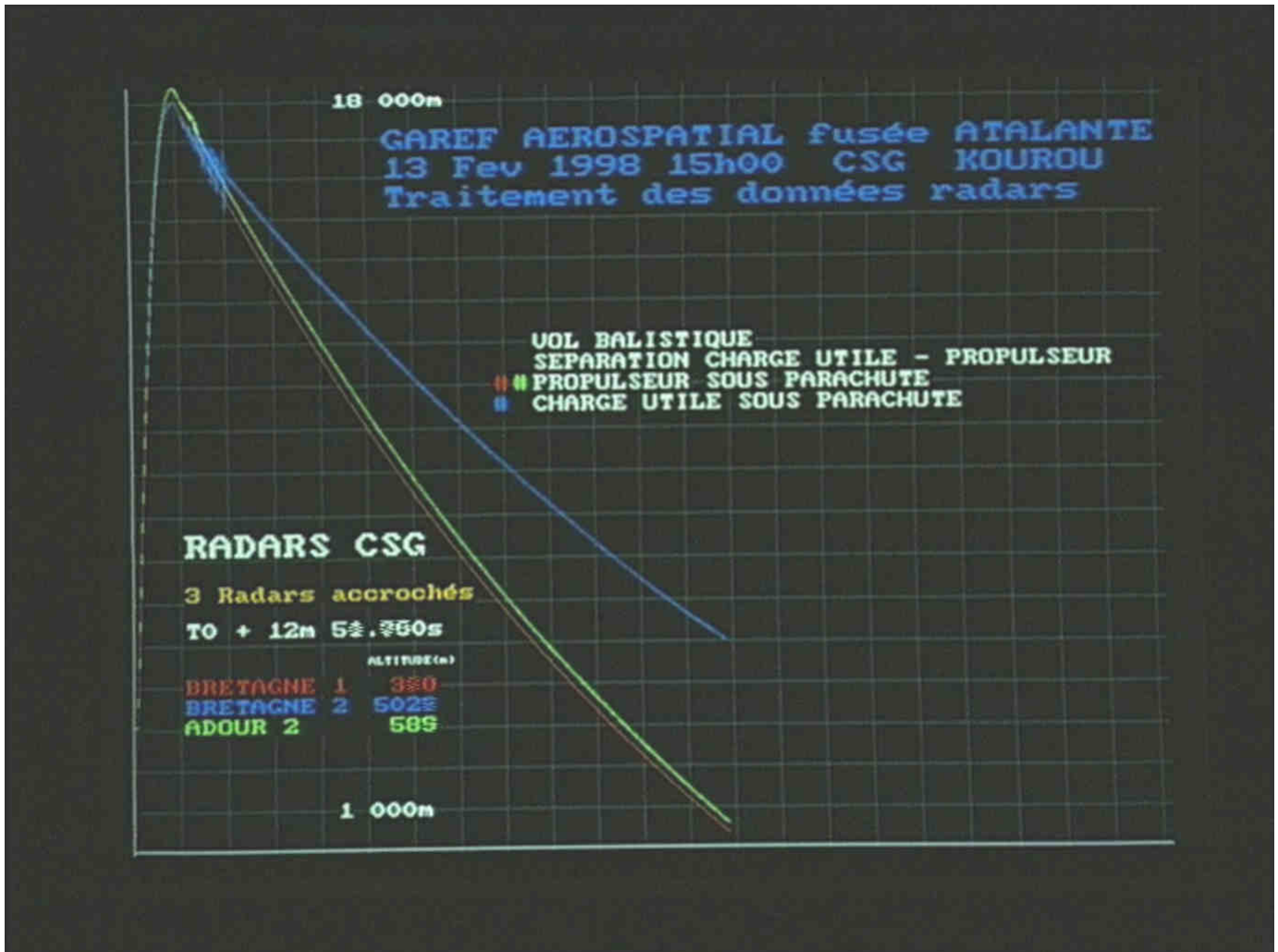


image vidéo numérisée To+12min 52 secondes (en horizontal 1min/carreau, en vertical 1000m d'altitude par carreau)

Un programme d'exploitation des données radars a été fait au GAREF. Il utilise directement les fichiers informatiques fournis par le CSG et affiche sur un écran l'altitude d'Atalante en fonction du temps.

La vitesse importante de la fusée au décollage a nécessité un accrochage manuel des radars Bretagne 1, Bretagne 2 et Adour 2. Le radar Bretagne1 a accroché à 18h00+1.9s, la fusée avait une altitude d'environ 650m. Le radar Adour2 a accroché à 18h00+6.1s. Le radar Bretagne2 (décalé initialement de 2100m en altitude a été recalé ici) a accroché l'engin à TO+17.7s.

Après la séparation de la charge utile et du propulseur, les radars ont hésité entre les deux parties avant d'être accrochés manuellement à l'une et l'autre, d'où quelques imprécisions pendant cette période du vol (apogée de la trajectoire).

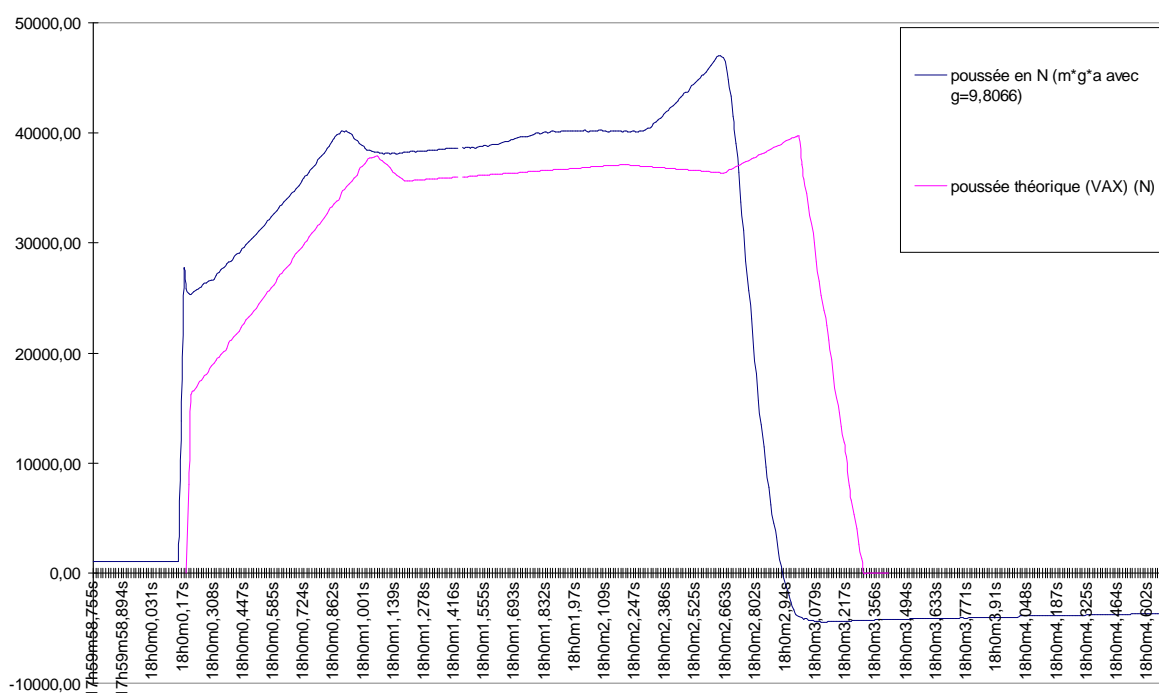
5. DEPOUILLEMENT : ANALYSE DES TELEMESURES

5.1. Etude de la poussée et de l'accélération

L'accéléromètre embarqué et la trajectographie nous ont permis d'étudier l'évolution de la poussée réelle du propulseur (BURAT-GAREF conçu par la SNPE).

Dans le graphique ci-dessous, nous avons superposé la courbe de poussée théorique et la courbe réelle. La courbe réelle a été déterminée d'après l'accélération et la masse de la fusée, en utilisant le logiciel de calcul de trajectoire GAREFTRAJ.

Courbes de poussée théorique et réelle

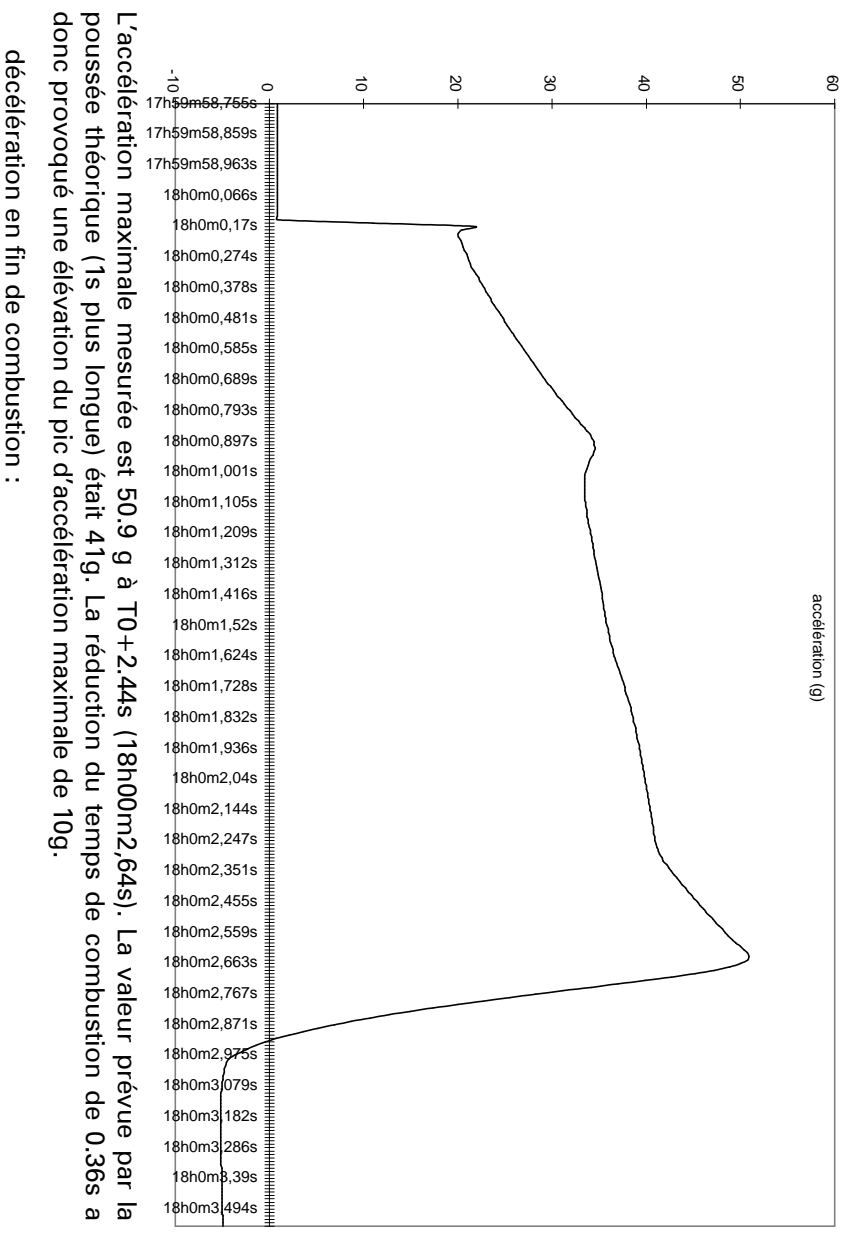


NB : la poussée négative (18h0m3s) n'a pas de matérialité (problème de traçage)

Le profil de la poussée de la fusée est celui attendu d'après la courbe de poussée théorique fournie par le constructeur. Cependant, nous pouvons constater que la durée de la combustion réelle a été plus courte de 0,36 s par rapport aux prévisions (2.74s au lieu de 3.10s).

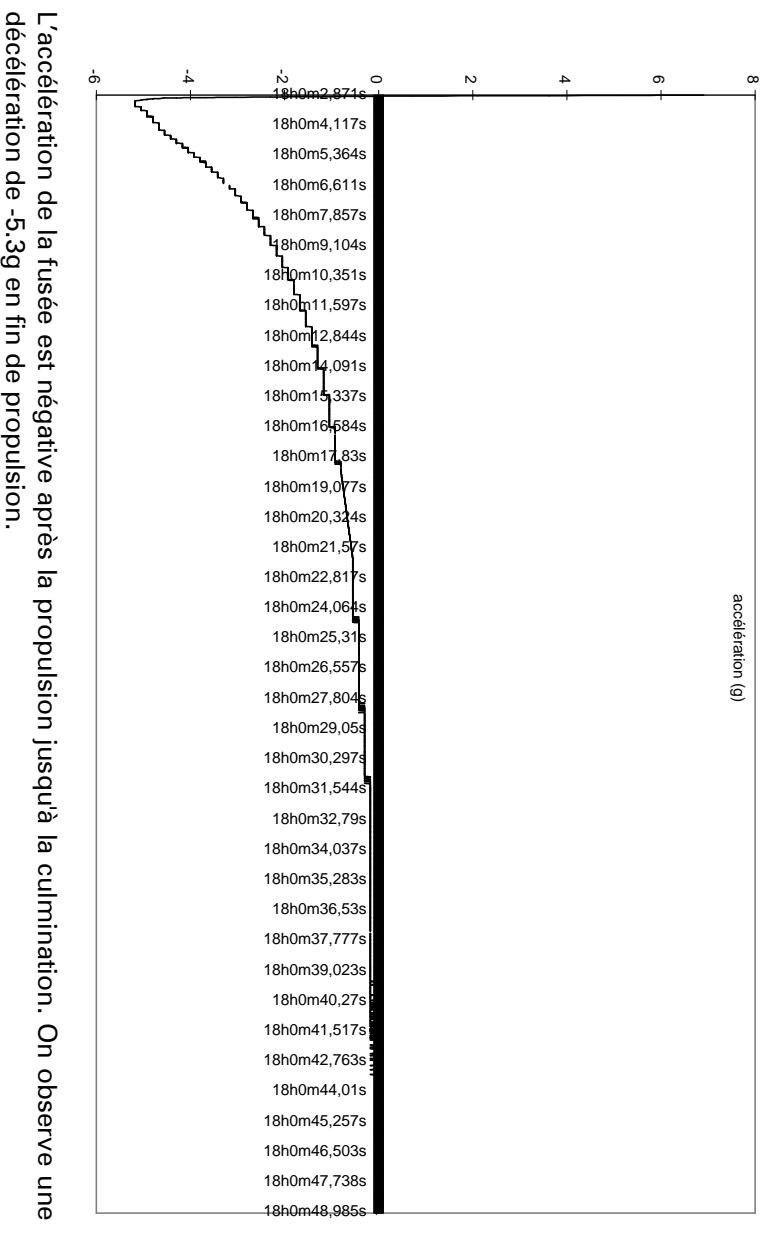
L'énergie totale fournie par le propulseur (impulsion spécifique) est la même pour les deux courbes, elle est calculée par intégration de la poussée sur le temps de combustion. Nous avons déterminé une nouvelle courbe de poussée pour les calculs de trajectoire en ajustant le temps de propulsion à 2.74s.

L'accélération réelle en g subie par la fusée est la suivante :



L'accélération maximale mesurée est 50.9 g à T0+2.44s (18h00m2,64s). La valeur prévue par la poussée théorique (1s plus longue) était 41g. La réduction du temps de combustion de 0.36s a donc provoqué une élévation du pic d'accélération maximale de 10g.

décélération en fin de combustion :



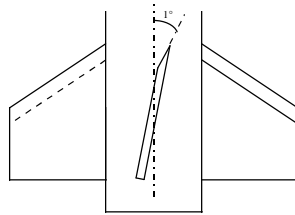
L'accélération de la fusée est négative après la propulsion jusqu'à la culmination. On observe une décélération de -5.3g en fin de propulsion.

5.2. Mesure de vibrations

Le capteur n'a pas observé de vibrations significatives. Le principe de mesure était l'exploitation des hautes fréquences du capteur d'accélération longitudinale par filtrage. Soit le niveau des vibrations attendues a été surestimé et les gains des amplificateurs ont été choisis trop faibles, soit le principe de mesure est mauvais (il aurait fallu utiliser un capteur dédié aux vibrations).

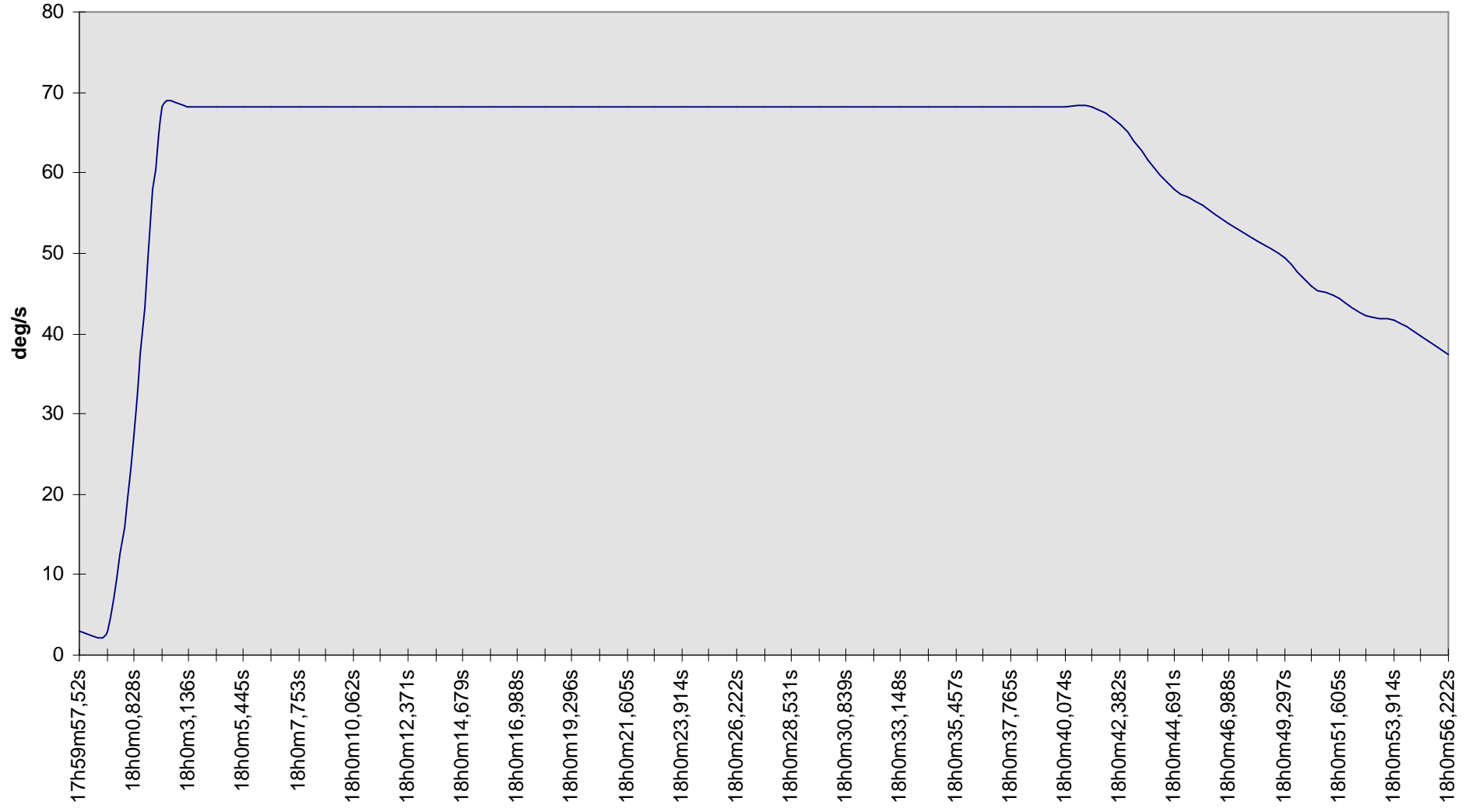
5.3. Mesure de giration

Les ailerons ont été braqués d'un degré et biseautés pour induire une rotation de la fusée pendant le vol. Ceci avait pour but d'éviter qu'une erreur de centrage de la poussée du propulseur (difficile à mesurer) par rapport à l'axe longitudinal de la fusée n'entraîne une courbure de la trajectoire.



Les ailerons devaient induire un roulis d'environ 360°/s. Le capteur piézo-électrique embarqué était limité à environ 70°/s selon le constructeur. Une saturation du capteur était donc attendue.

Giration

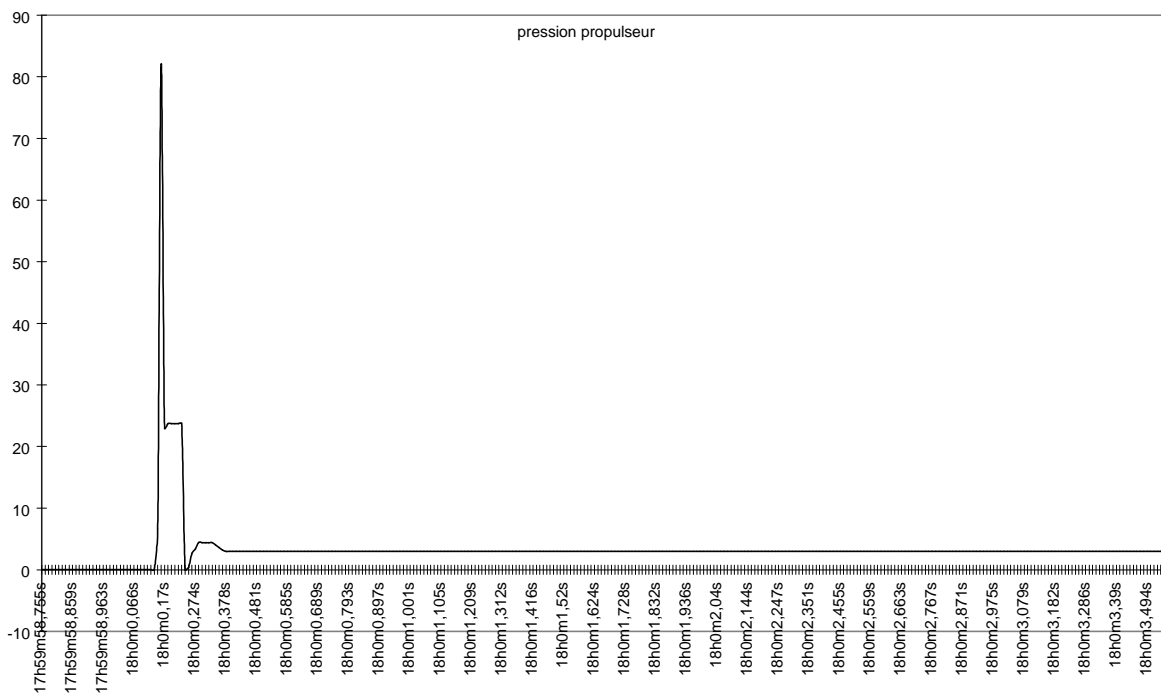


Les valeurs mesurées sont correctes. La vitesse angulaire croît très rapidement au décollage, pendant la phase propulsée. Le capteur sature à T0+1.7s pour une vitesse angulaire de 70°/s. La mesure tombe sous le seuil de saturation vers T0+41s alors que la fusée est à une altitude de 17000m. Au total, le capteur est resté saturé pendant environ 40s, jusqu'à environ 17 secondes avant la culmination.

D'après la trajectoire réelle suivie par la fusée, cette mise en roulis a été efficace. Les radars ont confirmé que durant toute la phase ascensionnelle, la fusée est restée dans un plan vertical sans changer d'azimut.

5.4. Mesure de la pression du propulseur

Le capteur de pression propulseur était disposé en haut du propulseur en affleurement dans la chambre de combustion. La pièce supérieure du propulseur a été usinée pour permettre de visser le capteur de façon étanche.



Lors de la mise à feu, la pression augmente brutalement dans le propulseur. Malheureusement, les mesures ne sont plus cohérentes après quelques dizaines de millisecondes de propulsion. Après le pic de pression de la mise à feu du propulseur, la mesure chute. La raison de ces mesures peut être soit la destruction du capteur qui n'aurait pas supporté les contraintes mécaniques imposées en quelques dizaines de millisecondes, soit un dysfonctionnement de la partie conditionnement du signal. Une expertise du capteur et de l'électronique de conditionnement associée pourrait nous permettre de conclure sur la cause de cette mesure, mais la partie propulsive n'a pas encore été récupérée.

5.5. Mesure de la pression atmosphérique et de l'altitude

La mesure de pression atmosphérique permet de déduire l'altitude si l'on connaît parfaitement les caractéristiques de l'atmosphère. Le jour du tir, plusieurs relevés météorologiques ont été effectués au moyen de ballons sondes. Les résultats, stockés dans des fichiers informatiques, contiennent les caractéristiques de l'atmosphère par paliers de 100 mètres. Nous avons déduit l'altitude de la fusée en temps réel à partir de la télémessure de la pression atmosphérique et des fichiers météorologiques.

Les extrêmes sont semblables quelle que soit la méthode utilisée :

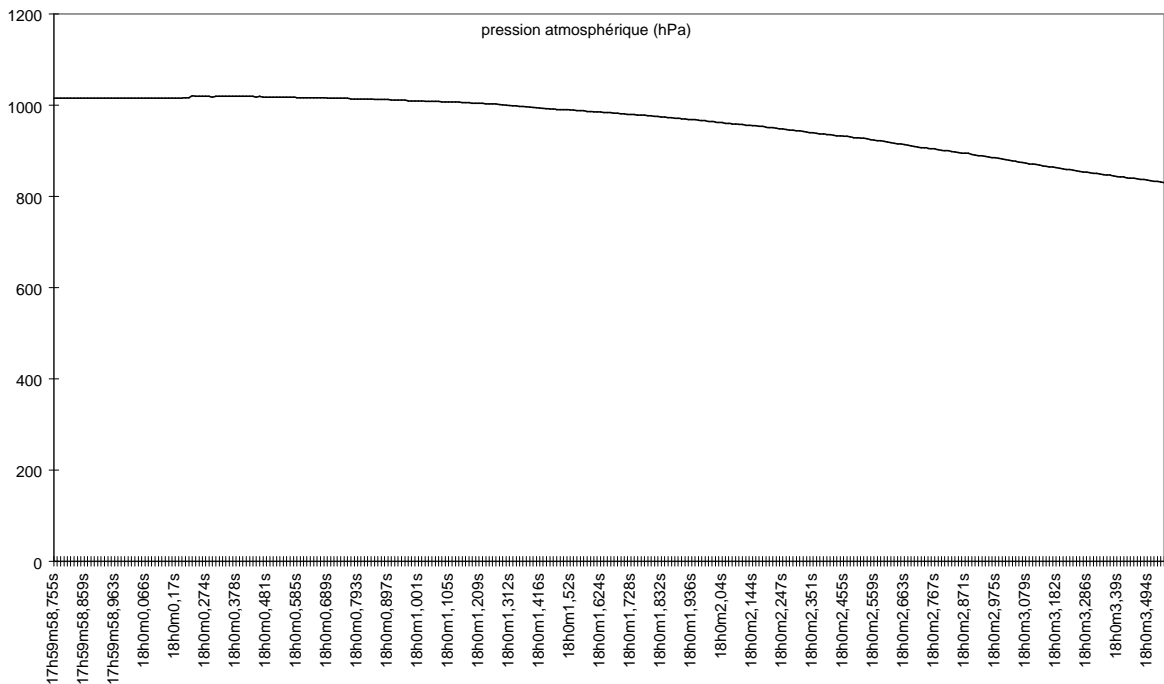
fichier 4a180298.txt :

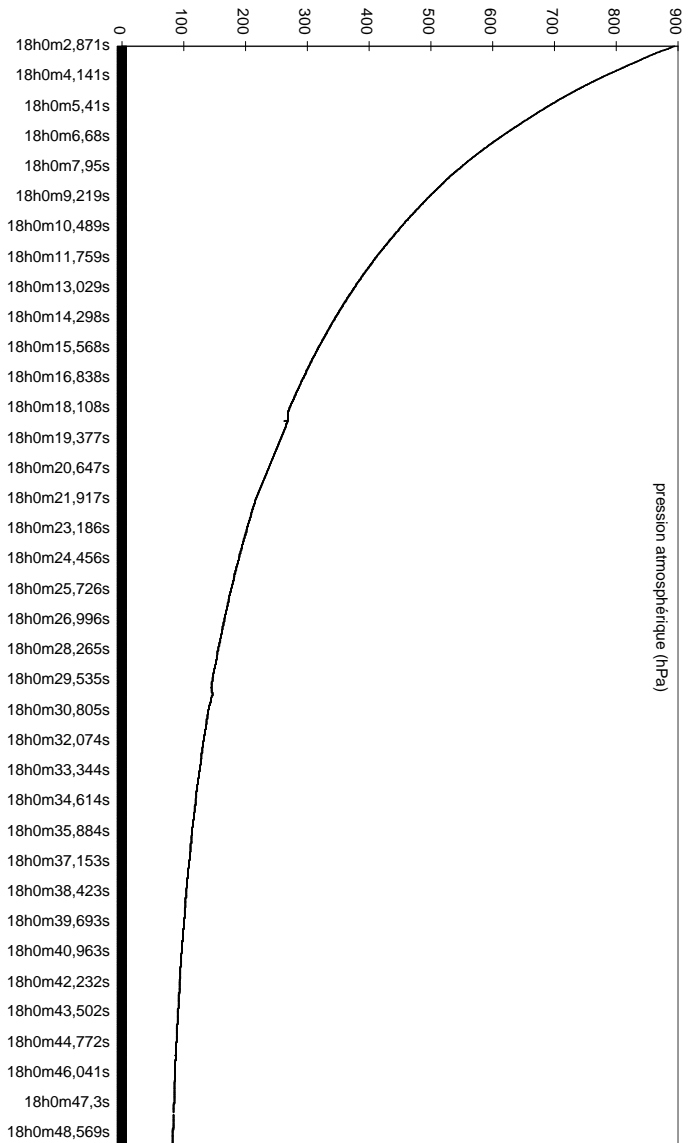
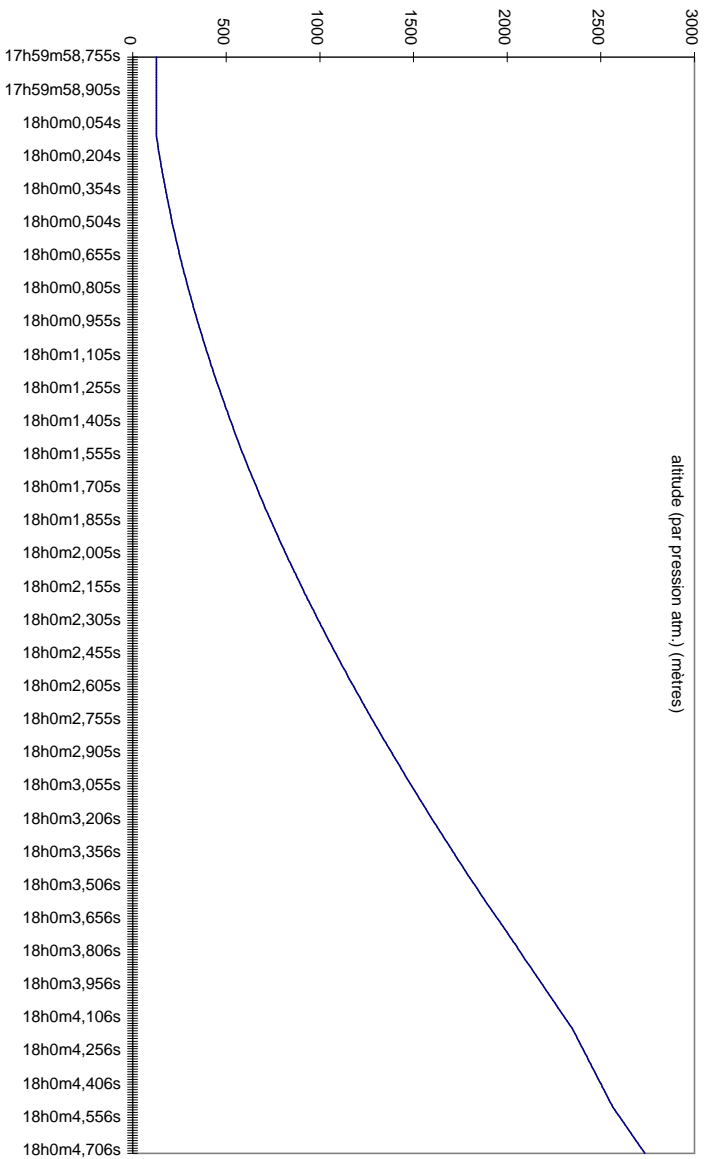
- Trame n°10037 (au sol) : pression=011011110110B=1782->1015 hPa (d'après étalonnages du 9 et 5 juillet 1997)
- Trame n°14919 (séparation engin 56s) : pression= 000110010110B=406->76 hPa (d'après étalonnages du 9 et 5 juillet 1997)

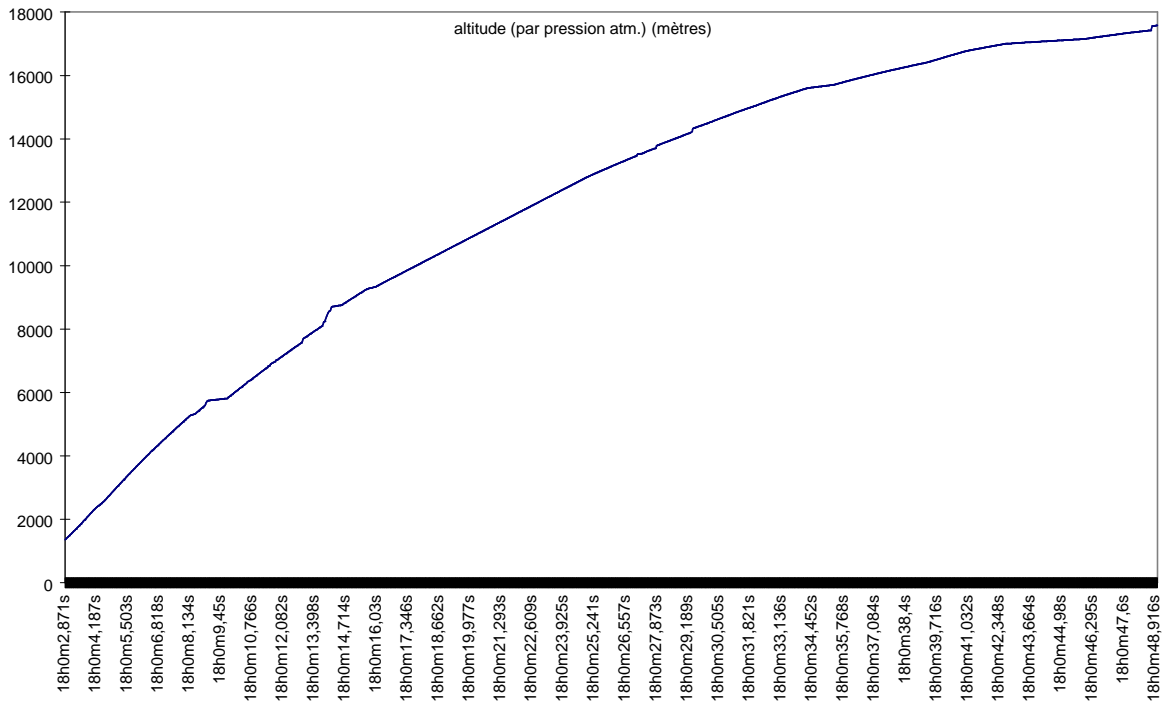
D'après les deux sondages météo du 13-02-1998 11h et 14h10 (jusqu'à 18kmd'altitude) :

- Pression au sol : 1014 hPa à 12 mètres.
- Pression de culmination 76 hPa -> 18200m (séparation et culmination ont même pression)

Les courbes suivantes représentent la pression mesurée et l'altitude déduite :







La pression mesurée à la culmination est 75mb +/- 1mb, les sondes météorologiques indiquent une altitude correspondante de 18300m +/- 100m. En rapprochant tous les sondages et étalonnages au sol, l'altitude finalement retenue est 18350m pour l'apogée de la trajectoire à T0+56s.

5.6. Mesures de contraintes

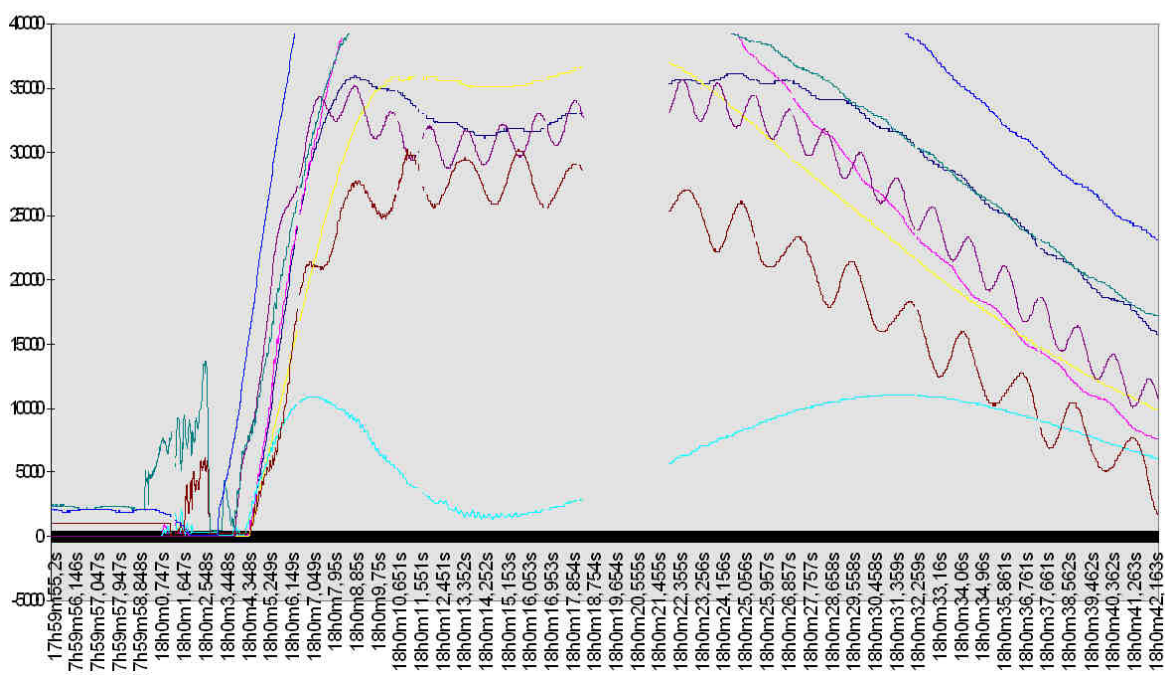
Les contraintes sont déduites à partir de jauges d'extensométrie.

Huit jauges ont été placées sur le cylindre constituant la structure de la case parachutes.

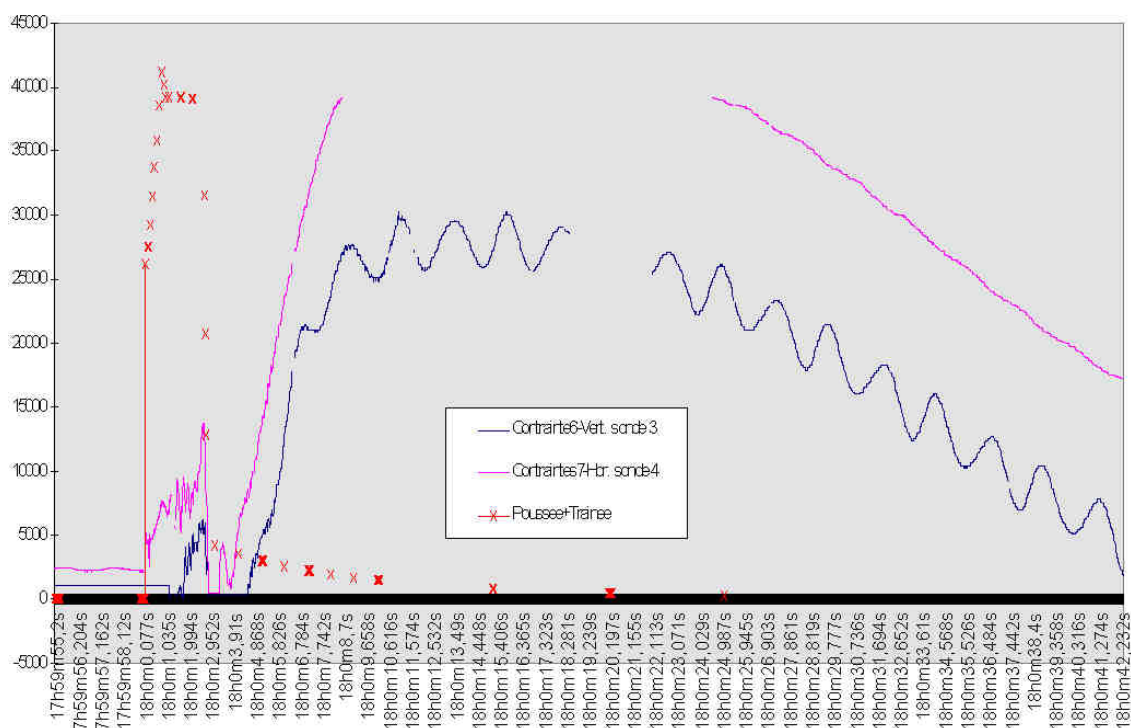
Un étalonnage sous presse hydraulique a permis d'obtenir la relation de contrainte en fonction de la déformation.

Les jauges ont été disposées sur une section du cylindre. Elles ont été groupées par deux, une mesure les déformations longitudinales, l'autre les déformations latérales.

Contraintes mesurées sur la case parachutes (en N)



Comparaison Contraintes observées et contraintes réelles



La réponse des jauges en vol est très surprenante. Nous pouvons constater deux phénomènes successifs : une première série de mesures juste après la mise à feu du propulseur (18h00mn). Une seconde série environ 3s après la mise à feu.

La première « bosse » ressemble bien à la courbe de déformation prévue, mais son amplitude est étrangement faible (13000N au lieu de 40000N). D'autre part, seules les jauges 3 et 4 montrent cette déformation caractéristique.

La seconde « bosse » est encore plus surprenante. Elle apparaît juste après la fin de propulsion (T_0+3s), alors que les efforts sont réduits à la traînée aérodynamique qui décroît avec la vitesse et l'altitude. Ce phénomène est observé sur toute la phase ascensionnelle et toutes les jauges ont globalement la même réponse.

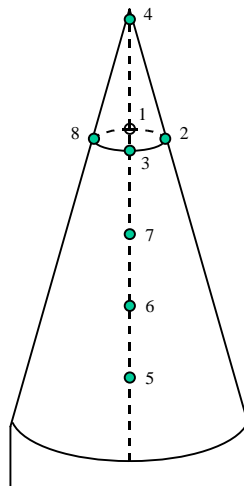
La réponse des jauges d'extensométrie en vol laisse perplexe. L'exploitation des mesures est très difficile et aucune explication n'a encore été trouvée (dérive due à la température... ?, phénomènes de retard ?).

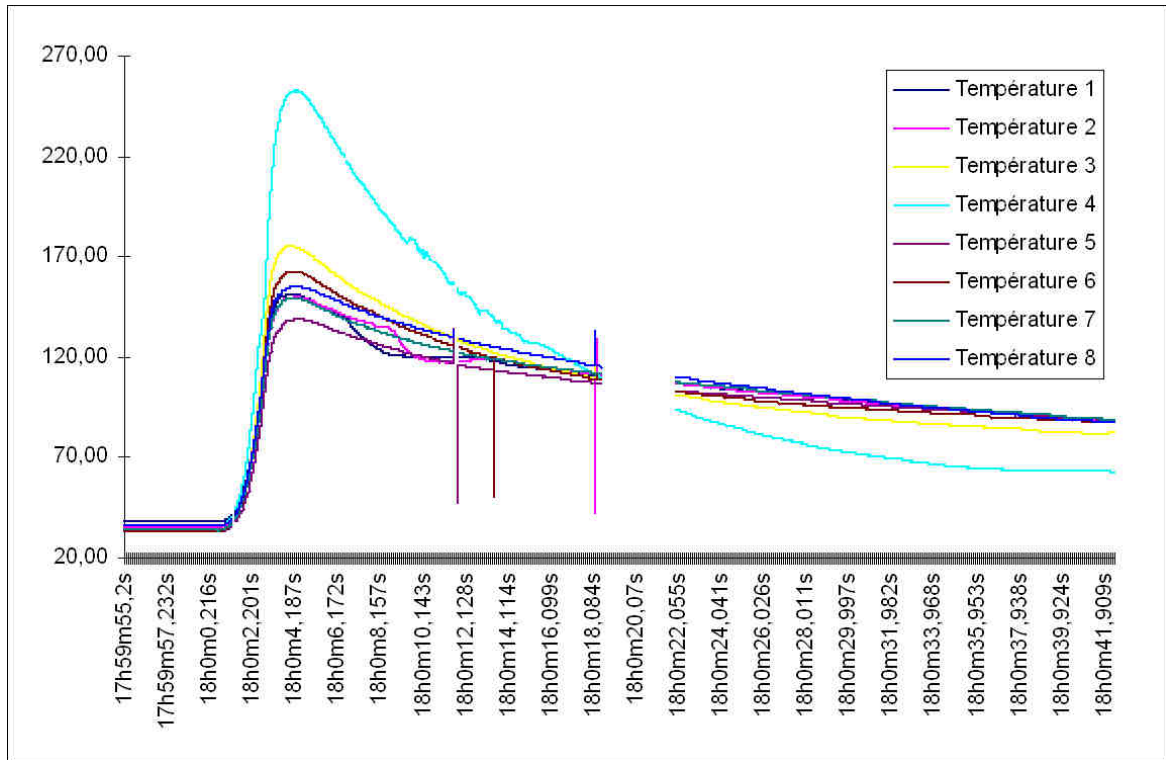
Les jauges ont été étalonnées au CNES Toulouse sous presse hydraulique. Le cylindre de vol a subi des contraintes dans la direction de son axe longitudinal, par paliers de 5000N avec une vitesse de variation des contraintes entre les paliers d'environ 1000N/s. Les mesures étaient parfaitement précises et reproductibles.

En vol, le propulseur applique une variation de poussée environ 500 fois supérieure. Cet étalonnage avec des contraintes lentes, n'a apparemment pas permis de simuler efficacement les conditions du vol. La presse était trop lente pour mettre en évidence d'éventuels phénomènes de retard quand la contrainte est une impulsion de mise à feu de propulseur.

5.7. Mesures de température sur le cône

Huit sondes de température platine ont été intégrées dans le cône pour mesurer l'échauffement en différents points. La disposition des capteurs de température sur le cône est la suivante :





Les températures maximales des capteurs 1 à 8 respectivement sont : 151°C, 150°C, 175°C, 253°C, 139°C, 163°C, 149°C et 155°C. Ces valeurs ont été atteintes environ 1s après la fin de propulsion, pour une vitesse de l'ordre de 830 m/s à 2300m, soit Mach 2,45.

Le capteur 4 placé sur le point d'arrêt (« pointe » du cône) montre un pic de température à 253°C. Les sept autres capteurs disposés sur une génératrice du cône indiquent des températures maximales comprises entre 135 et 166 degrés. Les calculs théoriques d'échauffement à la surface du cône prévoyaient une température de l'air de 350°C au niveau du point d'arrêt pour une vitesse de 2.6 Mach. La différence de 125°C entre la température de l'air et la mesure du capteur est due au fait que le capteur était intégré dans le cône. Les capteurs mesuraient en fait la température de la paroi. La fusée n'étant restée que très peu de temps à haute vitesse (5.7 sec au-delà de Mach 2), la paroi n'a pas eu le temps d'atteindre la température de 350°C. Le cône a été réalisé en acier de 2mm d'épaisseur. Son inertie thermique étant importante nous pouvons constater un retard de 2 secondes entre la vitesse maximale et l'échauffement maximum.

Les capteurs 1,2,3 et 8, ont été positionnés symétriquement sur une section du cône de façon à observer une éventuelle dissymétrie correspondant à une incidence dans la trajectoire. Le capteur 3 montre un échauffement d'environ 20°C supérieur aux capteurs 1,2 et 8. Cependant, nous avons constaté que le capteur 3 est plus affleurant que les 3 autres. Il paraît donc difficile de conclure sur une incidence de la trajectoire (la trajectographie a montré que la trajectoire était nominale).

Une étude est en cours pour déterminer le flux thermique à travers le cône, connaissant la réponse impulsionnelle de chacun des capteurs et les mesures en vol.

6. CONCLUSIONS SUR LES MESURES

Après environ une minute de phase ascensionnelle, la fusée a culminé à une altitude de 18km après avoir atteint une vitesse maximum de MACH 2,6. Le système de séparation de la fusée par cordeau détonant a fonctionné comme prévu et les 2 parachutes de récupération se sont bien ouverts à l'apogée de la trajectoire. Les deux parties de la fusée ont atterris sans dommage, après respectivement 13 et 20 minutes de descente sous parachutes.

Seule la charge utile (case équipements) a été récupérée. La partie propulsive a été localisée mais la récupération a été jugée trop difficile.

L'altitude de culmination réelle est très proche des résultats des calculs prévisionnels du programme 'TRAJECTD' réalisé par le Garef (moins de 2% d'erreur sur l'altitude de 18350m), mais on a constaté d'importantes différences d'azimut et de portée.

Une question reste posée au niveau de la trajectoire en sortie de rampe. L'azimut réel (50°) est nettement plus à l'Est que les prévisions (0°). Ceci pourrait peut-être être causé, soit par une longueur de rampe trop courte en présence d'un rafale de vent, soit par l'incertitude d'azimut due à un site trop proche de la verticale. D'autre part, le site de tir observé par les radars est de 80° au lieu des 85.5° de la rampe.

Mis à part la différence l'erreur d'azimut au décollage, la fusée a gardé son azimut pendant toute la suite de la trajectoire ascensionnelle. Le braquage et le biseautage des ailerons ont été efficaces pour imposer le roulis la fusée et conserver l'azimut. La vitesse de roulis a saturé le gyromètre (saturé au-delà de 1 tour en 4s) pendant quelques secondes pendant la phase de vitesse maximale.

La structure en composite carbone-époxy de 2mm d'épaisseur a parfaitement subi les contraintes mécaniques du vol (équivalent à 4 tonnes pendant la phase propulsée).

Les mesures accélérométriques en vol ont montré une accélération de +51g et une décélération en fin de propulsion de -5.3g.

Les mesures accélérométriques ont permis également de déterminer la poussée réelle du propulseur Burat de la SNPE. Malheureusement, la mesure de pression dans la chambre de combustion n'a pas pu être exploitée à cause d'un endommagement à la mise à feu du propulseur soit du capteur, soit de l'électronique associée. Ce point pourra être étudié si le propulseur est récupéré.

Les mesures de température en différents points du cône ont été satisfaisantes, montrant des températures de 234°C sur le point d'arrêt du cône et environ 150°C sur sa génératrice. Une exploitation plus poussée de ces mesures est en cours et permettra de déterminer le flux thermique à travers le cône pendant le vol.

Les mesures de déformation de la structure sont très difficiles à exploiter. Elles présentent une « bosse » après la propulsion. Ces anomalies sont encore inexplicées.

Les points qui posent problème sont en cours d'étude et donneront lieu à des mises à jour de ce document.

7. CONCLUSIONS DU PROJET

Après 5 années d'efforts, la fusée Atalante a pris son envol le vendredi 13 février 1998 à 15h, depuis le site Fusée-Sonde du Centre Spatial Guyanais. Elle a atteint une vitesse maximale de Mach 2.6 (environ 900m/s à 1100m) et une altitude de 18350m.

Le lancement au CSG s'est déroulé dans de très bonnes conditions. La fusée est retombée comme prévu sous parachutes. Les télémesures du vol ont été reçues. Nous avons pu observer de bonnes mesures comme l'évolution de la température en différents points du cône. Les mesures de déformation présentent, cependant des phénomènes non encore élucidés. Ils n'ont pas été observés pendant les étalonnages au sol, les moyens de test au sol n'ayant pu simuler efficacement les conditions du vol.

Construire une fusée de 130kg et de 3,6m de longueur, n'est pas simple, surtout pour un club de jeunes amateurs (16 ans en début de projet). Lors de la conception d'Atalante nous avons été confrontés à de nombreuses difficultés techniques : en mécanique, à cause de la forte poussée du propulseur (équivalente à 3,5 tonnes pendant 3 secondes), et des problèmes de stabilité aux vitesses supersoniques ; en l'électronique, pour la fiabilité des équipements critiques quand l'accélération atteint 50g ; ainsi qu'au niveau de la sécurité qui entoure la manipulation du propulseur et des autres éléments pyrotechniques.

Comme tout projet, en plus de la partie technique, il y a aussi un aspect humain très important. Pour mener à bien ce projet il a fallu organiser le travail en équipe en répartissant les tâches et des réunions ont été organisées de façon régulière. Le nombre important de personnes impliquées et la durée du projet nous ont obligé à rédiger de nombreux documents. Enfin, il faut aussi rappeler que ces activités sont des loisirs et que tous les membres de l'équipe ont travaillé sur ce projet en parallèle avec leurs études.

L'apport d'une telle expérience en complément des études et pour se préparer à entrer dans la vie active est déterminant dans le contexte économique actuel et vaut bien tous les efforts fait pour aboutir à ce succès.

Toute l'équipe du GAREF tient à remercier une nouvelle fois chaleureusement tous les partenaires sans qui ce projet unique n'aurait pu aboutir.

8. ANNEXES

- Plan détaillé de la pointe électronique
- Architecture générale de l'électronique embarquée
- Trame PCM Atalante
- Extrait du dossier technique électronique (responsable électronique : Olivier Méline)

- Carte acquisition
- Module mesures d'extensométrie
- Mesure d'accélération, vibrations
- Mesure de giration
- Mesure de la pression atmosphérique
- Mesure de la pression propulseur
- Mesures de température
- Phase de vol
- Un schéma accélération

- Principe du système de récupération
- Extrait de l'étude de sécurité
- Planning CSG campagne Atalante
- Planning jour du lancement 13 février 1998
- Planning mission GAREF
- Sondage météo jour du lancement 13 février 1998 12h11
- Sondage météo jour du lancement 13 février 1998 15h22
- Carte originale du point de retombée propulseur
- « Nouvelles d'Atalante » N°1, 2, 3, 4, 5, 6, 7