GAREF AEROSPATIAL
Club scientifique de jeunes de Paris

6 rue Émile Levassor
75013 Paris, France
+33 (0)1 45 82 11 99
www.garef.com

PariSat

RAPPORT D'EXPÉRIENCE

GD-2143-A-002

Révision 1.5

01 novembre 2024

Rédigé par : Nolan RONJON, Elias ALAOUI

Approuvé par : Axel CHOVET

SOMMAIRE

0. ÉVOLUTION DU DOCUMENT 4

1. INTRODUCTION 5

1.1 CONTEXTE DU PROJET 5

1.2 OBJECTIFS DU PROJET 5

1.3 SPECIFICATIONS TECHNIQUES 5

1.4 L'EQUIPE PARISAT 6

1.4.1 Gestion du projet 6
1.4.2 Membres du projet 6
1.4.3 Ingénieurs en support 7
1.4.4 Presse et communication 7

2. PRÉSENTATION DE L'EXPÉRIENCE PARISAT 8

2.1 DESCRIPTION GENERALE 8

2.2 SYNOPTIQUE DE L'EXPERIENCE 9

2.3 ÉLECTRONIQUE EMBARQUEE 10

2.3.1 Module de gestion d'alimentation 10
2.3.2 Système d'alimentation 12
2.3.3 OBC (On Board Computer) 12
2.3.4 Timecode 12

2.4 STRUCTURE MECANIQUE 13

2.5 EXPERIENCE SCIENTIFIQUE 14

2.6 EXPERIENCE PRISE DE VUE 14

2.7 SYSTEME D'EMISSION DE LA TELEMESURE 15

2.8 TESTS DE QUALIFICATION 16

2.8.1 Qualification mécanique 16
2.8.2 Qualification électrique 16
2.8.3 Test d'émission 16

3. DESCRIPTION DÉTAILLÉE DE L'EXPÉRIENCE SCIENTIFIQUE 17

3.1 CONTEXTUALISATION THERMODYNAMIQUE 17

3.2 DESCRIPTION TECHNIQUE 18

3.2.1 Synoptique de l'expérience scientifique 18
3.2.2 Plaques radiatives 18

3.3 ÉTUDE PREVISIONNELLE 19

4. LANCEMENT 20

4.1 CAMPAGNE D'INTEGRATION 20

4.1.1 Opérations techniques 20
4.1.2 Évènements marquants 21
4.1.3 Autres charges utiles 22

4.2 DEROULEMENT DU VOL 22

4.3 TRAJECTOGRAPHIE DU VOL 24

4.3.1 Trajectoire prévue 24
4.3.2 Paramètres orbitaux à deux lignes (TLE) 24
4.3.3 Trajectoire réelle 25

4.4 STATION DE RECEPTION D'ESRANGE 25

4.4.1 Collaboration avec SSC (Swedish Space Corporation) 25
4.4.2 Bilan de liaison 26
4.4.3 Mission préliminaire à Esrange 27
4.4.4 Réception des données 27

5. CONCLUSIONS DES EXPÉRIENCES 28

5.1 DEPOUILLEMENT DES DONNEES 28

5.1.1 Logiciel au sol 28
5.1.2 Logique de transmission des données 28
5.1.3 Traitement des données brutes 29

5.2 ANALYSE DES DONNEES DE TEMPERATURE 30

5.2.1 Chronologie graphique 30
5.2.2 Plaques chauffées (plaques n°1 et n°2) 31
5.2.3 Plaques d'aluminium inertes (plaques n°3, n°4, n°5 et n°7) 32
5.2.4 Plaques en fibre de carbone et titane (plaques n°6 et n°8) 33
5.2.5 Commentaires et évolution des températures 34
5.2.6 Mise en place du modèle thermique 35
5.2.7 Conclusion scientifique 35

5.3 ANALYSE DES IMAGES REÇUES 36

5.3.1 Image n°1 (20h09:26 UTC – T0+4166s) 37
5.3.2 Image n°2 (20h11:37 UTC – T0+4297s) 38
5.3.3 Image n°3 (20h17:45 UTC – T0+4565s) 39
5.3.4 Image n°4 (20h22:05 UTC – T0+4925s) 40
5.3.5 Image n°5 (20h22:43 UTC – T0+4963s) 41
5.3.6 Image n°6 (20h23:26 UTC – T0+5006s) 42
5.3.7 Image n°7 (20h36:38 UTC – T0+5768s) 43
5.3.8 Image n°8 (20h41:58 UTC – T0+6118s) 44
5.3.9 Image n°9 (20h48:42 UTC – T0+6522s) 45
5.3.10 Image n°10 (20h49:20 UTC – T0+6560s) 46

6. CONCLUSIONS DU PROJET ET REMERCIEMENTS 47

0. ÉVOLUTION DU DOCUMENT

Version 0.1	11 juillet 2024	Création du document
Version 0.2	5 août 2024	Finalisation du sommaire
Version 0.3	8 août 2024	Rédaction des différents chapitres
Version 0.4	2 septembre 2024	Analyse des résultats scientifiques
Version 0.5	12 octobre 2024	Relecture du document
Version 1.0	24 octobre 2024	Version diffusable
Version 1.5	01 novembre 2024	Corrections mineures

1. INTRODUCTION

1.1 Contexte du projet

En fin d'année 2021, le **GAREF** a répondu à une opportunité de participation de la part de l'ESA (Agence Spatiale Européenne) pour embarquer une petite charge utile sur le lancement inaugural d'Ariane 6, le nouveau lanceur européen. Le 4 février 2022, le **GAREF** a reçu la confirmation que son expérience **PariSat** avait été acceptée pour faire partie de la charge utile du premier lancement d'Ariane 6 (référencé VA262), qui a décollé depuis Kourou au Centre Spatial Guyanais le mardi 9 juillet 2024 à 19h00 UTC. C'est une opportunité exceptionnelle pour le **GAREF**, qui mène de nombreuses expériences depuis sa création en 1964, avec entre autres 5 lancements de fusées expérimentales à Kourou et 3 à Kiruna (dans le cadre du projet PERSEUS du CNES). C'est en 1981 que son premier satellite **Thésée** avait été lancé sur le 4e vol d'essai d'Ariane (L04).

Après 3 ans de travail **PariSat** a donc donc une occasion unique de mettre en orbite une nouvelle expérience, et c'est aussi pour le club la première occasion de prendre des photos depuis l'espace. Ce qui caractérise **PariSat**, c'est avant tout le fait d'être entièrement conçu et fabriqué en interne au **GAREF** par des jeunes passionnés de 15 à 25 ans, de l'architecture mécanique globale à la soudure des cartes en passant par la conception électronique et le logiciel.

1.2 Objectifs du projet

L'objectif scientifique est simple : sans air dans l'espace, et sous les rayons cosmiques et ceux du Soleil, comment dissiper au mieux la chaleur de l'électronique embarquée ?

L'expérience consiste donc à déterminer le matériau qui agirait comme le meilleur radiateur. Nous avons un lot de 8 radiateurs thermiques miniatures (plaques de 40×40 mm), tous différents (matériau, traitement de surface, chauffage…), avec un capteur de température relié à chaque plaque. Dans des termes plus techniques, cela permettra de valider le principe de rayonnement du corps noir, établi en 1884 avec la loi de Stefan-Boltzmann. Ces mesures permettront de déterminer quel matériau et quel traitement seraient susceptibles au mieux de dissiper la chaleur de l'électronique, dans l'optique d'une prochaine mission spatiale (satellite ou autre).

Au-delà de l'aspect scientifique le projet **PariSat** s'est révélée être une aventure humaine extraordinaire pour une équipe de jeunes amateurs de 15 à 25 ans, tous passionnés par le spatial.

1.3 Spécifications techniques

La structure extérieure de **PariSat** se base sur le format standard de cubesat 6U (30×20×10 cm), légèrement modifié pour répondre à certaines contraintes d'intégration ; le tout pour une masse totale de 7.5kg. Afin de mener à bien sa mission, le satellite contient différents modules électroniques conçus par les jeunes du **GAREF** :

- Expérience scientifique
- Expérience prise de vue
- Alimentation
- Timecode
- Calculateur de bord
- Système de télémesure

L'expérience est dimensionnée pour être active sur toute la durée du vol, soit une autonomie d'environ 2h. Les données sont stockées à bord tout au long du vol, avant d'être déchargées lors d'un unique passage au-dessus de la station de réception satellite d'Esrange (près de Kiruna en Suède).

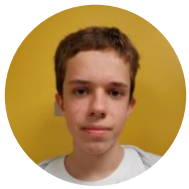
1.4 L’équipe PariSat

1.4.1 Gestion du projet

Nolan R.
20 ans
Chef de projet

Elias A.
20 ans
Responsable de l’expérience scientifique

1.4.2 Membres du projet



Nicolas A.
17 ans
Électronique embarquée

Atia B.
16 ans
Alimentation

Bérenger D.
18 ans
Expérience scientifique

Alexandra D.
24 ans
Électronique embarquée

Léon F.
16 ans
Logiciel embarqué

Jeanne F.
16 ans
Alimentation

Yoram F.
20 ans
Conception mécanique

Aymeric G.
17 ans
Électronique embarquée

Chan-Ly L.
16 ans
Électronique embarquée

Ricardo M.
17 ans
Mise sous tension

Guillaume M.
16 ans
Électronique embarquée

Noé M.
17 ans
Électronique embarquée

Ophélie N.
17 ans
Alimentation

Thomas R.
18 ans
Logiciel embarqué

Joseph R.
17 ans
Intégration mécanique

Laszlo S.
16 ans
Électronique embarquée

Philippe S.
18 ans
Expérience prise de vue

Gaspard W.
15 ans
Logiciel embarqué

Maya Y.
17 ans
Alimentation

1.4.3 Ingénieurs en support

Axel C.

Président du GAREF, Calculateur de bord

Bernard S.

Support télémesure

Yacine A.

Support télémesure et antennes d'émission

Charlie B.

Trésorier du GAREF

Nasca F.

Support conception mécanique

Léo G.

Support timecode

Timothée G.

Support électronique

Elies H.

Réception télémesure

Noha K.

Conception mécanique

Alexandre P.

Support antennes d'émission

1.4.4 Presse et communication

Matthis M.

Responsable communication

2. PRÉSENTATION DE L'EXPÉRIENCE PARISAT

2.1 Description générale

L'expérience scientifique se compose de l'électronique permettant l'échauffement et la mesure de la température de 8 plaques de différents matériaux tels que l'aluminium, la fibre de carbone et le titane revêtus de différents traitements de surface. Une plaque non chauffée d'aluminium anodisée noir fait office de référence. Toutes les plaques sont chauffées passivement par le rayonnement solaire et terrestre et 2 plaques sont en plus chauffées activement au moyen de résistances chauffantes placées à l'arrière des plaques considérées. Un photorécepteur mesure l'intensité du rayonnement de la Terre et du Soleil reçu par les plaques.

Le calculateur de bord (OBC) se charge de la collecte, de l'organisation et du stockage de toutes les données du système, et de leur mise en forme et codage pour l'envoi à l'émetteur de télémesure. Des piles permettent l'approvisionnement en énergie des différents équipements. Un système de watchdog (chien de garde) permet de s'assurer du redémarrage automatique de l'expérience en cas d'erreur fatale. Un module timecode permet de dater toutes les mesures de façon synchronisée, pour les corréler entre elles et avec les mesures au sol Ariane. Un module photo contenant une caméra munie d'un objectif grand angle permet l'acquisition d'images en orbite basse. Un module de mise sous tension permet la mise en route de **PariSat** suite à un signal envoyé par le lanceur. Un émetteur et deux antennes patch permettent la transmission des données vers les stations au sol.

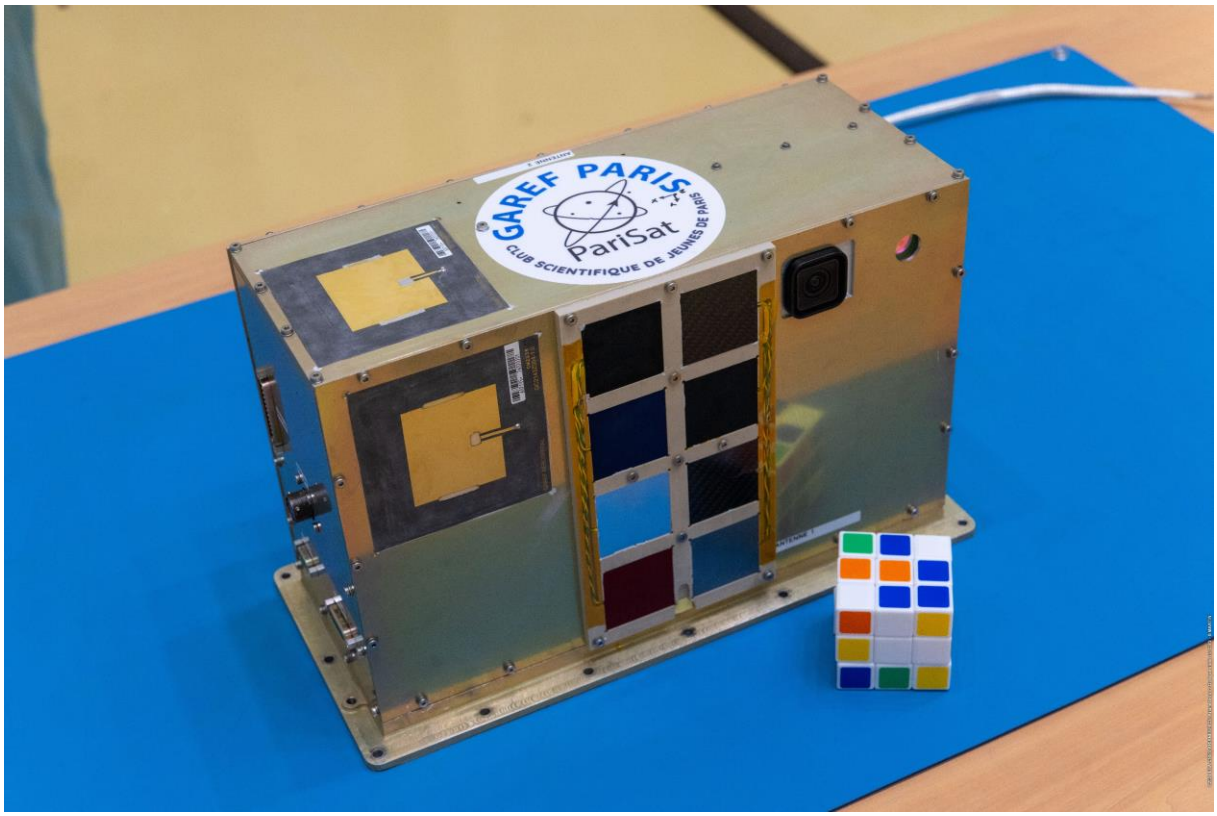
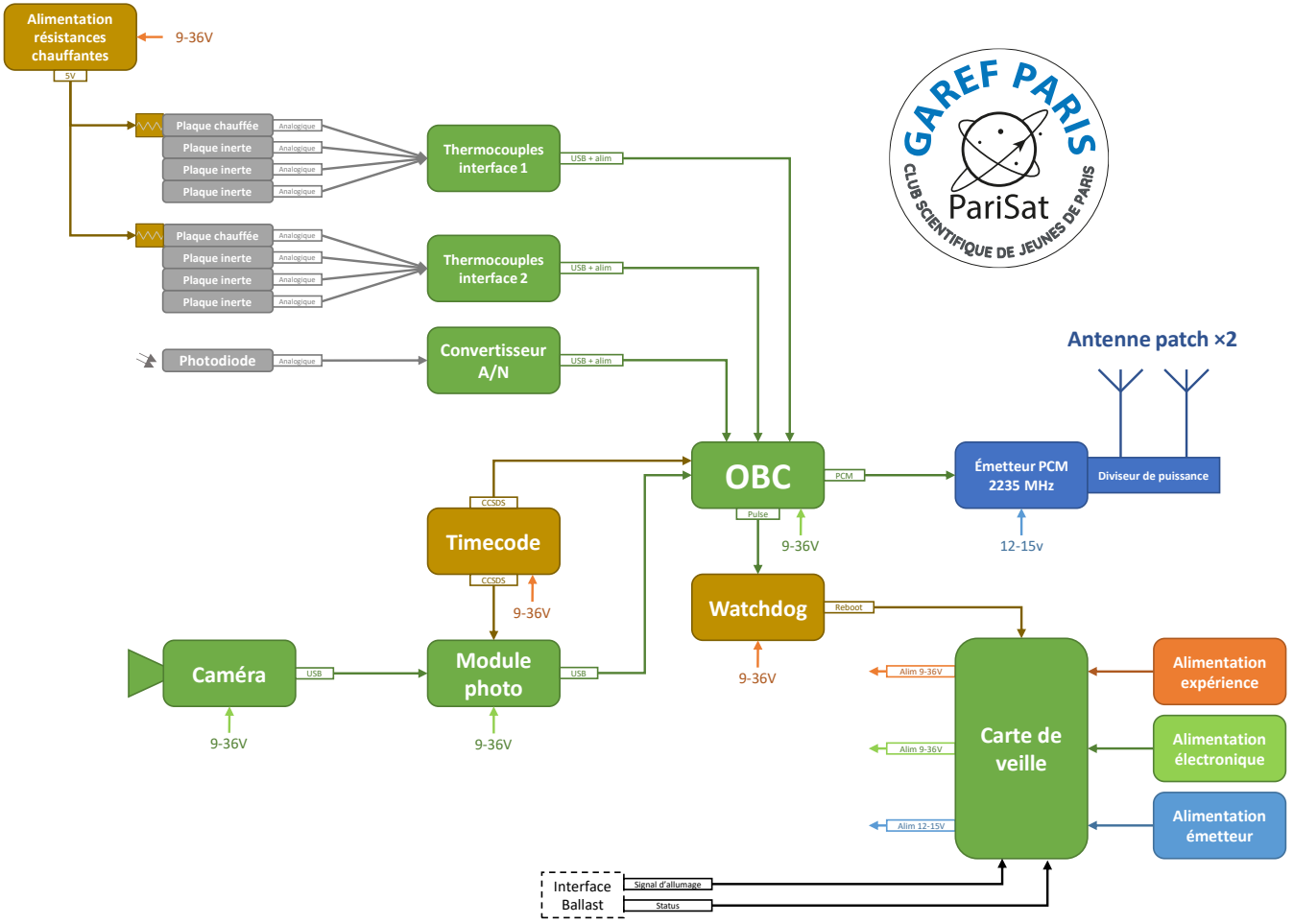


Image de PariSat avant son intégration dans Ariane 6

© 2024 ESA-CNES-ARIANESPACE-ArianeGroup / Optique vidéo du CSG - S MARTIN

2.2 Synoptique de l'expérience



GAREF AEROSPATIAL Club scientifique de jeunes de Paris	Synoptique PariSat	GD2143A010-1.3	30DEC2023	NR

2.3 Électronique embarquée

2.3.1 Module de gestion d'alimentation

Le boitier de gestion d'alimentation intègre à la fois la carte de mise sous tension (avec des relais) et la carte du watchdog, le tout dans un boitier standard **GAREF** T2 (102×105×43.1 mm). Au vu du nombre conséquent de connexions électriques entre les deux cartes, elles sont reliées en interne grâce à des câbles soudés.

2.3.1.1 Carte de mise sous tension

Après avoir été vérifiée et placée sur le ballast FM1 (le bloc métallique d'environ 2 tonnes permettant au lanceur Ariane 6 de simuler la masse d'un véritable satellite), l'expérience **PariSat** n'est plus accessible pour un allumage, des calibrations ou tests. L'expérience doit être éteinte durant une période indéterminée (qui peut durer jusqu'à 45 jours d'après le manuel utilisateur d'Ariane 6) de l'installation sur ballast jusqu'au lancement, et ne s'allumer que sur ordre du lanceur une fois l'orbite atteinte.

Cet ordre consiste en l'ouvertures d'une ligne sur pyro-switch redondée, il faut donc faire passer un faible courant en continu pour détecter l'ouverture de la ligne, pendant toute cette période d'attente de lancement. La carte de mise sous tension a donc pour rôle de démarrer l'électronique de **PariSat** suite à l'ordre du lanceur envoyé par le module PMU-UM d'Arianespace localisé sur le ballast. L'expérience commence alors, et dure jusqu'à épuisement des piles.

La carte de mise sous tension se situe entre les piles et le reste du satellite, et est composée de relais verrouillables (latchable) "EL 415 122 E" qualifiés spatial, permettant de commander l'alimentation des modules électriques sur ordre venant du lanceur. Des diodes permettent aussi d'utiliser une alimentation externe sans décharger les piles, lors des essais d'intégration au sol. Trois relais sont utilisés, un pour chaque bloc de piles. Ils basculeront successivement :

- L'ordre lanceur pilote le relais 1 qui active l'alimentation des systèmes sur le bloc de piles 1, dont la carte watchdog. Nous garantissons donc que le watchdog ne peut pas de lui-même provoquer l'allumage de l'expérience avant l'ordre lanceur. L'état de ce premier relais est remonté au lanceur pour qu'il l'insère dans ses télémesures, indiquant l'initialisation de l'expérience.

- Le watchdog lors de son initialisation, provoque un premier reset qui active le relais 2, activant l'alimentation des systèmes sur le bloc de piles 2, dont l'OBC.

- Une fois que l'OBC a fini de démarrer et que le programme de vol s'exécute, il pilote le relais 3, activant l'alimentation de l'émetteur de télémesures. L'état de ce troisième relais est aussi remonté au lanceur pour qu'il l'insère dans ses télémesures, indiquant que **PariSat** a démarré son émission de données vers le sol.

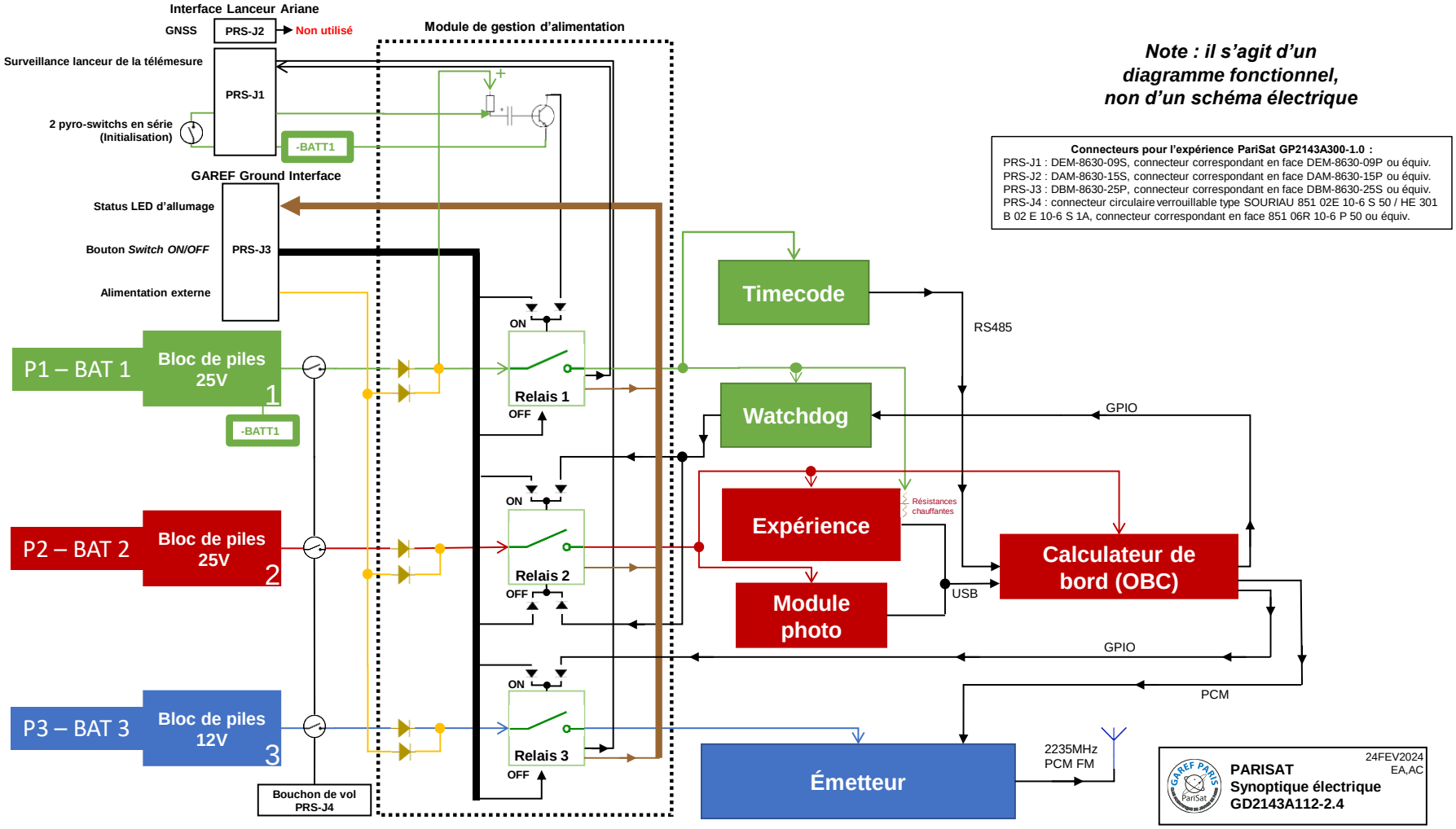
Un signal de statut est présent sur chaque relais pour connaitre son état courant, qui est remonté aux équipements sol pour valider la séquence pendant les tests d'intégration au sol.

2.3.1.2 Carte watchdog

Le rôle de la carte watchdog est de redémarrer les modules électroniques possédant des logiciels, pouvant potentiellement « planter », en cas d'arrêt du signal de réarmement de la part de l'OBC. Contenant simplement un oscillateur utilisant des composants passifs et des compteurs logiques, le watchdog ne contient que de composants simples pour assurer sa robustesse (pas de logiciel).

L'OBC envoie toutes les 500 ms un signal de réarmement au watchdog. Si ce signal attendu n'est pas reçu pendant 60 secondes, celui-ci agit sur la carte de gestion d'alimentation en ouvrant 1 seconde puis en refermant le relais du bloc de piles 2, ce qui coupe l'alimentation électrique des modules associés et permet de redémarrer l'ensemble des logiciels du satellite.

2.3.1.3 Synoptique électrique (étage d'allumage)



2.3.2 Système d'alimentation

Pour optimiser l'autonomie et la masse de notre système d'alimentation, différents essais aboutissent au choix de la solution suivante : 3 blocs de piles lithium non rechargeables, qui alimentent les modules qui acceptent une tension d'entrée sur une plage 9-36 V. Les deux premiers blocs (respectivement veille et électronique) délivrent une tension nominale d'environ 25 V, et le troisième bloc dédié à l'émetteur délivre une tension d'environ 15 V. Chaque module possède un convertisseur DC/DC en interne pour avoir une tension constante malgré la décharge progressive des piles. Le rendement de ces régulateurs est comptabilisé dans les puissances indiquées. Un bouchon de vol, connecteur placé au dernier moment de l'intégration de **PariSat** sur le lanceur, garantit que les piles ne sont pas consommées lors des étapes de tests et de montage.

Il y a 2 phases où l'expérience consomme sur les piles : l'une entre la fin de l'intégration sur le ballast correspondant à la mise du bouchon de vol, et l'ordre d'allumage envoyé par le lanceur en orbite (cette phase dite de 'veille' peut durer de 2 jours jusqu'à 45 jours, selon les reports de lancement) ; et la seconde jusqu'à la fin de la mission (cette phase dite de 'vol' est prévue de durer environ 7000 secondes). Pendant la phase de veille, seule la carte de mise sous tension consomme sur les blocs de piles, avec un léger courant qui surveille l'ordre d'allumage (sous forme d'un pyro-switch, qui s'ouvre). Après un rapide pic de consommation à la transition pour basculer les relais, elle cesse de consommer pendant la phase de vol.

2.3.3 OBC (On Board Computer)

L'OBC conçu et fabriqué par le **GAREF** est composé de trois éléments fonctionnels : une carte processeur, un FPGA gérant les différentes interfaces et une carte hub USB.

La carte processeur est le cœur de l'électronique embarquée. Elle joue le rôle de calculateur de bord grâce à un logiciel programmé par le **GAREF**. Elle reçoit les données des différents modules reliés par le hub USB et des entrées numériques, les met sous forme de trames, les sauvegarde sur une mémoire flash et les transmet au FPGA qui les met au format PCM, pour qu'elles soient transmises à l'émetteur.

Le flux d'images venant du module photo par USB est également découpé en trames pour être envoyé. L'OBC aura pour tâche la gestion des données provenant des cartes d'interface thermocouple, du photorécepteur et de la caméra.

Un signal pulsé est envoyé toutes les 500 ms au watchdog pour s'assurer du fonctionnement de l'OBC. Ce dernier arrête d'envoyer ce signal s'il détecte un dysfonctionnement d'un module critique ou s'il dysfonctionne lui-même. Il y a alors redémarrage de tous les boitiers alimentés sur le bloc 2 : OBC, cartes d'interface thermocouple, module photo.

Cet OBC est utilisé depuis une dizaine d'années (date de sa dernière évolution majeure) sur les expériences **GAREF** et est parfaitement validé et robuste pour une expérience embarquée aérospatiale.

2.3.4 Timecode

La fonction du module timecode est de fournir une datation (en Temps Universel) commune à tous les modules le nécessitant (OBC et module photo).

Cela permet de dater, avec une précision de 10 ms, les différentes mesures acquises et les événements survenant durant le vol de manière synchronisée. Il est dès lors possible de comparer ces mesures et ces événements entre eux et avec les équipements au sol. Le timecode est diffusé aux différents modules de **PariSat** (cf. **Synoptique de l'expérience**) au format BCD sur un bus RS485.

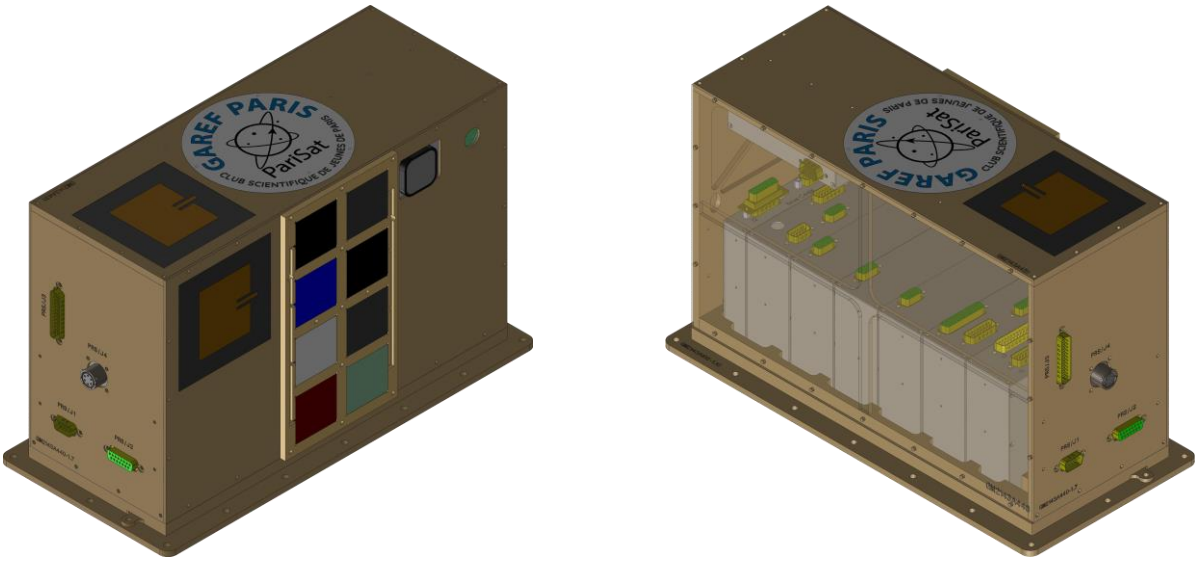
Le module n'étant pas synchronisé avant le vol, il commence la datation à l'EPOCH (1er janvier 1970 0h00:00.000). Ceci permet une resynchronisation ultérieure à partir de la date et de l'heure UTC précises d'allumage de l'expérience, indiquées par l'ESA après le lancement.

2.4 Structure mécanique

La structure de **PariSat** est composée d'un châssis principal en aluminium 6061 avec traitement de surface en Alodine 1200, métal à la fois léger et solide et qui permet de dissiper par conduction vers le ballast la chaleur émise par l'électronique embarquée.

L'ensemble des modules électroniques est placé dans des boitiers T1 et T2 standards **GAREF**, exception faite des plaques de mesure thermique ainsi que le boitier d'expérience prise de vue. Ce boitier (qui contient la caméra et le circuit de traitement) est intégré dans un boitier T2 standard **GAREF**, légèrement modifié notamment pour la dissipation thermique.

PariSat n'est pas relié en direct au ballast mais est vissé à la PIP (Passenger Interface Plate, cf. **Évènements marquants**), une plaque d'interface en aluminium traité en Alodine 1200. Une tresse de masse entre la structure de **PariSat** et cette plaque est installée, afin de permettre une conduction électrique efficace respectant les exigences électriques d'Arianespace. Pour fixer **PariSat** à la PIP, 16 vis CHC M5 et des écrous M5 sont utilisés.



Vue CAO de PariSat (avant et arrière)

Les plaques de mesure sont insérées sur la face avant de **PariSat** dans un support usiné en PEEK (polyétheréthercétone). Le module photo est vissé dans le coin supérieur droit du satellite pour maximiser la visibilité sur la Terre. Il favorise la conduction thermique par la structure vers le ballast. L'électronique embarquée est vissée en bas de la structure pour baisser le centre de gravité du satellite et optimiser le volume. De plus, cela favorise la dissipation thermique de l'électronique par la plaque d'interface au ballast.

2.5 Expérience scientifique

La dissipation thermique est un défi auquel sont confrontés de nombreux ingénieurs. Dans le secteur spatial, cette contrainte est d'importance capitale car le milieu spatial (extra-atmosphérique) ne permet pas la convection mais seulement le rayonnement comme moyen de transfert thermique vers le milieu ambiant. Les différentes réalisations du **GAREF** ont déjà démontré que le problème de dissipation thermique se posait pour la chaleur générée par l'électronique, notamment dans les ballons-sondes fonctionnant en haute atmosphère durant plusieurs heures. La solution mise en œuvre fut la dissipation de l'énergie par rayonnement du corps noir, au moyen d'une plaque d'aluminium anodisé noir.

La possibilité de concevoir une expérience satellisable lors du premier lancement d'Ariane 6 permet de nous intéresser à l'émissivité de différents matériaux rayonnants en orbite basse terrestre. **PariSat** embarque donc 8 plaques de différents matériaux revêtus de différents traitements de surface, dont 2 sont chauffées pour mesurer et comparer leur rayonnement en environnement spatial selon les lois de rayonnement du corps noir. Ainsi, un chauffage sur deux plaques permet de simuler l'énergie dissipée par des systèmes électroniques à régime constant et d'atteindre un équilibre thermique plus rapidement.

En résumé l'objectif scientifique de **PariSat** est de retrouver, grâce à la mesure de la température de plaques en différents matériaux chauffées par résistances chauffantes et/ou par rayonnement solaire, le modèle du rayonnement du corps noir.

2.6 Expérience prise de vue

L'expérience prise de vue consiste en la capture et le traitement d'images au moyen d'une caméra GoPro HERO10 spécialement modifiée pour s'adapter aux conditions spatiales et d'un module photo traitant les images avant de les envoyer vers l'OBC. Des photos sont prises à intervalle régulier (une par minute) avant d'être transmises à l'OBC par l'intermédiaire d'une carte Raspberry Pi 4B (adaptée spécialement pour contrôler la caméra). Elle s'occupe de contrôler la prise de vue ainsi que les paramètres photo, mais également d'autres éléments tels que l'allumage ou l'extinction de la caméra. Notre débit de télémesure ne permettant pas un flux continu, un tri est effectué en vol par un algorithme mis au point par le **GAREF** afin de déterminer les meilleures images à renvoyer sur Terre (grâce à une analyse du poids et donc des détails visuels de chaque image). Les données sont envoyées à l'OBC toutes les 4 minutes, ce qui correspond environ à un cycle de 4 images.

Pour la caméra, il est nécessaire de composer avec diverses contraintes thermiques et mécaniques pour son bon fonctionnement. Il est d'abord indispensable de maintenir mécaniquement l'objectif pour obtenir des images exploitables, un boitier mécanique spécial est donc conçu pour rassembler la GoPro et sa carte de contrôle Raspberry Pi. Concernant le problème de température, la caméra surchauffe d'elle-même au bout d'un certain temps. Pour pallier ce problème, la caméra est plaquée sur la partie supérieure de la structure, permettant ainsi une dissipation thermique efficace par conduction, et alterne des périodes où elle est allumée et éteinte.

Si ce module est imaginé principalement à des fins de communication, il n'en est pas moins intéressant d'obtenir des informations sur les paramètres photo (balance des blancs, ISO, ouverture…). La caméra est programmée pour sélectionner les meilleurs paramètres de façon automatique, et un programme permet ensuite de récupérer ces informations au format EXIF. Ces données, associées à chaque photo, sont transmises en même temps que l'image et permettent une analyse bien plus détaillée pour une prochaine expérience.

2.7 Système d'émission de la télémesure

La télémesure embarquée, conforme à la norme PCM-FM / IRIG 106, se compose d'un émetteur, d'un diviseur de puissance et de deux antennes d'émission. **PariSat** émet à une fréquence de 2235 MHz et à une puissance de +33 dBm (environ 2W) pour un débit de 1 Mbit/s. L'émission commence dès son allumage, et dure en continu jusqu'à l'épuisement de ses batteries environ 2h plus tard. Les deux antennes émettent respectivement dans une direction transversale et une direction longitudinale, de manière à rayonner un maximum de temps vers la Terre.

L'étage supérieur d'Ariane 6 tournant sur son axe de roulis à une vitesse de 1°/s, les antennes d'émission ne sont pas orientées vers la station de réception au sol durant toute la fenêtre de passage (cf. **Station de réception d'Esrange**).

Les antennes sont conçues en partenariat avec l'ENSEA (École Nationale Supérieur de l'Électronique et de ses Applications), ci-dessous leur diagramme de rayonnement simulé puis vérifié lors d'un test en chambre anéchoïque.

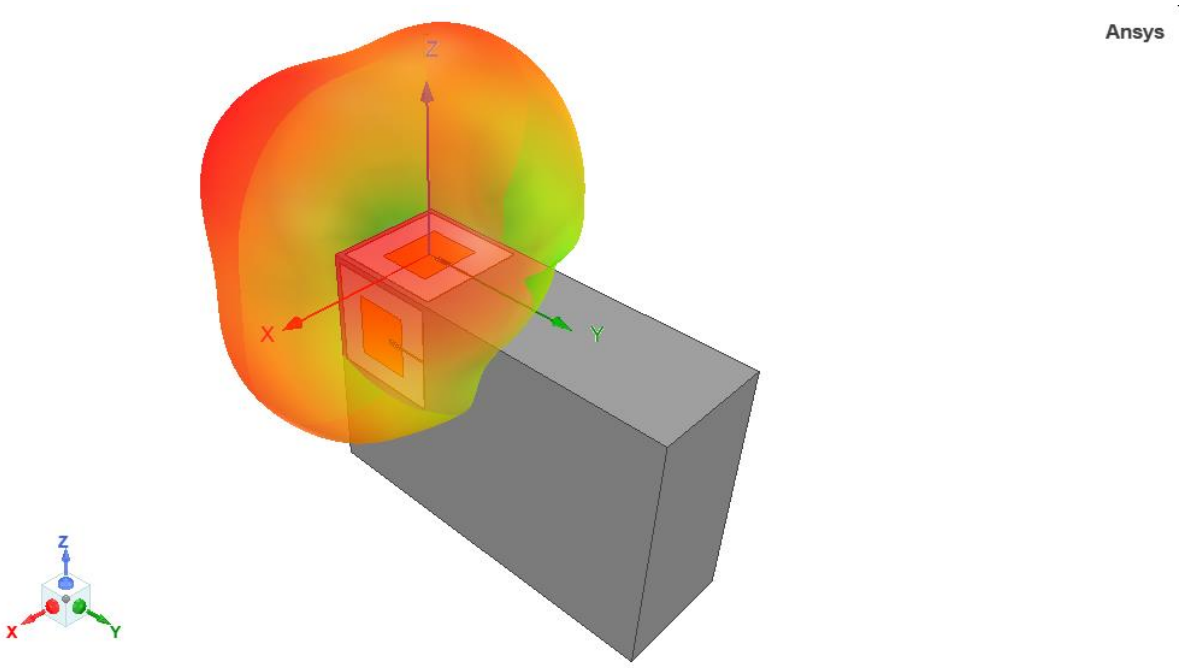


Diagramme de rayonnement des antennes de PariSat

2.8 Tests de qualification

Afin de pouvoir s'appuyer sur une expertise scientifique dans la réalisation de projets spatiaux, le **GAREF** a pris contact avec divers laboratoires de recherche spécialisés dans le domaine spatial : l'IAS (Institut Astrophysique Spatiale), le LESIA (Laboratoire d'Etudes Spatiale et d'Instrumentation en Astrophysique), et l'OVSQ (Observatoire de Versailles Saint-Quentin-en-Yvelines). Indépendamment de cet appui scientifique, l'OVSQ nous permet de réaliser des essais de qualification en vibrations et en vide thermique.

2.8.1 Qualification mécanique

En décembre 2023, le **GAREF** qualifie donc **PariSat** en vibrations à la Plateforme d'Intégration et de Test (PIT) de l'Observatoire de Versailles Saint-Quentin-en-Yvelines (OVSQ). **PariSat** subit d'abord une recherche des fréquences de résonnances, avant de vérifier avec succès sa tenue aux niveaux de qualification spécifiés par Arianespace. Des capteurs installés sur le satellite recueillent des données sur son comportement en vibrations, ce qui permet à l'OVSQ de certifier que **PariSat** est conforme aux exigences pour pouvoir embarquer sur Ariane 6.

2.8.2 Qualification électrique

Un "fit-check" est conduit avec Arianespace en octobre 2023 pour valider les interfaces électriques et mécaniques. Il est notamment validé que l'étage d'initialisation fonctionne et que l'ordre d'allumage est correctement détecté. Divers tests au sol sont menés pour garantir la fiabilité du logiciel de vol et vérifier que l'expérience fonctionne, y compris avec l'émission de la télémesure.

Des tests de décharge des piles sont également réalisés avec le satellite complet sous tension, ce qui nous permet de garantir une durée de fonctionnement d'environ 4h30 (après la phase de veille qui concerne le premier bloc de piles).

2.8.3 Test d'émission

Un test en chambre anéchoïque réalisé avec des étudiants de l'ENSEA en janvier 2024 permet de valider les diagrammes de rayonnement des antennes, tels qu'ils sont théorisés lors de la conception. Par ailleurs, cela permet de confirmer notre puissance d'émission d'environ 2W et plus généralement le bon fonctionnement de tout le système d'émission.

3. DESCRIPTION DÉTAILLÉE DE L'EXPÉRIENCE SCIENTIFIQUE

3.1 Contextualisation thermodynamique

Voici ci-dessous un bref résumé des concepts de thermodynamique mis en jeu dans l'expérience scientifique de **PariSat**.

L'évolution de la température est décrite par l'évolution de la quantité de chaleur contenue dans l'objet considéré. Les matériaux les plus denses auront généralement une plus grande capacité thermique à un volume donné. Pour un matériau donné, la quantité de chaleur est d'autant plus grande que l'objet est volumineux. Elle s'apparente à une inertie thermique de l'objet considéré : ainsi, plus un matériau a une grande capacité thermique, plus il faut apporter de la chaleur (d'énergie) pour faire élever sa température globale de 1K (soit 1°C). Notons la quantité de chaleur : C (en $J.K^{-1}$).

Concernant le flux thermique, une première image intuitive serait de le matérialiser comme un écoulement qui transfère de la chaleur entre deux objets, du plus chaud vers le plus froid. La nature de l'interaction (la manière dont les deux corps sont en interaction) entre les deux corps est primordiale pour décrire le flux thermique considéré. La grandeur physique associée est le Watt, noté ici : Φ_{indice}.

- Conduction : Considérons deux objets en contact franc et imaginons leur surface de contact par laquelle va se diffuser la chaleur. La chaleur transférée est d'autant plus grande que la différence de température des objets est grande. Les matériaux ont également une caractéristique intrinsèque : la conductivité thermique. Plus cette grandeur est grande, plus la chaleur peut se propager "aisément" par contact dans le matériau.

- Convection : Considérons un objet en contact avec un fluide (tout liquide ou gaz), et c'est par contact du fluide que la chaleur va pouvoir se propager. Ici encore la différence de température entre le fluide et l'objet augmente la valeur du transfert thermique. De plus, selon le mouvement global du fluide le transfert sera facilité ou non. Un fluide statique au repos transportera moins bien la chaleur qu'un fluide en mouvement. Par exemple, il est plus facile de se refroidir dans un courant d'air ou au vent que dans une salle sans mouvement d'air.

- Rayonnement thermique : Tout objet exposé reçoit un rayonnement électromagnétique. De la même manière, tout objet qui n'est pas au zéro absolu 0K (-273.15°C) émet un rayonnement thermique selon sa température ; mais à "basses" températures (jusqu'à -100°C) il reste négligeable. Le rayonnement électromagnétique émis par les gaz chauds de notre étoile, le Soleil, se propage également à travers le vide spatial.

3.2 Description technique

3.2.1 Synoptique de l'expérience scientifique

GD2143C113-1.2 – Synoptique expérience scientifique

Désignation des plaques

N-C : Plaque d'aluminium anodisée noir (chauffée)

C-C : Plaque de fibre de carbone (chauffée)

B : Plaque d'aluminium anodisée bleu (non chauffée)

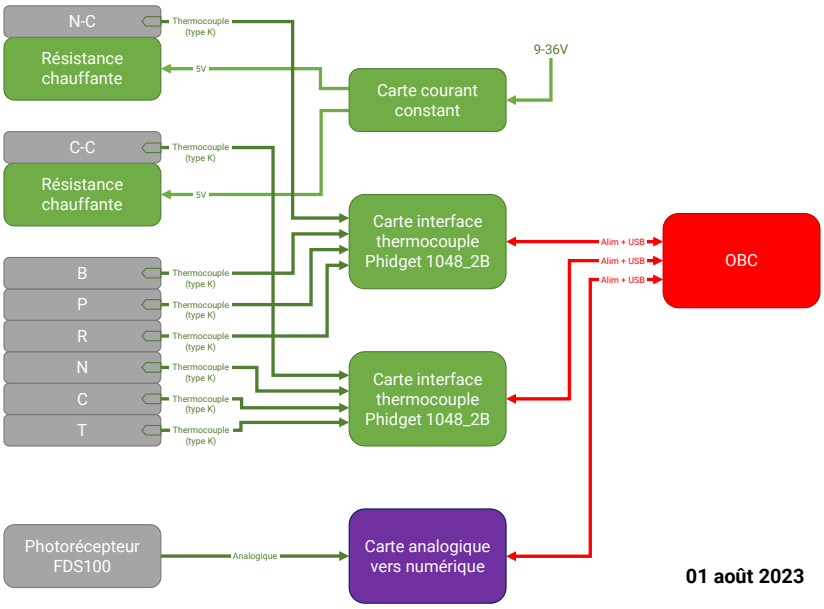
P : Plaque d'aluminium poli (non chauffée)

R : Plaque d'aluminium anodisée rouge (non chauffée)

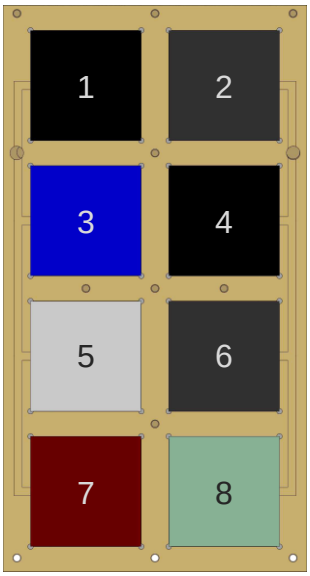
N : Plaque d'aluminium anodisée noir (non chauffée)

C : Plaque de fibre de carbone (non chauffée)

T : Plaque de titane (non chauffée)



3.2.2 Plaques radiatives



N°	Matériau	Traitement de surface	Chauffage	Masse	Capacité thermique
1	Aluminium (6061)	Anodisé noir mat (20 µm)	Oui (3.2W)	7.35g	6.6 $J{\cdot}K^{-1}$
2	Fibre de Carbone	Aucun	Oui (3.2W)	5.3g	3.6 $J{\cdot}K^{-1}$
3	Aluminium (6061)	Anodisé bleu - violet (20 µm)	Non	7.35g	6.6 $J{\cdot}K^{-1}$
4	Aluminium (6061)	Anodisé noir mat (20 µm)	Non	7.35 g	6.6 $J{\cdot}K^{-1}$
5	Aluminium (6061)	Polissage	Non	7.35g	6.6 $J{\cdot}K^{-1}$
6	Fibre de Carbone	Aucun	Non	5.3g	3.6 $J{\cdot}K^{-1}$
7	Aluminium (6061)	Anodisé rouge mat (20 µm)	Non	7.35g	6.6 $J{\cdot}K^{-1}$
8	Titane	Aucun	Non	12.27g	6.4 $J{\cdot}K^{-1}$

3.3 Étude prévisionnelle

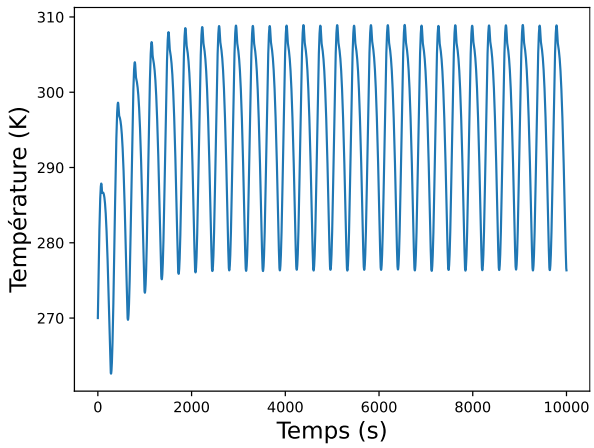
Pour modéliser l'expérience, nous nous appuyons sur le modèle de rayonnement du corps noir. Nous définissons donc les différents paramètres tels que la capacité thermique massique des plaques étudiées en fonction de la masse volumique et des dimensions des plaques, la puissance du chauffage, l'émissivité du système, la vitesse angulaire de l'étage. Nous modélisons donc au moyen d'un programme, en langage python, l'allure de la température de différentes plaques en fonction du temps.

Nous prenons comme puissance surfacique solaire en orbite basse terrestre 1361 W/m^2. Par ailleurs nous considérons une puissance surfacique émise par le rayonnement thermique terrestre vers l'espace en orbite basse de 400W/m^2. Nous obtenons donc les résultats suivants : pour une température initiale de 273.15K (0°C), la courbe obtenue a une allure d'exponentielle négative avec un exposant négatif.

Aluminium anodisé noir	**Température à l'équilibre**	**Temps pour atteindre 90% de l'équilibre**	**Temps pour atteindre l'équilibre sur le temps total de vol**
Plaque tournée vers le Soleil non chauffée	390K	700s	16%
Plaque tournée vers la Terre non chauffée	290K	1100s	25%
Plaque tournée vers le Soleil chauffée à 1W	436K	400s	10%
Plaque tournée vers la Terre chauffée à 1W	370K	600s	13%

Ces valeurs ne prennent compte que de l'émission et de l'absorption de la face dirigée vers l'espace, les autres traitements de surface ayant des absorptions et émissivités moindres. La face arrière de la plaque est considérée comme non rayonnante.

En prenant en compte la vitesse angulaire du ballast (1°/s) et une visibilité de la Terre 50 % du temps sur un tour ainsi qu'un éclairement solaire sur une plaque non chauffée, nous obtenons le graphe suivant (en abscisse le temps en secondes et en ordonnée la température en Kelvin) :



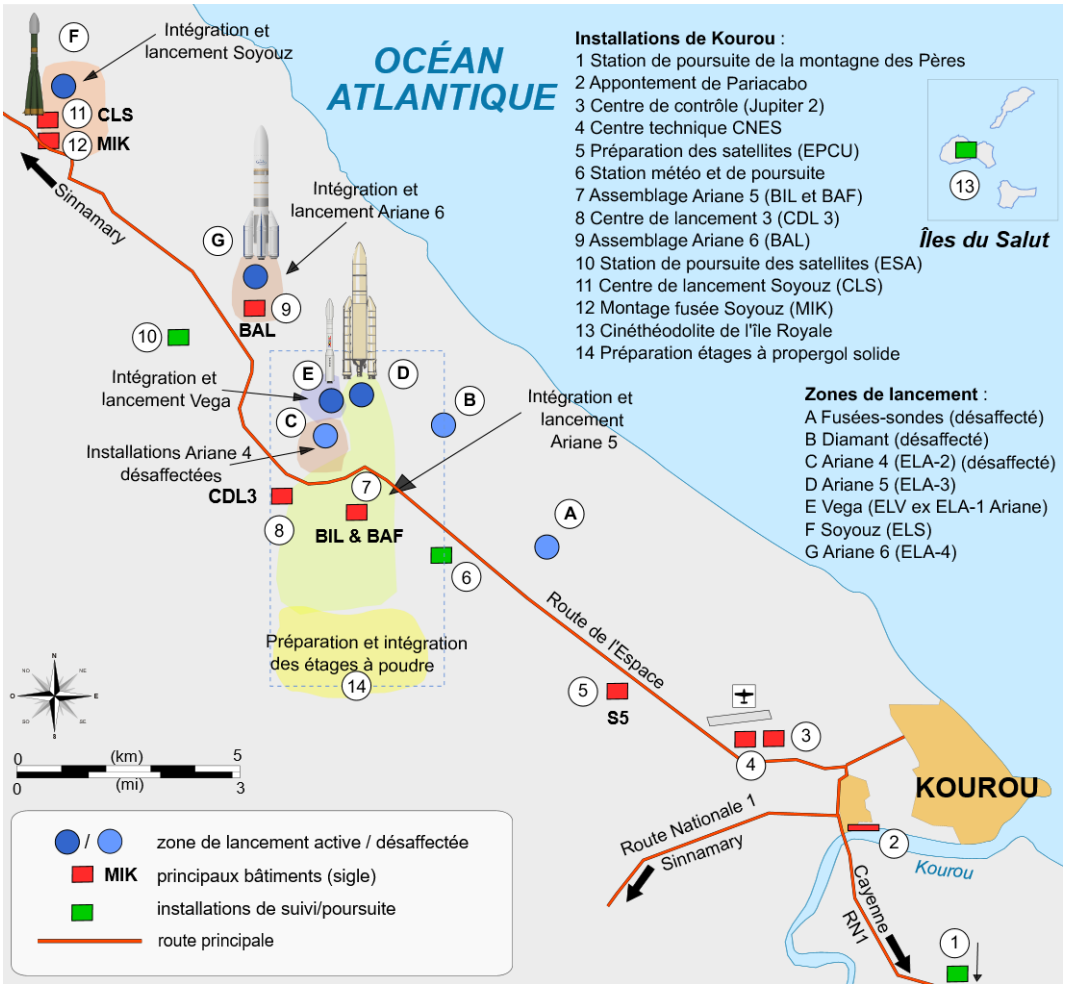
4. LANCEMENT

4.1 Campagne d'intégration

4.1.1 Opérations techniques

Le projet **PariSat** a nécessité d'être intégré sur le ballast situé sous la coiffe au sommet d'Ariane 6. Arianespace, opérateur des services de lancement d'Ariane 6, a prévu pour cela une campagne d'intégration des différentes charges utiles. Cette mission, qui s'est déroulée au sein des installations du Centre Spatial Guyanais, avait pour objectif de réaliser les derniers tests de fonctionnement et les opérations d'assemblage sur le ballast.

L'objectif de cette campagne d'intégration consistait donc pour le **GAREF** à tester et à fixer **PariSat** sur la PIP (Passenger Interface Plate), elle-même assemblée sur le ballast. Quelques membres du **GAREF** ayant travaillé sur **PariSat** se sont ainsi rendus à Kourou au Centre Spatial Guyanais entre le mardi 21 mai et le dimanche 3 juin 2024. Les principales opérations techniques à effectuer étaient le remplacements les blocs de piles pour le vol, un test de fonctionnement général, la fixation de **PariSat** sur la PIP, et enfin la mise en place d'un "bouchon de vol" pour mettre l'expérience dans son état de veille électrique. Toutes ces opérations ont été réalisées dans le hall HN du bâtiment S3B (aux EPCU), dédié à l'assemblage final des satellites.



Plan du Centre Spatial Guyanais

Source : Wikipédia

4.1.2 Évènements marquants

Parmi les événements marquants de cette campagne, les membres de l'équipe du **GAREF** ont eu la chance de signer la coiffe d'Ariane 6 avant son intégration sur le lanceur.

Signature de la coiffe par l'équipe réduite du GAREF

© 2024 ESA-CNES-ARIANESPACE-ArianeGroup / Optique vidéo du CSG – T LEDUC

Avant d'être à son tour mis sous coiffe, la PIP qui accueille **PariSat** a dû être intégrée sur le ballast. Ces opérations, réalisées par Arianespace, se sont déroulées dans le hall HR du bâtiment S3B.

Intégration de PariSat sur le ballast d'Ariane 6

© 2024 ESA-CNES-ARIANESPACE-ArianeGroup / Optique vidéo du CSG - S MARTIN

4.1.3 Autres charges utiles

Si ce vol inaugural d'Ariane 6 a permis au **GAREF** de réaliser une nouvelle expérience en orbite, d'autres charges utiles en étaient également passagères. La mission a permis le lancement de plusieurs satellites, déployeurs et expériences ; réalisés par des agences spatiales, des entreprises, des instituts de recherche, des universités et des jeunes professionnels, de France et d'Europe. Au cours du projet **PariSat**, plusieurs liens ont été établis avec les différentes équipes notamment pour la réception de la télémesure. Cette campagne d'intégration a donc également été l'occasion de rencontrer ces personnes, éventuellement en vue d'une future collaboration.

Charges utiles du vol inaugural d'Ariane 6

Source : ESA

4.2 Déroulement du vol

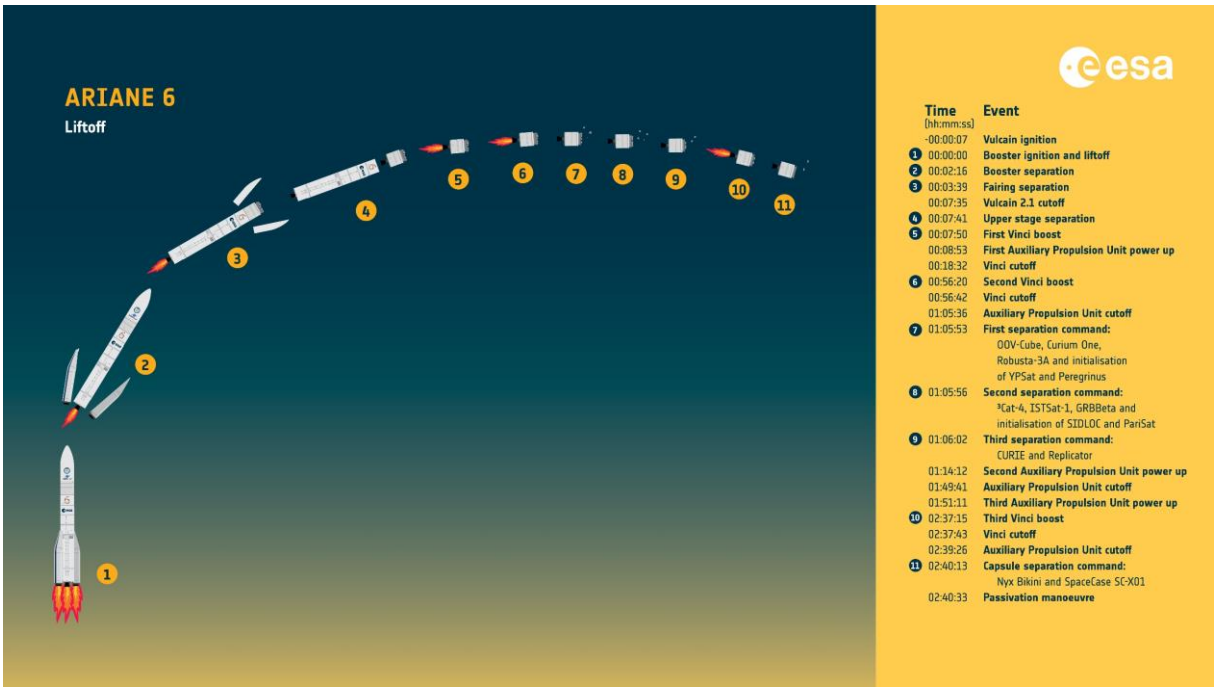
La première fusée Ariane 6 a décollé avec succès le 9 juillet 2024 à 19h00:00.000 UTC (16h00 heure locale de Guyane, 21h00 heure de Paris) depuis le pas de tir ELA4 (4e Ensemble de Lancement Ariane, Centre Spatial Guyanais), rétablissant ainsi l'accès indépendant de l'Europe à l'espace. Ce vol inaugural, désigné VA262, a été un grand succès, ouvrant la voie aux prochains vols d'Ariane 6 et démontrant la capacité du nouveau lanceur lourd à atteindre son orbite cible.

Le lanceur s'est ainsi propulsé vers l'espace, séparant ses deux boosters 137 secondes après le décollage et son étage principal environ 5 minutes plus tard. Le moteur de l'étage supérieur a ensuite été mis à feu pour la première fois afin de placer l'étage supérieur d'Ariane 6 et ses charges utiles sur une orbite elliptique de 300 à 600 km au-dessus de la Terre. Cela a validé une première étape : le refroidissement en vol, ainsi que le premier allumage du moteur Vinci et de l'Auxiliary Propulsion Unit (APU). Après une phase balistique de 35 minutes, le moteur a été allumé pour la seconde fois, démontrant ainsi sa capacité à modifier l'orbite du lanceur. C'est ce second boost du moteur Vinci qui a circularisé l'orbite d'Ariane 6 à 580 km, désormais prête à larguer ses huit satellites et à activer les cinq expériences embarquées, dont **PariSat** fait partie.

C’est donc à T0+3965.530s (soit 20h06:02.530 UTC) que **PariSat** a reçu son ordre d’allumage et a commencé son expérience. Les mesures scientifiques et les images ont alors commencées à être transmises vers la Terre par télémesure, avant d’être récupérées lors du passage au-dessus de Kiruna environ 1h après l’allumage.

La phase finale du lancement d’Ariane 6 était une démonstration technique, vérifiant pour la première fois le comportement de l’étage supérieur en microgravité. L’APU a été allumée pour la seconde fois, avant d’être rapidement arrêtée suite à des problèmes techniques. Cela signifie que le troisième et dernier boost du moteur Vinci n’a pas pu avoir lieu. Il aurait permis à l’étage supérieur de se désorbiter et de rentrer en toute sécurité dans l’atmosphère terrestre. L’étage supérieur se comportant ensuite de manière nominale, le logiciel embarqué a déclenché la "passivation" ce qui a supprimé toute énergie à bord pour éviter d’éventuelles explosions. En conséquence, le lanceur n’a libéré pas les deux capsules de rentrée atmosphérique (les étapes 10 et 11 de la chronologie ci-après n’ont pas été effectuées).

Cet imprévu a été l’opportunité d’un deuxième passage au-dessus de Kiruna pour décharger les données d’une nouvelle orbite, mais **PariSat** n’ayant plus de batterie aucun signal n’a été détecté dans ce scénario de mission dégradé.



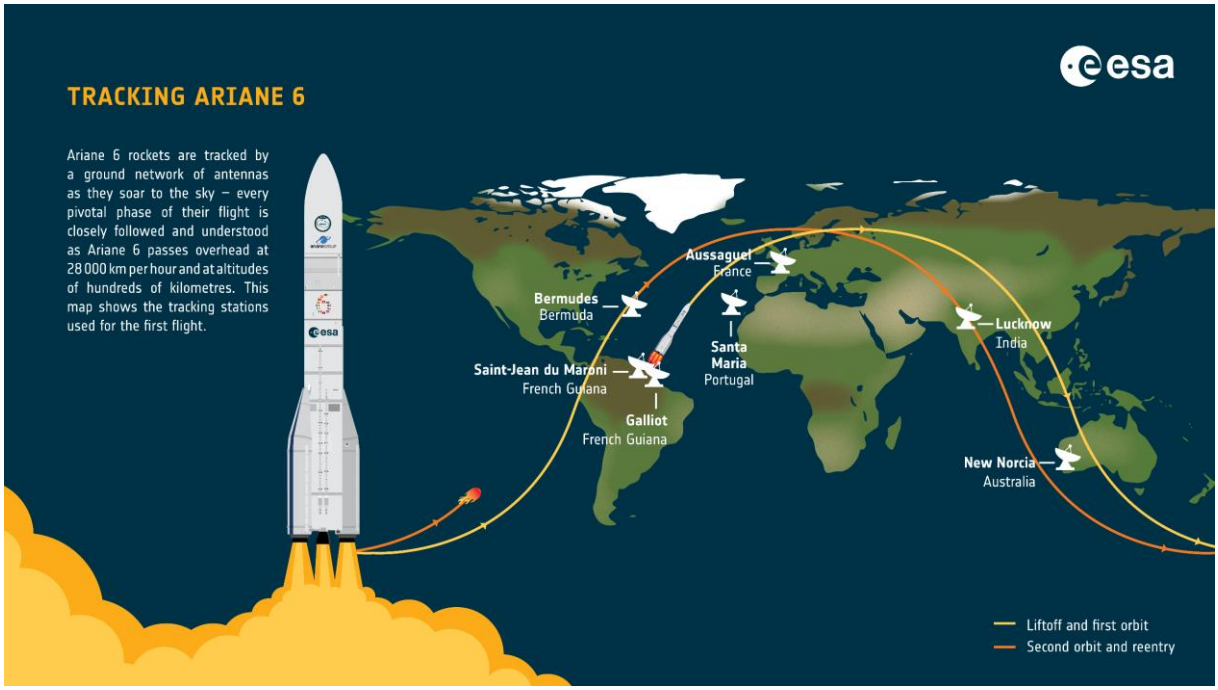
Chronologie prévisionnelle du vol inaugural d’Ariane 6

Source : ESA

4.3 Trajectographie du vol

4.3.1 Trajectoire prévue

L'orbite visée était une orbite basse terrestre, d'environ 580 km d'altitude pour une inclinaison de 62°. Différentes prévisions sur la trajectoire nous ont permis de la simuler fidèlement, notamment pour optimiser la réception de la télémesure à Kiruna. Ce sont les paramètres orbitaux prévus qui nous ont permis de créer un fichier au format TLE (Two-Line Elements), lisible par les équipements de réception de la station de réception.



Trajectoire prévue du vol inaugural d'Ariane 6

Source : ESA

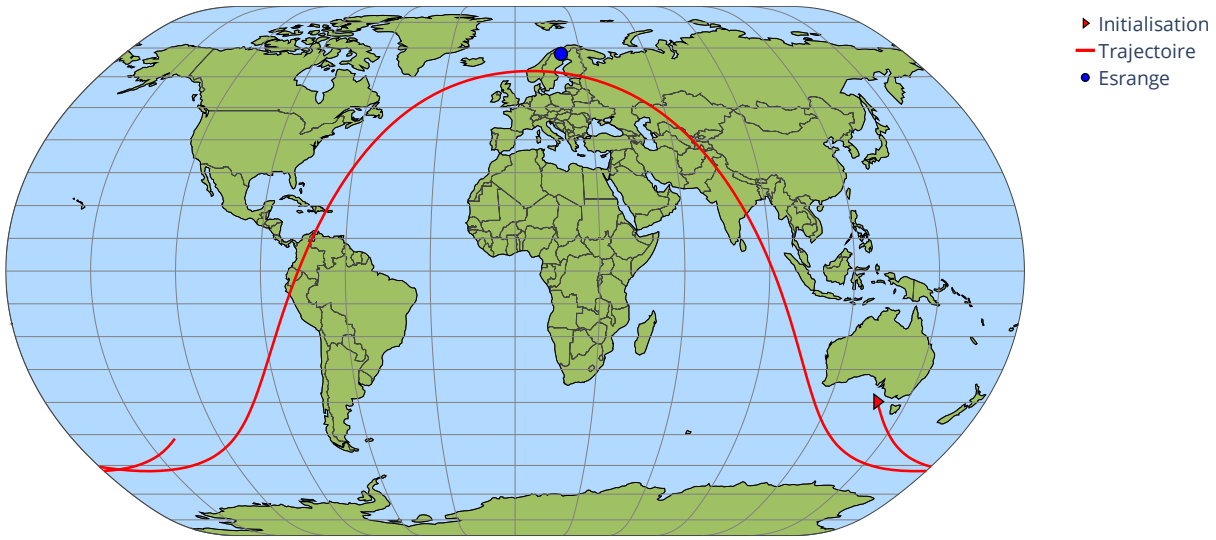
4.3.2 Paramètres orbitaux à deux lignes (TLE)

Les paramètres orbitaux à deux lignes, ou plus couramment en anglais Two-Line Elements, sont une représentation standardisée des paramètres orbitaux des objets en orbite terrestre. À partir de données fournies par l'ESA il est possible de créer un TLE fidèle aux paramètres mesurés lors du vol, et donc de vérifier la trajectoire réelle du lanceur (à la date du 9 juillet 2024) :

```
PARISAT
1 60235U 24128A   24191.83752928  .00000000  00000-0  00000-0 0    18
2 60235  61.9940 161.6170 0002691 303.0960 283.4570 14.96533815    13
```

4.3.3 Trajectoire réelle

La simulation tirée des paramètres orbitaux prévus permet de vérifier le passage de **PariSat** au-dessus de Kiruna avant la calibration des équipements de réception. Les différents paramètres orbitaux mesurés pendant le vol nous ont été transmis par la suite, et ont permis de vérifier que la trajectoire réelle de l'étage supérieur avait suivi la trajectoire prévue, ce qui nous a permis d'assurer une réception correcte à la station d'Esrange (près de Kiruna).



Trajectoire mesurée du vol inaugural d'Ariane 6

4.4 Station de réception d'Esrange

4.4.1 Collaboration avec SSC (Swedish Space Corporation)

Dès le début du projet **PariSat**, l'un des défis techniques majeurs a été de pouvoir réussir à transmettre toutes nos données depuis l'espace via un système de télémesure. Divers stages concernant la télémesure ont notamment permis l'étude des possibilités qui s'offrent à nous en termes de réception. Au vu de la trajectoire prévue du vol, la station SSC d'Esrange au nord de la Suède (à 40 km de Kiruna) est apparue comme une solution idéale.

Au-delà de posséder un grand parc d'antennes de réception, ce complexe accueille un pas de tir de fusées-sondes que le **GAREF** a déjà utilisé plusieurs fois par le passé pour lancer des fusées expérimentales. C'est donc naturellement que le contact s'est fait avec les équipes de la station de réception, et l'idée d'une collaboration avec des étudiants de l'Université de Luleå (voisine de Kiruna) pour la télémesure de **PariSat** a rapidement émergé.

Dès l'été 2023, les visioconférences se sont donc enchainées avec l'équipe d'Esrange en charge de la réception des données de **PariSat**, et principalement avec Erik Öskog (qui a coordonné l'équipe du côté d'Esrange), Elena Battistello (qui a consacré sa thèse de master sur la réception télémesure de **PariSat**) et Emil Söderman (qui était en appui sur la partie technique des antennes).

4.4.2 Bilan de liaison

Rapport signal sur bruit :

$$SNR = \frac{EIRP \cdot \left(\frac{G}{T}\right) \cdot \left(\frac{\lambda}{4\pi D}\right)^2}{k \cdot B_{fi}}$$

$$SNR_{dB} = EIRP_{dBm} + \left(\frac{G}{T}\right)_{dB} + \left[\left(\frac{\lambda}{4\pi D}\right)^2\right]_{dB} - k_{dB} - B_{fi_{dB}}$$

$EIRP_{dBm} = G_{antenne\ d'émission_{dB}} + P_{émission_{dBm}}$
$P_{émission} = 33\ dBm$
$P_{émission} = 0\ dB$

$\left(\frac{G}{T}\right)$: Facteur de mérite de la station en dB/K

$\left(\frac{\lambda}{4\pi D}\right)^2$: Pertes de propagation en espace libre

$D = 1500\ km$: Distance satellite – antenne

$k = 1.38 \cdot 10^{-23}\ m^2.kg.s^{-2}.K^{-1}$: Constante de Boltzmann

$B_{fi} = 2.2\ MHz$: Bande passante à 1 Mbit/s

$\lambda = \frac{c}{f} = 0.13413m$: Longueur d'onde

Gain de l'antenne (avec le facteur d'efficacité de l'antenne k = 0.37) :

$$G = 10 \cdot \log\left(k \cdot \left(\frac{\pi \cdot D}{\lambda}\right)^2\right)$$

Puissance d'émission	33.00 dBm
Atténuation en espace libre (pour 1500 km)	-162.96 dB
Gain de l'antenne d'émission	0.00 dB
Gain de l'antenne de réception	40.00 dB
Puissance reçue	-89.96 dBm
Bande passante du récepteur	2.400 MHz
Puissance de bruit	-110.13 dBm
Rapport signal sur bruit	20.2 dB

Un SNR_{dB} supérieur à 20 dB est nécessaire pour prendre en compte les différents bruits (bruit blanc gaussien, bruits atmosphériques, température de bruit…). Pour obtenir un rapport signal sur bruit supérieur à 20 dB, l'antenne doit avoir un gain supérieur ou égal à 40 dB.

4.4.3 Mission préliminaire à Esrange

PariSat n'ayant prévu d'effectuer qu'un unique passage au-dessus de la Suède, il a été nécessaire que les antennes soient parfaitement calibrées en amont du vol. Un simulateur du système de télémesure de **PariSat** a été envoyé à l'équipe d'Esrange plusieurs mois avant le vol, afin de reproduire un signal radio en tout point identique à celui émis par le satellite. C'est principalement pour optimiser la calibration des équipements de réception qu'une équipe du **GAREF** s'est rendue sur la base d'Esrange entre le dimanche 7 et le mardi 10 avril 2024. Plusieurs points techniques de la télémesure ont donc été abordés, et cette mission permet d'établir un contact direct avec l'équipe d'Esrange, ce qui contribue à pérenniser nos relations avec SSC.

L'équipe réduite du GAREF au pied d'une antenne de réception à Esrange, sous la neige

4.4.4 Réception des données

Pour assurer une réception nominale de **PariSat**, trois antennes ont fonctionné en parallèle le jour du vol. Une "petite antenne" de 7.3m de diamètre, avec donc un cône de réception plus large, a été utilisée pour localiser le lanceur dans le ciel. Les deux autres, de respectivement 11m et 13m de diamètre, étaient asservies à cette première antenne pour pointer dans la bonne direction et recevoir le signal avec un gain maximal. L'antenne principale utilisée pour recevoir les données de **PariSat**, celle de 11m de diamètre, se nomme Freya ; tandis que la plus petite qui assurera le suivi du satellite, celle de 7.3m de diamètre, s'appelle Fenix.

Afin d'assurer une communication efficace le jour du lancement, une discussion Microsoft Teams a été ouverte entre l'équipe de SSC (à Esrange) et l'équipe du **GAREF** (à Paris). Au moment du passage de **PariSat** au-dessus de la Suède, les données brutes ont été enregistrées par les équipements de réception. Elles ont été transmises plus tard dans la soirée à l'équipe du **GAREF** pour une première analyse rapide des trames reçues (cf. **Logique de transmission des données**).

5. CONCLUSIONS DES EXPÉRIENCES

5.1 Dépouillement des données

5.1.1 Logiciel au sol

Une fois les données brutes transmises et décodées, un logiciel au sol permet d'extraire les données scientifiques et les photos. Il se base en grande partie sur le logiciel DDP, entièrement développé par le **GAREF**, avec quelques modifications pour les données spécifiques de **PariSat**. Ce logiciel a été développé pour la réception des projets **GAREF** précédents.

5.1.2 Logique de transmission des données

A bord de PariSat, afin de s'assurer que toutes les données générées soient transmises, celles-ci sont accumulées dans un tampon qui est envoyé en permanence : dès que le tampon courant est entièrement envoyé, nous recommençons à l'envoyer depuis le début. Toutes les trames, composées de 78 octets et dotées d'un CRC pour identifier celles qui sont corrompues, ont la même structure (h=notation en hexadécimal) :

- un mot de synchronisation de 24 bits fixe (FAF320h)=3 octets
- un numéro de trame sur 4 octets
- un identifiant de 1 octet (qui indique le type de trame et l'agencement des données à l'intérieur)
- 64 octets de données module
- 6 octets de checksum

Un tampon accumule les données de l'expérience scientifique, un second tampon accumule les données de l'expérience prise de vue. Ces tampons sont conservés si un redémarrage a lieu à cause du module watchdog qui aurait détecté une défaillance.

Au cours du vol, nous basculons successivement d'un mode "envoi de données expérience scientifique" pendant 2 secondes à un mode "envoi de données expérience prise de vue" pendant 10 secondes, et ceci répété en boucle sur toute la durée de la mission. Cela permet de s'assurer que les données scientifiques, plus critiques mais moins volumineuses que les données photo, sont transmises un plus grand nombre de fois.

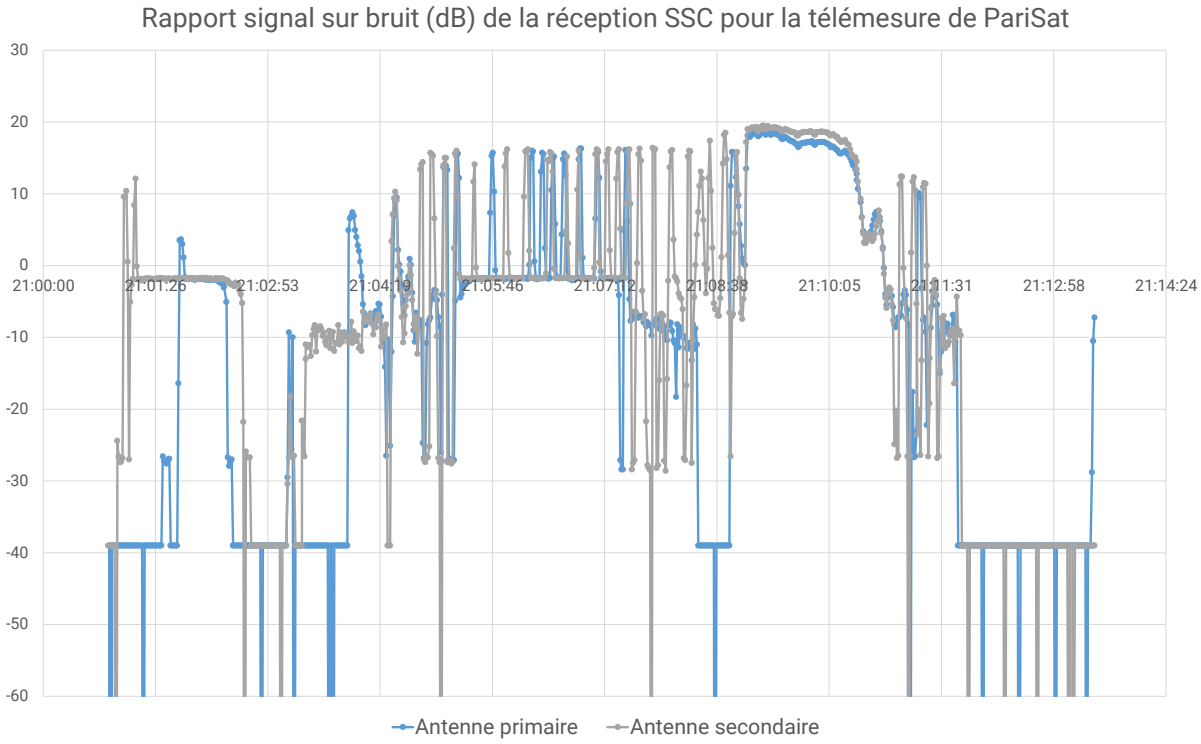
Les trames sont numérotées pour permettre une reconstitution et correction d'erreurs à postériori par comparaison de réceptions multiples. L'identifiant permet de séparer les données d'expérience scientifique et les images.

Les trames contenant des données d'expérience scientifique sont constituées de : 64 bits de timecode, 8×16 bits de données thermocouple, 1×16 bits de données photorécepteur, et le tout en double (pour stocker 2 points de données dans une trame de 64 octets).

Les trames contenant les données d'expérience prise de vue sont constituées : d'un octet de numéro de photo, de 2 octets indiquant le numéro de fragment à l'intérieur de la photo, puis de 61 octets d'un fragment du fichier image (qui sont d'environ 8Mbit par image, avec des données supplémentaires pour indiquer l'heure de prise de vue). Les numéros de photo et de fragment permettent de faciliter la reconstitution des images par la suite, pour recoller les trames reçues lors d'une boucle de répétition différente, ou dans une période avec des trous de réception.

5.1.3 Traitement des données brutes

Comme décrit précédemment, deux antennes permettent de recevoir les données **PariSat**. Nous obtenons donc deux jeux de données de réception, que nous décodons ensuite séparément. Nous apparions ensuite les données extraites, pour obtenir les données cumulées. Ci-dessous, la courbe indiquant le niveau de réception des deux antennes au cours du temps. Les équipements de réception de SSC ne réussissent à extraire les données numériques que lorsque le rapport signal sur bruit dépasse 0 dB.



T0 (heure de décollage du Vol Ariane VA262) : 19h00:00.000 UTC
La 1ère donnée est reçue à T0+7262s (21h01:02 UTC).
La dernière donnée est reçue à T0+7879s (21h11:19 UTC).
Soit une passe de réception d'une durée totale de 617s.

Nous avons ensuite analysé ces données numériques pour en extraire les mesures d'expérience scientifique et les photos. Parmi les données reçues par l'antenne primaire : 242711 trames peuvent être décodées (équivalent à 151.5s de réception continue), dont 8494 (3.5%) avec une correction de bits par CRC. Parmi les données reçues par l'antenne secondaire : 189565 trames peuvent être décodées (équivalent à 118.3s de réception continue), dont 4739 (2.5%) avec une correction de bits par CRC. Une fois les données venant de ces deux antennes cumulées, nous obtenons 279593 trames distinctes décodées (équivalent à 174.5s de réception continue).

L'observation des données montrent qu'une défaillance de l'accès USB aux capteurs thermocouples par l'OBC a eu lieu à T0+5634s (20h33:54 UTC), qui est correctement détectée et qui entraine un redémarrage de l'OBC par le module watchdog. L'expérience peut ainsi refonctionner correctement à partir de T0+5741s (20h35:41 UTC). Ces données permettent d'extraire l'intégralité des données d'expérience scientifique, dont nous recevons les répétitions entre 19 et 21 fois selon les points de mesures ; donc nous pouvons garantir que tous ces points sont corrects.

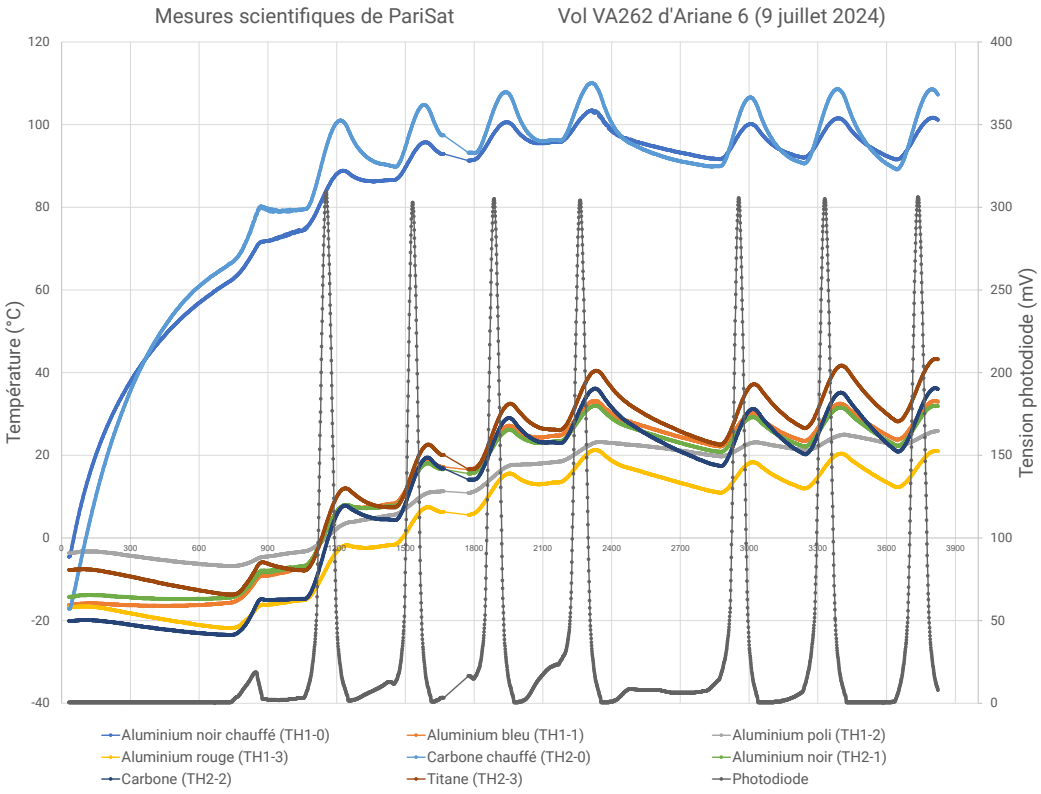
Les données d'expérience prise de vue sont nettement plus complexes à exploiter, car plusieurs images contenaient des erreurs de transmission qu'il faut corriger en recollant les morceaux venant de la réception d'autres répétitions ou de l'autre antenne (sur la passe de réception totale, le tampon contenant toutes les images est envoyé environ 6 fois).

Une fois tous ces traitements effectués, nous obtenons 12 photos différentes qui sont envoyées par **PariSat** pendant son vol, dont :

- 5 ont été reçues entières, reconstituées sans erreur.
- 5 ont été reçues partiellement, donc sont tronquées ou ont un trou, mais restent ouvrables et visuellement exploitables.
- Seulement 2 ont été reçues trop brouillées pour être exploitables (pour rappel, ces images sont au format compressé JPEG pour réduire leur taille, ce qui empêche l'interprétation d'une séquence quelconque si un certain nombre de données précédentes n'ont pas été reçues).

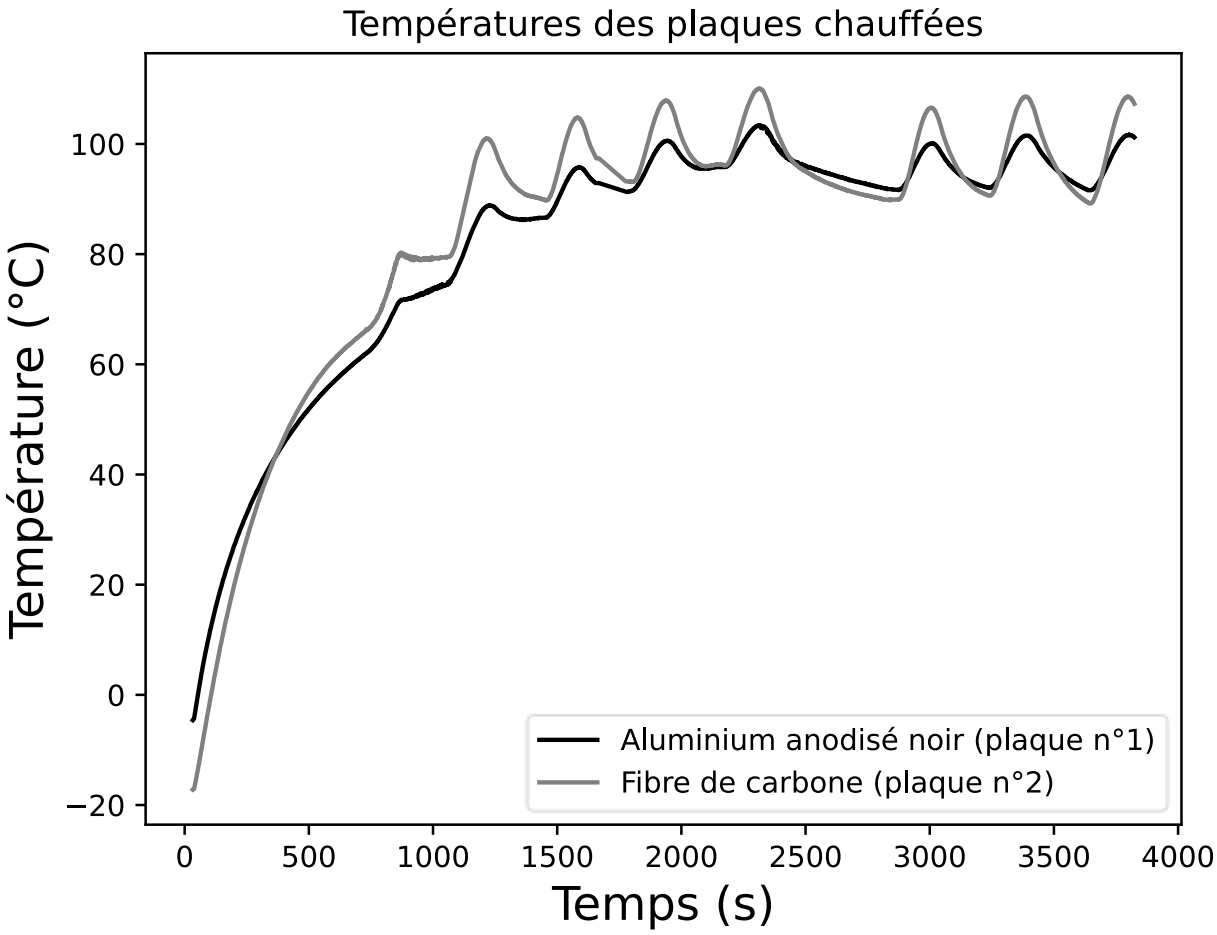
5.2 Analyse des données de température

5.2.1 Chronologie graphique



- De 32s à 730s : Période de nuit orbitale (pas ou peu de rayonnement incident)
- De 731s à 1668s : Période de croisière avec roulis selon l'axe φ (angles d'Euler)
- De 1669s à 1774s : Perte des données durant 105s (redémarrage de l'OBC)
- De 2400s à 2880s : Manœuvre d'arrêt de roulis du second étage
- De 2880s à 3825s : Période de croisière avec roulis

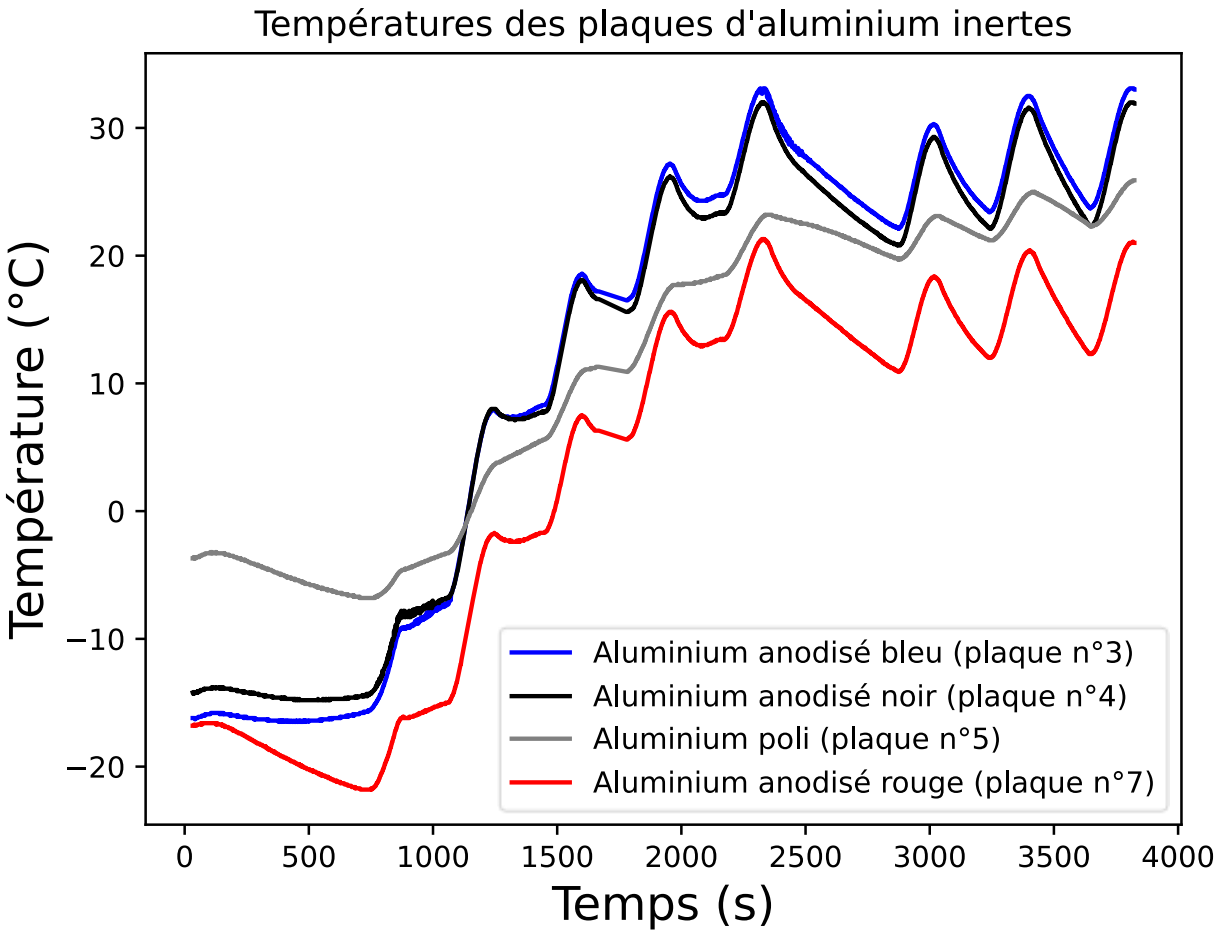
5.2.2 Plaques chauffées (plaques n°1 et n°2)



On observe la hausse brutale de la température dès l'allumage de l'expérience, en effet les résistances chauffantes apportent un flux thermique à ces plaques. Néanmoins, la courbe tend à augmenter moins vite le temps passant. Au moment de l'allumage de **PariSat** (T0+ 3966s), la plaque de fibre de carbone (n°2) a une température initiale de -17.2°C, tandis que la plaque d'aluminium chauffée (n°1) a une température initiale de -4.5°C ; cela est dû à la plus faible capacité thermique de la fibre de carbone à volume constant. Bien que les conditions d'éclairement soient les mêmes entre l'aluminium et la fibre de carbone, cette dernière s'est refroidie plus rapidement. Ce constat se retrouve dans le croisement des courbes des températures : pour un échauffement égal, la fibre de carbone chauffe plus rapidement que l'aluminium.

On observe enfin dans la partie oscillante une augmentation de la température et un refroidissement de la fibre de carbone plus important que l'aluminium. La fibre de carbone atteint des températures plus élevées en pointe, et en creux des températures plus basses que l'aluminium noir. La température moyenne dans la partie oscillatoire pour la fibre de carbone et l'aluminium semble être de +90°C.

5.2.3 Plaques d’aluminium inertes (plaques n°3, n°4, n°5 et n°7)

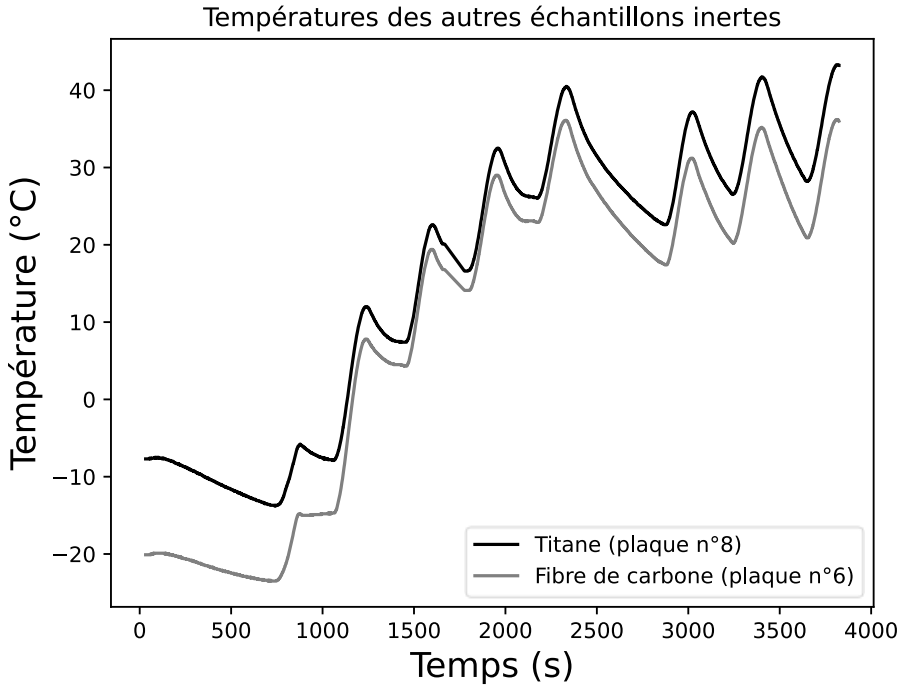


Les températures des plaques inertes débutent par un "rebond". Nous remarquons que les plaques d’aluminium anodisé bleu et anodisé noir ont un comportement très semblable. En revanche, l’aluminium poli et l’aluminium anodisé rouge se distinguent des autres. Les températures initiales des plaques d’aluminium anodisé bleu et anodisé noir sont respectivement : -16.2°C et -14.2°C.

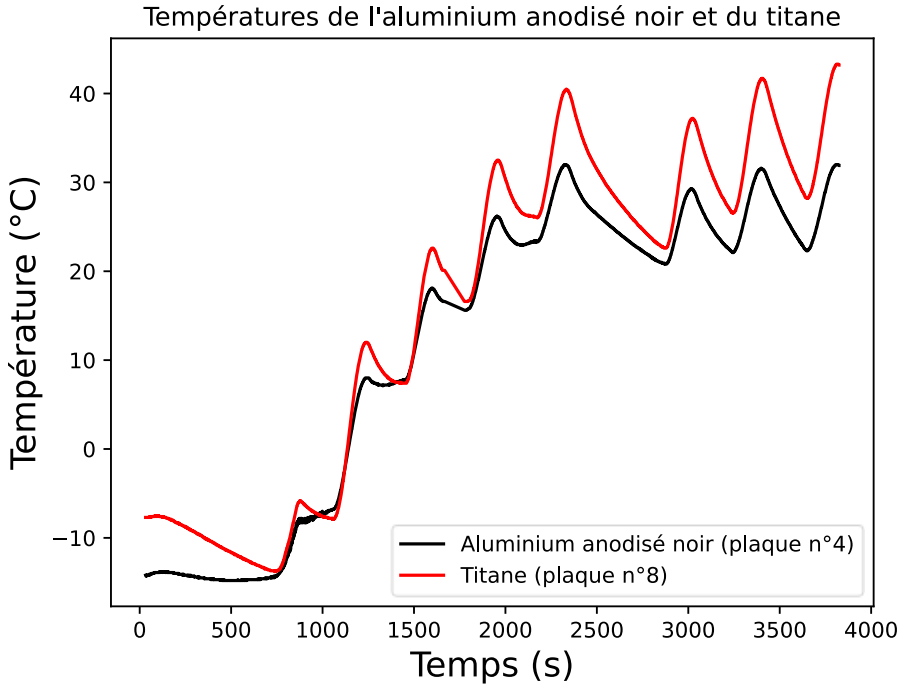
La température de l’aluminium anodisé bleu dépasse celle de l’aluminium anodisé noir après environ 1200 secondes, puis la distinction est nette et la température de l’aluminium anodisé bleu reste au-dessus de celle de l’aluminium anodisé noir. Leurs valeurs moyennes après 2000s sont d’environ +27°C. Les plaques d’aluminium anodisé bleu et anodisé noir semblent être impactés par leur voisins chauffants : jusqu’à T0+750s, les températures des plaques d’aluminium poli (n°5) et anodisé rouge (n°7) chutent toujours, la température des plaques d’aluminium anodisé bleue (n°3) et anodisé noir (n°4) commencent légèrement à augmenter.

La température initiale de la plaque d’aluminium poli (n°5) est de -3.7°C. Nous remarquons que c’est cette plaque dont la température varie le moins tout au long de l’expérience. Il oscille au final vers +21°C avec une très légère augmentation résiduelle. La température initiale de l’aluminium anodisé rouge est de -16.8°C. La chute de la température est franche, puis l’aluminium anodisé rouge conserve la même allure que les plaques d’aluminium anodisé noir et anodisé bleu, avec une différence constante de température de 10°C environ.

5.2.4 Plaques en fibre de carbone et titane (plaques n°6 et n°8)



Les températures initiales de la plaque en fibre de carbone (n°6) et de celle en titane (n°8) sont respectivement de -20.1°C et -7.7°C. Cette grande différence de température initiale, due à la capacité thermique plus faible de la fibre de carbone, est rapidement compensée ; les plaques finissent par avoir une différence à peu près constante de 6°C environ, qui tend à s'augmenter.



Bien que la plaque d'aluminium anodisé noir soit impactée par les voisins chauffés, il en sort que le titane est plus propice à l'échauffement.

5.2.5 Commentaires et évolution des températures

Matériaux	T0+32s État initial	T0+730s Jour orbital	T0+1668s Perte de données	T0+1775s Reprise mesures	T0+2400s Arrêt roulis	T0+2880s Reprise roulis
Alu Noir (Chauffée) TH1-0	-4.5°C	+63.2°C	+92.9°C	+91.2 °C	+98.9°C	+91.7°C
Alu Bleu TH1-1	-16.2°C	-15.3°C	+17.2°C	+16.5°C	+30.3°C	+22.2°C
Alu Poli TH1-2	-3.7°C	-6.8°C	+11.3°C	+10.9°C	+22.9°C	+19.7°C
Alu Rouge TH1-3	-16.8°C	-21.7°C	+6.3°C	+5.6°C	+18.7°C	+11.0°C
Carbone (Chauffée) TH2-0	-17.2°C	+67.4°C	+97.4°C	+93.2°C	+100.5°C	+90.0°C
Alu Noir TH2-1	-14.2°C	-14.1°C	+16.6°C	+15.6°C	+29.0°C	+20.8°C
Carbone TH2-2	-20.1°C	-23.3°C	+16.8°C	+14.1°C	+31.6°C	+17.4°C
Titane TH2-3	-7.7°C	-13.6°C	+20.1°C	+16.6°C	+36.4°C	+22.6°C

Avant le décollage, les conditions thermiques sont contrôlées par une ventilation active à +20°C, et ce durant toute la période sous coiffe.

5.2.6 Mise en place du modèle thermique

Intéressons-nous à une plaque de matériau de dimensions 40×40×1.8 mm que nous supposons indéformable. Nous lui appliquons le premier principe thermodynamique et négligeons tout type de travail relatif aux forces de pression. Il est principalement exposé aux rayonnements thermiques incidents du Soleil et de la Terre. Nous considérons le flux sortant comme un rayonnement thermique décrit d'après le modèle d'émission du corps noir. Les plaques de matériau sont maintenus dans un support en PEEK (polyétheréthercétone) d'une conductivité thermique de 0.25 $W.m^{-1}.K^{-1}$.

On a le flux transmis par conduction : $\Phi = \frac{\lambda \cdot S}{e} \cdot (T_1 - T_2)$.

Avec φ Le flux transmis par conduction, λ la conductivité thermique du matériau considéré, S la surface de conduction, et e l'épaisseur de matériau. Ainsi pour une différence de 50 degrés, en considérant les surfaces en contact (1.8×40mm) avec une épaisseur de 3mm et la conductivité thermique du PEEK, nous obtenons le flux transmis : $\Phi = \frac{0.25 \cdot 1.8 \cdot 10^{-3} \cdot 40 \cdot 50}{2} = 0.45W$.

A des grandes températures, le flux transmis par conduction est faible mais non négligeable ; dans un premier temps nous négligeons la conduction. Les plaques de matériau étant en orbite basse terrestre à 580 km d'altitude durant la durée de l'expérience, Nous négligeons toute convection due à une éventuelle atmosphère résiduelle.

D'après le premier principe de la thermodynamique et la loi de Joule nous avons : $dT \cdot C = d\Phi$. Avec C la capacité thermique de la plaque considérée.

Les flux thermiques entrants et sortants s'expriment comme :

- $\Phi_{entrant} = \alpha \cdot S \cdot \cos(\varphi) \cdot R$
  Avec α l'absorbance, S la surface exposée au flux incident, φ l'inclinaison de la surface au rayonnement incident, et R le rayonnement incident surfacique (notamment le flux solaire direct mais également le flux solaire réfléchi sur l'atmosphère terrestre).
- $\Phi_{sortant} = -\varepsilon \cdot S \cdot \sigma \cdot T^4$
  Avec ε l'émissivité, S la surface émettrice, σ la constante de Stephan-Boltzmann, et T la température de la plaque.

On se retrouve avec une équation différentielle que l'on va pouvoir résoudre numériquement pour comparer nos résultats expérimentaux à notre modèle pour l'affiner.

$$\frac{dT}{dt} \cdot C = d\Phi_{entrant} + d\Phi_{sortant}$$

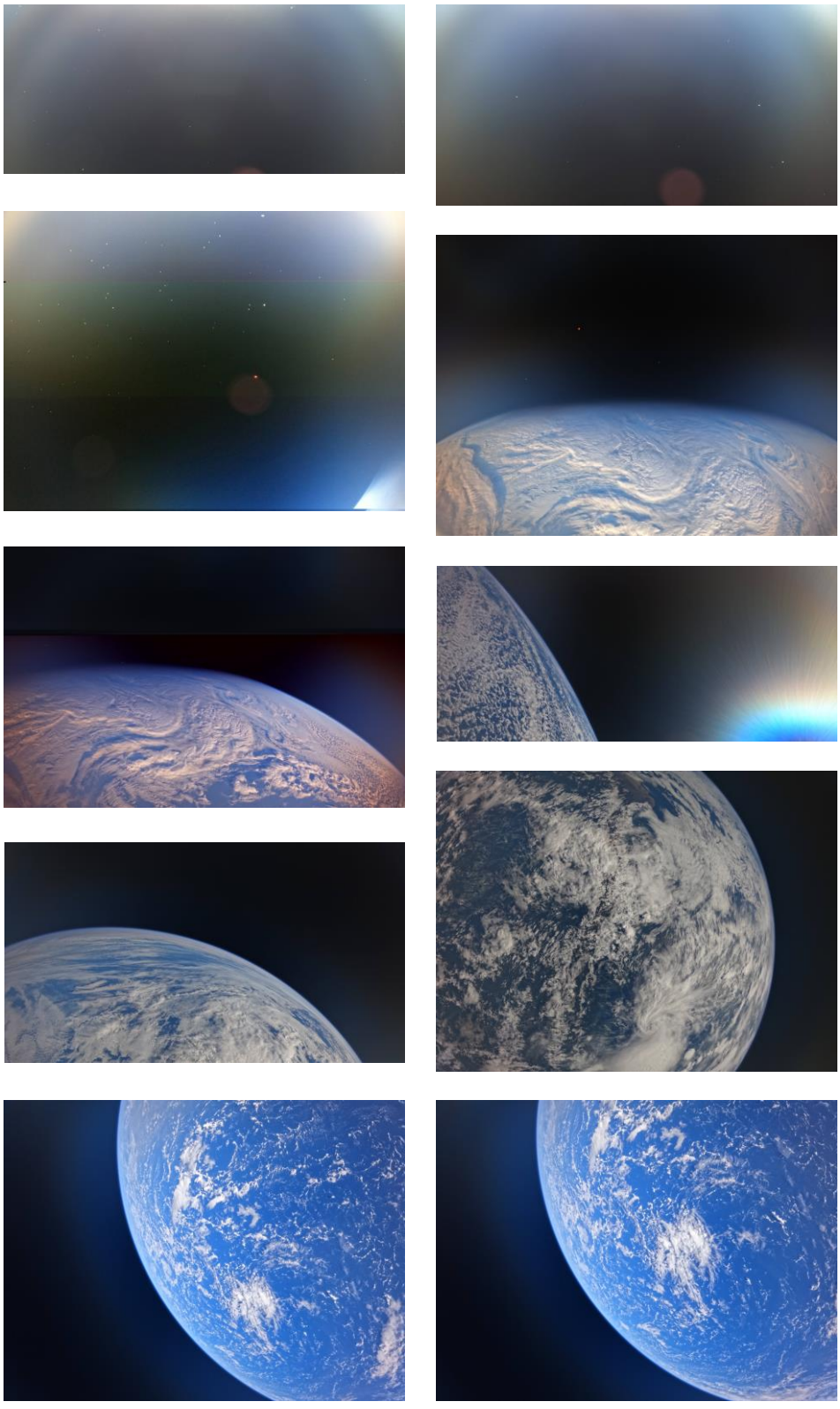
$$\frac{dT}{dt} \cdot C = \alpha \cdot S \cdot \cos(\varphi) \cdot R - \varepsilon \cdot S \cdot \sigma \cdot T^4$$

5.2.7 Conclusion scientifique

L'expérience de mesure de température en orbite nous a permis de révéler et retrouver les comportements thermiques des matériaux. Il a été retrouvé que les surfaces polies permettent la meilleure stabilité thermique utile pour préserver des équipements sensibles pouvant être exposés au rayonnement solaire. Autrement, les aluminiums anodisés noir et bleu-violet avaient des comportements quasi similaires. Puis l'aluminium anodisé rouge au travers de sa température de stabilisation plus faible permet une meilleure dissipation que des teintes plus foncées. Le titane ne constitue pas un meilleur dissipatif que l'aluminium noir.

De manière générale, tous les comportements ont été retrouvés conformément aux modèles théoriques, quelques phénomènes d'influence thermique entre plaques diminuent le caractère idéal de l'expérience. Une étude approfondie avec minimisation d'écart au modèle permettra de retrouver les paramètres d'émissivité et d'absorption des matériaux.

5.3 Analyse des images reçues

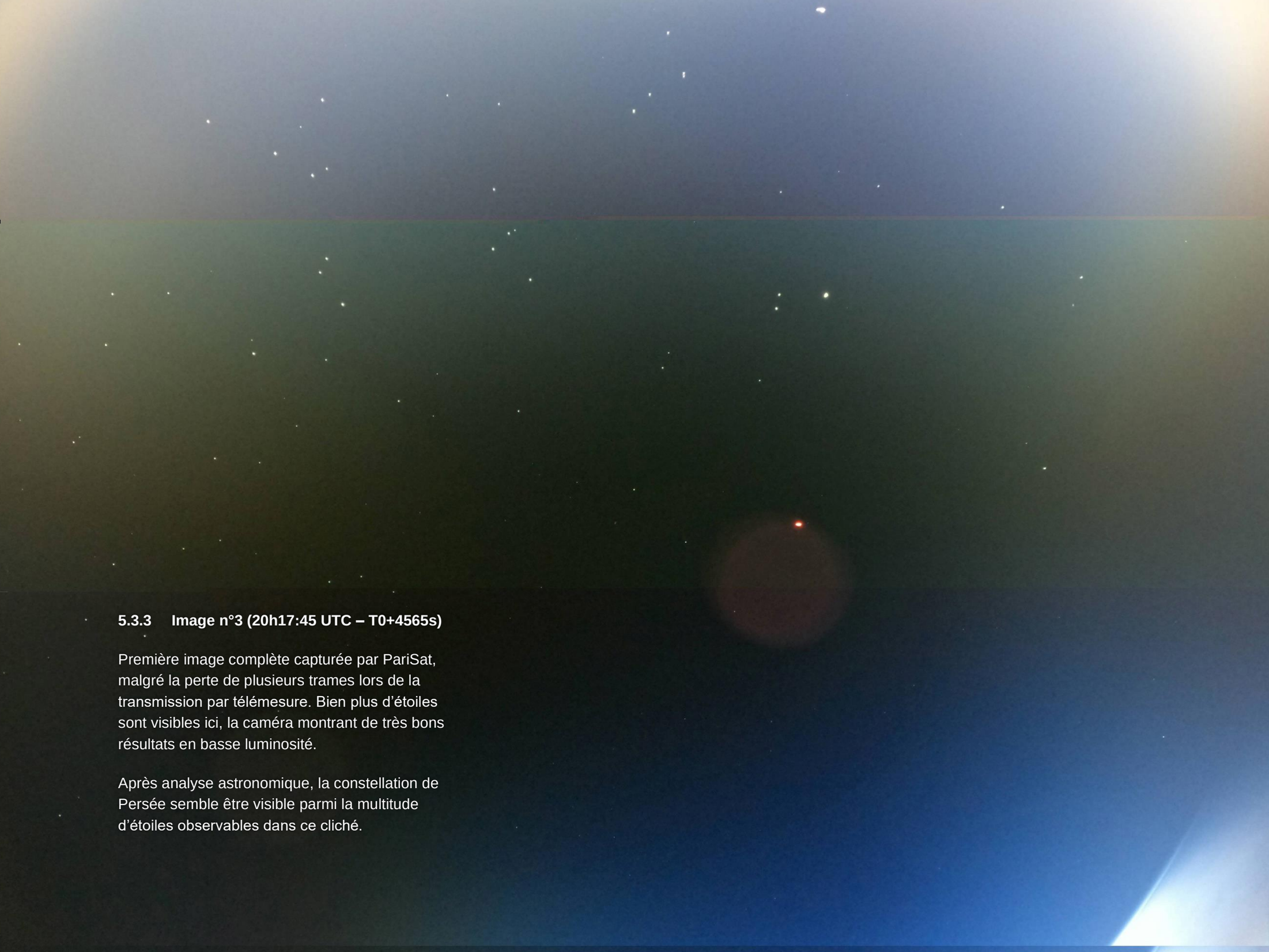


5.3.1 Image n°1 (20h09:26 UTC – T0+4166s)

Cette première image, prise au tout début de l’expérience, nous dévoile un ciel étoilé à quelques 580 km au-dessus de l’Océanie, au large des côtes australiennes. Aucune terre en vue pour l’instant dans le champ de vision de PariSat, et bien que l’immensité de l’espace ne nous permette pas de conclure quant à une éventuelle constellation, il est possible d’apercevoir de lointaines étoiles.

5.3.2 Image n°2 (20h11:37 UTC – T0+4297s)

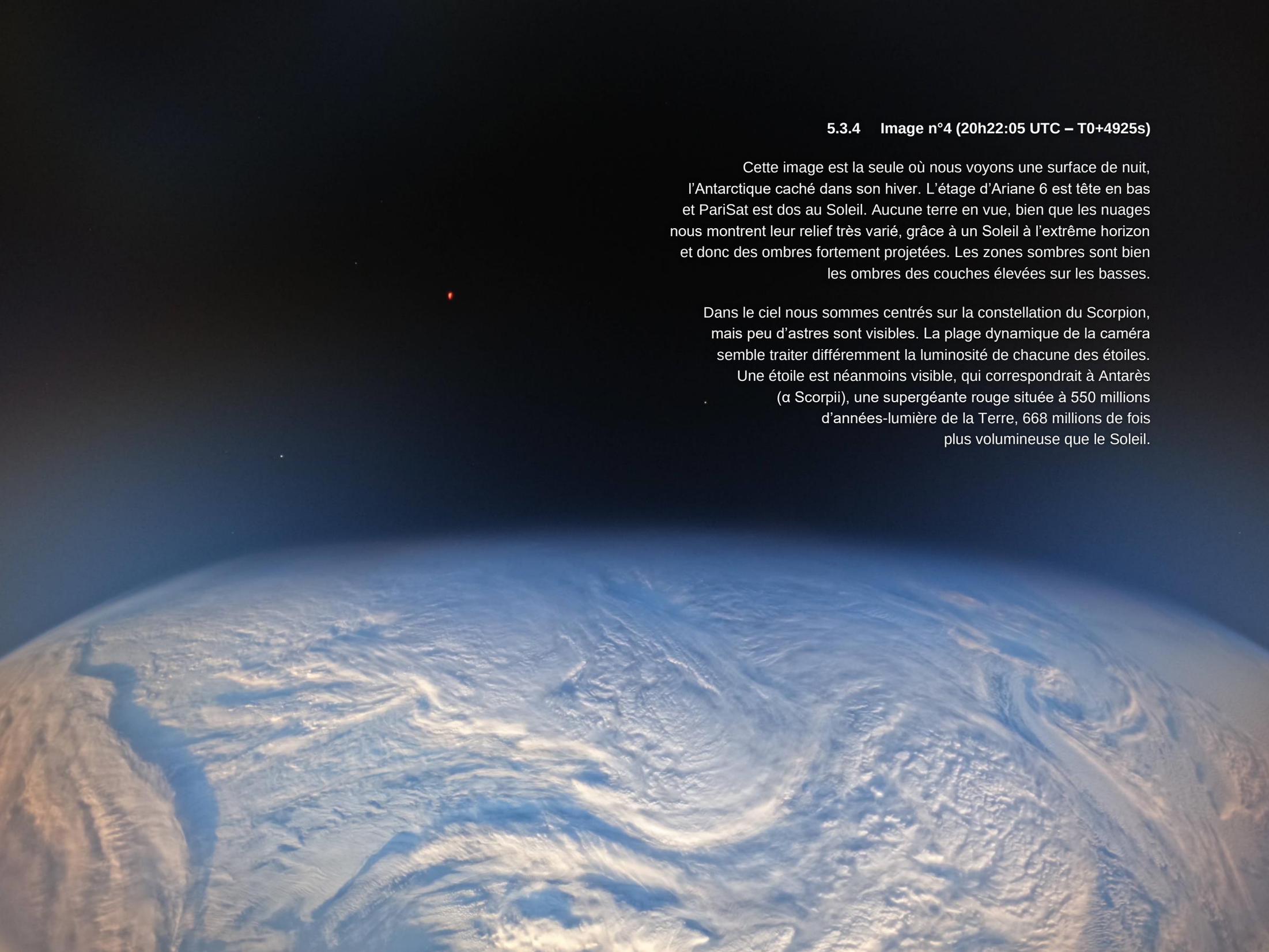
Seulement deux minutes après l’image précédente, PariSat regarde toujours le vide spatial. Le "mode barbecue" a commencé, l’étage supérieur et ses passagers tournent maintenant autour de l’axe de roulis. Un reflet rosé se réverbère au bas de notre lentille, créant cet effet visuel.



5.3.3 Image n°3 (20h17:45 UTC – T0+4565s)

Première image complète capturée par PariSat, malgré la perte de plusieurs trames lors de la transmission par télémesure. Bien plus d'étoiles sont visibles ici, la caméra montrant de très bons résultats en basse luminosité.

Après analyse astronomique, la constellation de Persée semble être visible parmi la multitude d'étoiles observables dans ce cliché.



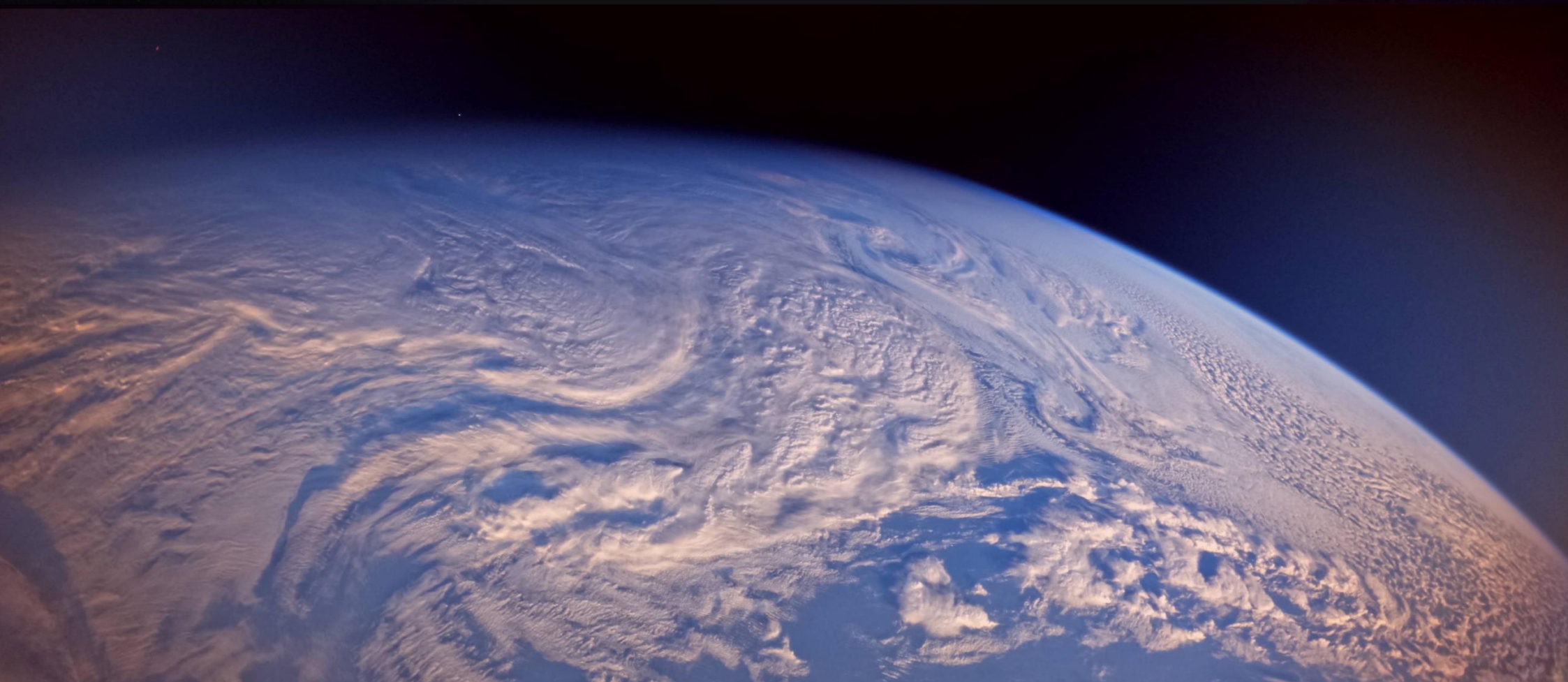
5.3.4 Image n°4 (20h22:05 UTC – T0+4925s)

Cette image est la seule où nous voyons une surface de nuit, l'Antarctique caché dans son hiver. L'étage d'Ariane 6 est tête en bas et PariSat est dos au Soleil. Aucune terre en vue, bien que les nuages nous montrent leur relief très varié, grâce à un Soleil à l'extrême horizon et donc des ombres fortement projetées. Les zones sombres sont bien les ombres des couches élevées sur les basses.

Dans le ciel nous sommes centrés sur la constellation du Scorpion, mais peu d'astres sont visibles. La plage dynamique de la caméra semble traiter différemment la luminosité de chacune des étoiles. Une étoile est néanmoins visible, qui correspondrait à Antarès (α Scorpii), une supergéante rouge située à 550 millions d'années-lumière de la Terre, 668 millions de fois plus volumineuse que le Soleil.

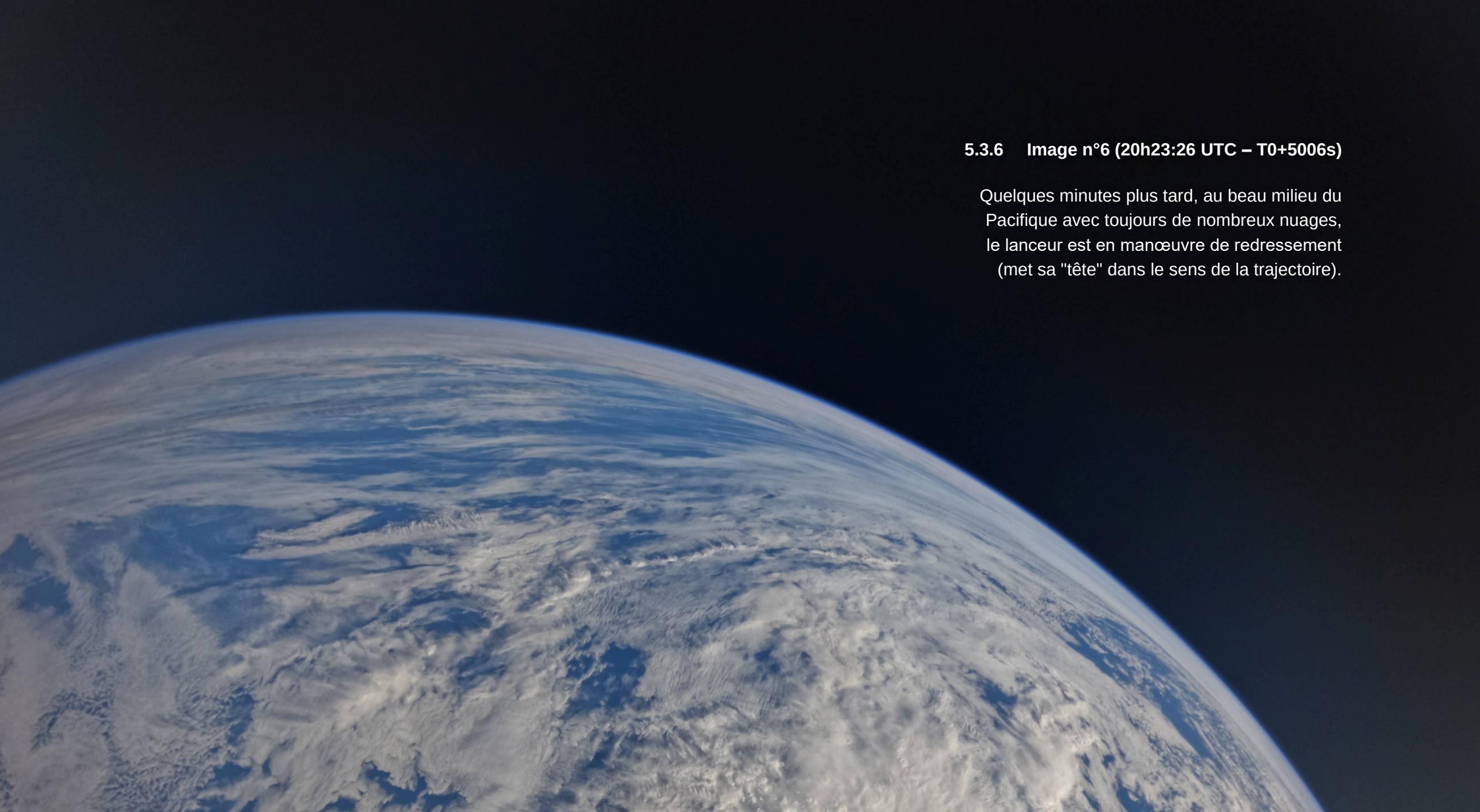
5.3.5 Image n°5 (20h22:43 UTC – T0+4963s)

Sur ce cliché pris seulement quelques dizaines de secondes après le précédent, la même masse nuageuse nous montre un relief particulièrement dessiné au-dessus de l’Antarctique. Le terminateur, limite entre le jour et la nuit, est quant à lui toujours visible sur la gauche ce l’image.



5.3.6 Image n°6 (20h23:26 UTC – T0+5006s)

Quelques minutes plus tard, au beau milieu du Pacifique avec toujours de nombreux nuages, le lanceur est en manœuvre de redressement (met sa "tête" dans le sens de la trajectoire).



5.3.7 Image n°7 (20h36:38 UTC – T0+5768s)

La côte de l’Amérique du Sud est proche, mais PariSat est toujours tourné vers le Pacifique. Cependant, nous regardons davantage au Nord et une étoile, en train de doucement réveiller l’Asie de l’Est, vient se diffracter dans notre lentille en bas à droite. Les nuages semblent ici bien plats, le manque d’ombre projetée étant en cause.

5.3.8 Image n°8 (20h41:58 UTC – T0+6118s)

PariSat est ici au-dessus de l'Amérique Centrale. Nous voyons très bien la pointe péruvienne de Paita en haut à droite. À gauche le grand parc national naturel du Río Puré, frontière entre le Brésil et la Colombie. Les nuages cachent fortement la Colombie et le Panama mais la cordillère des Andes pointe très bien à travers.

5.3.9 Image n°9 (20h48:42 UTC – T0+6522s)

Cette image constitue notre avant-dernière. Pendant que l’APU d’Ariane tente un ultime démarrage, et que la caméra du lanceur regarde le ciel, nous avons enfin changé d'océan, avec un bleu sublime envahissant.

5.3.10 Image n°10 (20h49:20 UTC – T0+6560s)

Nous sommes 1h49 après le lancement, Kiruna sera en vue d’ici quelques minutes. Et la plupart du temps PariSat regardera effectivement vers l'espace (à l'inverse de la caméra lanceur), des images qui seront donc rejetées par l'algorithme de tri embarqué.

6. CONCLUSIONS DU PROJET ET REMERCIEMENTS

Après 3 années d'effort, l'expérience **PariSat** a pris son envol le mardi 9 juillet 2024 à 19h00 UTC, avant de s'allumer à 20h06 UTC. Embarquée sur le vol inaugural d'Ariane 6, il a réalisé de manière nominale ses expériences scientifiques et photo depuis une orbite basse à 580 km d'altitude. L'intégration et le lancement depuis le Centre Spatial Guyanais se sont parfaitement déroulés.

La conception d'un satellite, et particulièrement pour une équipe de jeunes (17 ans au début du projet), est ambitieuse et demande beaucoup de rigueur. Toutes les simulations et analyses théoriques réalisées en amont du vol ont permis d'analyser efficacement nos données. C'est ce travail de préparation qui a également permis de qualifier **PariSat** aux normes de l'Agence Spatiale Européenne pour embarquer sur Ariane 6.

Comme dit précédemment, **PariSat** a été conçu et optimisé pour une mission de 2h. Mais c'était sans compter sur le dysfonctionnement mineur de l'étage supérieur d'Ariane 6 (au niveau de l'APU, cf. **Déroulement du vol**) qui a empêché le moteur de se rallumer. **PariSat** n'a donc pas été désorbité et continuera de tourner à 580 km au-dessus de notre planète pendant les prochaines décennies. Il est possible de suivre son emplacement réel via le réseau SatNOGS :

https://db.satnogs.org/satellite/LRPR-7984-5193-0374-6707#mapcontent

Comme dans tout projet, il y a en plus de la partie technique un aspect humain très important. Sa réussite a reposé sur une bonne organisation du travail en équipe, avec une répartition claire des tâches et des réunions régulières. Le nombre important de personnes impliquées et la durée du projet nous ont amenés à rédiger de nombreux documents. Enfin, il est essentiel de souligner que ces activités, réalisées en parallèle des études de chacun, s'inscrivent dans le cadre des loisirs.

Toute l'équipe du **GAREF** tient une nouvelle fois à remercier chaleureusement tous les partenaires qui nous ont aidé et soutenu, sans qui ce projet unique n'aurait pu réussir : l'ESA, SCC, Arianespace, le CNES-CSG, le LESIA, l'IAS, la PIT, l'IPSA, l'ENSEA, Polytech, l'Aéroclub de France, la Ville de Paris et la Mairie du 13ème.