

# PARISAT

## RAPPORT D'EXPÉRIENCE

---

**GD2143A002**  
**Révision 2.0**

---

15 janvier 2026

**Rédaction :**

Elias ALAOUI  
Nolan RONJON

**Approbation :**

Axel CHOVET





## SOMMAIRE

<b>1  </b>	<b>INTRODUCTION</b>	<b>5</b>
1.1	Contexte du projet	5
1.2	Objectif scientifique	5
1.3	Spécifications techniques	5
1.4	L'équipe ParisSat	6
<b>2  </b>	<b>PRÉSENTATION DE L'EXPÉRIENCE PARI SAT</b>	<b>8</b>
2.1	Description générale	8
2.2	Synoptique de l'expérience	9
2.3	Électronique embarquée	10
2.3.1	Module de gestion d'alimentation	10
2.3.1.1	Carte de mise sous tension	10
2.3.1.2	Carte watchdog	10
2.3.1.3	Synoptique électrique (étage d'allumage)	11
2.3.2	Système d'alimentation	12
2.3.3	OBC (On Board Computer)	12
2.3.4	Timecode	12
2.4	Structure mécanique	13
2.5	Expérience scientifique	14
2.6	Expérience photo	14
2.7	Système de télémétrie	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
<b>3  </b>	<b>PRÉSENTATION DÉTAILLÉE DE L'EXPÉRIENCE SCIENTIFIQUE</b>	<b>17</b>
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 prévisionnelle	19
<b>4  </b>	<b>LANCEMENT</b>	<b>20</b>
4.1	Campagne d'intégration	20
4.1.1	Opérations techniques	20
4.1.2	Évènements marquants	21
4.1.3	Autres charges utiles	22
4.1.4	Déroulement du vol	22



4.2	Trajectographie du vol .....	24
4.2.1	Trajectoire prévue .....	24
4.2.2	Paramètres orbitaux à deux lignes (TLE) .....	24
4.2.3	Trajectoire réelle .....	25
4.3	Station de réception d'Esrange .....	25
4.3.1	Collaboration avec SSC (Swedish Space Corporation) .....	25
4.3.2	Bilan de liaison .....	26
4.4	Mission préliminaire à Esrange .....	27
4.4.1	Réception des données .....	27
5	CONCLUSIONS DES EXPÉRIENCES .....	28
5.1	Dépouillement des données .....	28
5.1.1	Logiciel au sol .....	28
5.1.2	Logique de transmission .....	28
5.1.3	Traitement des données brutes .....	29
5.2	Analyse des données de température .....	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 .....	34
5.2.7	Conclusion scientifique .....	35
5.3	Analyse des images reçues .....	36
5.3.1	Image n°1 (20h09:26 UTC – T0 + 4166 s) .....	37
5.3.2	Image n°2 (20h11:37 UTC – T0 + 4297 s) .....	38
5.3.3	Image n°3 (20h17:45 UTC – T0 + 4565 s) .....	39
5.3.4	Image n°4 (20h22:05 UTC – T0 + 4925 s) .....	40
5.3.5	Image n°5 (20h22:43 UTC – T0 + 4963 s) .....	41
5.3.6	Image n°6 (20h23:26 UTC – T0 + 5006 s) .....	42
5.3.7	Image n°7 (20h36:38 UTC – T0 + 5768 s) .....	43
5.3.8	Image n°8 (20h41:58 UTC – T0 + 6118 s) .....	44
5.3.9	Image n°9 (20h48:42 UTC – T0 + 6522 s) .....	45
5.3.10	Image n°10 (20h49:20 UTC – T0 + 6560 s) .....	46
6	CONCLUSIONS DU PROJET ET REMERCIEMENTS .....	47



## SUIVI DES VERSIONS

Version 0.1	11 juillet 2024	Création du document
Version 1.0	24 octobre 2024	Version diffusable
Version 2.0	15 janvier 2026	Approfondissement des résultats scientifiques



## 1 | INTRODUCTION

### 1.1 | Contexte du projet

En fin d'année 2021, le **GAREF** répond à une opportunité de participation de la part de l'ESA (Agence Spatiale Européenne) pour embarquer une petite charge utile sur le vol inaugural d'Ariane 6, le nouveau lanceur européen. Le 4 février 2022, le **GAREF** reçoit la confirmation que son expérience **PariSat** est retenue pour faire partie de la charge utile du premier lancement d'Ariane 6 (référéncé VA262), qui décolle depuis Kourou au Centre Spatial Guyanais le mardi 9 juillet 2024 à 19h00 UTC. C'est une occasion 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). Son premier satellite **Thésée** fut lancé en 1981 à bord du 4e vol d'essai d'Ariane.

Après 3 ans de travail, **PariSat** offre l'opportunité unique de mettre en orbite une nouvelle expérience, et permet au club pour la première fois de photographier la Terre depuis l'espace. Porté par des jeunes passionnés de 15 à 25 ans, **PariSat** est intégralement conçu et fabriqué au **GAREF**, de l'architecture mécanique à la soudure des cartes en passant par la conception électronique et le logiciel.

### 1.2 | Objectif scientifique

L'objectif scientifique est simple : sans air dans l'espace, et sous le rayonnement cosmique, comment dissiper au mieux la chaleur de l'électronique embarquée ?

L'expérience consiste donc à déterminer le matériau qui agirait comme le meilleur dissipateur. **PariSat** embarque un lot de 8 dissipateurs thermiques miniatures (plaques de 40 × 40 mm) aux caractéristiques variées (matériau, traitement de surface, chauffage...), chacun étant équipé de son propre capteur de température.

Cela permet d'observer le principe de rayonnement du corps noir, théorisé en 1884 par la loi de Stefan-Boltzmann. Ces mesures permettent de déterminer quel matériau et quel traitement sont susceptibles de dissiper au mieux la chaleur de l'électronique, dans la perspective d'une future mission spatiale (satellite ou autre).

Au-delà de l'aspect scientifique, le projet **PariSat** se révèle 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. L'ensemble affiche une masse totale de 7.5 kg. Afin de mener à bien sa mission, le satellite contient différents modules électroniques conçus et fabriqués par les jeunes du **GAREF** :

- Expérience scientifique
- Expérience photo
- Alimentation électrique
- Timecode
- Calculateur de bord
- Système de télémétrie

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

### Membres du projet



**Elias A.**  
*Responsable de l'expérience scientifique*



**Nicolas A.**  
*Électronique embarquée*



**Atia B.**  
*Alimentation électrique*



**Bérenger D.**  
*Expérience scientifique*



**Alexandra D.**  
*Électronique embarquée*



**Léon F.**  
*Logiciel embarqué*



**Jeanne F.**  
*Alimentation électrique*



**Yoram F.**  
*Conception mécanique*



**Aymeric G.**  
*Électronique embarquée*



**Chan-Ly L.**  
*Électronique embarquée*



**Ricardo M.**  
*Alimentation électrique*



**Guillaume M.**  
*Électronique embarquée*



**Noé M.**  
*Électronique embarquée*



**Ophélie M.**  
*Alimentation électrique*



**Thomas R.**  
*Logiciel embarqué*



**Nolan R.**  
*Chef de projet,  
Expérience photo*



**Joseph R.**  
*Intégration mécanique*



**Laszlo S.**  
*Électronique embarquée*



**Philippe S.**  
*Électronique embarquée*



**Gaspard W.**  
*Logiciel embarqué*



**Maya S.**  
*Alimentation électrique*

## Ingénieurs en support



**Axel C.**  
*Président du GAREF,  
Calculateur de bord*



**Bernard S.**  
*Membre d'honneur,  
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.**  
*Support réception  
télémesure*



**Noha K.**  
*Support conception  
mécanique*



**Alexandre P.**  
*Support antennes  
d'émission*

## Presse et communication



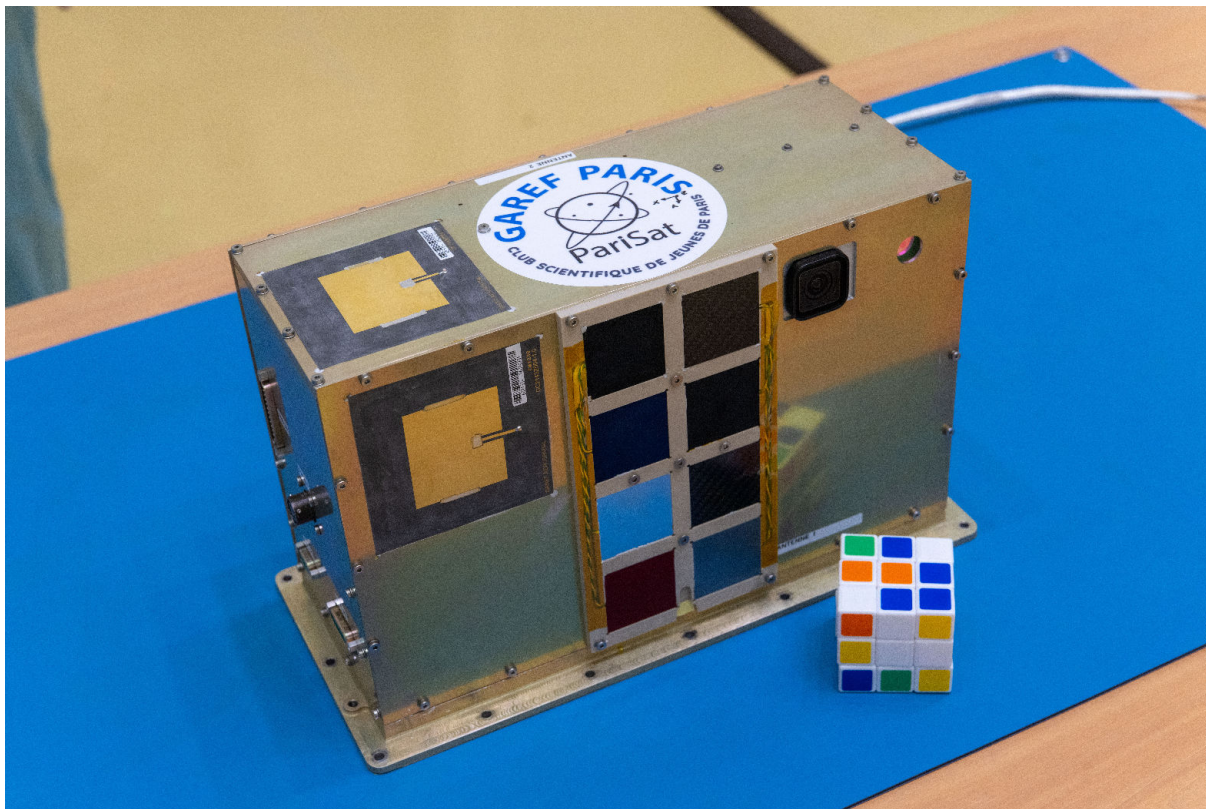
**Matthis M.**  
*Responsable de la  
communication*

## 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 température des 8 plaques de dissipation. L'expérience photo intègre quant à elle une caméra spécialement optimisée pour les conditions spatiales, afin de photographier la Terre. Le satellite embarque également tous les systèmes permettant la bonne transmission de ces données depuis l'espace jusqu'au sol.

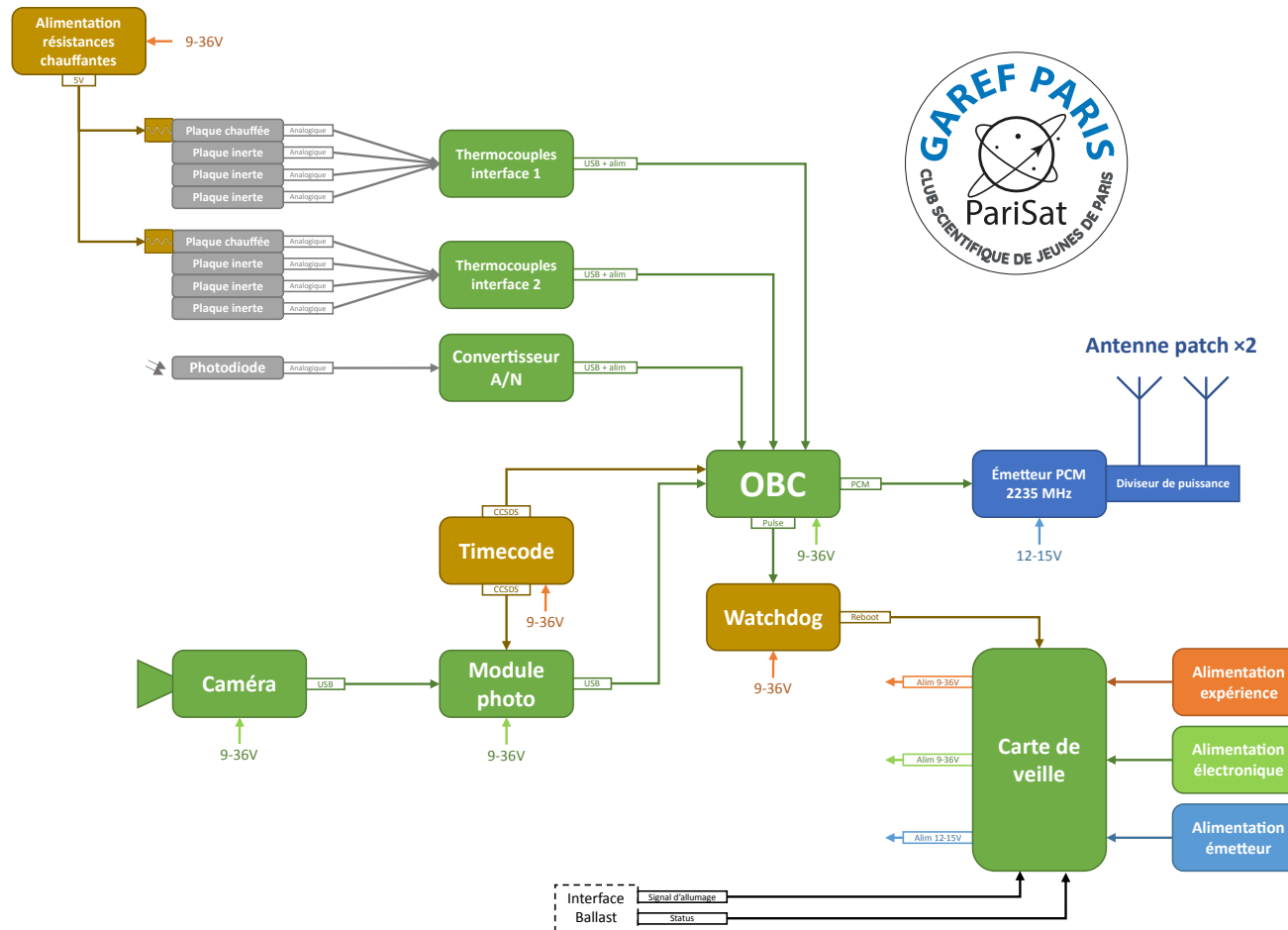
Le calculateur de bord (OBC) se charge de la collecte et du stockage de toutes les données du système, pour les envoyer ensuite à l'émetteur de télémesure. Des piles approvisionnent en énergie les différents équipements. Le module de mise sous tension met en route le satellite suite à un signal envoyé par le lanceur. Le système de watchdog (chien de garde) s'assure du redémarrage automatique de l'expérience en cas d'erreur fatale. Le module timecode date précisément toutes les données de manière synchronisée, pour les corréliser entre elles et avec les mesures du lanceur. Le module photo embarque une caméra grand angle pour capturer des images en orbite basse. Le système de télémesure transmet les données vers la station de réception.



**Fig. 1 . –** 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





## 2.3 | Électronique embarquée

### 2.3.1 | Module de gestion d'alimentation

Le module de gestion d'alimentation intègre la carte de mise sous tension et la carte du watchdog. Il est mécaniquement conforme à un boîtier standard GAREF T2 (102 × 105 × 43.1 mm). Au vu du nombre conséquent de connexions entre les deux cartes, elles sont reliées électriquement en interne.

#### 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 de simuler la masse d'un véritable satellite), **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 le ballast jusqu'au lancement. Elle ne doit s'allumer que sur ordre du lanceur une fois l'orbite atteinte.

Cet ordre consiste en l'ouverture d'une ligne sur pyro-switch redondée. Il est donc nécessaire de faire passer un faible courant en continu pour détecter l'ouverture de la ligne, durant toute la phase d'attente de lancement. La carte de mise sous tension assure alors le démarrage de l'électronique de **PariSat** dès la réception de l'ordre du lanceur. Il est envoyé par le module PMU-UM d'Arianespace, situé 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 "EL 415 122 E" qualifiés pour le spatial. Ils permettent de commander l'alimentation des modules grâce à une impulsion électrique. Des diodes permettent également d'alimenter en externe sans décharger les piles, notamment lors des essais au sol. Trois relais sont utilisés, un pour chaque bloc de piles. Ils basculent successivement :

- L'ordre du lanceur pilote le relais 1 qui active l'alimentation des systèmes sur le bloc de piles 1, dont la carte watchdog. Il est donc garanti que le watchdog ne peut pas de lui-même provoquer l'allumage de l'expérience avant l'ordre du lanceur. L'état de ce premier relais est remonté au lanceur pour qu'il l'insère dans ses télémessures, indiquant l'initialisation de l'expérience.
- Le watchdog, lors de son initialisation, provoque un premier redémarrage qui pilote le relais 2. Cela active l'alimentation des systèmes sur le bloc de piles 2, dont l'OBC.
- Une fois que l'OBC est allumé et que le programme de vol s'exécute, il pilote le relais 3, activant l'alimentation du système de télémessure. L'état de ce troisième relais est également remonté au lanceur pour qu'il l'insère dans ses télémessures, indiquant que l'émission de **PariSat** est active.

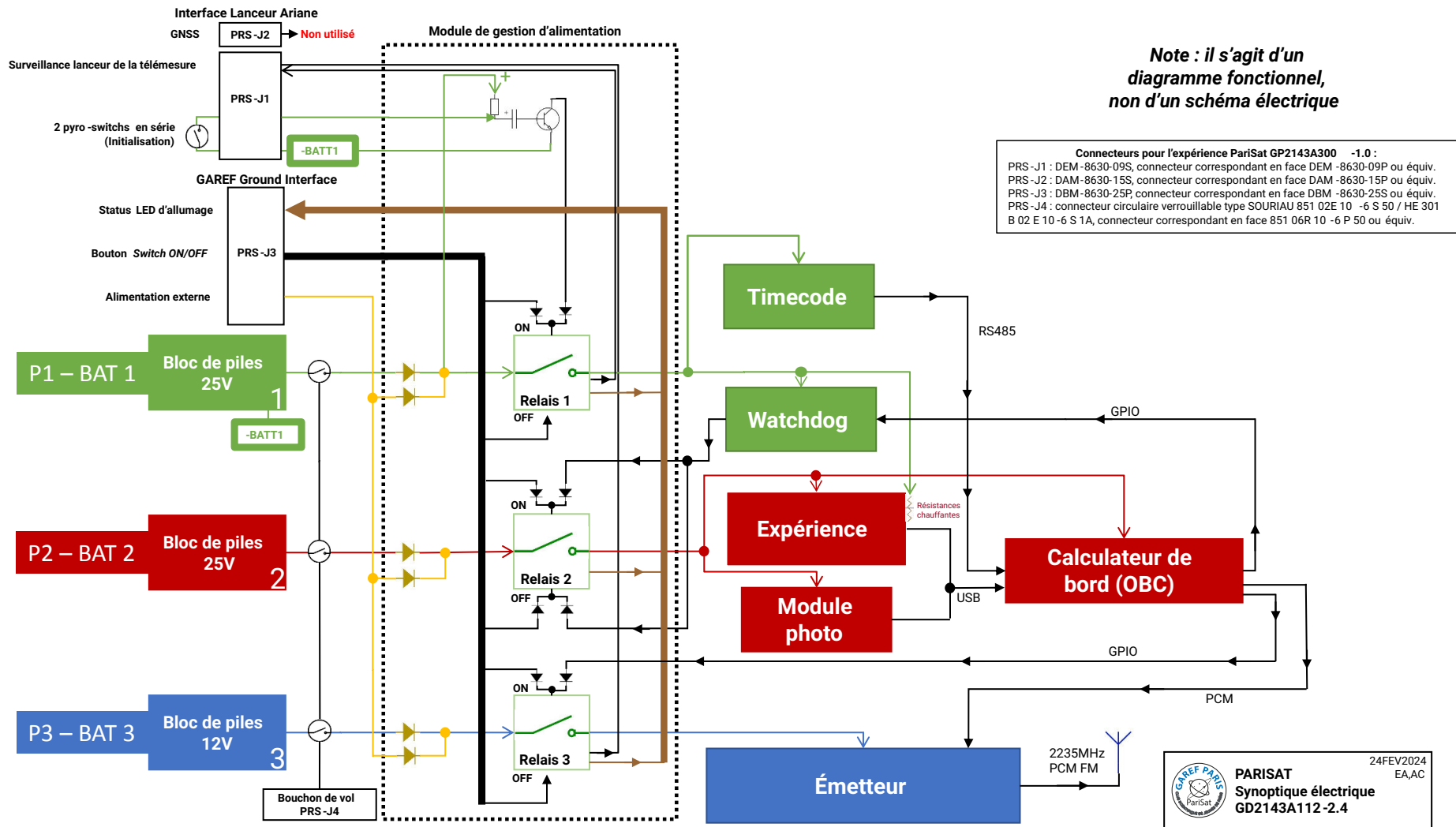
Chaque relais dispose d'un signal de statut indiquant son état courant, remonté aux équipements sol afin de valider la séquence d'allumage lors des tests.

#### 2.3.1.2 | Carte watchdog

Le watchdog assure le redémarrage des modules électroniques possédant des logiciels en cas de plantage. Il s'active en cas d'interruption du signal de réarmement envoyé par l'OBC. Conçu simplement autour d'un oscillateur avec des composants passifs et des compteurs binaires, le watchdog repose exclusivement sur des composants logiques pour assurer sa robustesse (pas de logiciel).

L'OBC transmet ce signal de réarmement toutes les 500 ms. En l'absence de réception pendant 60 secondes, le watchdog agit sur la carte de gestion d'alimentation en ouvrant 1 seconde puis en refermant le relais 2. Cela coupe l'alimentation électrique des modules associés (OBC, cartes d'interface thermocouple, module photo) 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

Afin d'optimiser l'autonomie et la masse du système d'alimentation, différents essais aboutissent au choix de la solution suivante : 3 blocs de piles lithium non rechargeables. Ces derniers alimentent en énergie électrique les modules qui acceptent une tension d'entrée sur une plage 9-36 V. Les deux premiers blocs, affectés respectivement à la veille et à l'électronique, délivrent une tension nominale d'environ 25 V. Le troisième bloc, dédié à l'émetteur, délivre quant à lui une tension nominale d'environ 15 V. Chaque module possède un convertisseur DC/DC en interne pour conserver 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 branché au moment de l'intégration de **PariSat** sur le lanceur, ferme le circuit d'alimentation entre les piles et le reste du satellite. Cela garantit que les piles ne sont pas consommées lors des étapes de tests et de montage.

Il y a deux phases où l'expérience consomme sur les piles. La première débute à la fin de l'intégration sur le ballast (mise du bouchon de vol) et se poursuit jusqu'à la réception de l'ordre d'allumage par le lanceur en orbite. Cette phase dite de "veille" peut s'étendre sur 2 à 45 jours, selon les reports de lancement. La seconde phase, dite de "vol", dure jusqu'à la fin de la mission (environ 7000 secondes après l'ordre d'allumage). Pendant la phase de veille, seule la carte de mise sous tension consomme de l'énergie des blocs de piles, avec un léger courant qui surveille l'ordre d'allumage. 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 un hub USB. La carte processeur est le cœur de l'électronique embarquée, jouant le rôle de calculateur de bord grâce à un logiciel développé par le **GAREF**. Elle reçoit les données des différents modules reliés par le hub USB et des entrées numériques, puis les met sous forme de trames. L'OBC sauvegarde ensuite ces trames sur une mémoire flash, avant de les transmettre au FPGA. Ce dernier les encode au format PCM pour qu'elles soient envoyées à l'émetteur de télémesure.

L'OBC a pour rôle la gestion des données provenant des cartes d'interface thermocouple, du photorécepteur et de la caméra. Un signal impulsionnel est envoyé toutes les 500 ms au watchdog pour s'assurer du bon fonctionnement de l'OBC. Ce dernier arrête d'envoyer ce signal s'il détecte le dysfonctionnement d'un module critique ou s'il dysfonctionne lui-même. Cet OBC est utilisé depuis une dizaine d'années (date de sa dernière évolution majeure) sur les expériences du **GAREF**, il est parfaitement validé et robuste pour être embarqué dans une expérience aérospatiale.

### 2.3.4 | Timecode

Le module timecode assure une datation UTC commune à tous les modules le nécessitant (OBC et module photo). Cela permet de dater, de manière synchronisée et avec une précision de 10 ms, les différentes mesures acquises et les événements survenant durant le vol. Il est ainsi possible de comparer ces données entre elles et avec les équipements au sol. Le signal est diffusé aux différents modules de l'expérience via un bus RS485 utilisant le codage BCD.

En l'absence de synchronisation initiale, le module commence la datation à l'EPOCH (1er janvier 1970 0h00:00.000). Cette configuration permet un recalage temporel à posteriori en s'appuyant sur l'heure UTC exacte d'allumage de l'expérience, indiquée par l'ESA après le lancement.

## 2.4 | Structure mécanique

La structure mécanique de **PariSat** repose sur un châssis principal en aluminium 6061, traité en surface à l'Alodine 1200. Cet alliage allie légèreté et rigidité, garantissant la robustesse du satellite. Sa haute conductivité thermique permet de dissiper efficacement vers le ballast la chaleur générée par l'électronique embarquée.

Chaque module électronique est intégré dans un boîtier standard GAREF T1 ou T2, hormis les plaques de mesure thermique. Le module photo (qui contient la caméra et le circuit de traitement) est quant à lui intégré dans un boîtier standard GAREF T2 modifié, notamment pour optimiser la dissipation thermique.

**PariSat** n'est pas relié en direct au ballast mais est vissé à la PIP (Passenger Interface Plate), une plaque d'interface en aluminium traitée à l'Alodine 1200. Une tresse de masse entre la structure du satellite et cette plaque est installée, afin de permettre une conduction électrique efficace respectant les exigences électriques d'Arianespace. La fixation de **PariSat** sur la PIP est assurée par 16 vis CHC M5 et des écrous M5.

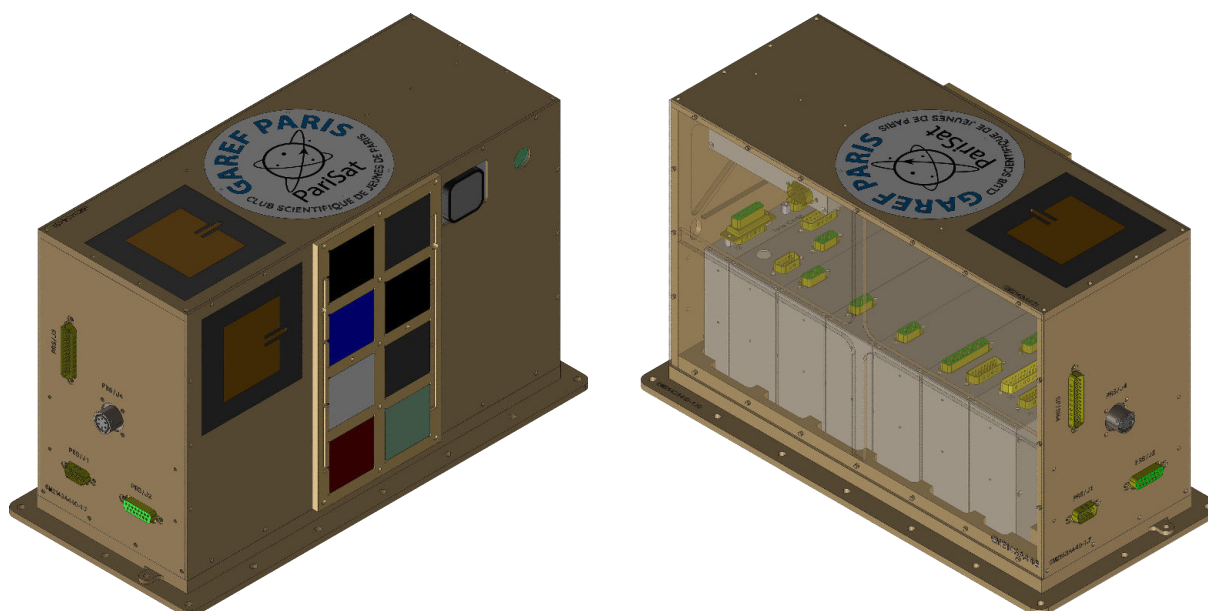


Fig. 2 . – Rendu CAO de PariSat (avant et arrière)

© GAREF PARIS - 2024

Les plaques de mesure sont insérées dans un support usiné en PEEK (polyétheréthercétone), fixé sur la face avant de **PariSat**. Le module photo est vissé à la face supérieure du satellite pour maximiser sa visibilité sur la Terre. Sa conception optimise la conduction thermique par la structure vers le ballast, afin de limiter le risque de surchauffe. L'électronique embarquée est intégrée dans la partie inférieure de la structure pour abaisser le centre de gravité du satellite et optimiser le volume. Cette disposition favorise la dissipation thermique de l'expérience par la plaque d'interface avec le ballast.



## 2.5 | Expérience scientifique

La dissipation thermique est un défi auquel sont confrontés de nombreux ingénieurs. Dans le secteur de l'embarqué, cette contrainte est d'importance capitale car le milieu spatial (extra-atmosphérique) ne permet pas la convection. En l'absence d'air ambiant, seul le rayonnement agit comme moyen de transfert thermique vers l'extérieur. Les différentes réalisations du **GAREF** démontrent déjà que la chaleur générée par l'électronique pose des problèmes de dissipation thermique, notamment dans les ballons-sondes fonctionnant en haute atmosphère durant plusieurs heures. La seule solution envisageable est la dissipation de l'énergie par rayonnement du corps noir, au moyen d'une plaque d'aluminium anodisé noir.

L'opportunité de concevoir une expérience satellisable lors du premier lancement d'Ariane 6 permet de s'intéresser à l'émissivité de différents matériaux, rayonnant en orbite basse terrestre. **PariSat** embarque ainsi 8 plaques radiatives de différents matériaux, revêtus de divers traitements de surface. Chacune est chauffée passivement par les rayonnements solaire et terrestre, dont 2 sont également chauffées activement par des résistances chauffantes. Cela permet de simuler l'énergie dissipée par des systèmes électroniques à régime constant et d'atteindre un équilibre thermique plus rapidement. Ces mesures de rayonnement dans un environnement spatial peuvent ensuite être comparées aux lois de rayonnement du corps noir. Un échantillon inerte d'aluminium anodisé noir fait office de référence, et un photorécepteur mesure l'intensité du rayonnement incident reçu par les plaques.

L'électronique de l'expérience scientifique repose sur deux cartes d'interface thermocouples (Phidgets 1048\_2), branchées directement aux capteurs de température, et une carte de conversion analogique-numérique (Phidgets 1018\_3) qui lit la tension aux bornes de la photodiode. Chacune de ces cartes est dotée d'une interface USB, permettant une connexion directe à l'OBC.

## 2.6 | Expérience photo

L'expérience photo 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'une carte de traitement basée sur un Raspberry Pi 4B. Des photos sont prises à intervalle régulier (une par minute) avant d'être transmises à l'OBC par l'intermédiaire de la carte de traitement. Cette dernière contrôle également la prise d'images, les paramètres photo, l'allumage et l'extinction de la caméra. Le débit de télémétrie ne permettant pas un flux continu, un tri est effectué en vol afin de déterminer les meilleures images (grâce à une analyse de la taille de chaque image). Les données sont envoyées à l'OBC toutes les 4 minutes, après un cycle d'environ 4 images.

Pour la caméra, il est nécessaire de composer avec diverses contraintes thermiques et mécaniques afin d'assurer son bon fonctionnement. Il est d'abord indispensable de maintenir mécaniquement l'objectif pour obtenir des images exploitables, un boîtier mécanique est donc spécialement adapté pour y intégrer la GoPro et sa carte de traitement. En l'absence de dissipation thermique particulière, la caméra surchauffe d'elle-même après un certain temps. Pour résoudre ce problème, la caméra est fixée sur la partie supérieure de la structure, permettant ainsi une conduction thermique efficace. La fréquence d'une image par minute permet d'éteindre la caméra régulièrement, facilitant son refroidissement.

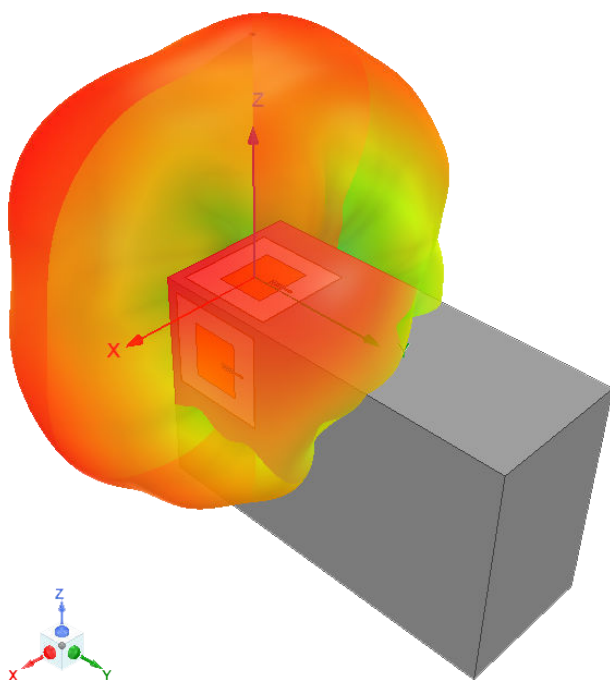
Si ce module est imaginé principalement à des fins de communication, il n'en est pas moins intéressant d'obtenir des informations sur les paramètres photo (balance des blancs, ISO, ouverture...). La caméra est programmée pour sélectionner les meilleurs paramètres de façon automatique, et un programme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

## 2.7 | Système de 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 2 W) 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.

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. Les deux antennes émettent respectivement dans une direction transversale et une direction longitudinale, de manière à rayonner un maximum de temps vers la Terre.

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



**Fig. 3 . –** Diagramme de rayonnement des antennes de PariSat

© GAREF PARIS - 2024

## 2.8 | Tests de qualification

### 2.8.1 | Qualification mécanique

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



Fig. 4 . – Essai en vibration de PariSat à la PIT (OVSQ)

© GAREF PARIS - 2024

### 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 confirmé 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 télémétrie.

Des tests de décharge des blocs de piles sont également réalisés avec le satellite complet sous tension. Cela permet de garantir une durée de fonctionnement d'environ 4h30, après la phase de veille qui concerne uniquement 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 théoriques de rayonnement des antennes. Cela permet par ailleurs de confirmer la puissance d'émission d'environ 2 W, et plus généralement le bon fonctionnement de tout le système de télémétrie.



## 3 | PRÉSENTATION 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 ont généralement une plus grande capacité thermique à un volume identique. 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 (de l'énergie) pour faire élever sa température globale de 1 K (soit 1 °C). La quantité de chaleur est notée  $Q$  (en J/K).

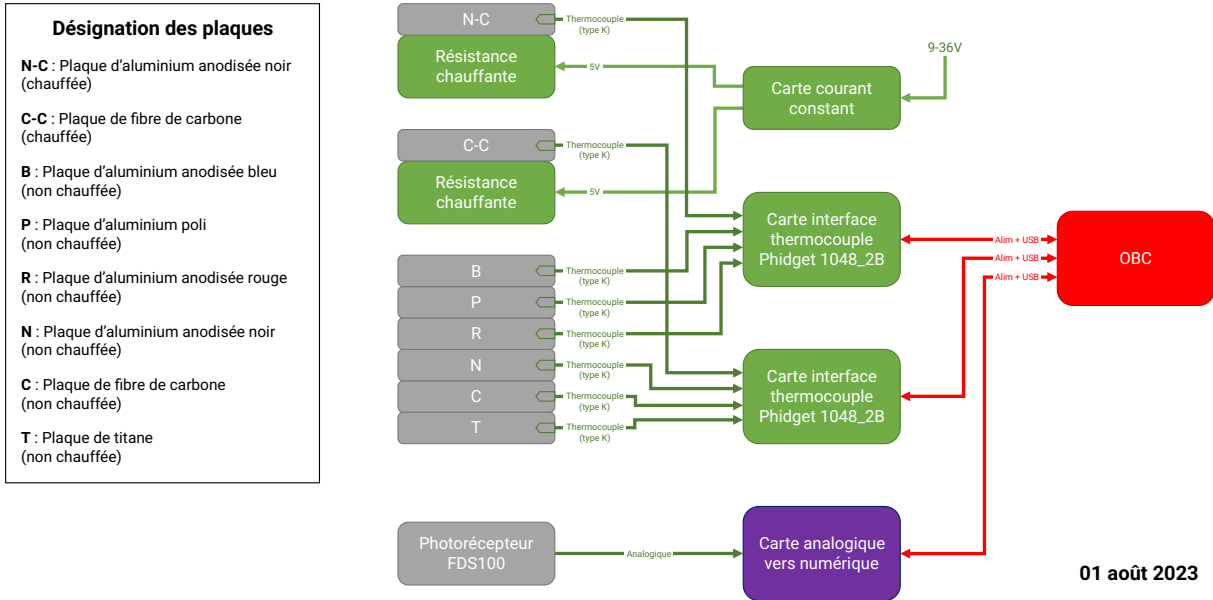
Concernant le flux thermique, une première image intuitive serait de le matérialiser comme un écoulement qui transfère de la chaleur entre deux objets, du plus chaud vers le plus froid. La nature de l'interaction entre les deux corps est primordiale pour décrire le flux thermique considéré. La grandeur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

- Conduction : Ce mode de transfert s'opère entre deux objets en contact direct. La chaleur transférée est d'autant plus grande que la différence de température des objets est importante. Les matériaux ont également une caractéristique intrinsèque, la conductivité thermique. Plus cette propriété a une valeur élevée, plus la chaleur peut se propager aisément par contact dans le matériau.
- Convection : La convection se produit lorsqu'un objet est en contact avec un fluide (liquide ou gaz). La chaleur est transportée par le mouvement de ce dernier. 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 transporte moins bien la chaleur qu'un fluide en mouvement. Il est par exemple plus simple 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 0 K (-273.15 °C) émet un rayonnement thermique selon sa température, bien qu'il reste négligeable si cette dernière est "basse" (jusqu'à -100 °C). Le rayonnement électromagnétique émis par les gaz chauds de notre étoile, le Soleil, se propage également à travers le vide spatial.

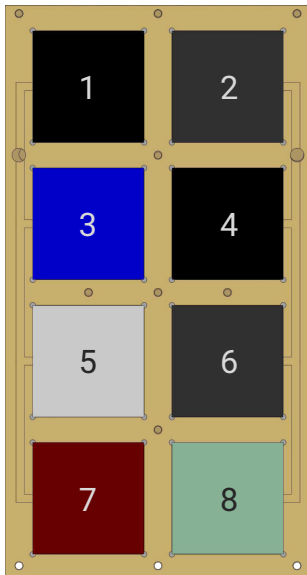
### 3.2 | Description technique

#### 3.2.1 | Synoptique de l'expérience scientifique

GD2143C113-1.2 – Synoptique expérience scientifique



#### 3.2.2 | Plaques radiatives



N°	Matériau	Traitement de surface	Chauffage	Masse	Capacité
1	Aluminium 6061	Anodisé noir mat (10 µm)	Oui (3.2 W)	7.35 g	6.6 J/K
2	Fibre de carbone	Aucun	Oui (3.2 W)	5.3 g	3.6 J/K
3	Aluminium 6061	Anodisé bleu mat (10 µm)	Non	7.35 g	6.6 J/K
4	Aluminium 6061	Anodisé noir mat (10 µm)	Non	7.35 g	6.6 J/K
5	Aluminium 6061	Poli	Non	7.35 g	6.6 J/K
6	Fibre de carbone	Aucun	Non	5.3 g	3.6 J/K
7	Aluminium 6061	Anodisé rouge mat (10 µm)	Non	7.35 g	6.6 J/K
8	Titane	Aucun	Non	12.97 g	6.4 J/K



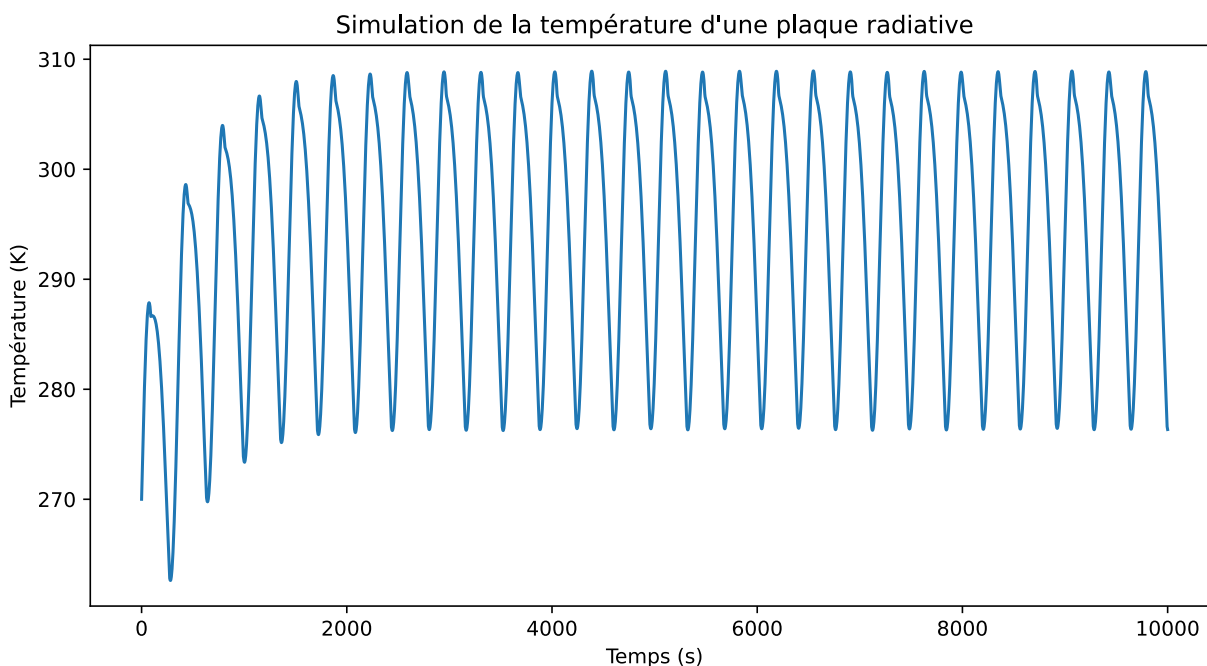
### 3.3 | Étude prévisionnelle

La modélisation de l'expérience scientifique s'appuie sur le modèle de rayonnement du corps noir. Les différents paramètres sont définis, tels que la capacité thermique massique des plaques étudiées, la puissance du chauffage, l'émissivité du système et la vitesse angulaire de l'étage. L'allure de la température de différentes plaques en fonction du temps est ainsi modélisée au moyen d'un programme, en langage Python.

La puissance surfacique solaire en orbite basse terrestre vaut 1361 W/m<sup>2</sup>. Le rayonnement thermique terrestre émet vers l'espace une puissance surfacique de 400 W/m<sup>2</sup> en orbite basse. A partir de ces considérations, et pour une température initiale de 273.15 K (0 °C), la courbe obtenue montre une allure exponentielle négative.

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

Ces valeurs tiennent uniquement compte de l'émission et de l'absorption de la face dirigée vers l'espace, la face arrière de la plaque étant considérée comme non rayonnante. En prenant en compte la vitesse angulaire du ballast (1°/s), une visibilité de la Terre 50 % du temps et l'éclairement solaire sur une plaque inerte, cette simulation permet d'obtenir le graphe suivant (température en Kelvin au cours du temps en secondes).





#### 4.1.2 | Évènements marquants

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



**Fig. 6 . –** Signature de la coiffe d'Ariane 6 par l'équipe du GAREF à Kourou

© 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** doit être intégrée sur le ballast. Ces opérations, réalisées par Arianespace, se déroulent dans le hall HR du bâtiment S3B.



**Fig. 7 . –** Intégration de PariSat sur le ballast FM1 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 est une opportunité pour le **GAREF** de réaliser une nouvelle expérience en orbite, d'autres charges utiles en sont également passagères. La mission permet le lancement de plusieurs satellites, dépoyeurs et expériences. Toutes sont réalisées 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 sont établis avec les différentes équipes, notamment pour échanger sur les problèmes communs de réception de la télémétrie. Cette campagne d'intégration est donc également l'occasion de rencontrer ces personnes, éventuellement en vue d'une future collaboration.

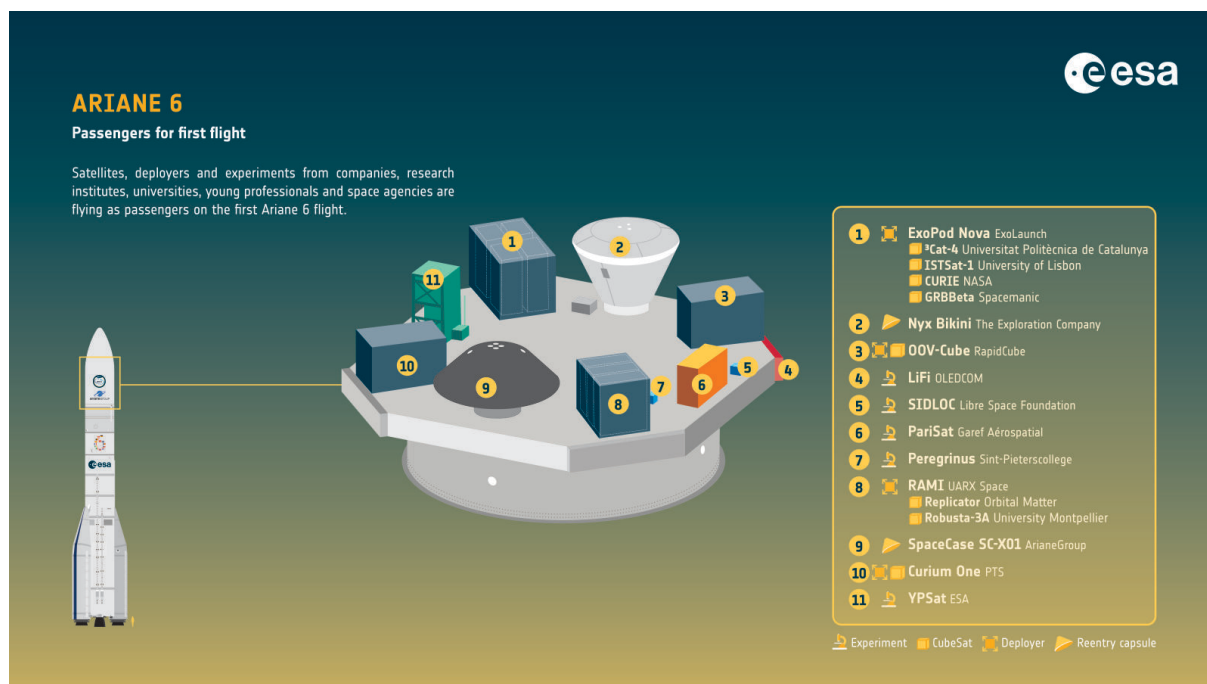


Fig. 8 . – Charges utiles passagères du vol inaugural d'Ariane 6

© ESA

### 4.1.4 | Déroulement du vol

La première fusée Ariane 6 décolle 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, est un grand succès pour l'Europe, ouvrant la voie aux prochains vols d'Ariane 6 et démontrant la capacité du nouveau lanceur lourd à atteindre son orbite cible.

Le lanceur se propulse ainsi 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 est ensuite mis à feu pour la première fois afin de placer d'Ariane 6 et ses charges utiles sur une orbite elliptique de 300 à 600 km au-dessus de la Terre, réalisant ainsi le premier grand résultat : le refroidissement en vol, ainsi que le premier allumage du moteur Vinci et de l'Unité Auxiliaire de Propulsion (APU). Après une phase balistique de 35 minutes, le moteur est allumé pour la deuxième fois, démontrant ainsi sa capacité à modifier l'orbite du lanceur. Ce second boost du moteur Vinci circularise l'orbite d'Ariane 6 à 580 km, prête à larguer ses huit satellites et à activer les cinq expériences embarquées, dont **PariSat** fait partie.

C'est donc à T0 + 3965.530 s (soit 20h06:02.530 UTC) que **PariSat** reçoit son ordre d'allumage et démarre son expérience. Les mesures scientifiques et les images commencent 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 inaugural d'Ariane 6 est une démonstration technique, testant pour la première fois le comportement de l'étage supérieur en microgravité. L'APU est allumée pour la seconde fois, puis son fonctionnement est stoppé. Cela signifie que le troisième boost du moteur Vinci ne peut pas avoir lieu. Ce dernier boost aurait permis à l'étage supérieur de se placer sur une orbite de rentrée pour se consumer en toute sécurité dans l'atmosphère terrestre. Compte-tenu de ce fait, l'étage supérieur se comporte ensuite de manière nominale : le moteur Vinci n'est pas redémarré et le logiciel embarqué déclenche la "passivation" de l'étage supérieur, en supprimant toute énergie à bord pour éviter d'éventuelles explosions. En conséquence et conformément aux attentes, le lanceur ne libère pas les deux capsules de ré-entrée à bord (les étapes 10 et 11 de la chronologie ci-après ne sont pas effectuées).

Cet imprévu est 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'est détecté dans ce scénario de mission dégradé.

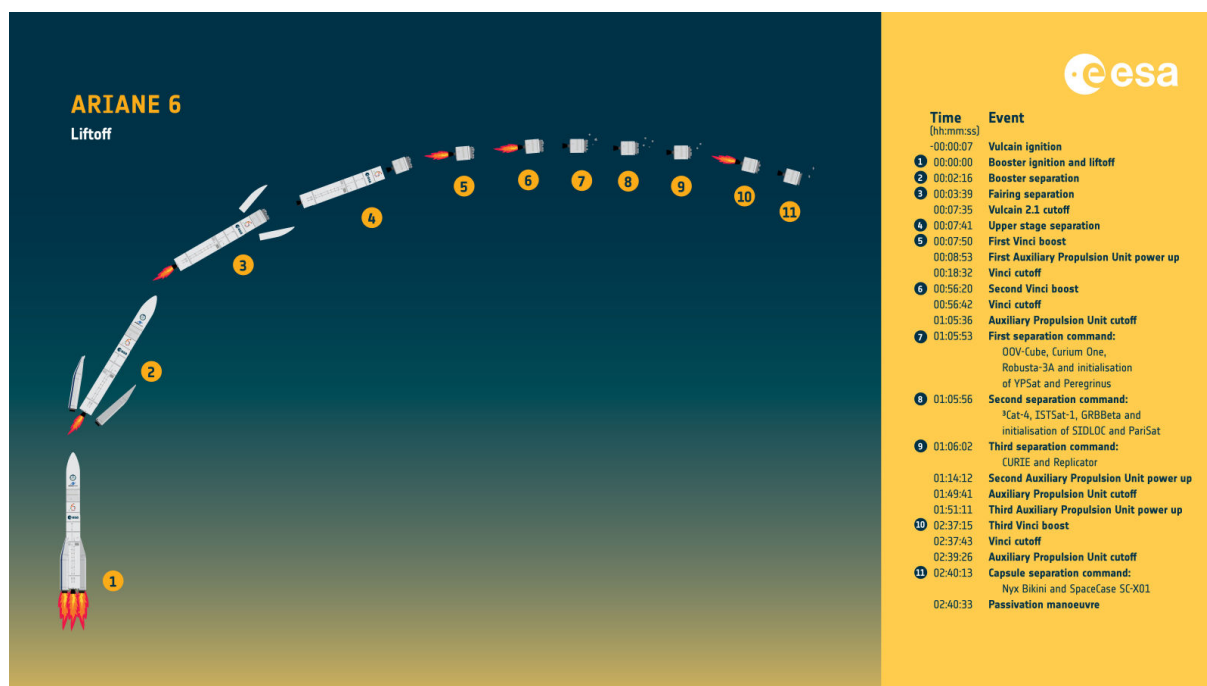


Fig. 9 . – Chronologie prévisionnelle du vol inaugural d'Ariane 6

© ESA

## 4.2 | Trajectographie du vol

### 4.2.1 | Trajectoire prévue

L'orbite visée est une orbite basse terrestre, d'environ 580 km d'altitude pour une inclinaison de 62°. Différentes prévisions sur la trajectoire permettent de la simuler fidèlement, notamment pour optimiser la réception de la télémesure à Kiruna. Les paramètres orbitaux prévus servent à générer un fichier au format TLE (Two-Line Elements), lisible par les équipements de réception de la station de réception.

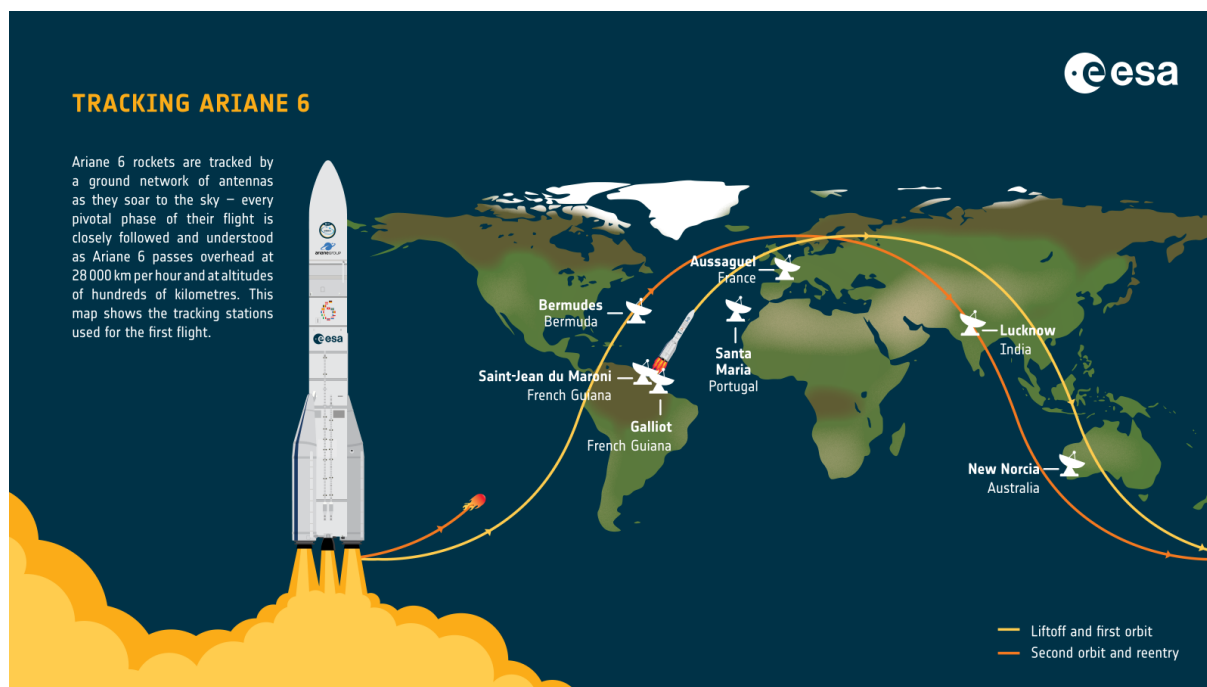


Fig. 10 . – Trajectoire prévue du vol inaugural d'Ariane 6

© ESA

### 4.2.2 | 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	60239U	24128A	24191.83752928	.00000000	00000-0	00000-0	0	12
2	60239	61.9940	161.6170	0002691	303.0960	283.4570	14.96533815	17

### 4.2.3 | Trajectoire réelle

La simulation tirée des paramètres orbitaux prévus permet de vérifier les caractéristiques du passage de **PariSat** au-dessus de Kiruna, avant la calibration des équipements de réception. Les différentes données de vol mesurées pendant la mission, transmises à posteriori, permettent de vérifier que la trajectoire réelle de l'étage supérieur suit rigoureusement la prévision. Cette précision permet d'assurer une réception correcte par la station d'Esrang, grâce aux paramètres théoriques.

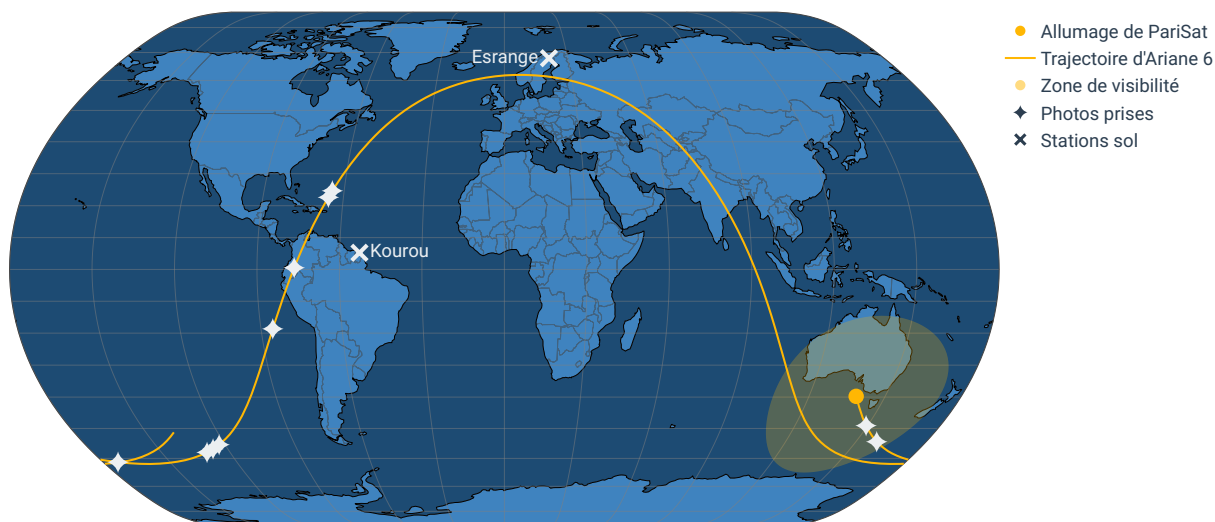


Fig. 11 . – Trajectoire prévue du vol inaugural d'Ariane 6  
© GAREF PARIS - 2024

## 4.3 | Station de réception d'Esrang

### 4.3.1 | Collaboration avec SSC (Swedish Space Corporation)

Dès le début du projet **PariSat**, l'un des défis techniques majeurs est de réussir à transmettre toutes les données depuis l'espace via un système de télémétrie. Divers stages permettent notamment l'étude des différentes solutions de réception possibles. Au vu de la trajectoire prévue du vol, la station SSC d'Esrang au nord de la Suède (à 40 km de Kiruna) apparaît 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 se crée avec les équipes de la station de réception, et l'idée d'une collaboration étudiante avec l'Université de Luleå (voisine de Kiruna) pour la télémétrie de **PariSat** émerge rapidement.

Dès l'été 2023, les visioconférences s'enchaînent avec l'équipe d'Esrang en charge de la réception des données de **PariSat**, principalement avec Erik Öskog (qui coordonne l'équipe du côté d'Esrang), Elena Battistello (qui consacre son mémoire de master sur la réception de la télémétrie **PariSat**) et Emil Söderman (qui est en appui sur la partie technique des antennes).



### 4.3.2 | Bilan de liaison

Rapport signal sur bruit :

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

$$\text{SNR}_{\text{dB}} = \text{EIRP}_{\text{dBm}} + \left(\frac{G}{T}\right)_{\text{dB}} + \left[\left(\frac{\lambda}{4\pi D}\right)^2\right]_{\text{dB}} - k_{\text{dB}} - B_{\text{fi}_{\text{dB}}}$$

$$\text{EIRP}_{\text{dBm}} = P_{\text{émission}_{\text{dBm}}} + G_{\text{émission}_{\text{dB}}}$$

$$P_{\text{émission}} = 33 \text{ dBm}$$

$$G_{\text{émission}} = 0 \text{ dB}$$

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

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

$D = 1500 \text{ km}$  : Distance satellite antenne

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

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

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

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

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

Paramètre	Valeur
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
<b>Rapport signal sur bruit</b>	<b>20.2 dB</b>

Un  $\text{SNR}_{\text{dB}}$  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 | Mission préliminaire à Esrange

**PariSat** n'effectuant qu'un unique passage au-dessus de la Suède, il est essentiel que les antennes soient parfaitement calibrées en amont du vol. Un simulateur du système de télémesure de **PariSat** est ainsi 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** se rend sur la base d'Esrange entre le dimanche 7 et le mardi 10 avril 2024. Plusieurs points techniques de la télémesure sont alors abordés, et cette mission permet d'établir un contact direct avec l'équipe d'Esrange, pérennisant les relations avec SSC.



Fig. 12 . – L'équipe du GAREF à Esrange, au pied d'une antenne de réception sous la neige

© GAREF PARIS - 2024

### 4.4.1 | Réception des données

Pour assurer une réception nominale de **PariSat**, trois antennes fonctionnent en parallèle le jour du vol. Une "petite antenne" (nommée Fenix) de 7.3 m de diamètre, avec donc un cône de réception plus large, est utilisée pour localiser le lanceur dans le ciel. Les deux autres, de respectivement 11 m et 13 m de diamètre, sont 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 11 m de diamètre, est appelée Freya. Afin d'assurer une communication efficace le jour du lancement, une discussion Microsoft Teams est 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 sont enregistrées par les équipements de réception. Elles sont transmises plus tard dans la soirée à l'équipe du **GAREF** pour une première analyse des trames reçues.



## 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** pour la réception de projets précédents, avec quelques modifications pour les données spécifiques de **PariSat**.

#### 5.1.2 | Logique de transmission

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, l'OBC recommence 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 sur 24 bits fixe (FAF320h) = 3 octets
- un numéro de trame sur 4 octets
- un identifiant sur 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

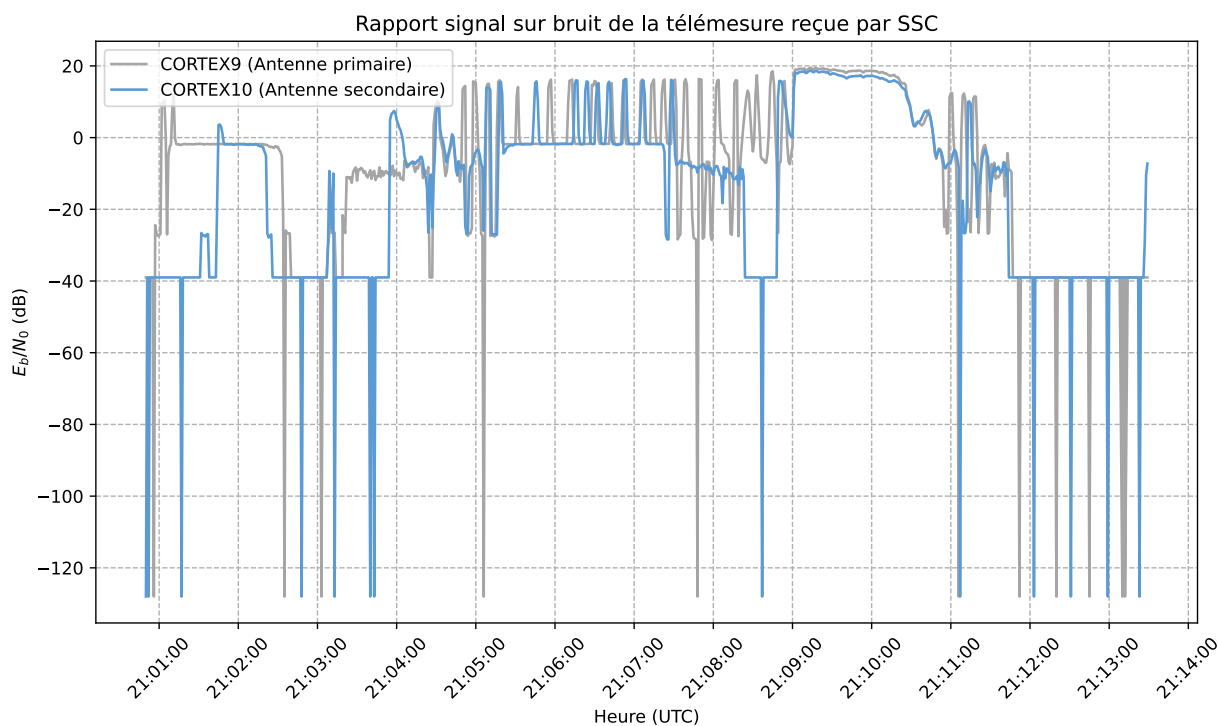
Un premier tampon accumule les données de l'expérience scientifique et un second se charge des données de l'expérience photo. Ces tampons sont conservés en cas de redémarrage lié au module watchdog, causé par une défaillance. Au cours du vol, l'OBC bascule successivement d'un mode "envoi de données expérience scientifique" pendant 2 secondes à un mode "envoi de données expérience photo" pendant 10 secondes, et ce 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 images, sont transmises un plus grand nombre de fois.

Les trames sont numérotées pour permettre une reconstitution et correction d'erreurs à posteriori 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 photo 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 (environ 8 Mbit par image, avec des données supplémentaires pour indiquer les métadonnées). Les numéros de photo et de fragment permettent de faciliter la reconstitution des images par la suite, notamment 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**. Deux jeux de données de réception sont ainsi obtenus, avant d'être décodés séparément. Les données extraites sont ensuite appairées pour obtenir les résultats cumulés. Ci-dessous, la courbe indiquant le niveau de réception des deux antennes au cours du temps. Les équipements 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 première donnée est reçue à T0 + 7262 s (21h01:02 UTC).

La dernière donnée est reçue à T0 + 7879 s (21h11:19 UTC).

Soit une passe de réception d'une durée totale de 617 s.

Ces données numériques sont ensuite analysées 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 151.5 s 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 118.3 s de réception continue), dont 4739 (2.5 %) avec une correction de bits par CRC. Une fois les données venant de ces deux antennes cumulées, 279593 trames distinctes sont décodées (équivalent à 174.5 s de réception continue).

L'observation des données montre qu'une défaillance de l'accès USB aux capteurs thermocouples par l'OBC a lieu à T0 + 5634 s (20h33:54 UTC). Elle est correctement détectée et entraîne un redémarrage de l'OBC par le module watchdog. L'expérience refonctionne ainsi correctement à partir de T0 + 5741 s (20h35:41 UTC). Ces données permettent d'extraire l'intégralité des données d'expérience scientifique, dont les répétitions sont reçues entre 19 et 21 fois selon les points de mesures. Cette redondance garantit que tous les points sont corrects.

Les données d'expérience photo sont nettement plus complexes à exploiter, car plusieurs images contiennent des erreurs de transmission. Il faut alors les corriger en reconstituant les fragments 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).

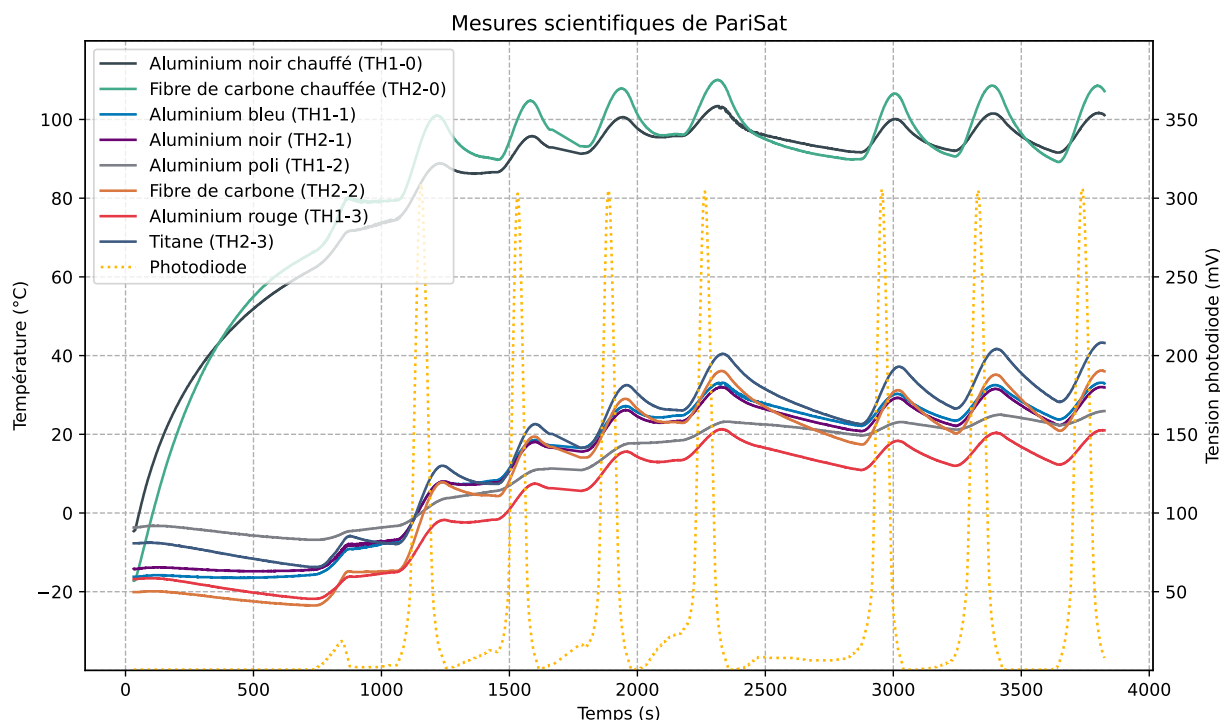


Tous ces traitements effectués permettent de reconstituer 12 images différentes envoyées par **PariSat** pendant son vol, dont :

- 5 sont reçues entières, reconstituées sans erreur.
- 5 sont partiellement reçues, tronquées ou avec un trou, mais restent visuellement exploitables.
- Seulement 2 sont reçues trop brouillées pour être exploitables. Ces images étant compressées au format JPEG pour réduire leur taille, l'interprétation d'une séquence quelconque est rendue impossible si un certain nombre de données précédentes n'ont pas été reçues.

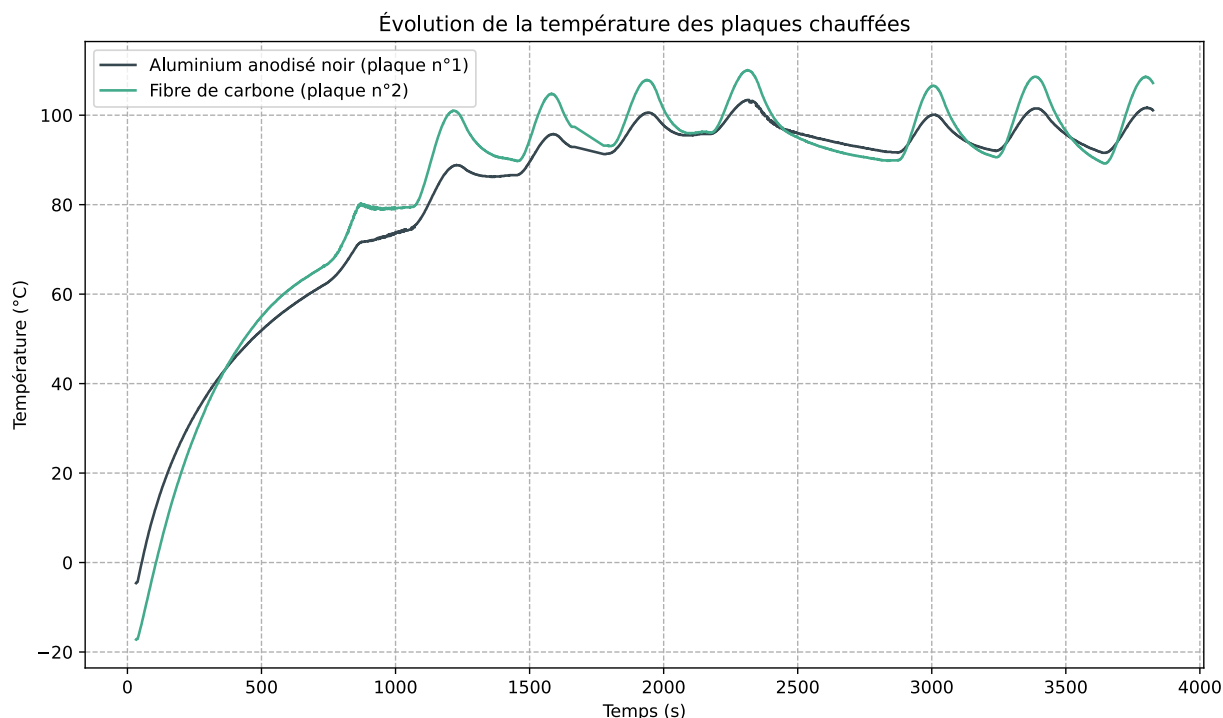
## 5.2 | Analyse des données de température

### 5.2.1 | Chronologie graphique



- De 32 s à 730 s : Période de nuit orbitale (pas ou peu de rayonnement incident)
- De 731 s à 1668 s : Période de croisière avec roulis selon l'axe  $\varphi$  (angles d'Euler)
- De 1669 s à 1774 s : Perte des données durant 105 s (redémarrage de l'OBC)
- De 1775 s à 2399 s : Reprise de l'acquisition des données
- De 2400 s à 2879 s : Manœuvre d'arrêt de roulis du second étage
- De 2880 s à 3825 s : Période de croisière avec roulis

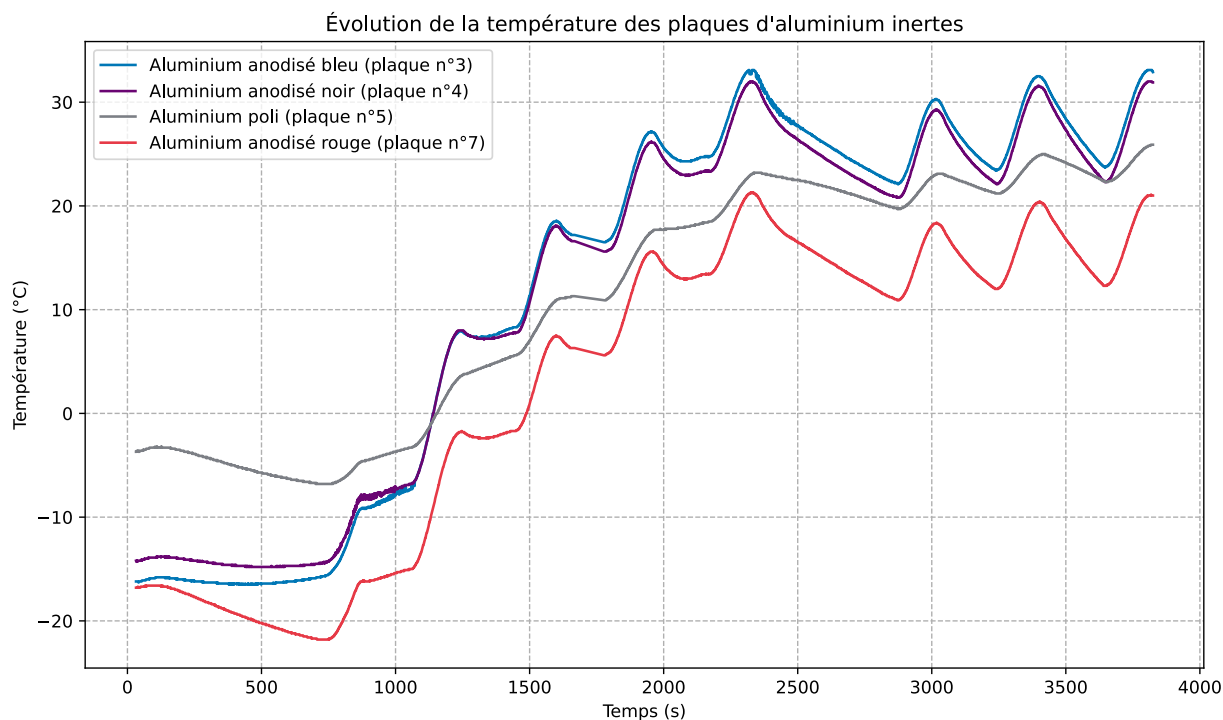
### 5.2.2 | Plaques chauffées (plaques n°1 et n°2)



Une hausse brutale de la température est observée dès l’allumage de l’expérience, les résistances chauffantes apportant un flux thermique à ces plaques. Néanmoins, la courbe tend à augmenter moins rapidement le temps passant. Au moment de l’allumage de **PariSat** ( $T_0 + 3966$  s), la plaque de fibre de carbone a une température initiale de  $-17.2$  °C, tandis que la plaque d’aluminium 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 se refroidit 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.

L’étude de la partie oscillante révèle enfin 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)



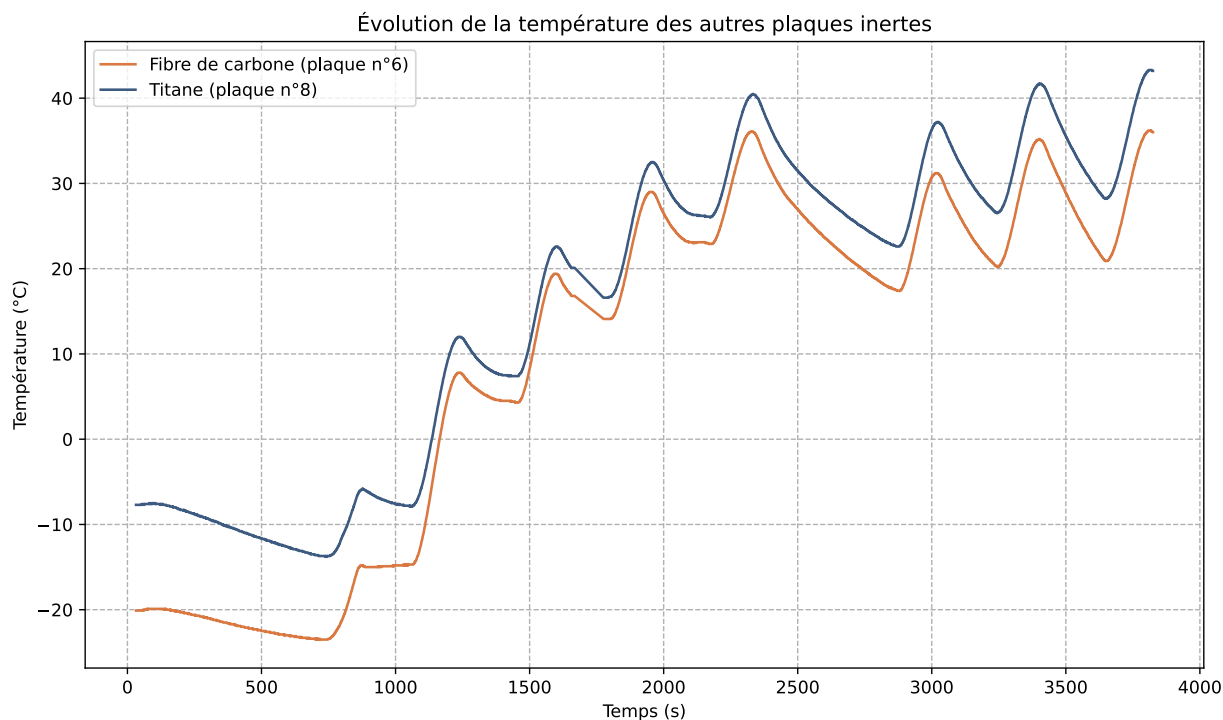
Les températures des plaques inertes débutent par un “rebond”. Les plaques d'aluminium anodisé bleu et anodisé noir ont un comportement très semblable, tandis que l'aluminium poli et l'aluminium anodisé rouge se distinguent des autres. Les températures initiales des plaques d'aluminium anodisé bleu et anodisé noir sont respectivement :  $-16.2\text{ °C}$  et  $-14.2\text{ °C}$ .

La température de l'aluminium anodisé bleu dépasse celle de l'aluminium anodisé noir après environ 1200 s, 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 2000 s sont d'environ  $+27\text{ °C}$ . Les plaques d'aluminium anodisé bleu et anodisé noir semblent être impactées par leurs voisines chauffées. En effet, jusqu'à  $T_0 + 750\text{ s}$ , les températures des plaques d'aluminium poli et anodisé rouge chutent toujours, tandis que la température des plaques d'aluminium anodisé bleu et anodisé noir commence légèrement à augmenter.

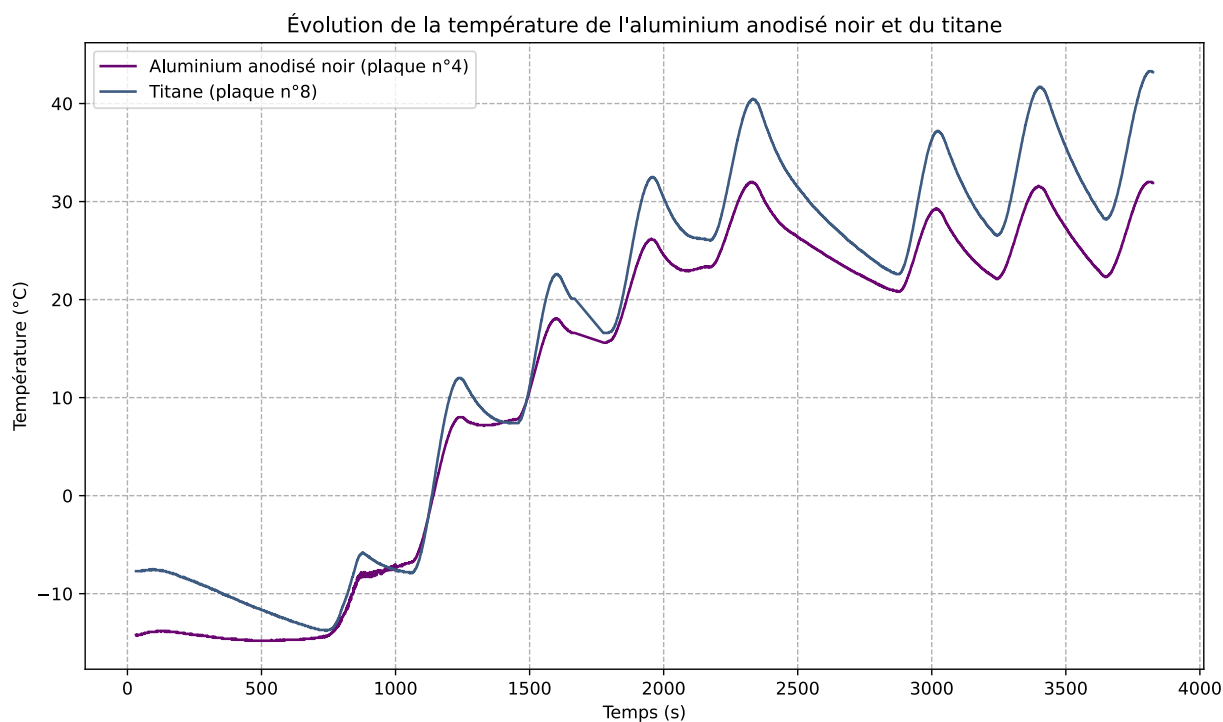
La température initiale de la plaque d'aluminium poli est de  $-3.7\text{ °C}$ . Cette plaque possède la température qui varie le moins tout au long de l'expérience. Elle oscille au final autour de  $+21\text{ °C}$  avec une très légère augmentation résiduelle. La température de l'aluminium anodisé rouge vaut initialement  $-16.8\text{ °C}$ . 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 d'environ  $10\text{ °C}$ .



### 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 et en titane sont respectivement de  $-20.1\text{ °C}$  et  $-7.7\text{ °C}$ . Cette grande différence de température initiale, due à la capacité thermique plus faible de la fibre de carbone, est rapidement compensée. Les plaques tendent vers une différence approximativement constante de  $6\text{ °C}$ .



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

### 5.2.5 | Commentaires et évolution des températures

Matériau	T0 + 32 s État initial	T0 + 730 s Jour orbital	T0 + 1668 s Perte des données	T0 + 1775 s Reprise des mesures	T0 + 2400 s Arrêt du roulis	T0 + 2880 s Reprise du roulis
Aluminium noir chauffé (TH1-0)	-4.5 °C	+63.2 °C	+92.9 °C	+91.2 °C	+98.9 °C	+91.7 °C
Fibre de carbone chauffée (TH2-0)	-17.2 °C	+67.4 °C	+97.4 °C	+93.2 °C	+100.5 °C	+90.0 °C
Aluminium bleu (TH1-1)	-16.2 °C	-15.3 °C	+17.2 °C	+16.5 °C	+30.3 °C	+22.2 °C
Aluminium noir (TH2-1)	-14.2 °C	-14.1 °C	+16.6 °C	+15.6 °C	+29.0 °C	+20.8 °C
Aluminium poli (TH1-2)	-3.7 °C	-6.8 °C	+11.3 °C	+10.9 °C	+22.9 °C	+19.7 °C
Fibre de carbone (TH2-2)	-20.1 °C	-23.3 °C	+16.8 °C	+14.1 °C	+31.6 °C	+17.4 °C
Aluminium rouge (TH1-3)	-16.8 °C	-21.7 °C	+6.3 °C	+5.6 °C	+18.7 °C	+11.0 °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

L'étude porte sur une plaque de matériau de dimensions 40 × 40 × 1.8 mm considérée indéformable, sur laquelle le premier principe thermodynamique est applicable en négligeant tout travail relatif aux forces de pression. La plaque est principalement exposée aux rayonnements thermiques incidents du Soleil et de la Terre. Le flux sortant est considéré comme un rayonnement thermique décrit d'après le modèle d'émission du corps noir. Les plaques de matériau sont maintenues dans un support en PEEK (polyétheréthércétone) d'une conductivité thermique de 0.25 W · m<sup>-1</sup> · K<sup>-1</sup>.

Avec  $\varphi$  Le flux transmis par conduction,  $\lambda$  la conductivité thermique du matériau considéré,  $S$  la surface de conduction et  $e$  l'épaisseur de matériau, le flux transmis par conduction s'exprime :

$$\Phi = \frac{\lambda \cdot S}{e} \cdot (T_1 - T_2)$$

Ainsi pour une différence de 50 degrés, en considérant les surfaces en contact (1.8 × 40 mm) avec une épaisseur de 3 mm et la conductivité thermique du PEEK, le flux transmis s'exprime :

$$\Phi = \frac{0.25 \cdot 1.8 \cdot 10^{-3} \cdot 40 \cdot 10^{-3} \cdot 50}{3 \cdot 10^{-3}} = 0.30 \text{ W}$$

À de hautes températures, le flux transmis par conduction est faible mais non négligeable. Dans un premier temps, la conduction est considérée négligeable. Les plaques de matériau étant en orbite basse terrestre à 580 km d'altitude durant toute la durée de l'expérience, toute convection due à une éventuelle atmosphère résiduelle est également négligeable.



Avec  $C$  la capacité thermique de la plaque considérée, le premier principe de la thermodynamique et la loi de Joule permettent de poser :

$$dT \cdot C = d\Phi$$

Avec  $\alpha$  l'absorbance,  $S$  la surface exposée au flux incident,  $\varphi$  l'inclinaison de la surface au rayonnement incident,  $R$  le rayonnement incident surfacique (notamment les flux solaire direct et réfléchi sur l'atmosphère terrestre),  $\varepsilon$  l'émissivité,  $S$  la surface émettrice,  $\sigma$  la constante de Stefan-Boltzmann et  $T$  la température de la plaque, les flux thermiques entrants et sortants s'expriment :

$$\Phi_{\text{entrant}} = \alpha \cdot S \cdot \cos(\varphi) \cdot R$$

$$\Phi_{\text{sortant}} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot S \cdot T^4$$

Cela introduit une équation différentielle, qu'il est possible de résoudre numériquement pour comparer les résultats expérimentaux au modèle théorique :

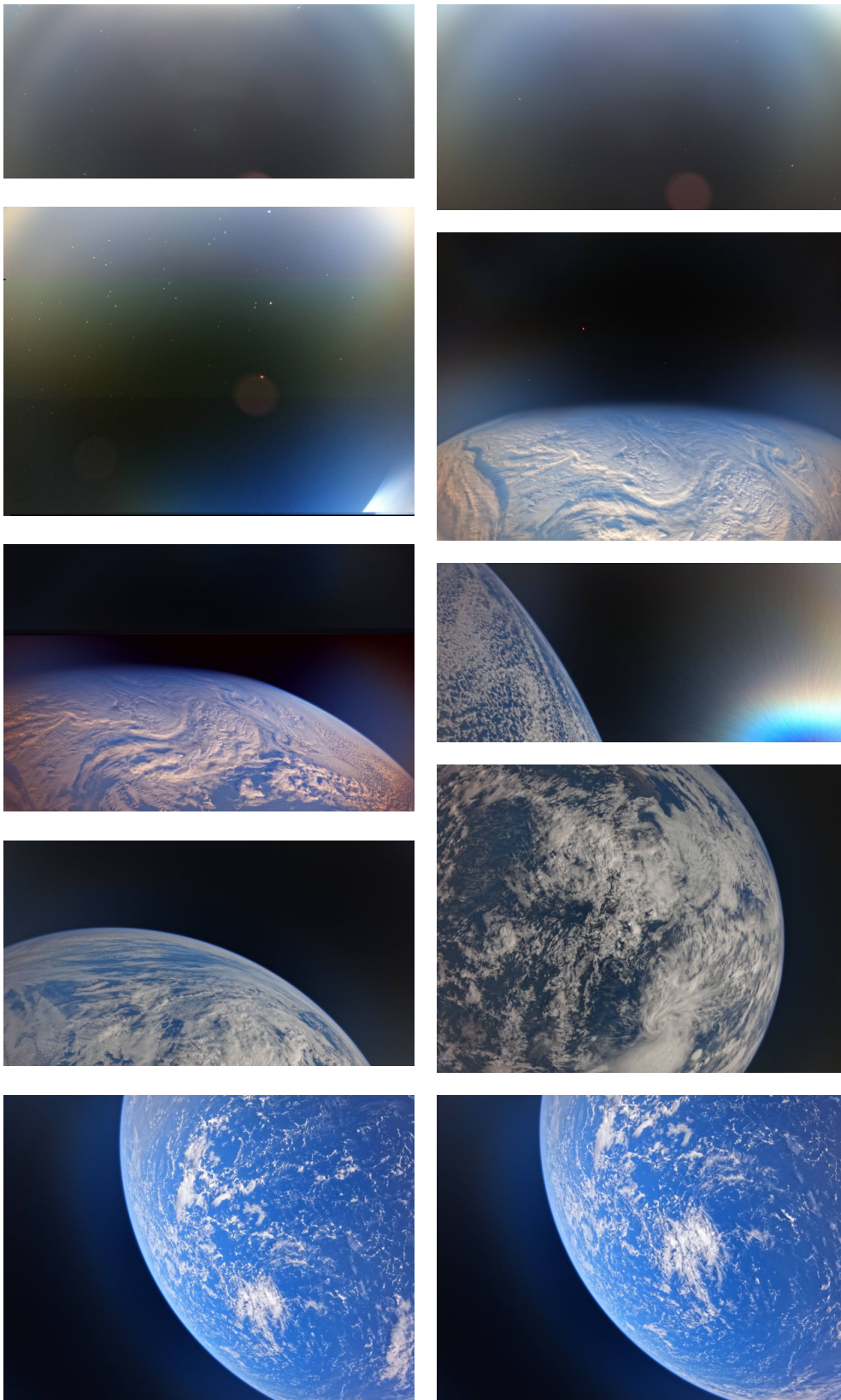
$$\begin{aligned} \frac{dT}{dt} \cdot C &= d\Phi_{\text{entrant}} + d\Phi_{\text{sortant}} \\ &= \alpha \cdot S \cdot \cos(\varphi) \cdot R - \varepsilon \cdot \sigma \cdot S \cdot T^4 \end{aligned}$$

### 5.2.7 | Conclusion scientifique

L'expérience de mesure de température en orbite permet de révéler et retrouver les comportements thermiques des matériaux. Il est notamment 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 démontrent des comportements pratiquement similaires. 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 diminuant le caractère idéal de l'expérience. Une étude approfondie avec minimisation d'écart au modèle peut permettre de retrouver les paramètres d'émissivité et d'absorption des matériaux.

### 5.3 | Analyse des images reçues

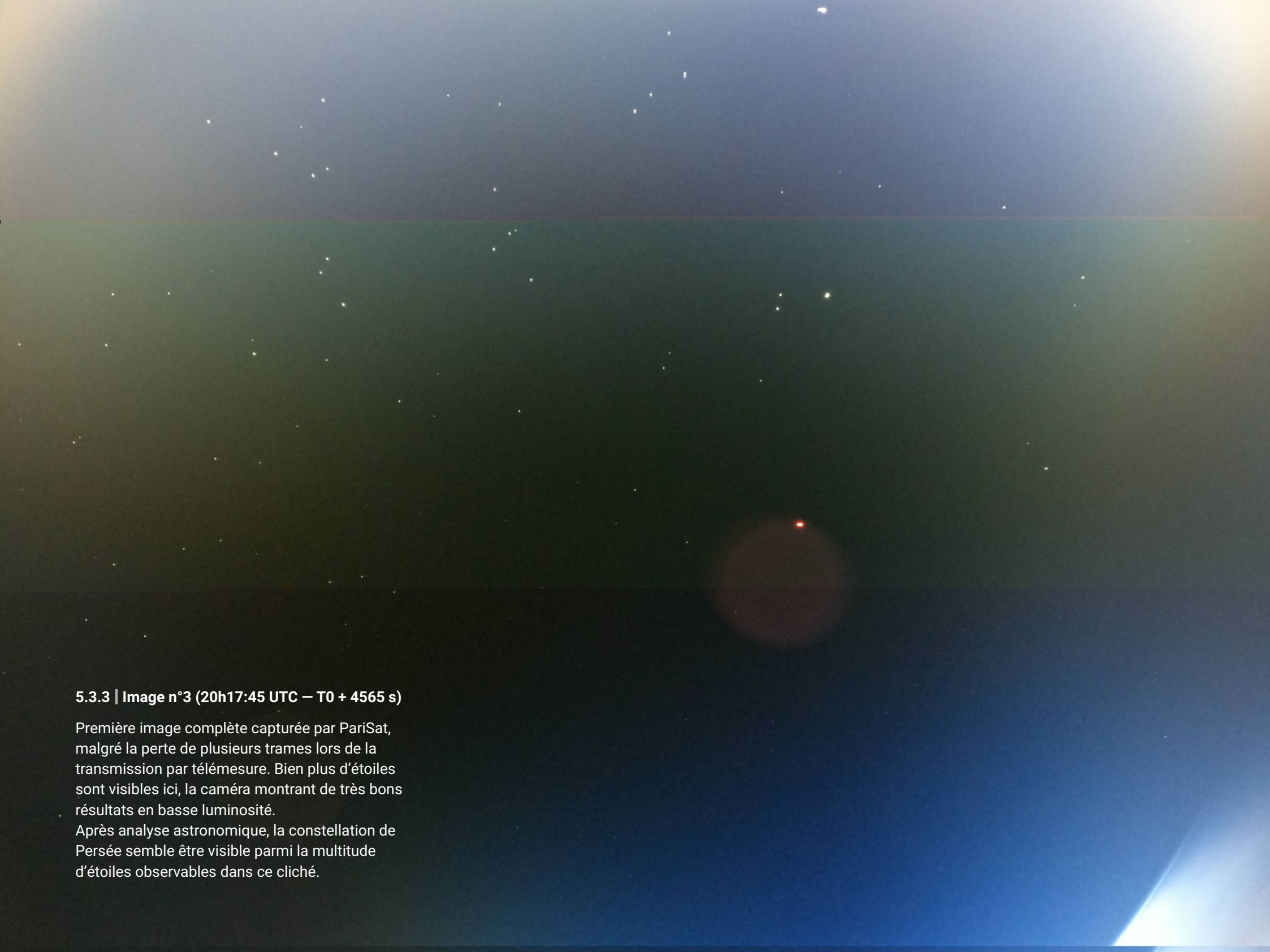


### 5.3.1 | Image n°1 (20h09:26 UTC – T0 + 4166 s)

Cette première image, prise au tout début de l'expérience, nous dévoile un ciel étoilé à quelque 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 + 4297 s)

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.

A night sky image showing a star field. The background is a gradient from dark blue at the top to black at the bottom. Numerous stars of varying brightness are scattered across the field. A prominent red star is visible in the lower right quadrant, surrounded by a faint, reddish glow. The overall image quality is high, with sharp star points and low background noise.

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

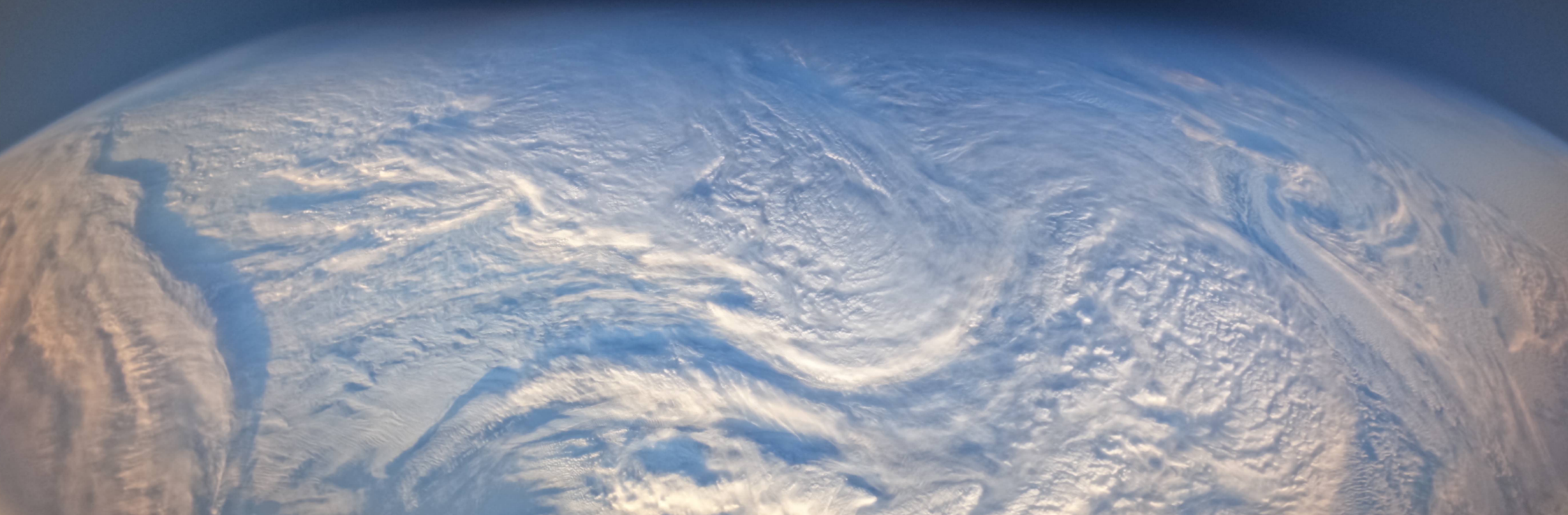
Première image complète capturée par PariSat, malgré la perte de plusieurs trames lors de la transmission par télémesure. Bien plus d'étoiles sont visibles ici, la caméra montrant de très bons résultats en basse luminosité.

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 + 4925 s)

Cette image est la seule où nous voyons une surface de nuit, l'Antarctique caché dans son hiver. L'étage d'Ariane 6 est retourné 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.

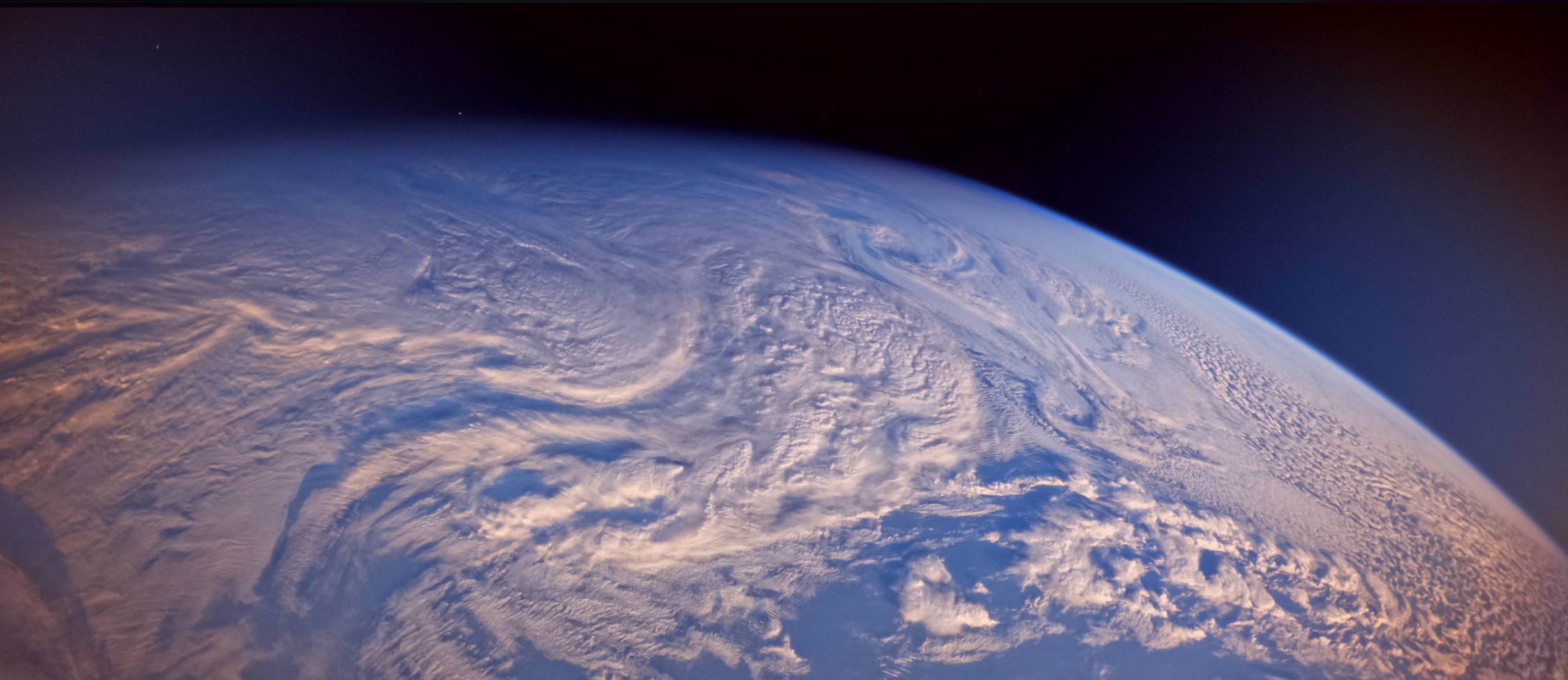
Dans le ciel nous sommes centrés sur la constellation du Scorpion, mais peu d'astres sont visibles. La plage dynamique de la caméra semble traiter différemment la luminosité de chacune des étoiles. Une étoile reste néanmoins visible, qui correspondrait à Antares ( $\alpha$  Scorpii), une supergéante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



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

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 de l'image.





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

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 + 5768 s)


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 + 6118 s)**

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 + 6522 s)**

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 + 6560 s)**

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, le satellite a réalisé de manière nominale ses expériences scientifique 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 une rigueur absolue. Toutes les simulations et analyses théoriques réalisées en amont du vol ont permis d'analyser efficacement les données. C'est ce travail de préparation qui a également permis de qualifier l'expérience aux normes de l'ESA pour embarquer sur Ariane 6.

Comme mentionné 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, 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 durant les prochaines décennies. Il est possible de suivre son emplacement réel via une application développée par le **GAREF** :

<https://parisat.garef.com>

Comme dans tout projet, il y a au-delà de la partie technique un aspect humain fondamental. 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 ont amené à la rédaction de nombreux documents et procédures. 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 à remercier chaleureusement tous les partenaires qui nous ont aidés et soutenus, 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.



**Fig. 13 . – Prix “Jeunes” de l’Innovation Air et Espace 2022,**  
Décerné au GAREF par l’Aéro-Club de France pour son expérience PariSat

© GAREF PARIS - 2024