

PLATO – Détails des systèmes du satellite

Description générale

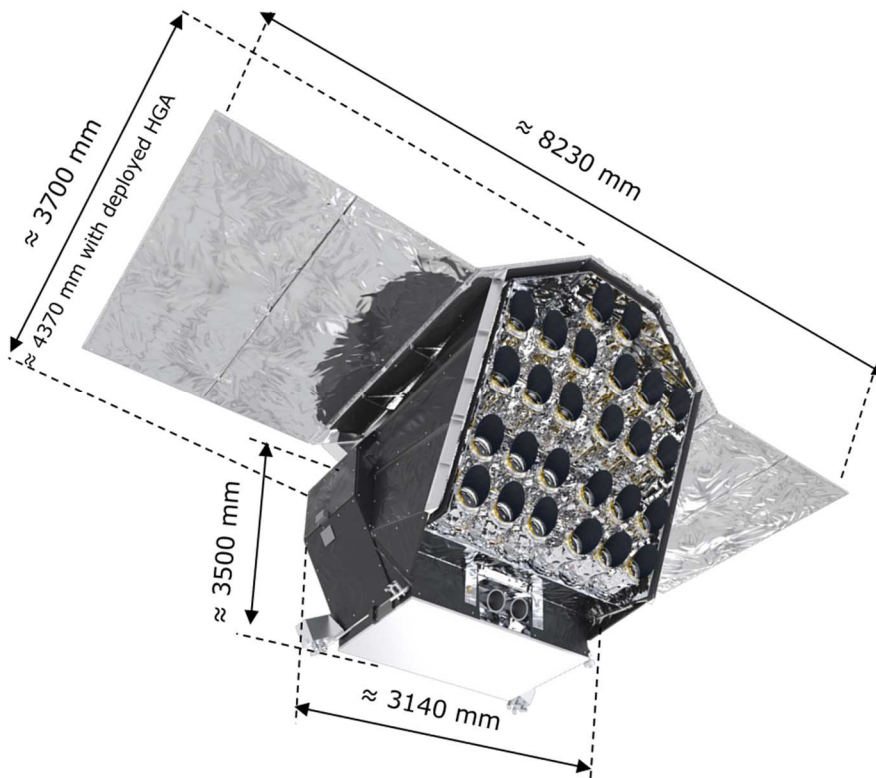
PLATO est un satellite stabilisé 3 axes construit sous la responsabilité de l'ESA par la société OHB (Brême, Allemagne) qui est son contractant principal (Prime Contractor).

L'organisation industrielle est la suivante :

- **Contractant principal** : OHB System AG. Il est responsable du management de l'ensemble du projet industriel et de son industrialisation, en particulier de l'ingénierie système, du programme de vérification, des interfaces instruments et de l'AIT des différents modèles. Il est également en charge des sous-systèmes puissance électrique, communication, structure, thermique et propulsion. OHB travaille avec les deux sous-contractants suivants.
- **Thalès Alenia Space (France et UK)** : responsable de l'architecture avionique, de la conception et du développement du système de contrôle d'attitude et d'orbite (AOCS) et de l'AIT (Assemblage, Intégration et Tests) des modules de service (SVM) modèles STM et PFM
- **RUAG Space Switzerland**: responsable ingénierie de la structure du PLM (Payload Module – Module charge utile) et en particulier de son banc optique (Optical Bench), à savoir conception, fabrication, assemblage, intégration et tests.
- Certains sous-systèmes sont sous traités et le projet compte 21 industriels (dont 13 PME) dans 14 pays pour garantir le retour géographique.

Les principales caractéristiques du satellite sont les suivantes :

- Masse au lancement : 2091 kg (pesée satellite) pour une capacité lanceur ([Ariane 62](#)) de 2595 kg.
- Taille : 3,5 m x 3,7 m x 3,14 m en position repliée, 9,1 m panneaux solaire déployés.
- Durée d'opérations minimale fonction des réserves d'ergols : 10 ans.



Légende : Dimensions extérieures du satellite PLATO. © ESA/ATG medialab.

Côté architecture, il comprend 2 modules :

- un module de service, appelé SVM (SerVice Module), une structure supportant les différents sous-systèmes satellite.
- un module charge utile, appelé PLM (pour PayLoad Module) composé d'un banc optique équipé de 26 télescopes (caméras). A noter que les électroniques associées aux caméras sont montées sur un panneau latéral spécifique de la structure du SVM.

Les spécifications de pointage sont les suivantes :

- dérive sur l'attitude de pointage (Attitude Pointing Drift Error - PDE): 3" (secondes d'arc) demi-cône sur 3 mois le long de la direction de pointage et 6" (secondes d'arc) demi-cône sur 3 mois en rotation autour de la direction de pointage.
- erreur de répétabilité sur l'attitude de pointage (PRE – Pointing Repeatability Error) : 3" (secondes d'arc) demi-cône le long de la direction de pointage et 6" (secondes d'arc) demi-cône en rotation autour de la direction de pointage.
- erreur de pointage relative (RPE – Relative Pointing Error) : 1" (secondes d'arc) demi-cône sur 25s le long de la direction de pointage et 2" (secondes d'arc) demi-cône sur 25s en rotation autour de la direction de pointage.



Légende : Arrivée du satellite au centre de tests de l'ESA-ESTEC (ETC – Estec Tests Center) début septembre 2025. Photo: crédit ESA – SJM Photography



Légende : Le satellite PLATO modèle de vol prêt pour la campagne d'essais en environnement. Photo: crédit ESA – SJM Photography

Service Module (SVM)

Le SVM est composé de l'ensemble des éléments et systèmes satellite en-dehors du PLM, à savoir : structure, panneaux solaires, batteries, systèmes de communication, de gestion des données, avionique, moteurs et réservoirs, bouclier solaire, couvertures thermiques, radiateurs, etc... ainsi qu'un système de contrôle d'attitude et de pointage satellite performant permettant de positionner, d'orienter et de stabiliser le satellite de manière appropriée. Il intègre également les boîtiers électroniques nécessaires au fonctionnement et à la gestion des instruments.

La structure, composée d'un tube central et de panneaux, est en interface avec le lanceur et offre une base rigide au PLM. Les boîtiers électroniques sont situés sur la panneau inférieur qui fait office de radiateur. Un écran solaire (bouclier), montés sur le corps de la structure du satellite, protège les caméras du PLM du Soleil.



Légende : Module de Service (SVM) module de vol en cours d'intégration (crédit ESA – P. Sebiro)

L'écran solaire intègre 3 panneaux solaires auxquels s'ajoutent 4 panneaux déployables, répartis de part et d'autre du corps central. L'ensemble, associé à un système de batteries opérationnel essentiellement au cours du lancement, fournit les 3 kW nécessaires au bon fonctionnement de l'ensemble du satellite. Il est couplé au sous-système de puissance électrique (EPS – Electrical Power Subsystem). La puissance électrique est gérée et distribuée au SVM et PLM via un bus 28V non régulé par le PCDU (Power Conditioning and Distribution Unit).

Essai de déploiement des panneaux solaires – Lien vers video :

<https://www.youtube.com/watch?v=YBP24RP9QSI>

Le système de contrôle d'attitude et d'orbite (AOCS – Attitude and Orbit Control System) est basé sur les deux sous-systèmes suivants :

- 20 moteurs de 20 N de poussée, qui sont répartis en 4 groupes, associés 2 réservoirs PTD-96 de 96 litres chacun, fonctionnant en mode "blow-down" (réservoirs pressurisés sans régulation de pression) permettant d'atteindre L2 et d'assurer le maintien du satellite sur son orbite de Lissajous. Ils sont associés et asservis à des gyroscopes, des senseurs solaires et d'étoiles.

- un système de guidage et de pointage fin, appelé FGS (Fine Guidance System), composé de 4 roues à réactions (système pyramidal) asservi au 2 caméras F (Fast) du PLM, assurant la grande précision et la maintien pointage.

Le système de contrôle thermique utilise des réchauffeurs et des radiateurs, ainsi que des couvertures thermiques (MLI – Multi Layers Insulation) de manière à assurer les conditions thermiques requises par les différents équipements du SVM et de PLM. Les boîtiers électroniques sont situés sur la panneau inférieur qui fait office de radiateur. Ce système privilégie un environnement radiatif permettant de refroidissement des électroniques de proximité des caméras et assure les conditions nécessaires pour maintenir le PLM à basse température.

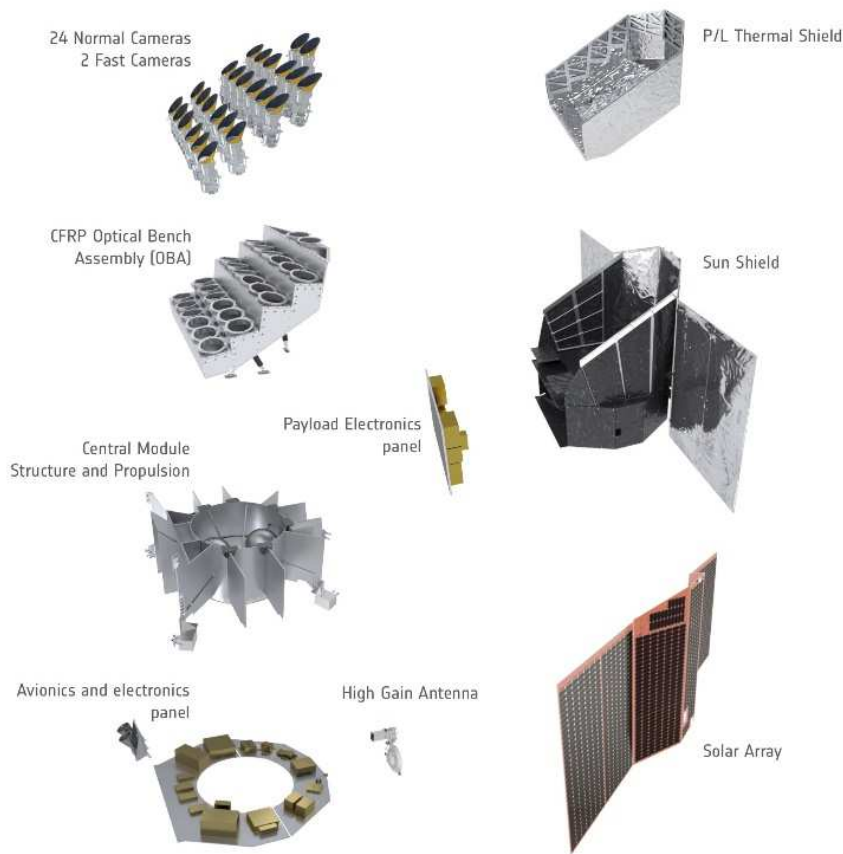
Au niveau télécommunication, PLATO utilise les 2 systèmes suivants :

- un système dual en bandes X/K orientable permettant, en même temps, les télécommunications en bande X pour les TM / TC (Télémessures et Télécommunications) entre le sol et le satellite à plus haut débit, avec l'envoi de gros volumes de données scientifiques (435 Gb/jour) en bande K à 72 Mbps. Ce système utilise une antenne grand gain (HGAA – High gain Antenna Assembly) pour la bande K intégrant une antenne bas débit (LGAA - Low Gain Antenna Assembly) pour la bande X.
- télécommunication en bande X pour les TM / TC (Télémessures et Télécommunications) entre le sol et le satellite, utilisant 2 antennes bas gain (LGA – Low gain Antenna) ayant une couverture hémisphérique, fonctionnant à 26 kbit/s (TM satellite vers le sol) et 16 kbit/s (TC satellite du sol vers le satellite).

L'avionique satellite est constituée d'un ordinateur bord (OBC – On Board Computer) basé sur un Leon 2, équipé d'une mémoire masse de très grande capacité, de 2 TBytes en fin de vie (EoL – End of Life), intégrant le logiciel satellite (SCSW – SpaceCraft SoftWare) et d'un terminal distant (RTU – Remote Terminal Unit) en interface avec la plateforme du satellite. Les communications (TM/TC) satellite utilisent le standard MIL 1553. Les données scientifiques sont transmises via des liens SpaceWire.



Légende : Vue éclatée des modules de PLATO. © ESA/ATG medialab.



Légende : Vue éclatée des sous-systèmes et instruments de PLATO. © ESA/ATG medialab.

Assemblage PLM – SVM (printemps 2025) – Lien vers vidéo :

<https://www.youtube.com/watch?v=N8zzmVXt84Q>

Payload Module (PLM) – Optical Bench Assembly (OBA)

Le module charge utile (PLM) est principalement constitué d'un banc optique accueillant les 26 caméras, et d'un panneau satellite accueillant les électroniques nécessaires à leur fonctionnement devant être séparées de par leur dissipation thermique.

Au niveau sous-système PLM (module charge utile donc), on distingue le banc optique (OBA – Optical Bench Assembly) fourni par le Prime (OHB) sous contrat ESA et la charge utile (Payload) composée des caméras et leurs électroniques associées fournis par le Consortium Plato (PMC – Plato Mission Consortium).

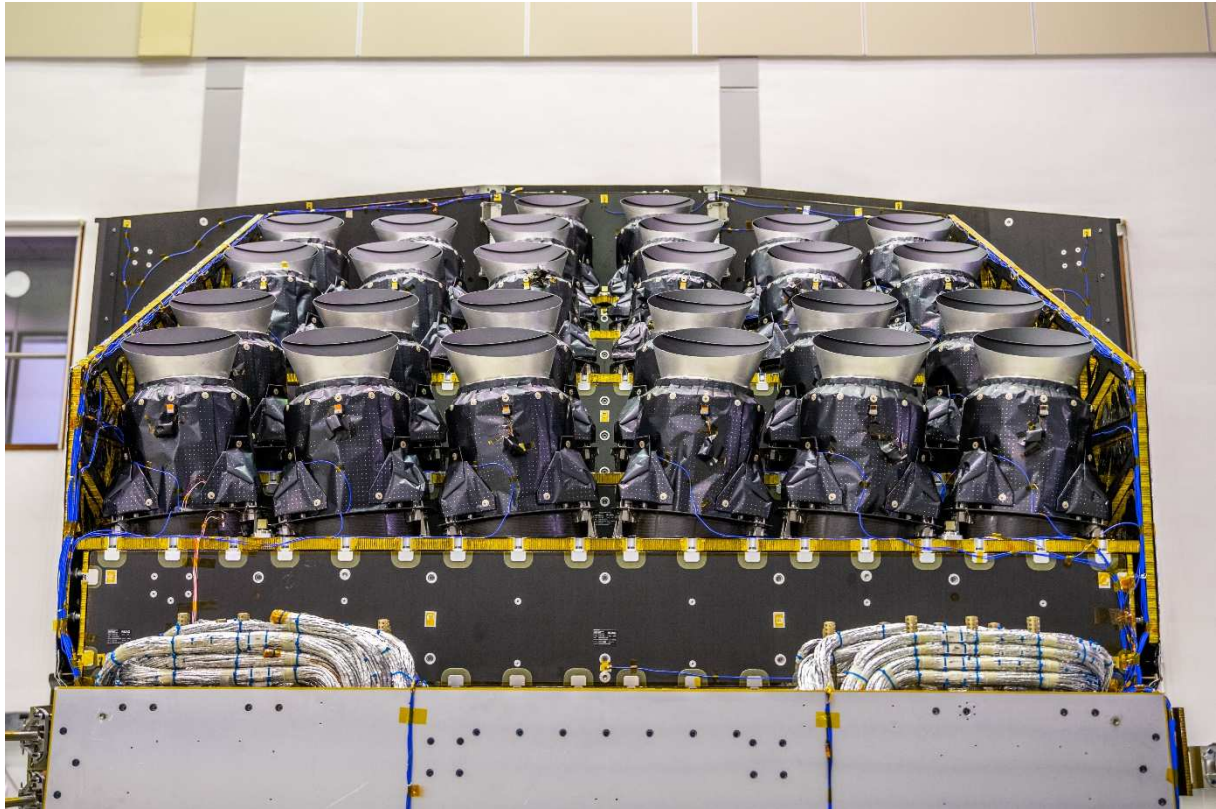
Sa masse est de 623 kg pour une consommation électrique maximale (pic) de 890 W. Le volume journalier de données générées est de 835 Gbit.

Optical Bench Assembly (OBA) – le banc optique.

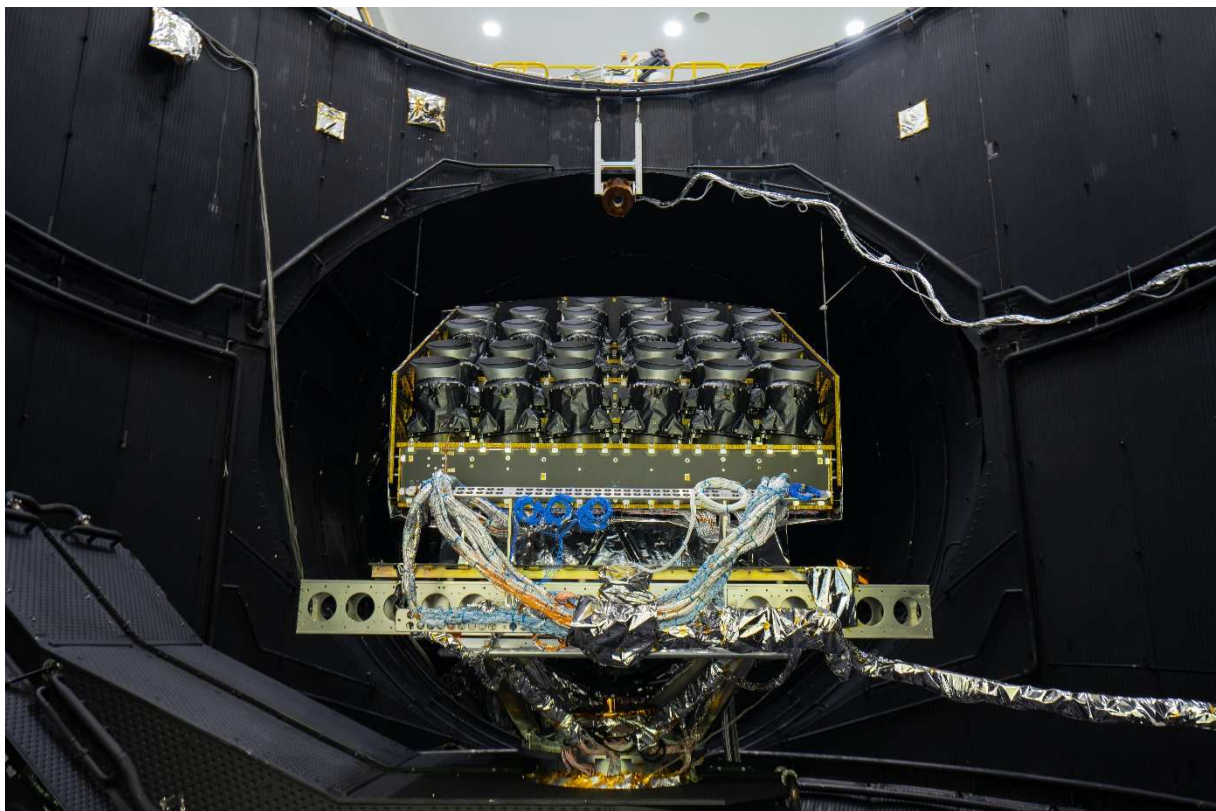
Il est principalement fabriqué à base de fibre de carbone de manière à optimiser sa rigidité et à réduire les déformations thermoélastiques. Il est mécaniquement et thermiquement découplé du SVM satellite et fixé au SVM à l'aide de 3 bipodes. Le découplage thermique est complété par l'utilisation de couvertures thermiques (MLI – Multi Layer Insulator) sur l'écran solaire et le SVM. Cette conception offre au PLM un environnement extrêmement stable bien isolé de reste du satellite.

Par rapport aux missions précédentes, PLATO a été optimisé pour observer des étoiles brillantes permettant des mesures de vitesses radiales à l'aide de télescopes au sol (programme appelé GOP – Ground Observation Program) en complément des mesures photométriques réalisées dans l'espace par le satellite PLATO. Comme les étoiles brillantes sont rares, un très grand champ d'observation, de 2132 deg^2 a été retenu de manière à augmenter les chances de détection, observations effectuées sur des périodes longues (typiquement 2 ans) de manière à détecter des exoplanètes de périodes de révolution similaires aux planètes telluriques du système solaire. De plus, pour pouvoir observer sur un même champ à la fois les étoiles les plus et les moins brillantes, la surface collectrice est répartie sur 26 télescopes (caméras) individuels.

Parmi ces 26 caméras, 24 caméras dites normales, ou caméras N, sont exclusivement affectées aux observations scientifiques et imagent à une cadence d'une image toutes les 25s, et 2 caméras dites rapides, ou Caméras F (F pour Fast) 10 fois plus rapides (une image toutes les 2,5 s) équipées de filtres rouge pour l'une et bleu pour l'autre, sont utilisées pour le pointage fin du PLM et pour la détection d'une éventuelle atmosphère autour des exoplanètes orbitant autour des étoiles les plus brillantes. La combinaison des mesures effectuées à partir des transits (satellite PLATO) avec les mesures de vitesses radiales depuis le sol (programme GOP – Ground Observatory Program) et les mesures stellaires d'astérosismologie permettront de complètement déterminer, avec bonne précision, les paramètres orbitaux et de masse des exoplanètes, ainsi que l'âge des exosystèmes dans lesquels elles gravitent.



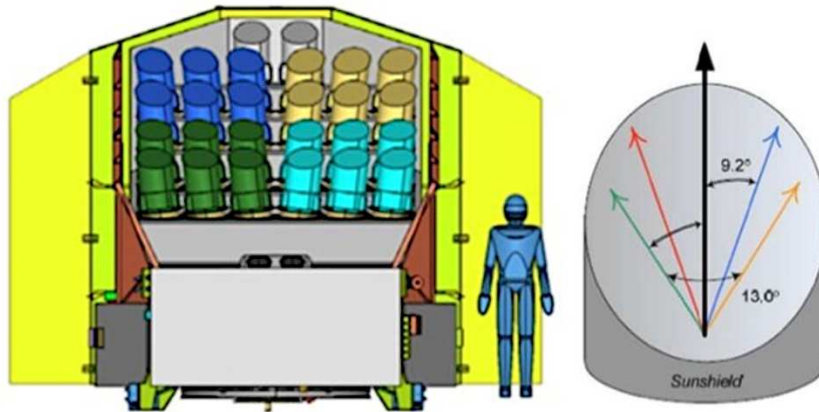
Légende : Banc optique du PLM (modèle STM) équipé de modèles structuraux des caméras. crédit ESA/ G. Porter



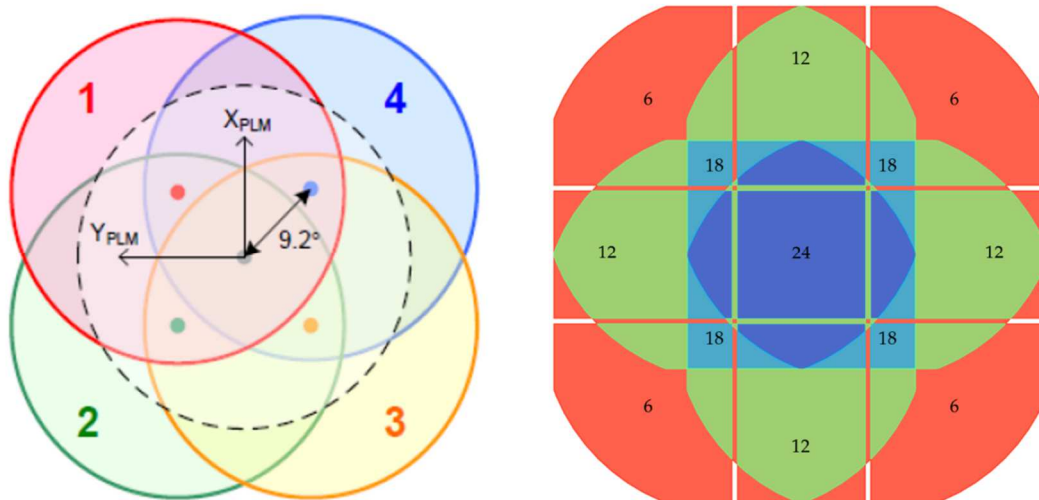
Légende : Essais vide thermique (TVAC pour Thermal VACuum tests) du PLM modèle STM (crédit ESA-Remedia)

Essais de vibrations mécaniques du PLM modèle STM (lien vers vidéo
<https://www.youtube.com/watch?v=hxTuMraXyfU>)

Les 24 caméras N sont implantées sur le banc optique en 4 groupes de 6 caméras co-alignées. L'axe optique des caméras de chacun des 4 groupes est incliné de $9,2^\circ$ par rapport à l'axe central du banc optique, si bien que chaque groupe pointe aux 4 coins d'un carré avec un angle de 13° de manière à élargir le recouvrement du champ de vue (FoV – Field of View) de l'ensemble du PLM.



Légende : Schéma d'implantation des caméras sur le banc optique. © OHB System AG.



Légende : à gauche, les champs observés par chacun des 4 groupes de caméras N, dépointés par rapport au centre du repère PLM, avec en pointillé noir le champ visible des caméras F pointant au centre du champ PLM ; à droite : schéma du nombre de caméras observant un même champ. © H. Rauer et al., *The PLATO Mission*, Astro-ph (2024).

Ce concept augmente le rapport signal-à-bruit de la zone centrale, qui est observée simultanément avec 24 caméras N. Il augmente aussi la fiabilité car la perte éventuelle d'une caméra N n'aurait qu'un impact limité sur la mission. Les caméras F sont, elles également, en redondance pour la fonction de pointage fin du satellite.

Payload Module (PLM) – Instruments

Elle comprend 2 sous-systèmes : les caméras et le DPS (Data Processing System).

Toutes les caméras sont extérieurement identiques, à l'exception des baffles. Elles sont composées des 4 sous-ensembles suivants :

- 1/ le télescope, lui-même composé de sa partie optique notée TOU (Telescope Optical Unit) et du plan focal noté FPA (Focal Plane Assembly),
- 2/ l'électronique de proximité notée FEE (Front End Electronic),
- 3/ l'unité électronique auxiliaire notée AEU (Ancillary Electronic Unit) et
- 4/ le contrôle thermique noté TCS (Thermal Control System).

Le Data Processing System (DPS) est divisé en deux segments, un segment spatial à bord du satellite PLATO, et un segment sol. Concernant le segment spatial, avec 24 caméras N faisant des images à une cadence d'une toutes les 25s et les deux caméras F en faisant à une cadence dix fois plus rapide, le volume de données généré chaque jour est de plus de 100 Terabits (10^{12} bits), à comparer aux quelques centaines de Gbits qu'il est aujourd'hui possible de transmettre au sol sur une journée. Le rôle du DPS à bord du satellite est donc de réduire ce volume d'un facteur de plus de 1000. Il comprend les 3 sous-ensembles suivants :

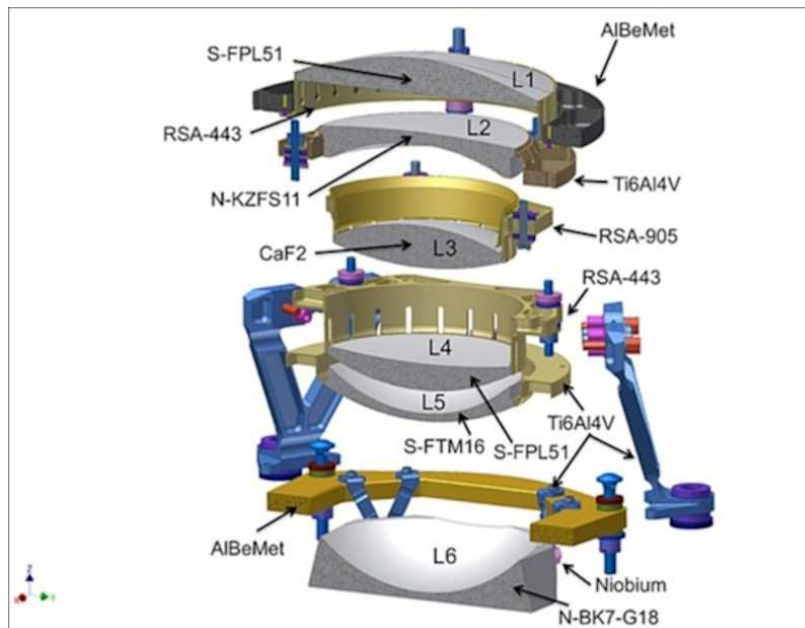
- 1/ Les MEUs (Main Electronic Units)
- 2/ La FEUs (Fast Electronic Unit)
- 3/ Les ICUs (Interface Control Unit)

Caméras - Les télescopes (Telescope Optical Unit - TOU)

Les TOU sont réalisés en AlBeMet®, un alliage métallique à base d'aluminium et de béryllium, renfermant un montage dioptrique de 6 lentilles destinées focaliser les images sur le FPA (plan focal) en limitant les aberration optiques et chromatiques. Le système de lentille est fermé par une vitre Suprasil® offrant une protection vis à vis des radiations et des chocs thermiques. Toutes les surfaces optiques ont un revêtement anti-réflexion dans la bande spectrale des caméras. Les TOU supportent le baffle destiné à limiter l'entrée de lumière parasite et sert également de radiateur permettant de contribuer au refroidissement de l'ensemble de la caméra. Il n'y a pas de différences à ce niveau entre les caméras N et F, si ce n'est que les 2 caméras F sont munies, pour l'une, d'un filtre rouge, et pour l'autre, d'un filtre bleu pour détection éventuelle d'une atmosphère autour d'exoplanètes orbitant autour d'étoiles brillantes. Les principales caractéristiques sont les suivantes :

- Domaine spectral : 500 à 1000 nm
- Diamètre de la pupille d'entrée : 120 mm
- Champ de vue : $1037^\circ \times 1037^\circ$ (caméras N) et $619^\circ \times 619^\circ$ (caméras F)
- Température de fonctionnement (BFT – Best Focus Temperature) : -77 à 80°C

Les TOU sont fixés l'OBA à l'aide de 3 bipodes principaux.



Légende : Vue éclatée de l'intérieur du TOU d'une caméra N. © PLATO Consortium.

Le plan focal (FPA) de chaque caméra intègre 4 CCD (modèle CCD270, E2V, 4510 x 4510 pixels chacun, surface 81,18 x 81,18 mm²) fonctionnant en mode pleine trame (full frame) pour les caméras N et en mode de transfert de trame pour les caméras F nécessitant un espace de stockage occupant environ la moitié de la surface de chaque CCD, expliquant la limitation du champ de vue. Les CCD doivent absolument être utilisés en dessous de -65°C pour éviter le bruit thermique et limiter l'effet des radiations. La plaque support des CCD, en titane, est fixée sur la structure du TOU à l'aide de 3 bipodes en titane également. Sa position le long de l'axe optique ou en direction transverse peut être ajustée à l'aide de cales à placer à l'interface avec la structure du TOU. Elle est électriquement isolée et la chaleur dissipée par le FPA peut être conduite vers la structure du TOU par 3 tresses thermiques (thermal straps) flexibles.

Principales caractéristiques des télescopes :

- Diamètre de la pupille d'entrée : 120 mm
- Longueur focale : 247,5 mm
- Champ de vue (FoV - Field of View): 1037 deg² (caméras N) et 610 deg² (caméras F)
- Domaine photométrique : 4 à 16 Mv
- Domaine spectral : 500 – 1000 nm (caméras N), 505-700 nm (caméra F équipé du filtre bleu), 665 – 1000 nm (caméra F équipée du filtre rouge)
- Nombre de CCD par télescope : 4
- Nombres de pixels effectifs par CCD : 4510 x 4510 (caméras N), 4490 x 2245 (caméras F)
- Taille des pixels : 18 x 18 µm
- Echelle des pixels : 15 secondes d'arc / pixel

Lecture : pleine trame à une cadence de 25s (caméras N) et transfert de trame à une cadence de 2,5 s (caméras F)

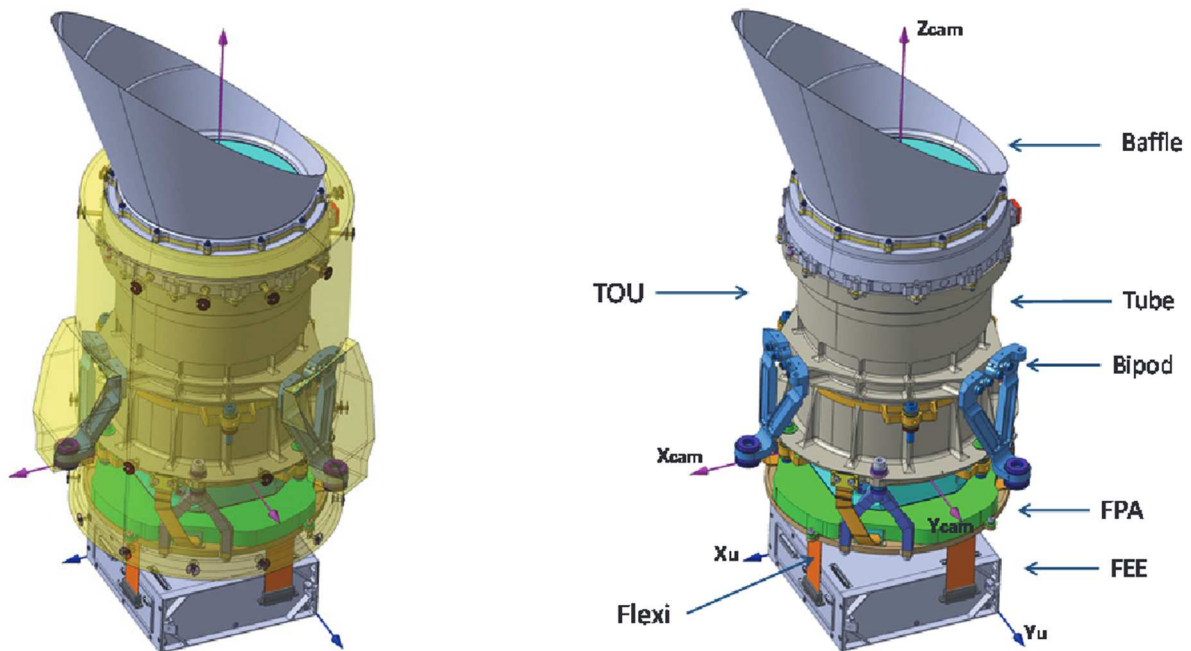
Caméras - Les FEE (Front End Electronic)

Chaque CCD du FPA est connecté à la FEE à l'aide d'un câble flex. Les FEE des caméras N (N-FEE) sont montées directement sur leur interface mécanique TOU et sur l'OBA (au niveau des 3 bipodes principaux) à l'aide de supports de structure (FSS - F... Support Structure), permettant également un

couplage thermique permettant d'évacuer leur dissipation thermique en fonctionnement. Les FEE des caméras rapides (F-FEE), plus lourdes et dissipant davantage de chaleur, sont montées directement sur l'OBA et n'ont pas lien thermomécanique avec le télescope à l'exception des flex de connexion CCD.

Les FEE des caméras N (N-FEE) restituent une image toutes les 25s, alors que celles des caméras F fonctionnent à une cadence 10 fois plus rapides (une image toutes les 2,5s). De manière à réduire le volume de données à traiter, stocker en mémoire et à transmettre au sol, seuls les pixels relatifs aux images prévues seront traités. Chaque cible (étoile) aura une fenêtre CCD avec une allocation de 636 pixels typiquement pour les caméras N et 939 pixels typiquement pour les caméras F, cette fenêtre formant alors une petite image appelée "imagerie", ou fenêtre CCD. Les imageries seront soit transmises brutes (raw data) et traitées au sol, soit traitées à bord pour en extraire les courbes de lumières et les centroides (coordonnées des pixels localisés au barycentre d'intensité lumineuse d'une image), de manière à réduire le volume de données à traiter. A des fins de calibration et de positionnement après repointage du satellite, des images complètes seront également périodiquement transmises au sol. Chaque N-FEE est connecté à un N-DPU (Data Processing Unit), et chaque F-FEE est connecté à un F-DPU, partie du DPS (Data processing System).

Les FEEs sont conçues autour d'un FPGA qui reçoit les TC (télécommandes) des DPUs, ainsi que le temps et les données de synchronisation des AEU et génère l'horloge nécessaire au pilotage des 4CCD de chaque caméra. Les interfaces FEE / DPU sont des liens Spacewire utilisant le protocole RMAP.



Légende : Schéma CAD d'une caméra N montrant ses sous-systèmes. À gauche : avec la structure MLI (Multi-Layer Isolation) autour du télescope ; à droite : sans la structure MLI. © ESA/PLATO Consortium.



Légende : Caméra N modèle EM. © PLATO Consortium.

Caméras - Les AEU (Ancillary Electronic Unit)

Ils sont destinés à fournir, après conversion de puissance, l'alimentation électrique secondaire des caméras et les signaux de synchronisation pour l'acquisition des données caméras, pour les convertisseurs de puissance internes aux AEU et pour le contrôle thermique. Il y a 2 AEU pour les caméras N, appelés N AEU (soit un N AEU pour 12 caméras) et un F AEU pour les 2 caméras F.

Les 2 N-AEU ont 12 convertisseurs DC/DC chacun, un par caméra N. Le F-AEU en 2, un pour chaque caméra F. Le F-AEU intègre également 2 unités de synchronisation appelées MSM (Master Synchronisation Module) fonctionnant en redondance froide.

Les AEU sont localisés sur le panneau PLM du SVM satellite.



Légende : à gauche : N-AEU ; à droite : F-AEU. © ASP/Evoleo team.

Caméras - Le TCS (Thermal Control System)

Le refroidissement est passif, l'ensemble du PLM est toujours orienté vers l'espace froid, à l'abri du Soleil grâce à l'écran solaire. Chaque caméra est individuellement contrôlée par un TCS ajustant la température grâce à 3 chauffetres placées sur les tubes des TOUs et la régulant avec une très grande stabilité (10mK de variation sur 14h). Le design athermique et l'utilisation d'AlBeMet® permettent une excellente conduction et répartition de la chaleur sur l'ensemble des caméras jusqu'aux CCDs. En refroidissement, la chaleur dissipée par les CCDs est conduite vers le TOU (tresses thermiques) puis dissipées par les baffles dans l'espace froid. Etant donné que les caractéristiques optiques des caméras dépendent de leur température, le TCS de chacune d'entre elles est utilisé pour le réglage fin de leur focale. Pour chaque caméra, une étape de calibration sol est prévue pour déterminer la température de focus optimal (BFT – Best Focus Temperature), qui se situe autour de -77°C / -80°C, et sera répétée pendant la phase de recette en vol (Commissioning).

Data Processing System - Les MEUs (Main Electronic Units)

Elles sont au nombre de 2 et gèrent les caméras N. Chacune d'elles intègre les sous-ensembles suivants :

- 6 N-DPU (Normal - Data Processing Unit), et chaque N-DPU, contenant son logiciel de traitement bord, est destinée à traiter les mesures photométriques de 2 F-FEE à une cadence de 25s.
- 2 routeurs Spacewire (nominal et redondant) en redondance froide, mais pouvant être connectés en redondance chaude en cas de problème
- Une alimentation électrique redondante (conversion de la tension primaire reçue du SVM en tensions secondaires) pour les N-DPU (à noter que la source nominale des tensions secondaires sont les N-AEU)

En mode observation, le logiciel des N-DPU devra dans un premier temps rassembler les fenêtres images (imagettes) reçues par les 24 N-FEE, mode appelé "window". Ensuite, un traitement initial sera effectué pour gérer les bruits de fond et définir certains paramètres destinés à "nettoyer" les images et définir des seuils. Une partie des images sera ensuite transmise à l'ICU sous forme d'imagettes à traiter au sol. Sur une sélection d'étoiles, il calculera le centroïde et le flux lumineux reçu de manière à réduire le volume de données à transmettre. Les TM scientifiques seront compressés (facteur 2,5). En mode test et calibration et pour chaque N-DPU, une image complète prise par les 4 CDD d'une caméra, puis de la seconde sera acquise par la N-FEE (mode "full image") et transmise par le N-DPU sans traitement à l'ICU pendant 50s pour chaque caméra. Les données transférées à l'unité de contrôle des interfaces, appelé ICU (Interface Control Unit), seront envoyées vers la mémoire de masse du satellite, pour transmission vers le sol.

En mode TC, le N-DPU recevra via l'ICU le catalogue d'étoiles à observer.

Data Processing System - La FEUs (Fast Electronic Units)

Elle gère les caméras F. Elle intègre 2 F-DPU (Normal - Data Processing Unit) et chaque F-DPU, contenant son logiciel de traitement bord, est destinée à traiter les données d'une F-FEE à une cadence de 2,5s. Le boîtier FEU contient également deux convertisseurs de puissance (PSU – Power Supply Unit).

Son but principal est, via l'ICU, de restituer au système de contrôle d'attitude et d'orbite (AOCS – Attitude and Orbit Control System) du SVM l'attitude du satellite, basé sur la position d'étoiles, pour assurer son guidage fin.

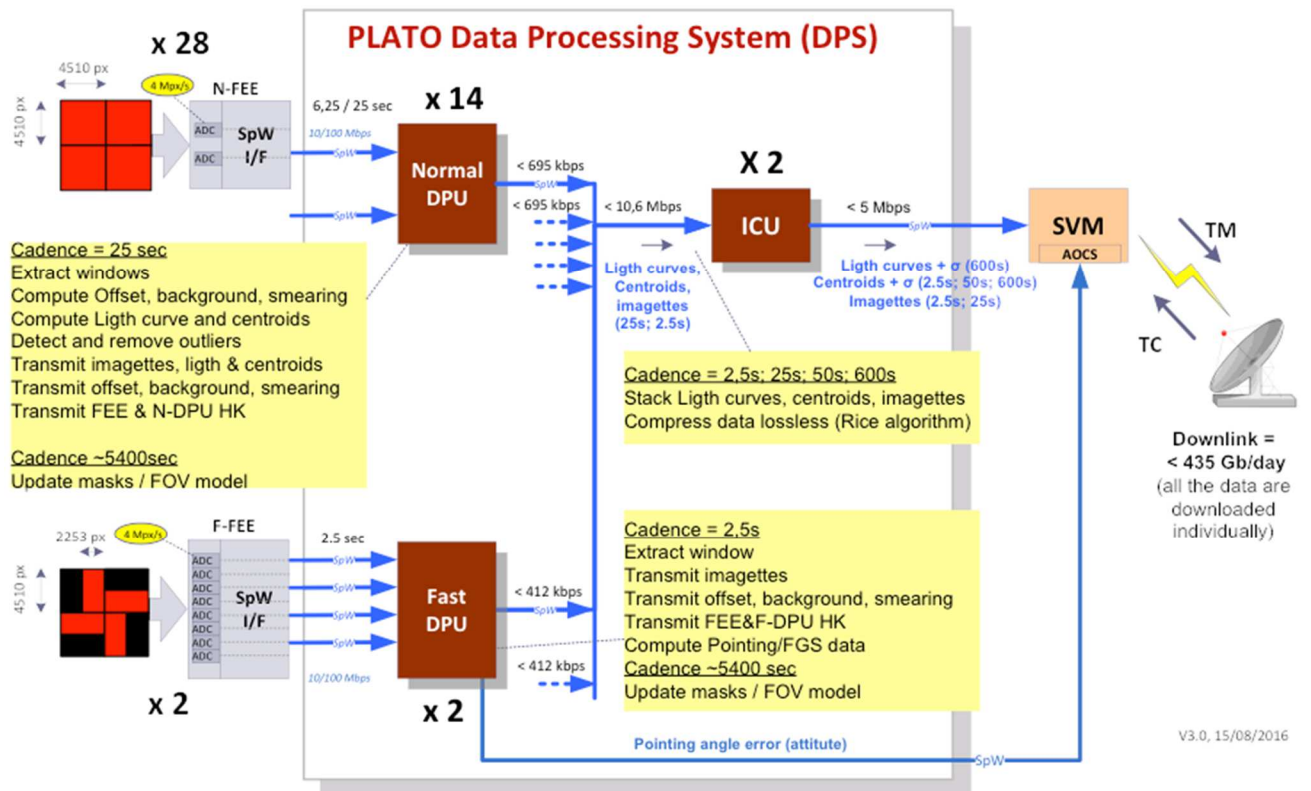
D'autre part, elle gère les images des étoiles brillantes acquises à travers le filtre rouge pour une caméra et bleu pour l'autre. Le fonctionnement est similaire aux N-DPUs, mais à une cadence 10 fois plus rapide et seules des imageries sont transmises.

Data Processing System - Les ICUs (Interface Control Unit)

Il y a 2 ICUs en redondance froide. Le rôle de l'ICU est la gestion globale de l'ensemble de la charge utile, en particulier et de manière non exhaustive des communications (TM et TC) avec le SVM, du temps à bord (CTR – Central Time Reference), du catalogue d'étoiles, des flux de données, et de la compression des données avant transmission au SVM. Les ICU sont en interface avec les 2 MEUs et la FEU via un réseau de liens SpaceWire. Un lien spécifique relie les ICUs à l'AOCS du satellite. Les ICUs contiennent leur logiciel bord chargé de collecter les TM scientifiques et de servitude (HK – House Keeping). Le volume de données compressées à transmettre chaque jour est de l'ordre de 435 Gb.



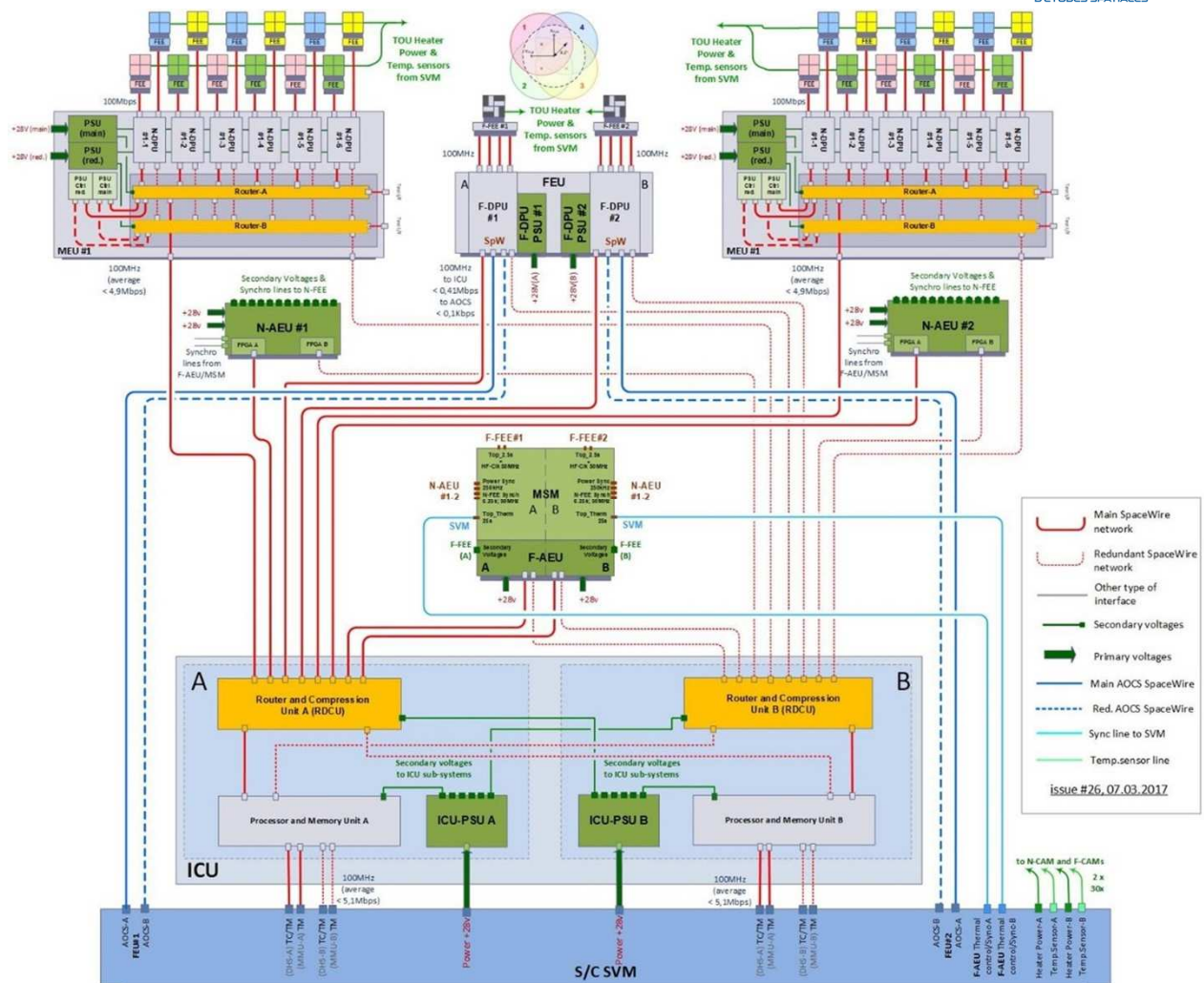
Légende : ICU FM. © PLATO ICU team.



Légende : Schéma synoptique du DPS. © Plato Consortium.



Légende : Ensemble du DPS en cours de tests (modèles EM). © Plato Consortium.



Légende : Diagramme PLM. © PLATO Consortium.