

Eye-Sat : un nanosatellite étudiant d'astronomie

Atelier nanoSSA, le 11/06/2015



- Introduction
- Objectifs de la mission
- Analyse mission
- Le segment spatial
- Le segment sol
- Plan de développement

Introduction

Eye-Sat, projet pilote étudiant de nanosatellite performant

- Appréhender les méthodes de développement d'un projet CubeSat
- Mettre en place les soutiens à apporter aux autres projets de JANUS (ingénierie, management, documentation ...)

- Réaliser un triple CubeSat le plus performant possible
- Développer les briques technologiques nécessaires
- Démonstrateur en vol de nouvelles technologies basées sur la R&T CNES

Analyse mission



Mission scientifique

Nanosatellite :
Plate-forme
Charge utile



Lancement en piggy-back et interface lanceur



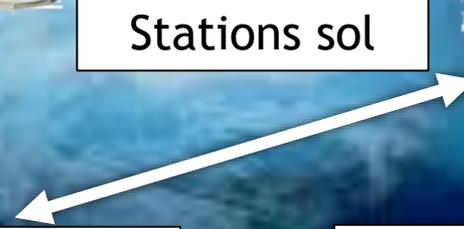
Stations sol

Centre de commande/contrôle

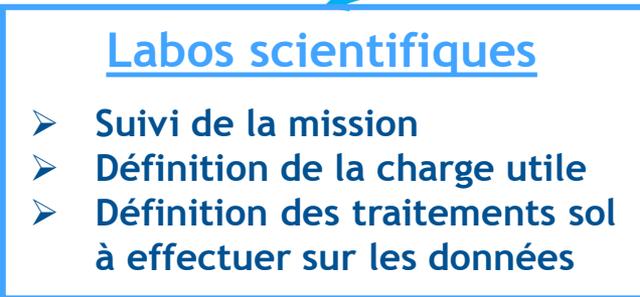
Centre de mission

Produits scientifiques

Opérations



Organisation





- Introduction
- Objectifs de la mission
- Analyse mission
- Le segment spatial
- Le segment sol
- Plan de développement

La mission d'Eye-Sat

■ Cartographies de l'intensité et de la polarisation de la lumière zodiacale dans le domaine visible et proche infrarouge

- Faible lumière diffuse correspondant à la diffusion de la lumière solaire par les poussières interplanétaires
- Difficilement visible depuis la Terre, même dans de bonnes conditions
- Signature visuelle des propriétés physiques des poussières interplanétaires (répartition, mouvements, aspects)
- Intérêt essentiel pour l'observation de sources faibles étendues (exoplanètes, galaxies)
- Première mission dédiée !



■ Image globale profonde de la Voie lactée à 360° dans le domaine visible et proche infrarouge



■ Démonstration technologique

Lumière zodiacale : objectifs scientifiques

Contacts A.C LEVASSEUR-REGOURD (UPMC/LATMOS) et J. LASUE (OMP/IRAP)

■ Observation de régions d'intérêt

- Gegenschein
- Fuseau zodiacal
- Pôles de l'écliptique

■ Propriétés de la mesure

- Mesure d'une intensité, d'une polarisation linéaire et de l'orientation du plan de polarisation
- 4 bandes spectrales : bleu, vert, rouge et proche infrarouge
- Résolution spatiale $\sim 1,5^\circ$
- Précision de la mesure : $\sim 2\%$ en relatif sur l'intensité, $\sim 1,5\%$ en absolu sur le taux de polarisation au Gegenschein



■ Conditions d'observation

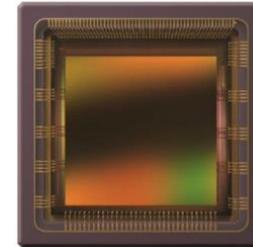
- Limitation des lumières parasites : suppression des étoiles en post-traitement sol, pas d'observation si Voie lactée/planètes brillantes/Lune trop proche du FOV
- Répétition des observations d'une même zone au moins 4 fois sur un an

■ Durée de la mission : minimum 1 an

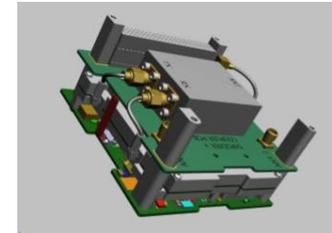
Démonstration technologique

■ Objectifs de démonstration technologique :

- Détecteur : technologie CMOS couleur
- Avionique :
 - Architecture fortement centralisée autour de l'ODB
 - Microprocesseur de type ARM A9 + FPGA
- Radiofréquences :
 - Bande S pour la commande/contrôle du satellite
 - Télémessure charge utile en bande X
- Mécanismes : déploiement d'appendices si besoin (panneaux solaires ...)
 - Utilisation de charnières composites autodéployables et autoverrouillables (joints de Carpentier)
- Logiciel de vol : hyperviseur TSP (Time and Space Partitionning) :
 - Partitionnement (machines virtuelles) des ressources matérielles (mémoire, CPU, IOs)
 - Briques de base pour les fonctions de servitude (FDIR, gestion des IOs)



Détecteur CMOS



μTTC Bande S



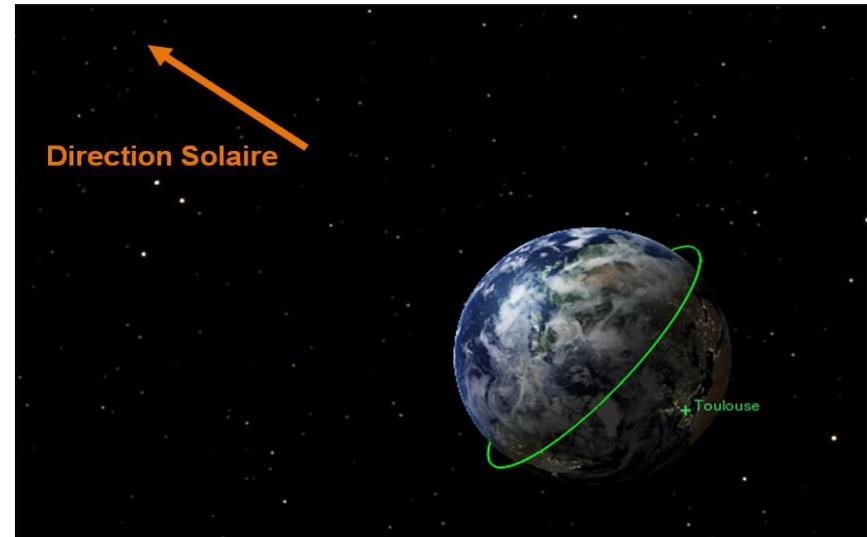
■ Solutions imposées pour la définition système !



- Introduction
- Objectifs de la mission
- Analyse mission
- Le segment spatial
- Le segment sol
- Plan de développement

Définition de l'orbite

- Pas de propulsion embarquée !
- Lancement en piggy-back sur un vol Soyouz
 - Lancement prévu en 2017
- Orbite héliosynchrone 6h/18h, altitude 700 km, quasi circulaire
 - 25 minutes de visibilité minimum avec une station sol à Toulouse à 10° d'élévation



■ Avantages de l'orbite

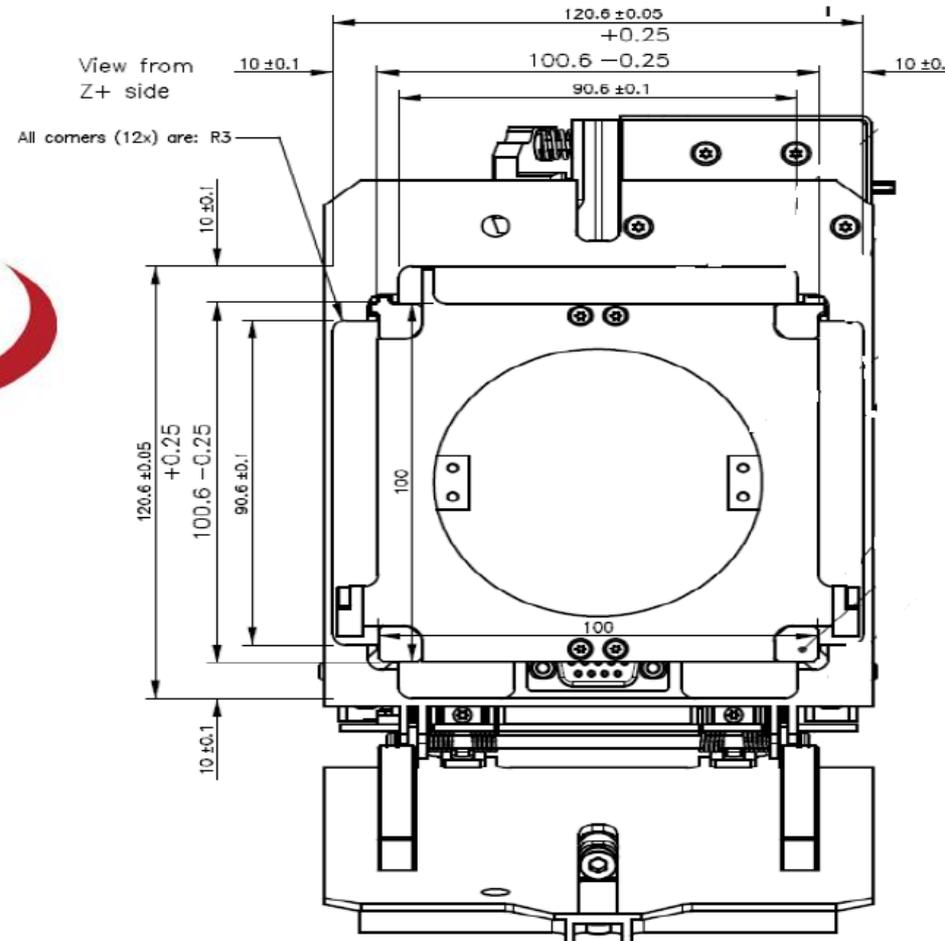
- Stable : variations faibles des paramètres orbitaux
- Cas d'éclipses limités mais pas inexistantes ! Eclipses saisonnières en hiver (durée par orbite : 20 minutes max)
- Désorbitation naturelle d'Eye-Sat en moins de 25 ans, compatible avec la LOS

■ Inconvénients

- Présence de la Terre vraiment gênante en orbite basse (cône de 128° au sommet)
- Impactant pour la disponibilité de la mission et pour l'utilisation d'un senseur stellaire

Interface lanceur

Choix du système de déploiement du satellite: ISIPOD



Avantages

- Prix (8K€)
- Système qualifié lanceur
- Compatible SOYOUZ
- Masse allouée au CubeSat: 6 kgs

Définition de la prise de vue

■ Champs observés

- Larges champs mais champ de vue instrumental limité
- Découpage des larges champs en scènes géométriques, puis reconstitution au sol grâce à une mosaïque avec recouvrement

■ Mesure effectuée pour la lumière zodiacale

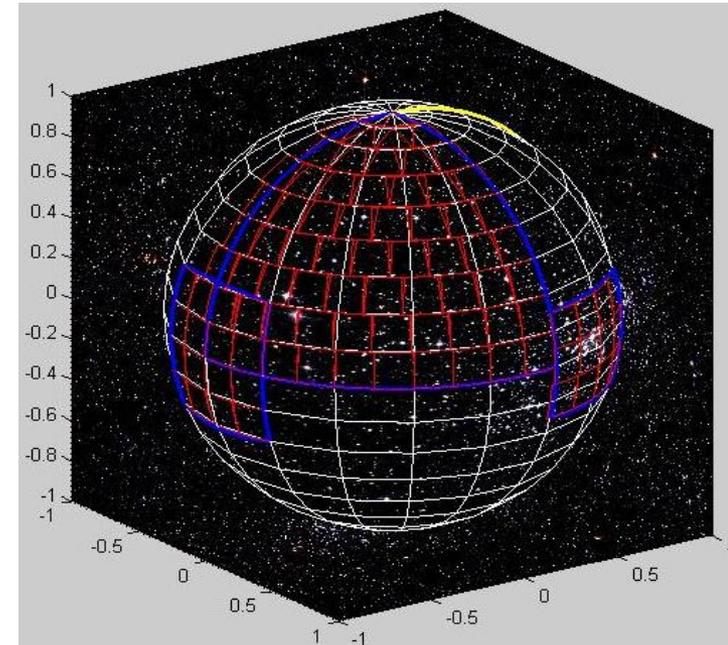
- Eye-Sat doit mesurer une luminance en lumière non-polarisée, une polarisation linéaire et une orientation du champ de polarisation
- Physiquement, ces objectifs sont atteints en mesurant 3 flux en lumière polarisée, selon 3 directions de polarisation à 60° les unes des autres ($0^\circ, 60^\circ, 120^\circ$) pour une bande spectrale donnée

■ Mesure effectuée pour la Voie lactée

- Les images de la Voie lactée sont prises directement en lumière non polarisée

■ Bandes spectrales

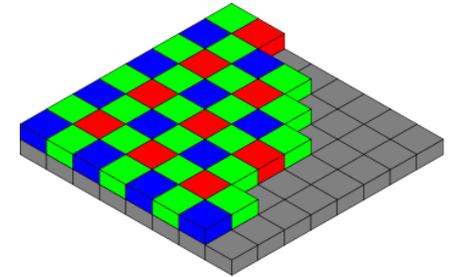
- Lumière zodiacale : 4 bandes spectrales (bleu, vert, rouge, proche infrarouge)
- Voie lactée : 2 bandes spectrales (visible, proche infrarouge)



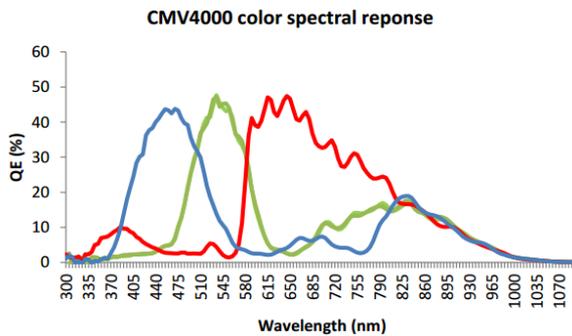
Bandes spectrales

■ Détecteur couleur CMV4000 de CMOSIS

- Forte innovation technologique : un CMOS couleur n'a jamais volé !
- Caractérisé au CNES
- Matrice de pixels de couleur (Bayer) au sein du composant



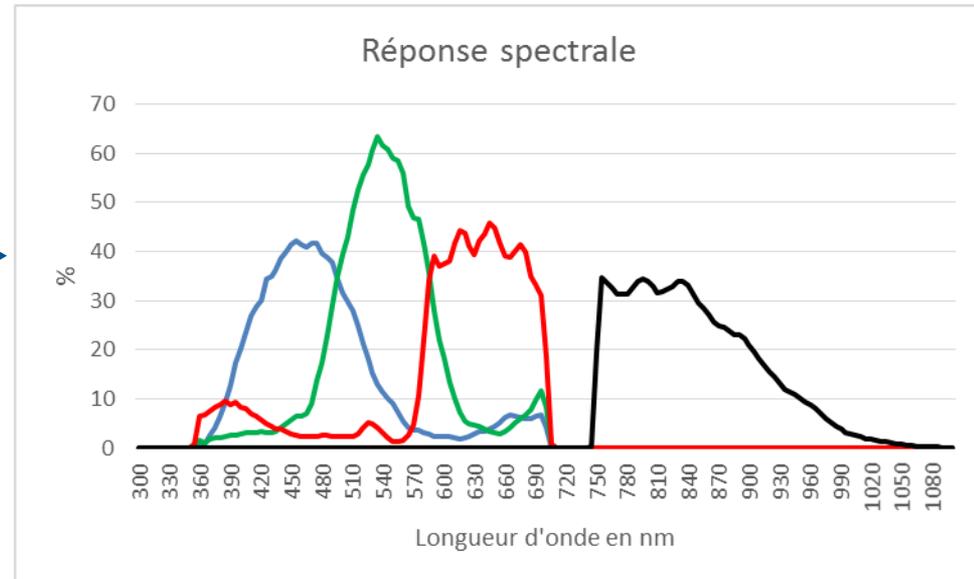
■ Mise en place de deux filtres passe bande pour obtenir les mesures dans les 4 bandes spectrales



+

Roue à filtres avec :

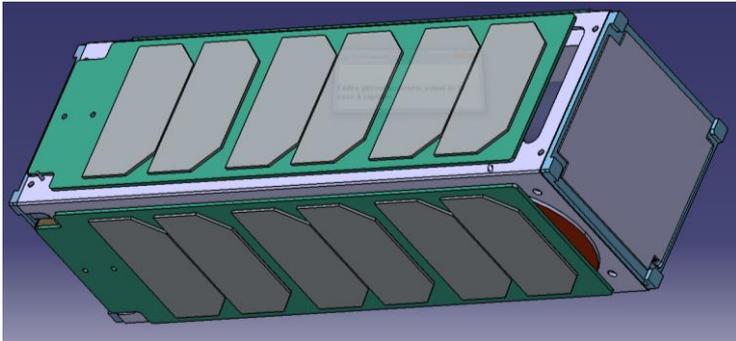
- Passe bas VIS 700 nm
- Passe haut NIR 750 nm



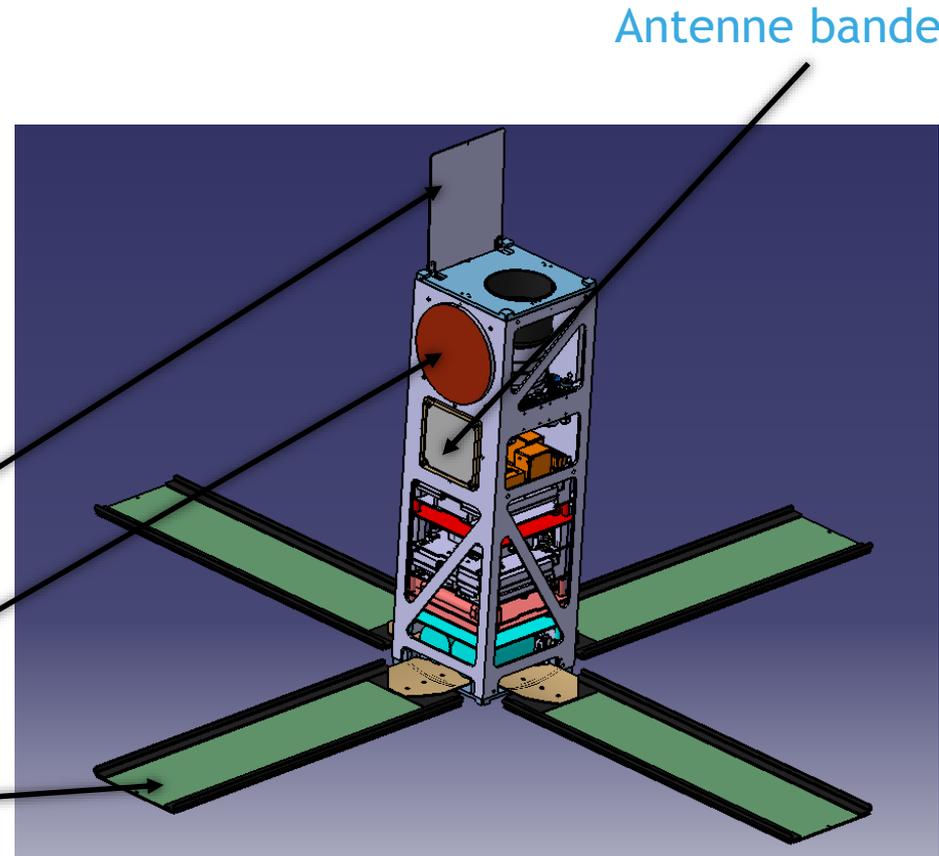


- Introduction
- Objectifs de la mission
- Analyse mission
- Le segment spatial
- Le segment sol
- Plan de développement

Eye-Sat vue extérieure



Eye-Sat en configuration lancement



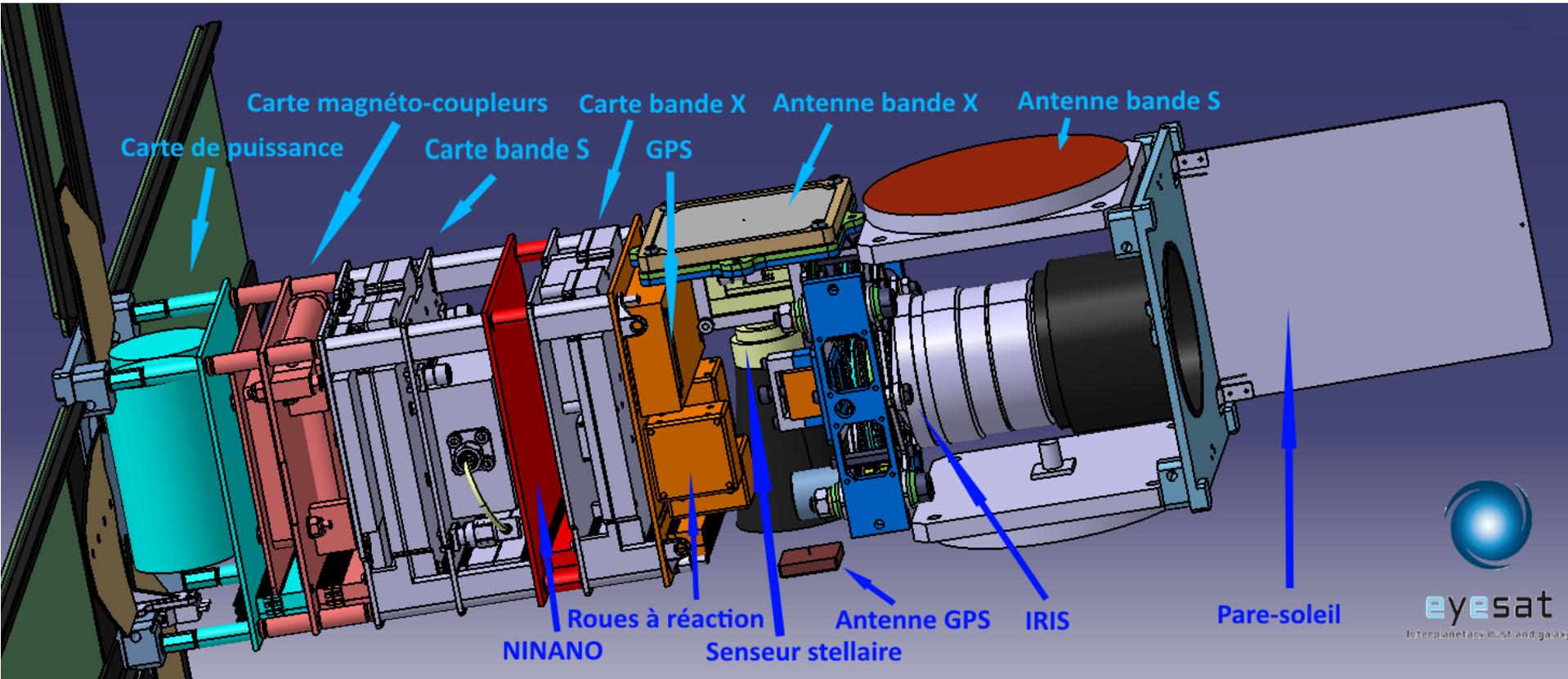
Pare-soleil

Antenne bande S

Panneau solaire

Antenne bande X

Eye-Sat vue intérieure

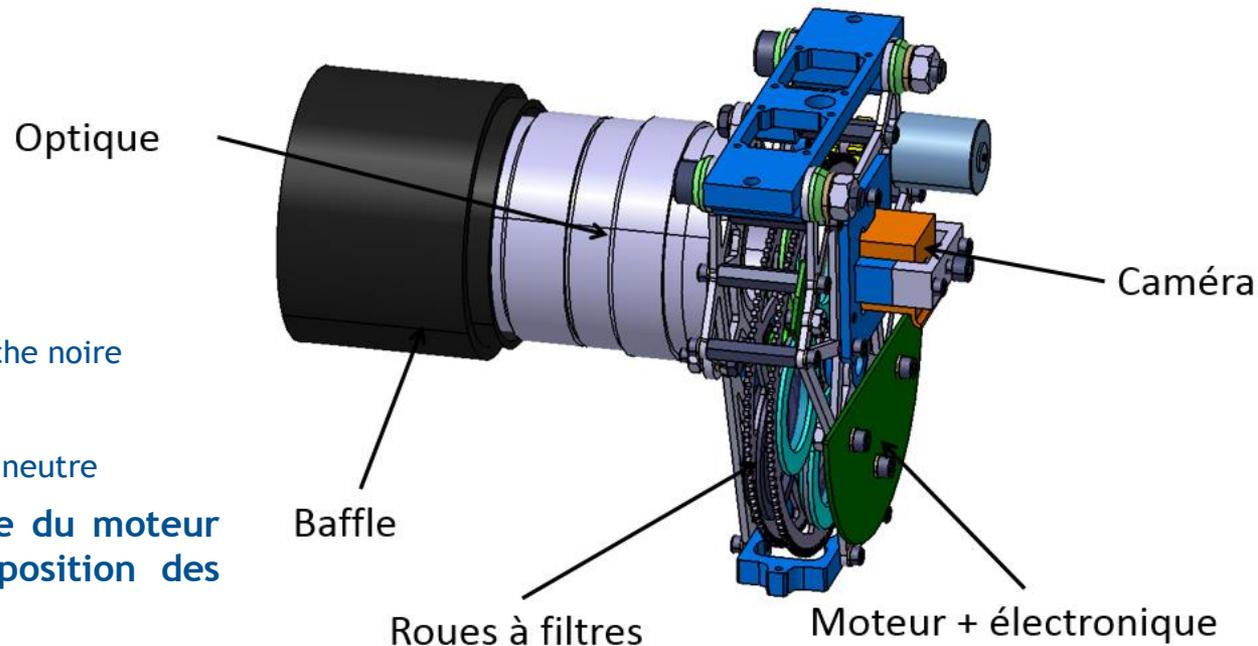


L'instrument IRIS

Imager Realized for Interplanetary dust Study

Radio-imageur composé de :

- **Baffle** : limiter les lumières parasites
- **L'optique** : collecter le flux lumineux
 - Lentille mince non polarisante, focale 50 mm, ouverture 1.4
- **Une roue à filtres spectraux**
 - Passe bas VIS, passe haut NIR, cache noire
- **Une roue à filtres polarisants**
 - 3 grilles polarisantes et une lame neutre
- **Une électronique de commande du moteur pas à pas et de mesure de position des roues à filtres**
- **Le détecteur CMOS couleur CMV4000 et son électronique de proximité**



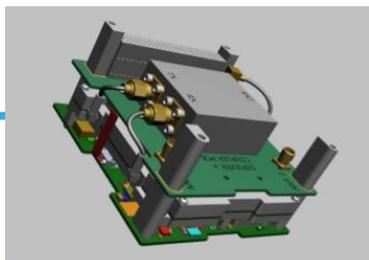
Radiofréquences

Commande/contrôle en bande S

- Transmetteur nanoTTC (Syrlinks)
 - Action de R&T CNES et JANUS
 - Masse < 400 g
 - Consommation (TM/TC) : 8W pour 33 dBm, 5W pour 27 dBm
- Deux antennes patchs bande S
 - Full duplex pour TM/TC
 - Diagramme quasi omnidirectionnel pour mode survie

↶ Débit TM : 225 kbits/s

↶ Débit TC : 16 kbits/s

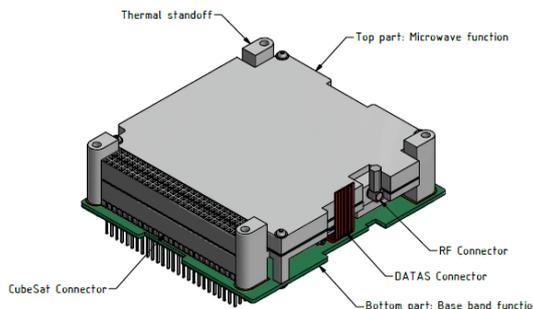


CAO carte bande S

Télémesure CU en bande X

- Transmetteur nanoTMHD (Syrlinks)
 - Action de R&T CNES et JANUS
 - Masse < 400 g
 - Consommation : 10 W pour 33 dBm
- Antenne patch
 - Fortement directive
 - Pointage de la station sol

↶ Débit TMCU > 30 Mbits/s

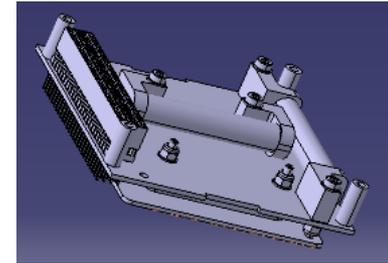


CAO carte bande X

SCAO

Mode transition/survie

- Précision de pointage $< 10^\circ$
- Stabilité $< 0,5^\circ /s$
- Capteurs d'attitude : magnétomètre 3 axes
- Actuateurs : magnétocoupleurs selon 3 axes
- Robuste et autonome



Carte magnétocoupleurs

Pointage fin

- Précision de pointage $< 0.25^\circ$
- Stabilité $< 0.01^\circ /s$
- Capteur d'attitude : senseur stellaire
- Actuateurs : roues à réaction



Senseur stellaire BST

Ordinateur de bord

■ Carte NINANO

- Action R&T et JANUS
- Brique technologique

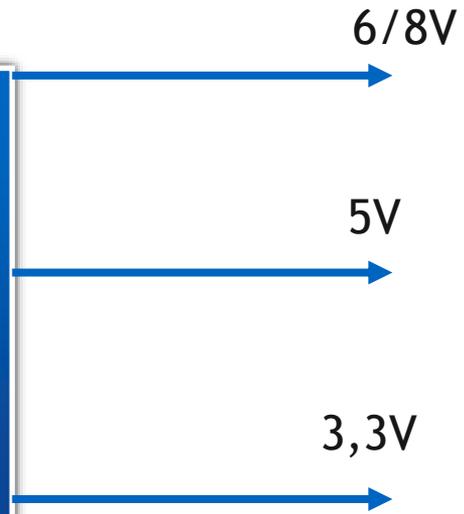
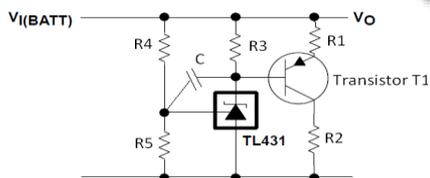
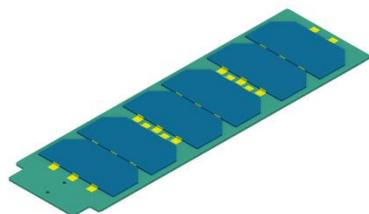
■ Caractéristiques :

- Microprocesseur ARM cortex A9 et FPGA
- Cadencé jusqu'à 1 GHz maximum
- Interfaces : SPW, I²C, 1-Wire, UART ...
- Emport jusqu'à 16 Go de mémoire de masse
- Emport d'un magnétomètre 3 axes
- Emport d'une interface pour carte front-end GNSS

■ Intérêts :

- Puissance de calcul
- Encombrement : carte format cubesat
- Masse faible < 200g

Energie bord



4 panneaux solaires déployés

6 cellules de 1W par panneau

↳ 24 W de puissance au total

Une unique carte de puissance/distribution

- 2 batteries SAFT VES 16 (32Wh)
- Gestion de la recharge batterie
- Distribution de l'énergie
- 10 sorties de puissance pilotables pour couteaux thermiques et réchauffeurs

Logiciel de vol

■ Besoins

- Centralisation des fonctions
- Développement des différentes parties du software en parallèle
- Intégration facile



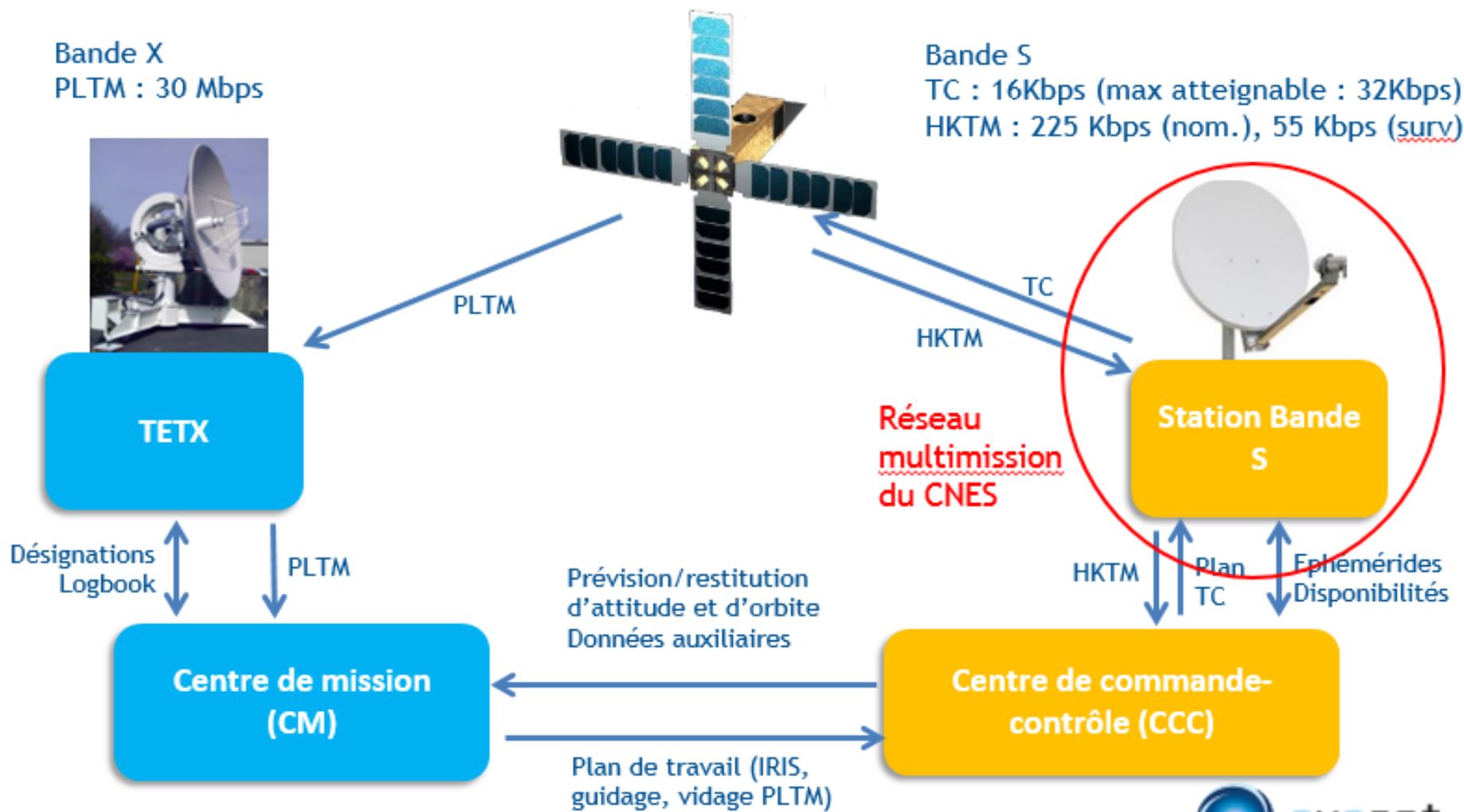
■ Solution : LVCUGEN (LV Charge Utile GENérique)

- Développé par le CNES et FentISS (spin-off de l'université de Valence)
- **Contexte** : Développer une solution logicielle générique permettant de se focaliser sur l'applicatif propre à la mission
- **Principes** :
 - Utilisation d'un hyperviseur TSP (time and space partitioning) : Partitionnement (machines virtuelles) des ressources matérielles (mémoire, CPU, I/O, ...)
 - Chaque machine virtuelle peut utiliser son propre OS
 - Briques de base pour les fonctions de servitude : gestion des I/O, de la FDIR, de la gestion des modes, de la gestion de la mémoire de masse)
- **Perspectives** : SVOM , JUICE, JANUS, ...



- Introduction
- Objectifs de la mission
- Analyse mission
- Le segment spatial
- Le segment sol
- Plan de développement

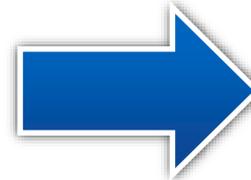
Architecture du segment sol



Segment sol

■ Station sol en bande X : réutilisation de TET-X

- Antenne de 3.1 m en bande X utilisée pour Demeter
- Récupération de la station par l'ENAC et remise en état grâce à des étudiants



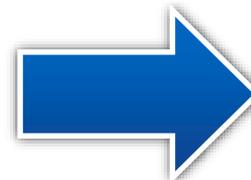
ÉCOLE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE

■ Station bande S

- Utilisation du réseau CNES

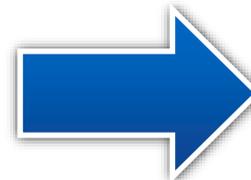
■ Centre de commande/contrôle

- Commander le satellite
- Surveiller le satellite
- Éléments d'orbitographie



■ Centre de mission

- Génération du plan de travail de la CU
- Traitements des données



ÉCOLE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE



- Introduction
- Objectifs de la mission
- Analyse mission
- Le segment spatial
- Le segment sol
- Plan de développement

Logique des modèles

Satellite

- **STM : modèle de structure**

- Tests uniquement mécaniques



Image structure

- **EM : engineering model**

- Modèle électrique sur table
- Tests des interfaces
- Tests fonctionnels du LV



Kit d'évaluation X xilinx

- **QM/FM : modèles de qualification et de vol**

- 2 modèles similaires : un pour la qualification, l'autre pour le vol

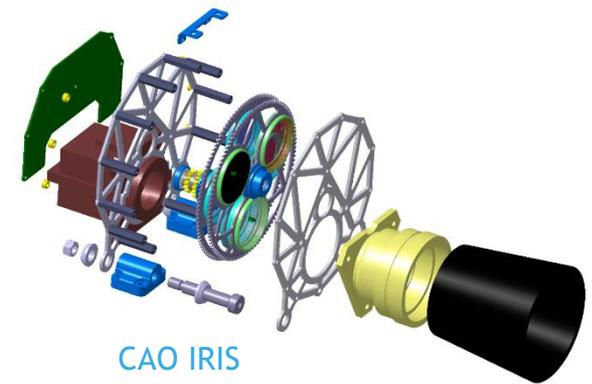
Instrument

- **EQM IRIS**

- Tests fonctionnels
- Tests de performances
- Tests de qualification

- **FM IRIS**

- Pour le vol !



CAO IRIS

Planning Eye-Sat

Lancement
2017

Phase 0/A



Sept 2012

Phase B

Sept 2014



Sept 2013

RDP

Phase C

Mars 2016



RCD

Phase D

déc 2016



RQ

RA

sept 2016



2,3 Stagiaires/an

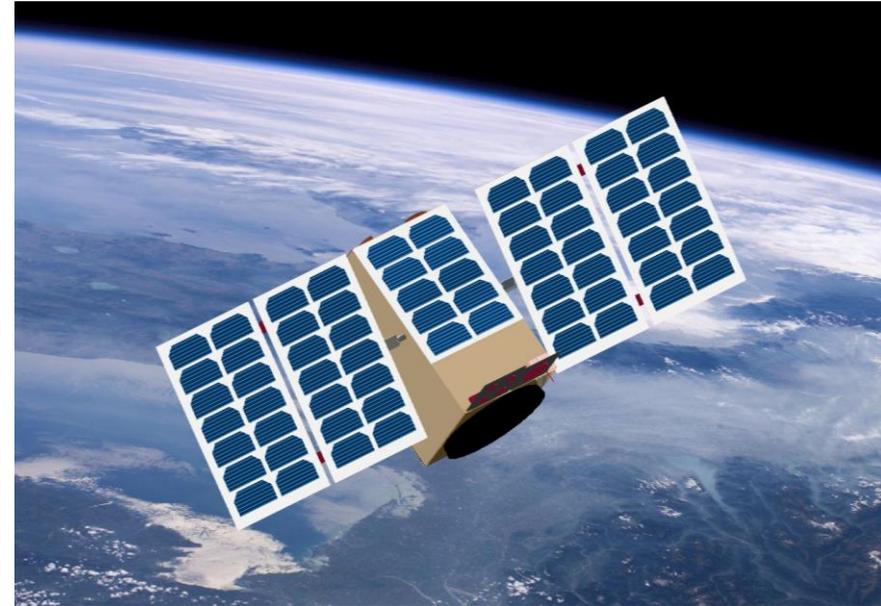
6,8 Stagiaires/an

9 Stagiaires/an

Perspectives

■ Les performances offertes par le système

- Précision de pointage $< 0,25^\circ$
- Stabilité de pointage $< 0,02^\circ / s$
- Volume de données sciences > 2 Go/jour
- Traitements bord possibles dans NINANO
- Récupération des données sciences via la TET-X à l'ENAC



Les briques technologiques développées pour Eye-Sat ne sont pas réservées qu'au CubeSat 3U !!

■ Performances transposables au format du 12U par exemple

- ↺ ~20x20x34 cm³, 15-20 kgs, ~40-50 W
- ↺ Allocation CU : ~20x20x20 cm³, 3-5 kgs, ~10 W

Questions ?