



Revue des Exigences Préliminaires

09 Juillet 2015

Ionospheric & Gamma-ray Observation Satellite



Revue des Exigences Préliminaires

Ordre du Jour :

14:00 - Présentation Générale / Mission / Charges Utiles

15:00 - Pause

15:15 - Présentation Technique de la Plateforme

16:15 - Pause

16:30 - Revue (Session Privée)

17:30 - Fin

Revue des Exigences Préliminaires

Panel de Revue :

Alain Gaboriaud (CNES)

Joël Michaud (CNES)

Emmanuel Hinglais (CNES)

Antoine Ressouche (IRAP)

Christian Olivetto (APC)

Tristan Alain (LISA)

Benoit Mosser (OBSPM)

Boris Segret (OBSPM)

Gérard Auvray (AMSAT-F)

Présentation Générale

- 1 - Le contexte et la mission IGOSat (Hubert Halloin)
- 2 - Le projet IGOSat et les Exigences Préliminaires (Marco Agnan)
- 3 - Le Système et les Bilans de IGOSat (Stanislas Le Grelle)
- 4 - La Charge Utile Scintillateur, son banc de tests, ses simulations et sa carte d'acquisition (Léa Bourhis & Asmae Ban Amar)
- 5 - La Charge Utile GPS et son banc de tests (Mathieu Bligny)



Présentation Générale

Le Contexte

Hubert Halloin



Le Contexte de IGOSat

Ionospheric and Gamma-ray Observation Satellite

- Proposé dans le cadre du LabEx (laboratoire d'excellence) UnivEarthS;
- Projet conjoint des laboratoires en sciences de la Terre et de l'Univers de Paris Diderot : APC (AstroParticule et Cosmologie), IPGP (Institut de Physique du Globe de Paris)
- Soutenu par le CNES
- Réalisation d'un centre spatial étudiant à Paris Diderot
- Chef de projet : Marco Agnan
- Objectif : réaliser et être prêt à lancer un satellite en 2017 ...

IGOSat

LabEx
UnivEarths

CNES

Université
Paris 7

Autres
Universités
et écoles

APC

IPGP

JANUS

EIDD, OSAE,
UFR LAC, UFR
STEP, UFR
Physique, UFR Info,
...

Paris 6, Paris
11, Centrale,
ISAE



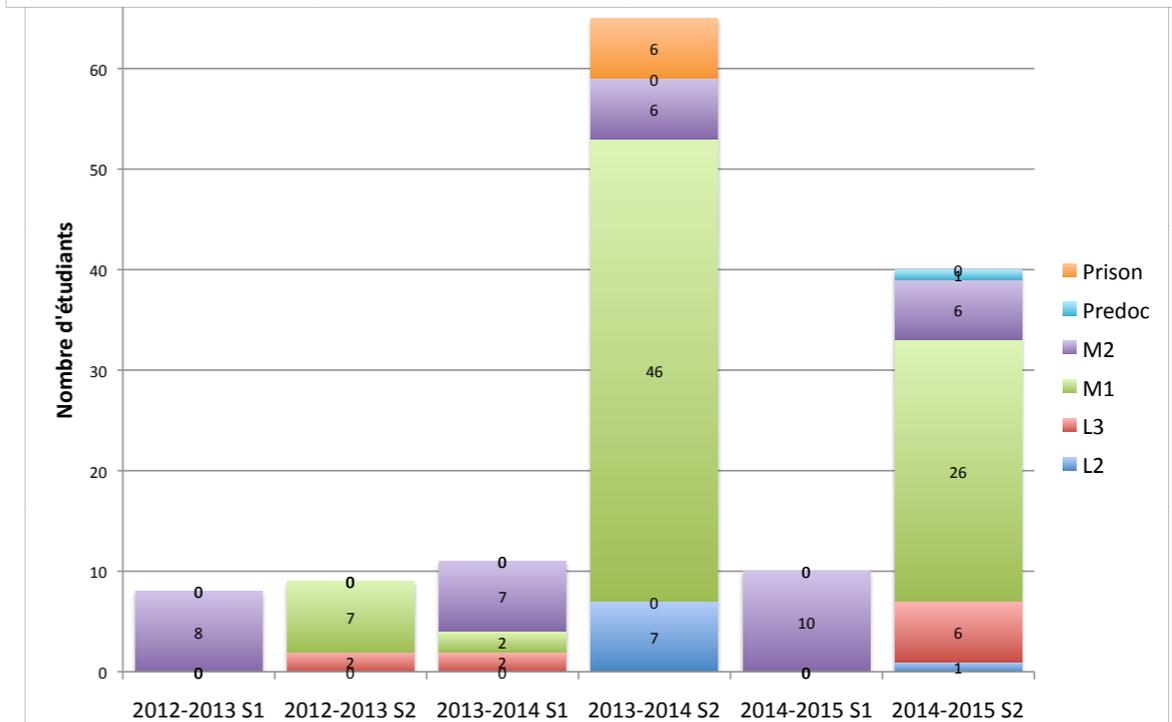
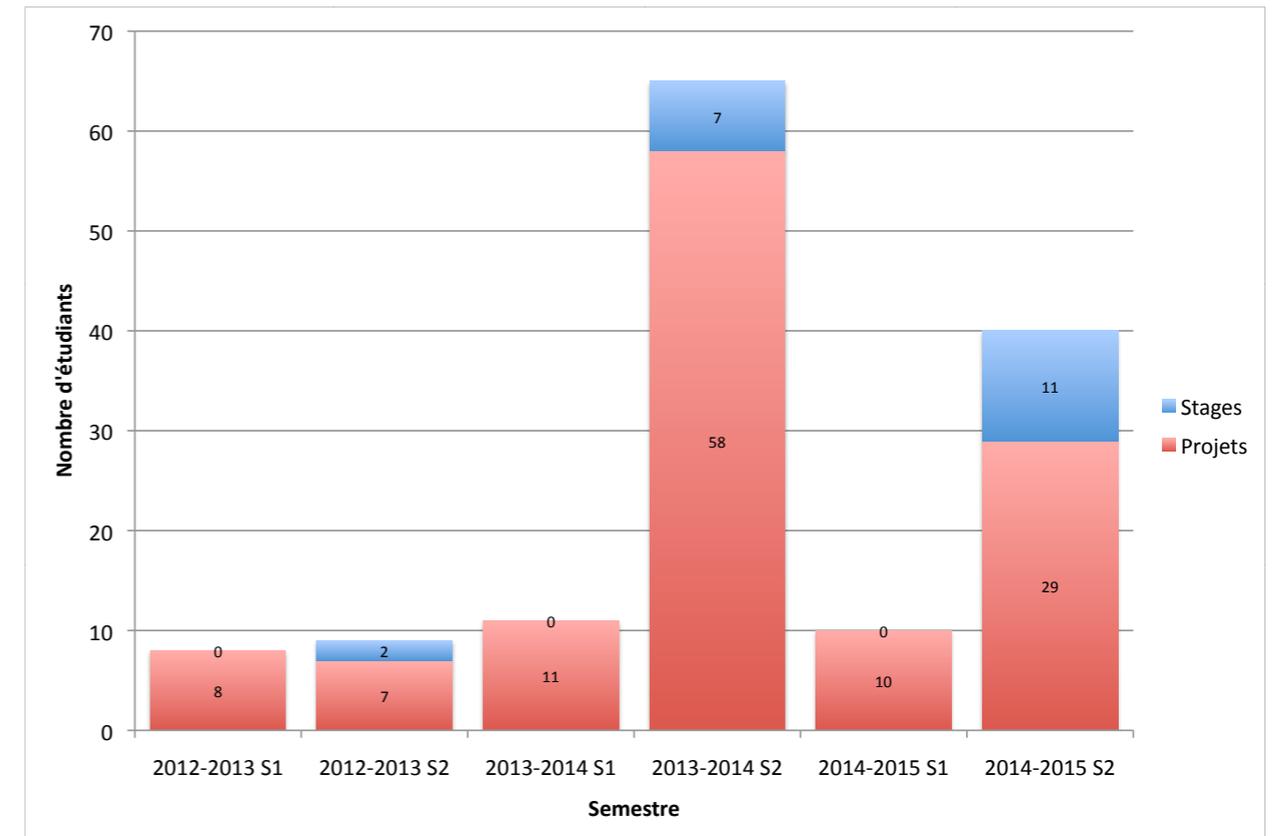
6



Le Contexte de IGOSat

Etudiants Impliqués :

- Depuis septembre 2012, plus de 140 étudiants ont travaillé sur un projet lié à IGOSat.
- Projets inclus dans des formations initiales :
 - Ecole d'Ingénieurs Denis Diderot (1A, 2A, 3A);
 - Masters OSAE, Planétologie, informatique;
 - UFR de Physique : L2 et L3;
 - UFR Lettres, Arts et Cinéma.
- Stages :
 - de 1 à 6 mois;
 - L3 à M2, Prédoctoral, Ecoles d'Ingénieurs, ...



Le Contexte de IGOSat

Moyens à Disposition :

- Salle + bureau dédiés (Bâtiment IPGP) :
 - L'antenne de communication est en cours d'installation sur le toit de ce bâtiment;
- Zone d'intégration prévue en salle blanche IPGP :
 - Moyens disponibles dans les labos;
 - Salle d'ingénierie concourante;
 - Chambre à vide climatique;
 - Machines à mesurer tri-dimensionnelle;
 - Imprimante 3D (livraison fin juillet);
 - Equipements de laboratoire (optique, scintillation, millimétrique, sismométrie, etc.).
- Licences informatiques via l'IN2P3 :
 - CATIA, ANSYS, Labview, Matlab, Mathematica, IDL, ...
 - Réalisations ponctuelles en mécanique et électronique.



Le Contexte de IGOSat

Experts :

- Le projet bénéficie d'experts identifiés dans différents domaines (labos et extérieurs);
- P. Coïsson, G. Occhipinti, Ph. Lognonné (IPGP) : sismologie et mesures du TEC;
- Ph. Laurent, G. Prévôt, D. Pailot (APC) : détection gamma et électrons;
- D. Prele, A. Tartari (APC) : Electronique et RF;
- G. Auvray (AMSAT) : Telecom;
- A. Givaudan, W. Bertoli (APC) : conception mécanique;
- M. Sighireanu (LIAFA), A. Petiteau (APC) : informatique et simulations;
- H. Inchauspé (APC) : SCAO;
- ...

Le Contexte de IGOSat

Partenaires :

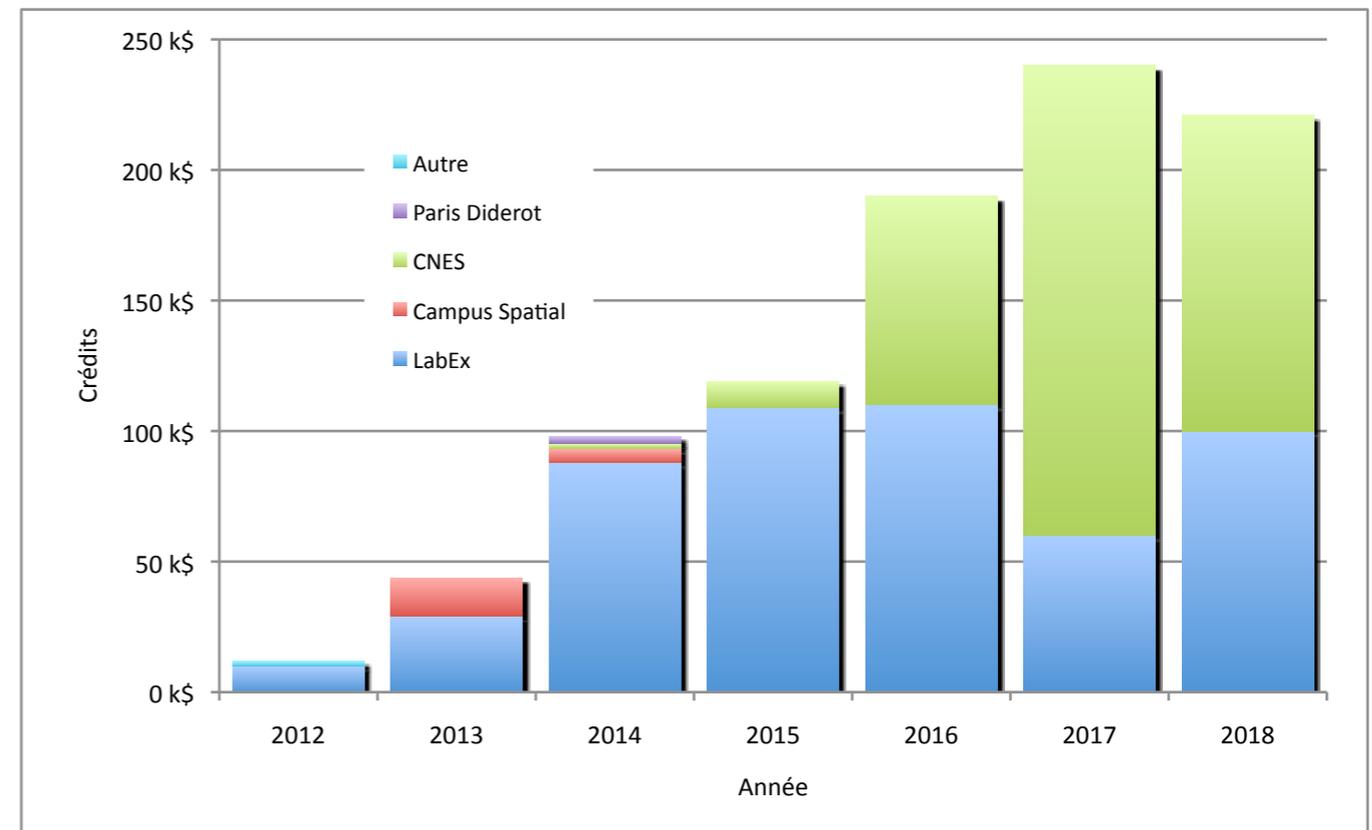
- En plus des partenaires directs (LabEx, CNES, Paris Diderot), IGOSat bénéficie du soutien de :
 - Campus Spatial Paris Diderot;
 - Omega Micro : développement de la carte EASIROC;
 - Accuwatt : expertise dans la gestion des batteries;
 - HPreC : matériaux composites haute pression (carbone);
 - TRAD : simulation de radiations;
 - Spacebel : Prestoplot;
 - Abvent : Google Sketchup Pro;
 - Airbus DS : Systema/Thermica.
- Des partenariats sont aussi en oeuvre avec :
 - l'Université des Sciences et Technologies de Hanoï / VNSC : étudiants et station sol;
 - Plateforme d'Intégration et de Tests / OVSQ : tests d'environnement;
 - Les autres projets nanosat d'IdF ...



Le Contexte de IGOSat

Budget :

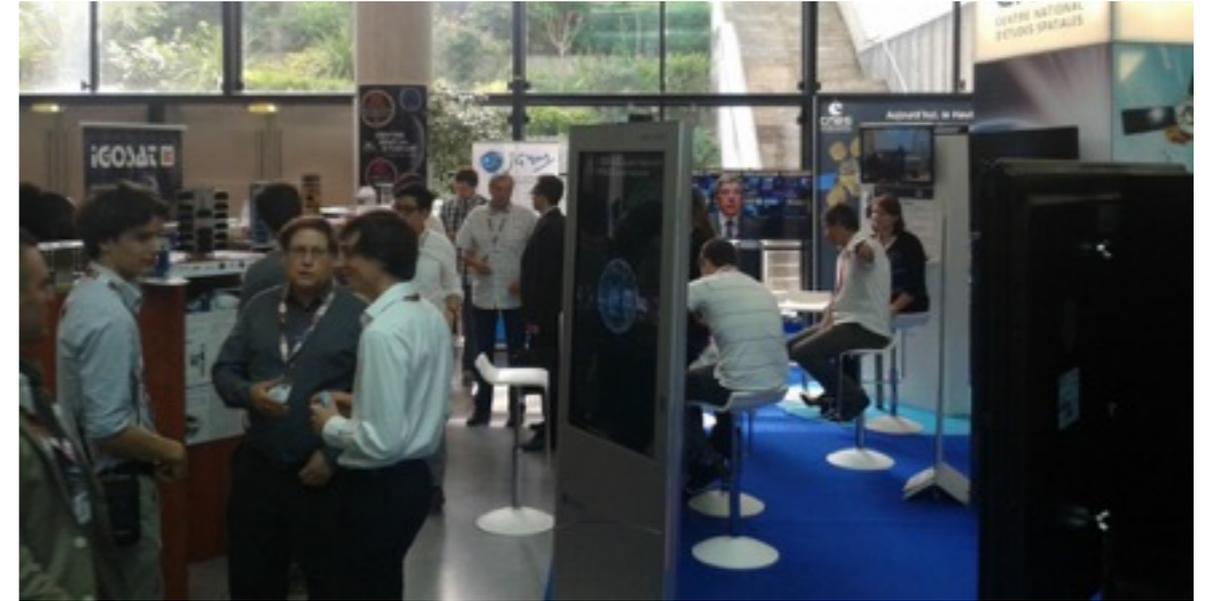
- Le financement IGOSat est principalement assuré par le LabEx UnivEarthS depuis 2012 :
 - RH (chef de projet) : 102 k€;
 - Equipements et fonctionnement (dont stages) : 130 k€.
- Autres sources de budget (jusqu'à présent) :
 - Campus spatial : 25 k€;
 - Univ. Paris Diderot : 3 k€;
 - CNES : 2 k€ (films Réau).



Le Contexte de IGOSat

Outreach :

- Site web : www.igosat.fr
 - Nouveau site web en construction
 - ...
- Flyers et posters;
- Participation à des conférences (4S, CubeSat Symposium) et expo (SpaceShow 2014);
- Fêtes de la Science 2013 et 2014;
- 3 films d'animation par des étudiants en maison d'arrêt.



Présentation Générale

La Mission

Hubert Halloin

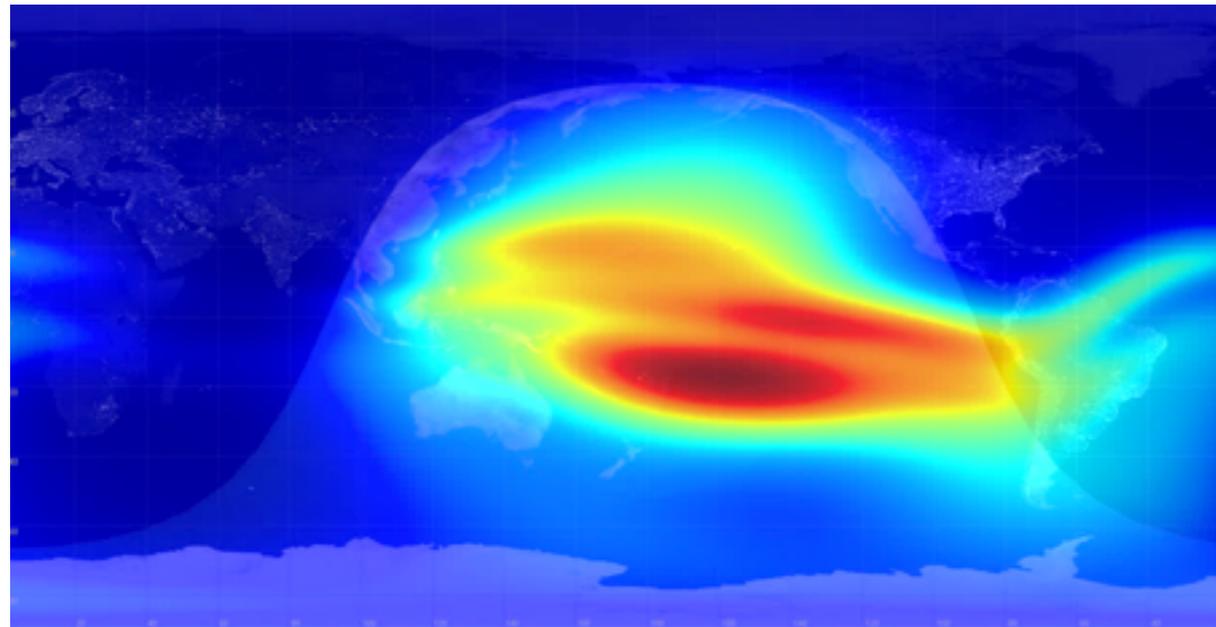


13

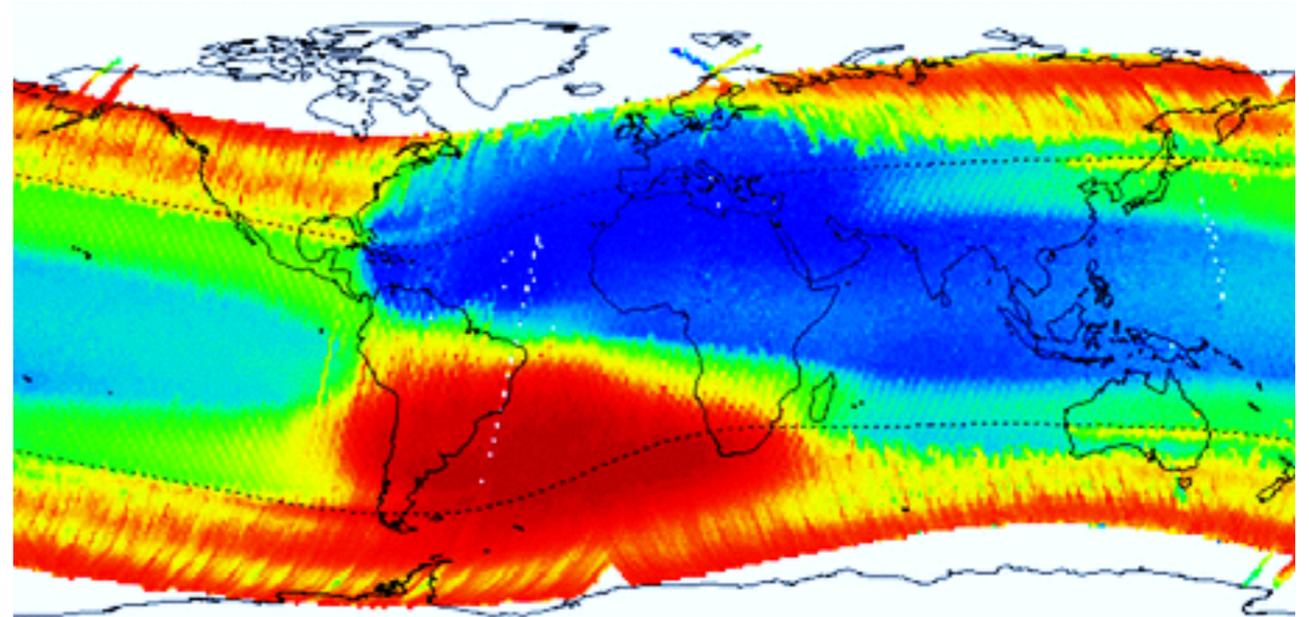


La mission

- IGOSat a 2 objectifs scientifiques principaux :
 - Cartographie de l'intensité et du spectre en électrons et gammas en LEO;
 - Mesure du contenu électronique total de l'ionosphère (TEC).
- Zones d'intérêt majeur : cornets polaires et Anomalie Sud Atlantique
- Etude des corrélations (spatiales et temporelles) entre état des ceintures de radiations et TEC au moins toutes deux sensibles à l'activité solaire ...



IRI 2007 (modèle empirique ionosphérique)



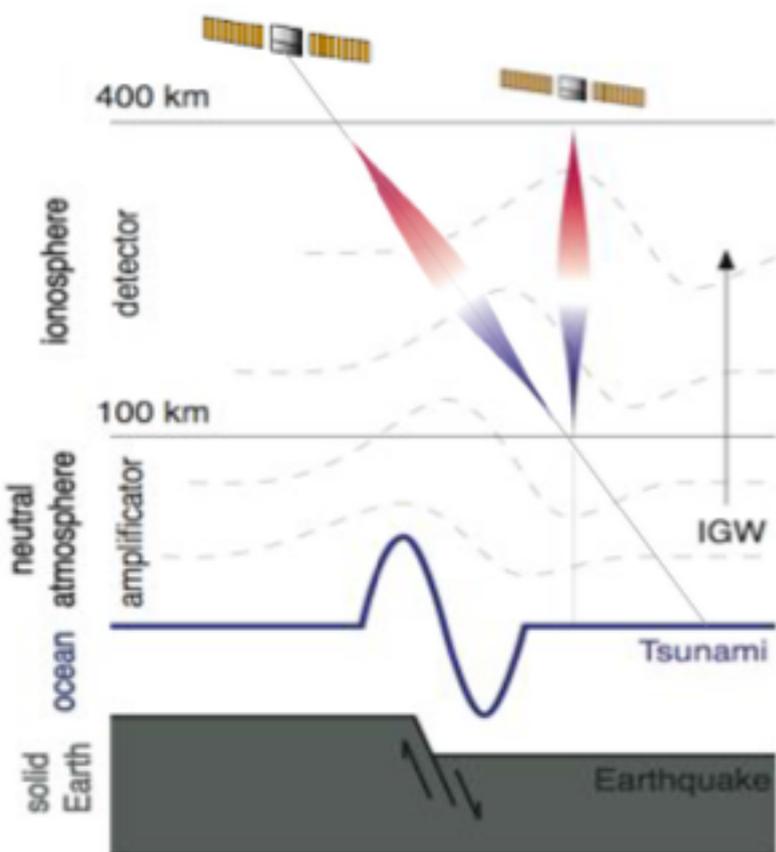
Densité électronique à 200keV, 700 km d'altitude
(Demeter, 2005)

- IGOSat a aussi 2 objectifs technologiques :
 - **Scintillateur** : Caractérisation en vol d'une matrice SiPM associée à l'électronique de lecture EASIROC;
 - **TEC** : Evaluation des performances accessibles avec une carte GPS commerciale et les algorithmes IPGP.

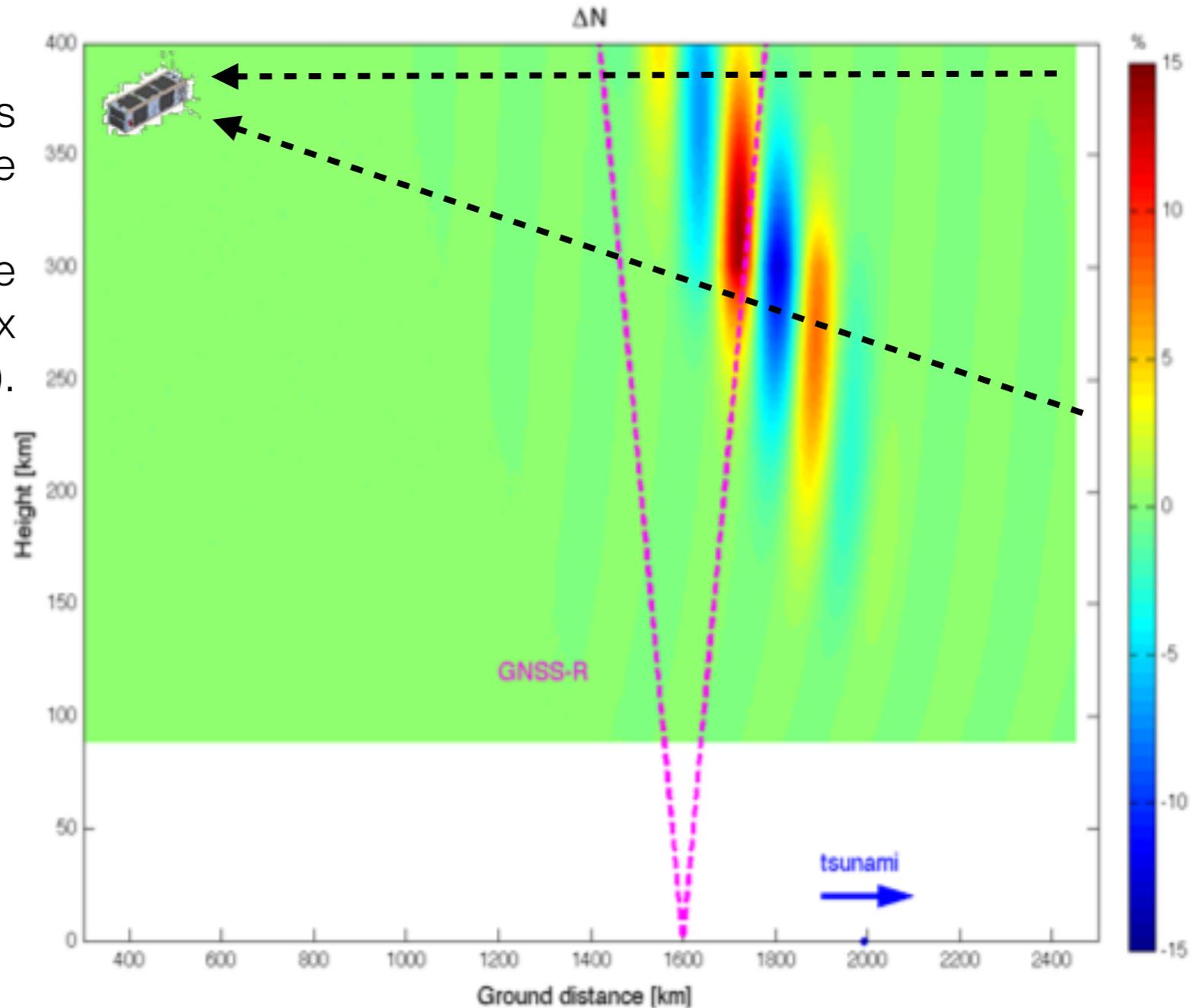
La mission

Intérêts du TEC en sismologie :

- Tremblements de Terre et tsunamis provoquent une oscillation du TEC de l'ionosphère;
- Des mesures spatiales (sondage horizontal) sont complémentaires aux mesures depuis le sol (sondage vertical).



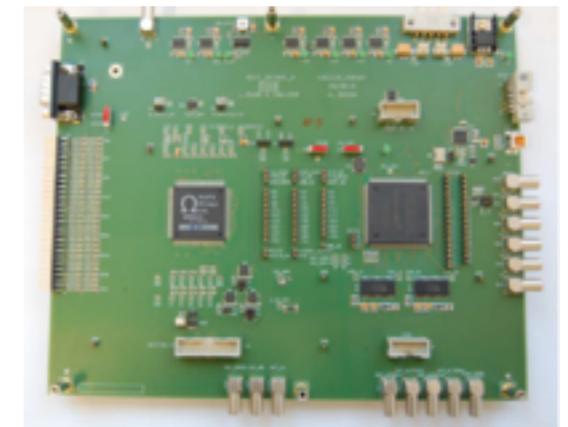
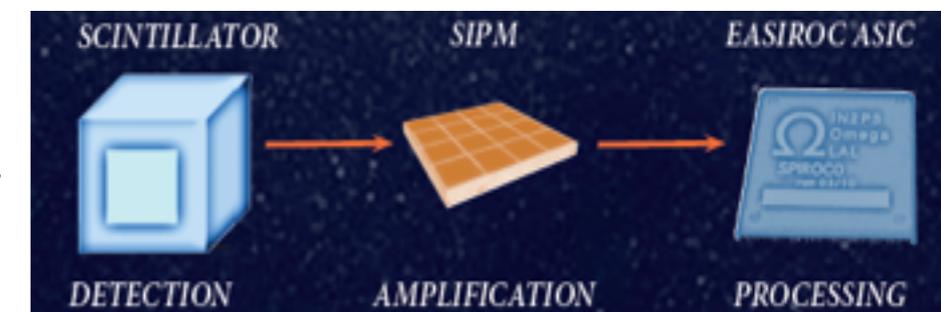
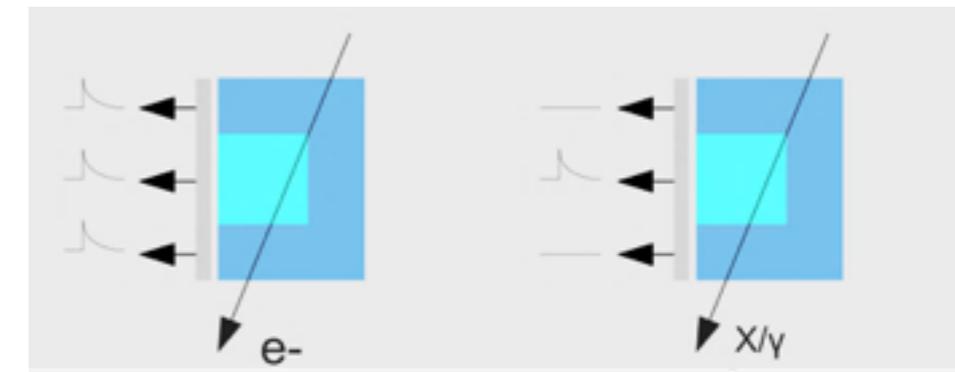
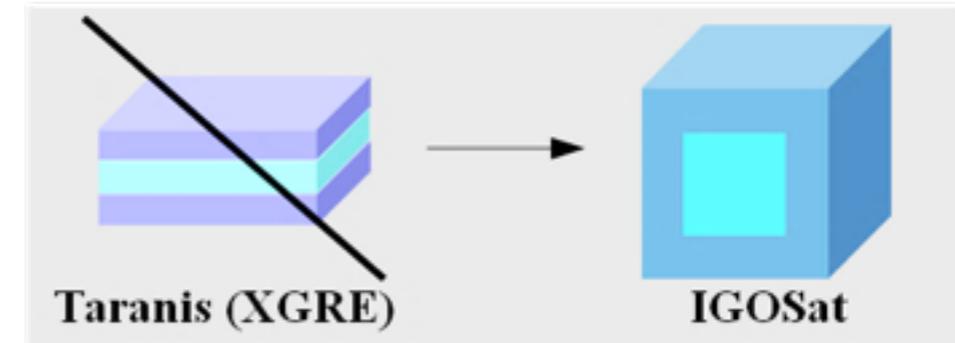
- ④ $TEC = \int_{surf}^{sat} N_e ds$
- ③ N_e
- ② $V_x V_y V_z$
- ① V_z



La mission

Héritage et Innovations :

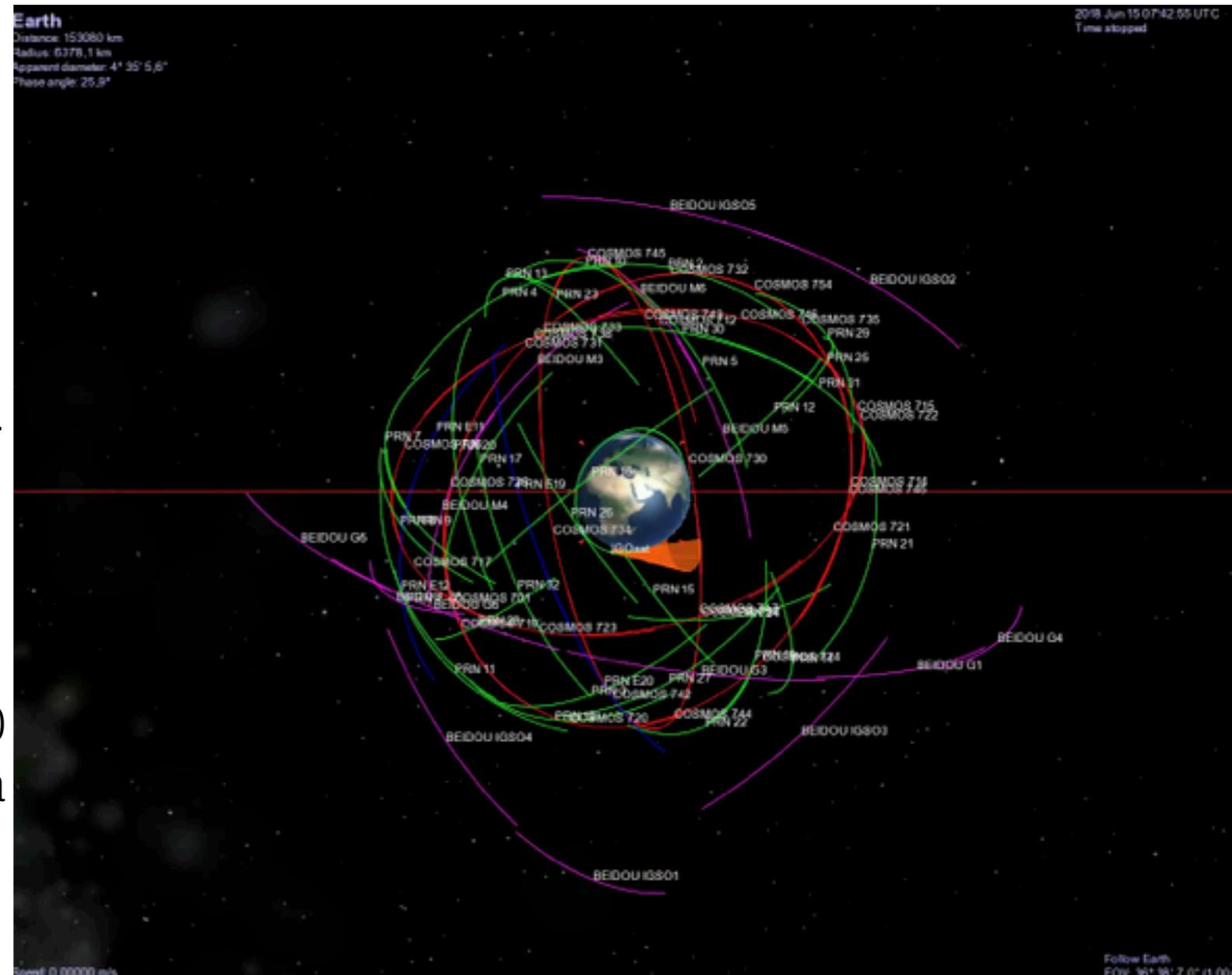
- Le scintillateur est constitué de 2 parties :
 - LaBr3 : sensible aux e^- et gammas;
 - Plastique : sensible aux e^- ;
 - Les mesures de coïncidence permettent d'identifier les particules incidentes.
- Géométrie et matériaux hérités de la mission TARANIS :
 - Développement et intégration de l'instrument XGRE à l'APC;
 - Livraison des modèles de vol en 2015, décollage en 2017.
- Utilisation d'une matrice de PD à avalanche (SiPM) pour la lecture:
 - Avantage : plus de HT;
 - 1^{ère} utilisation spatiale ...
- Electronique de lecture développée par Omega Micro :
 - EASIROC;
 - Faible consommation, rad-hard, jamais testé dans l'espace...



La mission

Profil Mission :

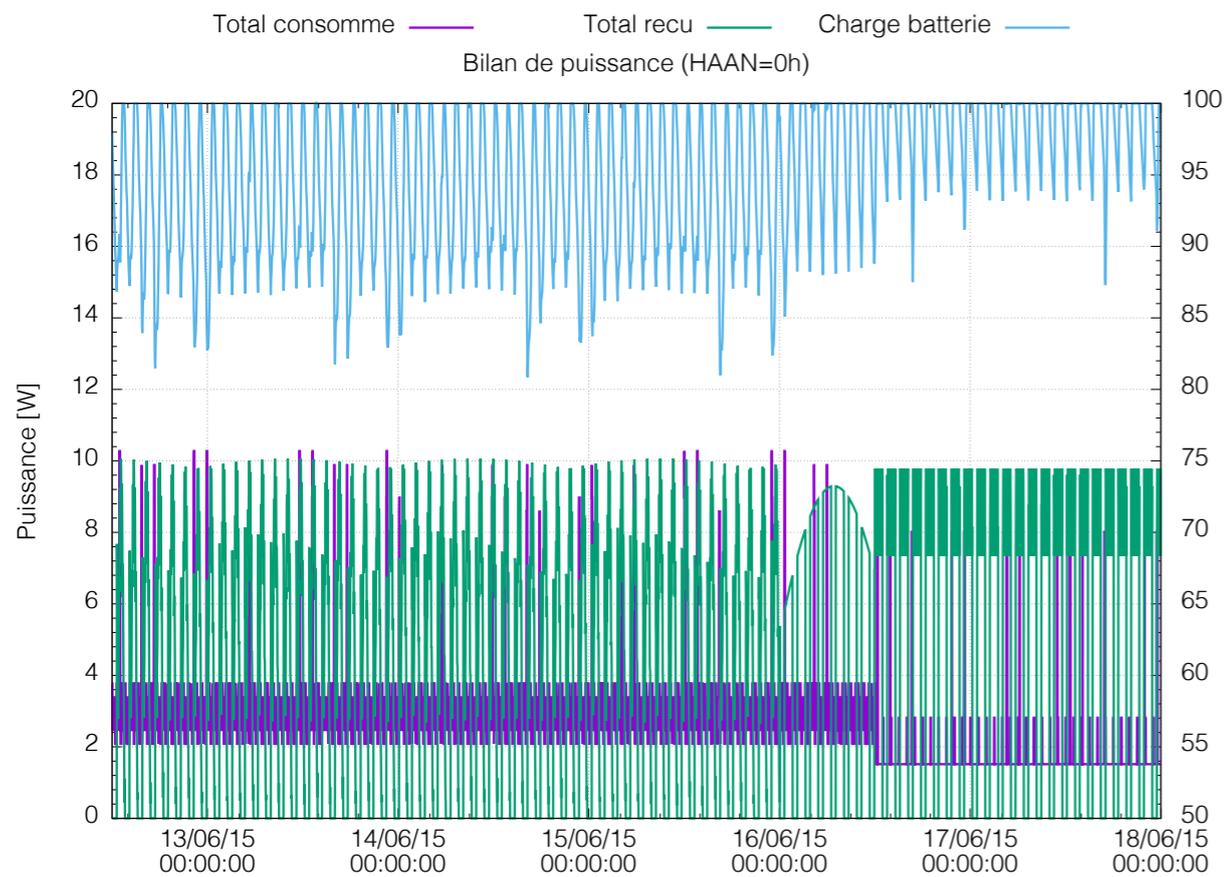
- CubeSat 3U.
- Durée mission : 1 an.
- Orbite :
 - Circulaire, polaire, (quasi)héliosynchrone;
 - Altitude : ~550 km (limite SAA) -> ~650 km (LOS).
- Stations sol :
 - Paris et Hanoï.
- Attitude :
 - Pointage d'un point virtuel 300 km d'altitude au limbe, sur la trace arrière;
 - Précision de pointage requise : 5 à 10°.



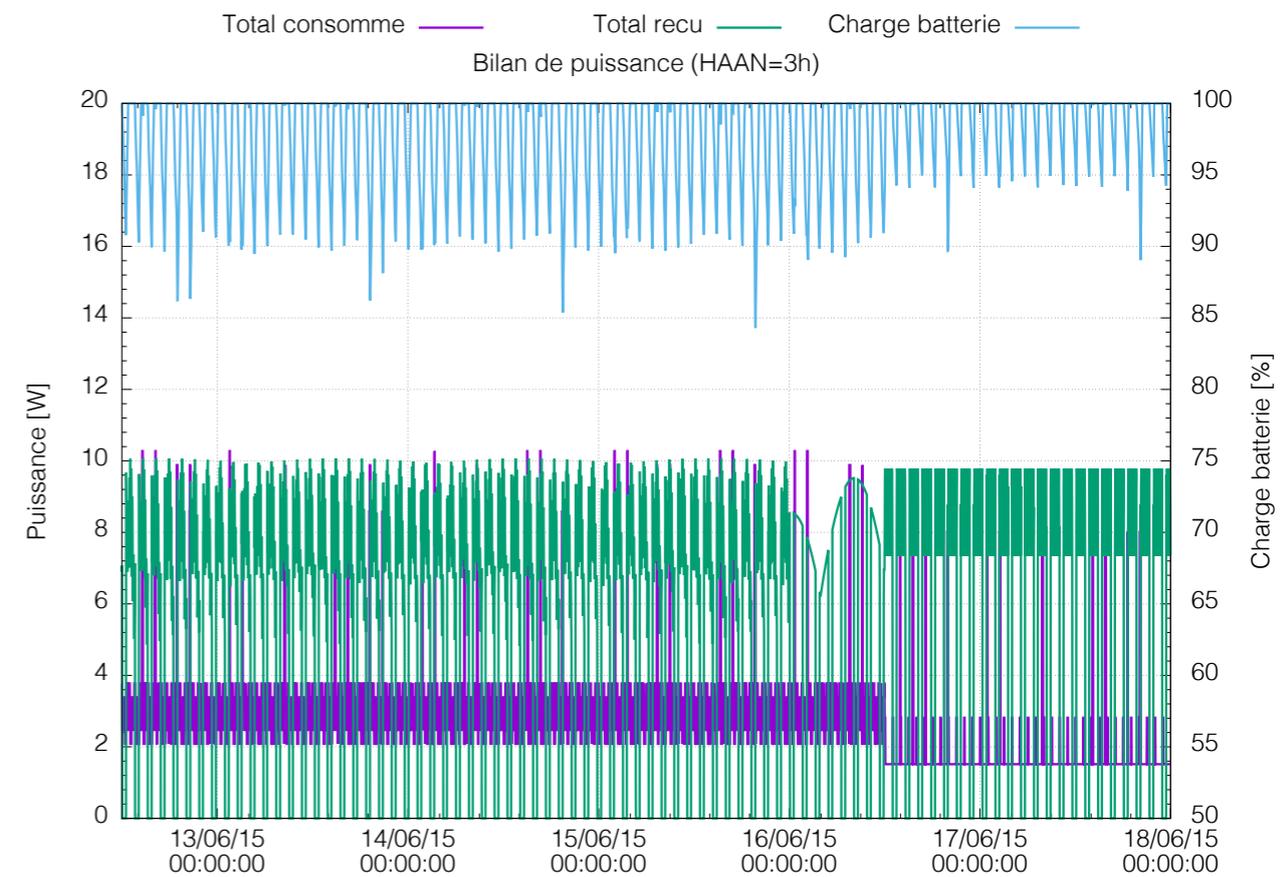
La mission

Principe des opérations (mode mission) :

- Tx en visibilité des stations (Paris et Hanoï);
- Mesures e- et gammas au-dessus des pôles et de la SAA;
- GPS pendant 10 minutes, toutes les 20 minutes.



05/07/2015 20:18:23



05/07/2015 20:18:44

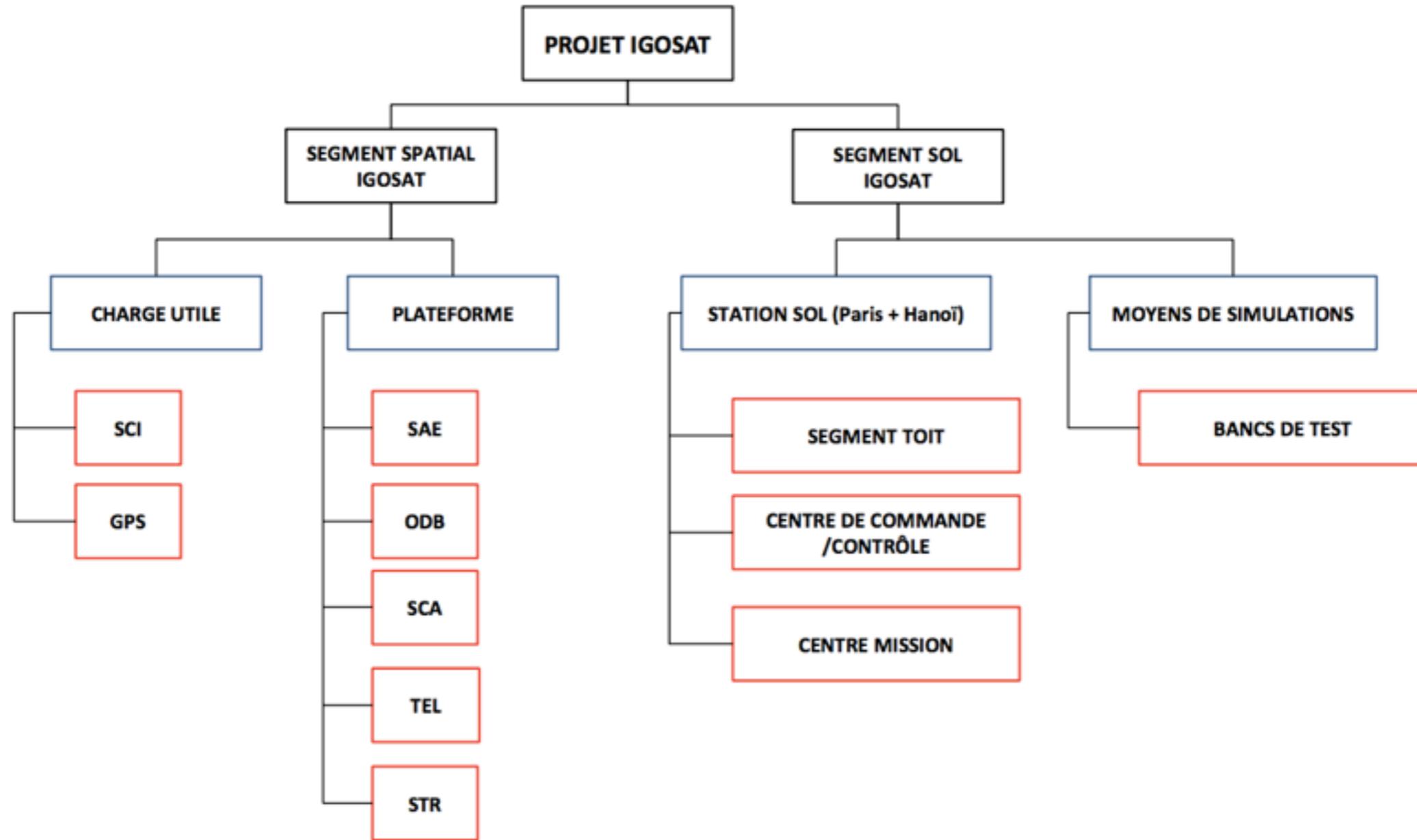
Présentation Générale

Le Projet IGOSat

Marco Agnan

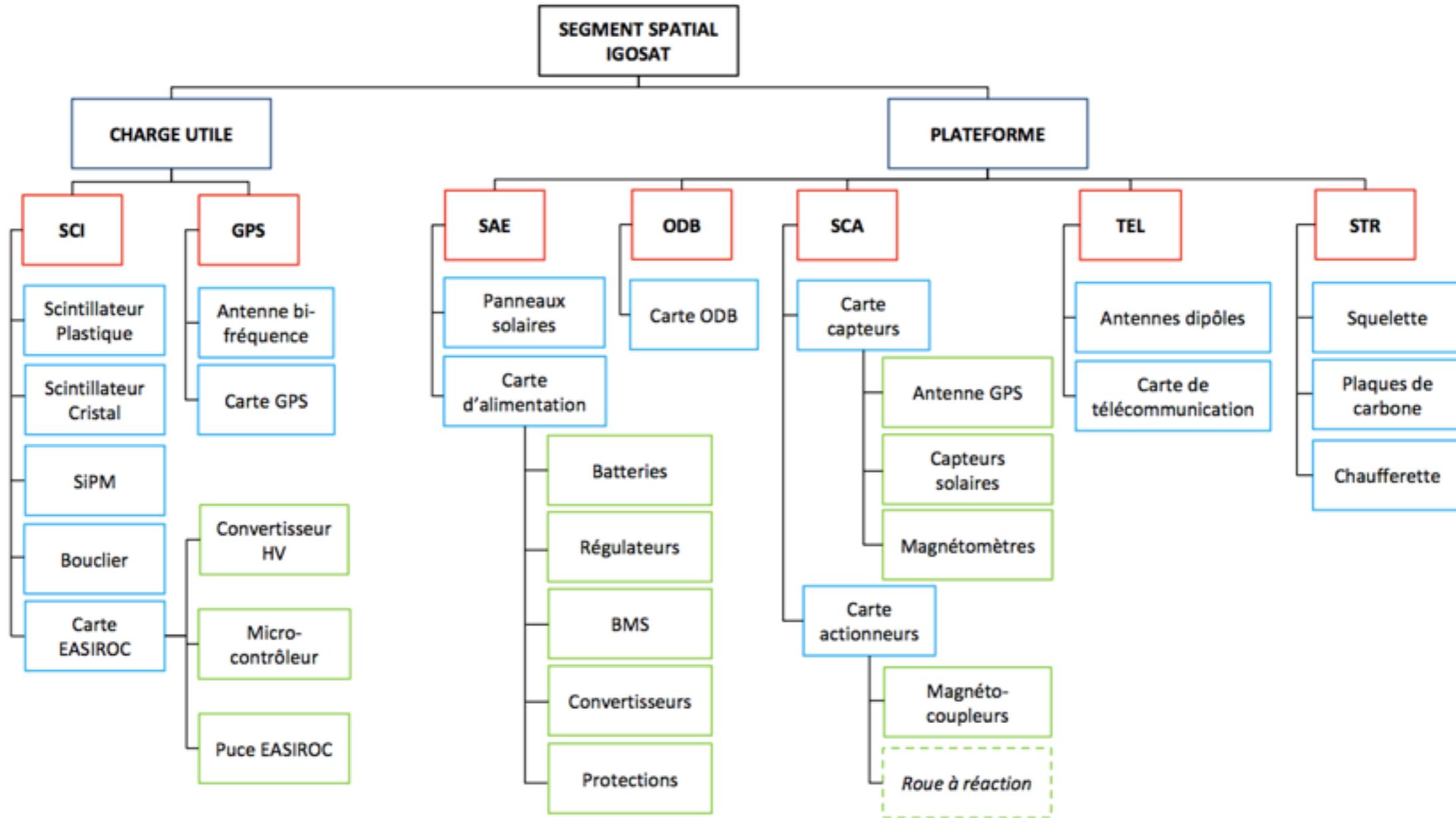


Le Projet IGOSat



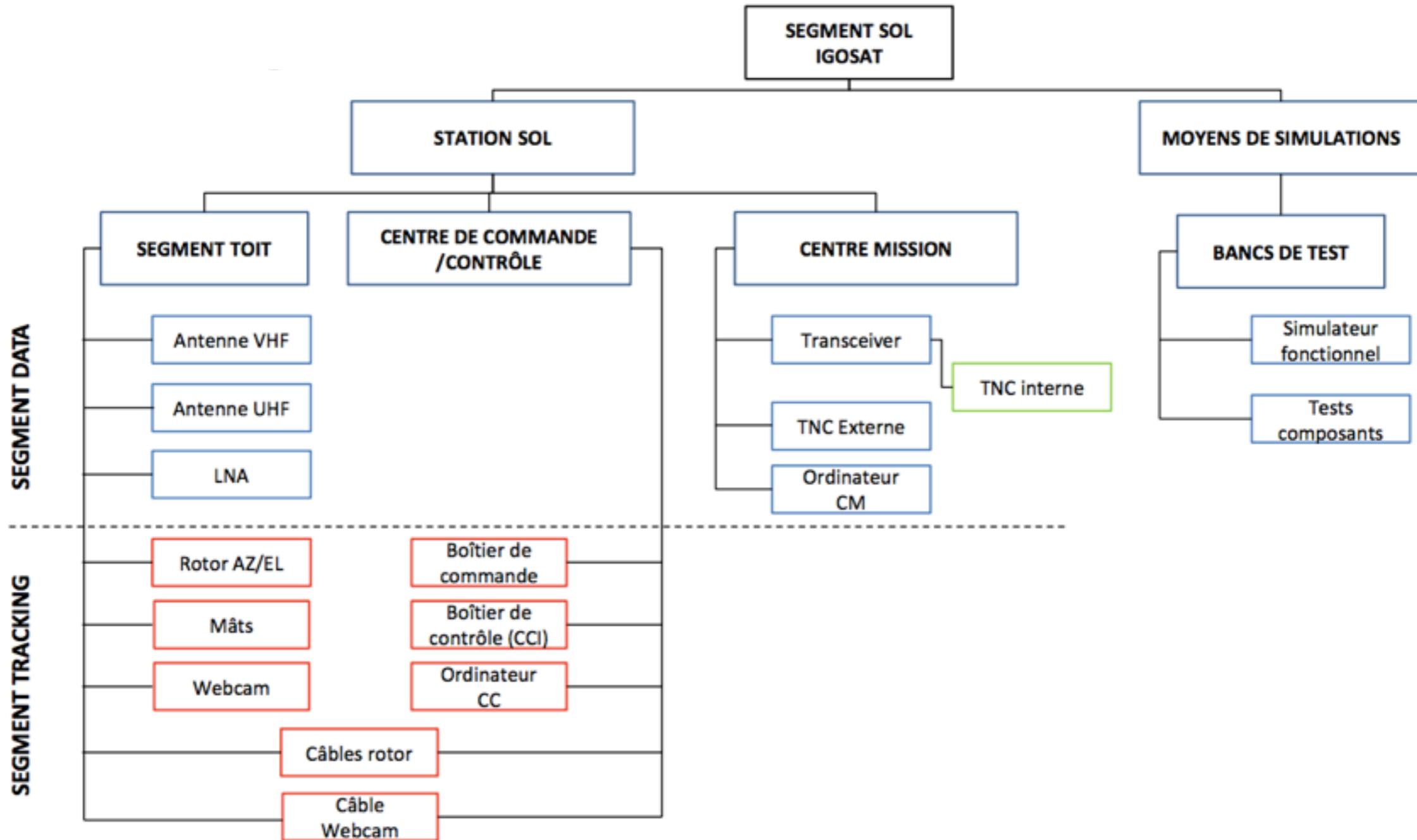
Arborescence du Projet IGOSat

Le Projet IGOSat



Arborescence du Segment Vol IGOSat

Le Projet IGOSat



Arborescence du Segment Sol IGOSat

Le Projet IGOSat

Phase	Date Prévisionnelle	Activités Associées	Revue(s) Associée(s)
A	Fin : 09 Juillet 2015	Etudes de faisabilité	Revue des Exigences Préliminaires (REP)
B	Fin : Automne 2015	- Conception Architecturale - Structural & Thermal Model - Installation Station Sol	Revue de Définition Préliminaire (RDP)
C	Printemps 2016	- Conception détaillée - Flat Sat / Engineering Model (?)	Revue de Conception Détaillée (RCD)
D	Fin : Juin 2017	- Production / Qualification Model - Integration - Livraison Flight Model	- Revue de Qualification (RQ) - Revue d'Acceptation (RA)
E	Lancement prévu fin 2017 / début 2018	Opérations	- Revue d'Aptitude Opérationnelle (RAO) - Revue d'Exploitation
F	Fin : Avant 2042	Fin de Vie (régie par la LOS)	N/A

Planning du projet IGOSat

Le Projet IGOSat

Sous Partie	Etudes de Faisabilité (Phase A)	Conception Architecturale (Phase B)	Conception Détaillée (Phase C)	Tests (Phase C/D)	Production (Phase C/D)	Qualification (Phase D)
MIS	Effectué	Effectué	Effectué (Spécifications Mission)	En Cours (Modélisation Mission)	N/A	N/A
SYS	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	N/A	A Venir (QM)
GPS	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	A Venir	A Venir (QM)
SCI	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	A Venir	A Venir (QM)
ODB	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	N/A (COTS)	A Venir (QM)
SCA	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	A Venir	A Venir (QM)
TEL	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	N/A (COTS)	A Venir (QM)
SAE	Effectué	Effectué	En Cours	A Venir (EM)	A Venir	A Venir (QM)
STR	Effectué	Effectué	En Cours	En Cours (STM)	A Venir	A Venir (QM)

Planning des Tâches

Le Projet IGOSat

Systemes de
stockage :

Google Drive
(Archivage & mise
à disposition)

Forge
(Design le plus
récent)

Systemes de
classification :

Nomenclature
(NT/AI/TV)

Validation (0/1)

Templates :

Modèles
Document

Modèles
Présentation

Gestion de la Documentation / Communication Interne

Présentation Générale

Les Exigences Préliminaires

Marco Agnan



Les Exigences Préliminaires

Référence	Exigence
TOP-1	Le projet IGOSat doit mesurer le Contenu Électronique Total (TEC) de l'ionosphère par un récepteur GPS bi-fréquences.
TOP-2	Le projet IGOSat doit mesurer le spectre des rayonnements gamma (de 20 keV à 2 MeV) et des électrons (de 1 MeV à 20 MeV) dans les cornets polaires et dans l'Anomalie de l'Atlantique Sud (SAA).
TOP-3	La conception et la réalisation du nanosatellite IGOSat prendront en compte les exigences de la Loi sur les Opérations Spatiales.
TOP-4	La conception et la réalisation du nanosatellite IGOSat devra être en accord avec la dernière version du CubeSat Design Specification Document.

Exigences de Haut Niveau



Les Exigences Préliminaires

Catégorie	Référence	Nombre
Haut Niveau	TOP	4
Orbite, Opérations, Mission	OPE	12
Charge Utile GPS	GPS	33
Charge Utile Scintillateur	SCI	26
Télécommunication	TEL	15
Alimentation Electrique	SAE	20
Contrôle d'Attitude	SCA	21
Structure	STR	46
Ordinateur de Bord	ODB	31
Station Sol	SOL	4
Tests & Qualifications	QUA	16
Interfaces	INT	7

Exigences (total = 235)

Les Exigences Préliminaires

Méthode de Validation des Exigences :

- Une Note Technique (NT) défini les exigences associées à un sous système;
- Une Note sur les Tests et Validations (TV) est rédigée pour préparer la campagne de tests;
- Un responsable est nommé pour la campagne de tests;
- La campagne de test à lieu;
- Une Note sur les Tests et Validations (TV) est rédigée pour conclure la campagne de tests.

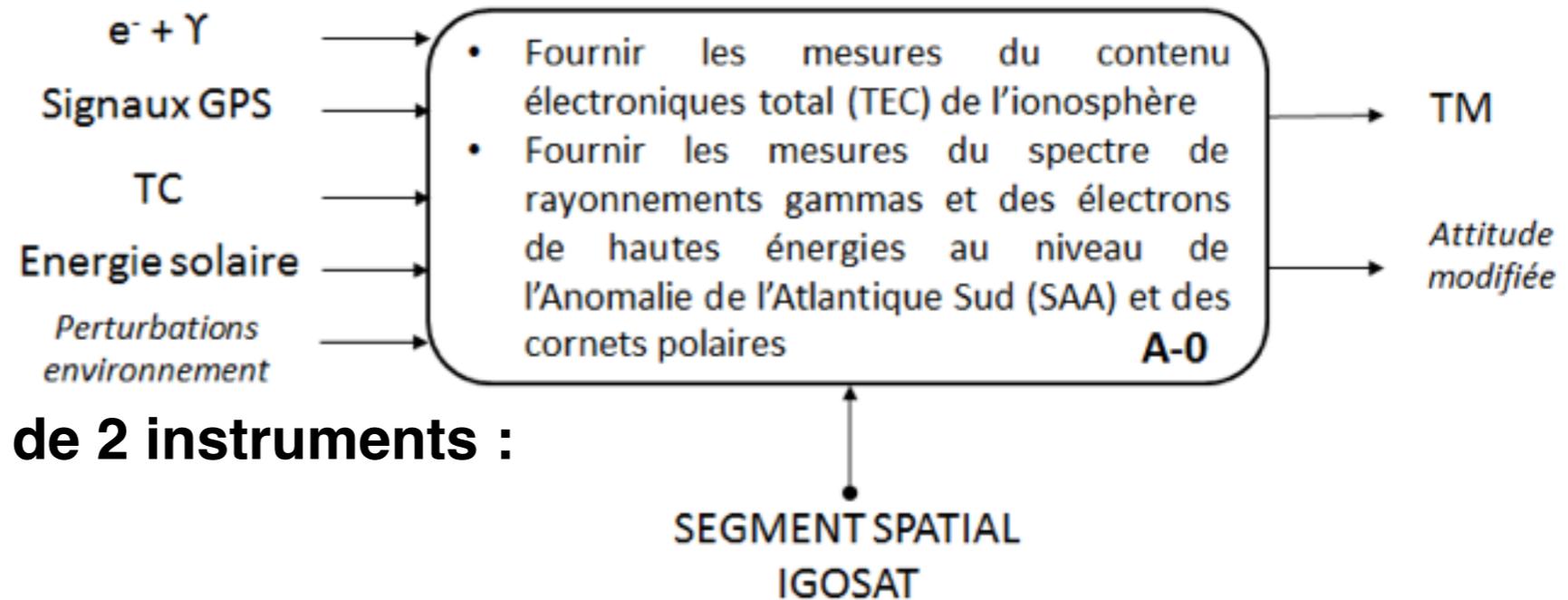
Présentation Générale

Le Système

Stanislas Le Grelle

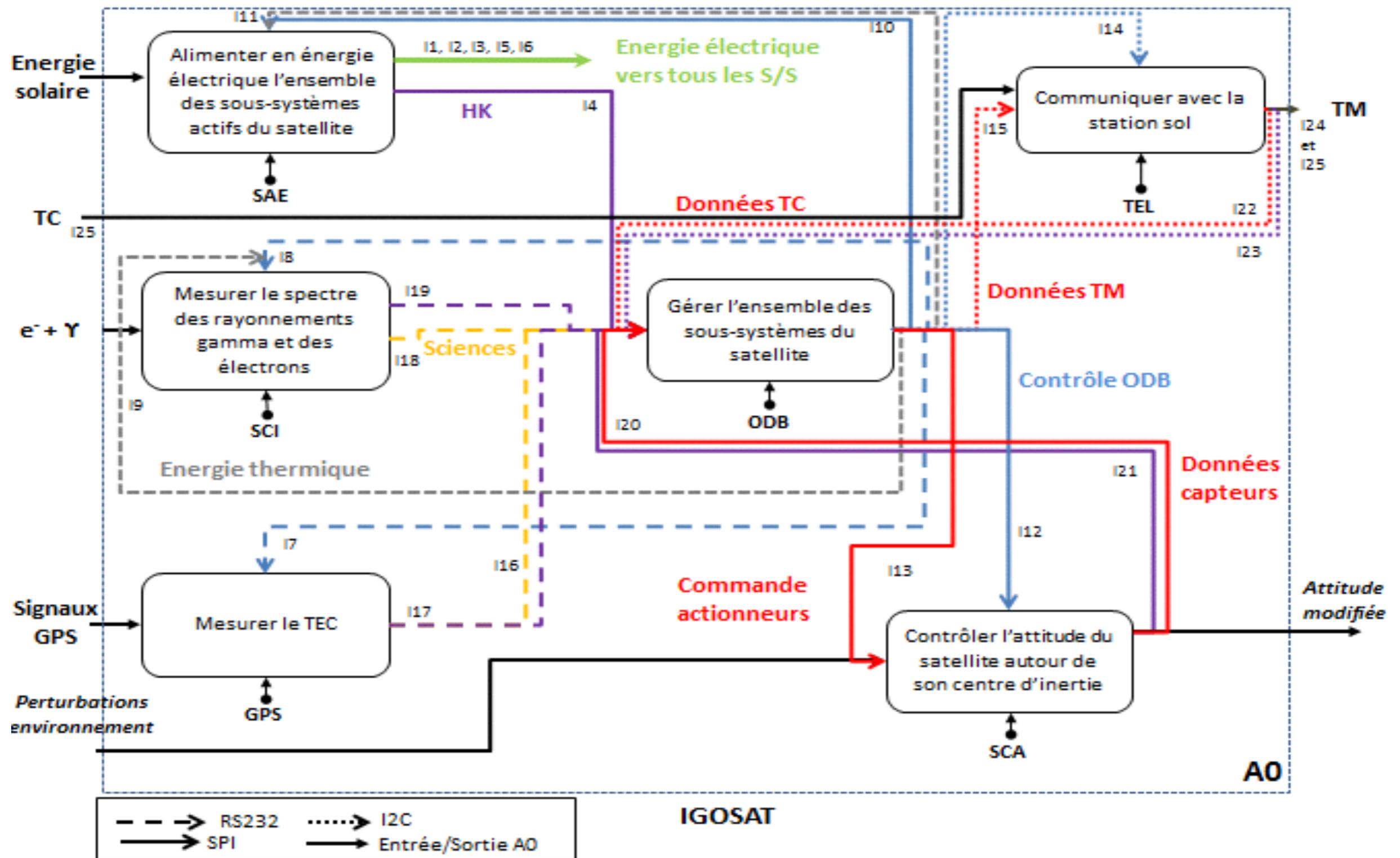
Le Système : Analyse Fonctionnelle

- **Objectif** : rechercher et caractériser les fonctions offertes par IGOSAT pour satisfaire les besoins scientifiques définis en phase 0.
- Utilisation de la méthode SADT (Structured Analysis & Design Technique).



- **Charge utile composée de 2 instruments :**
 - Scintillateur SCI
 - GPS
- **Plateforme composée de 4 sous-systèmes :**
 - Système d'Alimentation Electrique (SAE)
 - Système de Contrôle d'Attitude (SCA)
 - Ordinateur de Bord (ODB)
 - Système de Télécommunication (TEL)
- Système de contrôle thermique pris en charge au niveau de l'ODB et du SCA.

Le Système : Analyse Fonctionnelle

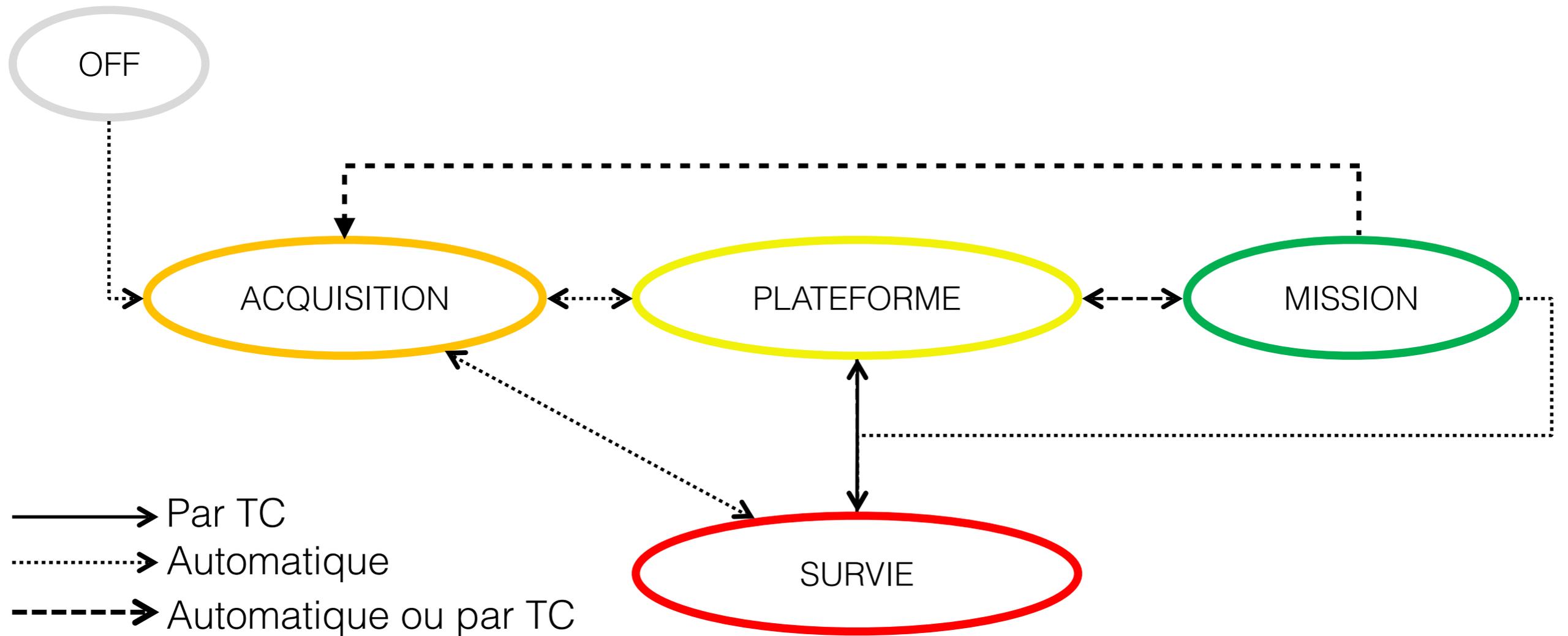


IGOSAT

Le Système : Interfaces

Identification Interface	De	à	Nature	Protocole	Commentaires
I1	SAE	GPS	Alimentation électrique		3.3 V
I2	SAE	SCI	Alimentation électrique		5 V
I3	SAE	ODB	Alimentation électrique		3.3 V
I4	SAE	SCA	Alimentation électrique		6 V
I5	SAE	TEL	Alimentation électrique		6V
I6	SAE	ODB	HK	SPI	
I7	ODB	GPS	Contrôle	RS232 (UART)	
I8	ODB	SCI	Contrôle	RS232 (UART)	
I9	ODB	SCI	Energie thermique		
I10	ODB	SAE	Contrôle	SPI	1 SPI + 1 GPIO
I11	ODB	SAE	Energie thermique		
I12	ODB	SCA	Contrôle	SPI	1 SPI + 2 GPIO
I13	ODB	SCA	Commande	SPI (+ 2*PWM)	PWM si roue à inertie
I14	ODB	TEL	Contrôle	I ² C	Tests en RS232
I15	ODB	TEL	Données TM	I ² C	Tests en RS232
I16	GPS	ODB	Sciences	RS232 (UART)	
I17	GPS	ODB	HK	RS232 (UART)	
I18	SCI	ODB	Sciences	RS232 (UART)	Via le μ C
I19	SCI	ODB	HK	RS232 (UART)	Via le μ C
I20	SCA	ODB	Données capteurs	SPI	1 SPI + 1 GPIO
I21-1 et I21-2	SCA	ODB	HK	SPI	
I22	TEL	ODB	Données TC	I ² C	Tests en RS232
I23	TEL	ODB	HK	I ² C	Tests en RS232
I24	TEL	SS	Téléométries TM	AX-25	
I25	TEL	SS	Beacon	Morse	
I26	SS	TEL	Télécommandes TC	AX-25	

Le Système : Logique



Le Système : Modes

	MODE SATELLITE	ACQUISITION	SURVIE	PLATEFORME	MISSION
Fonctions	GPS	Red	Red	Red	Green
	SCI	Red	Red	Red	Green
	COMMUNICATION	Green	Green	Green	Green
	DIAGNOSTIC GROSSIER	Red	Red	Green	Green
	DIAGNOSTIC FIN	Green	Green	Red	Red
	CONTRÔLE	Green	Green	Green	Green
	PROCESSING	Red	Red	Green	Red
	INITIALISATION	Green	Red	Red	Red
	ATTENTE	Red	Green	Red	Red
		ETAT NON NOMINAL		ETAT NOMINAL	

- Une même fonction utilisée par l'ODB peut envoyer des commandes différentes suivant le mode satellite.
- **Mode dégradé** = update du logiciel bord pour adapter le fonctionnement d'un sous-système à la panne détectée.
- Simulations en cours de la logique système.

Présentation Générale

Les Bilans

Stanislas Le Grelle



Les Bilans : Données

- Stations sol située à :
 - Paris Diderot, Bâtiment Lamarck : **Centre de Commande-Contrôle et Centre Mission.**
 - Université d'Hanoï : **Station Sol.**

- Débit TM = 9600 bits/s
- Débit TC = 1200 bits/s

CARACTERISTIQUES DE LA MISSION	
Altitude du satellite (km)	650
Période orbitale (h)	1h 37min 34 s
Temps max éclipse (min)	35 min 19 s
Durée passage SAA (min)	13 min 33 s
Durée passage pôle (min)	10 min 50 s
Nombre d'orbites par jour	14.75
Nombre de passages Pôles / jour	29.5
Nombre de passages SAA / jour	5.2

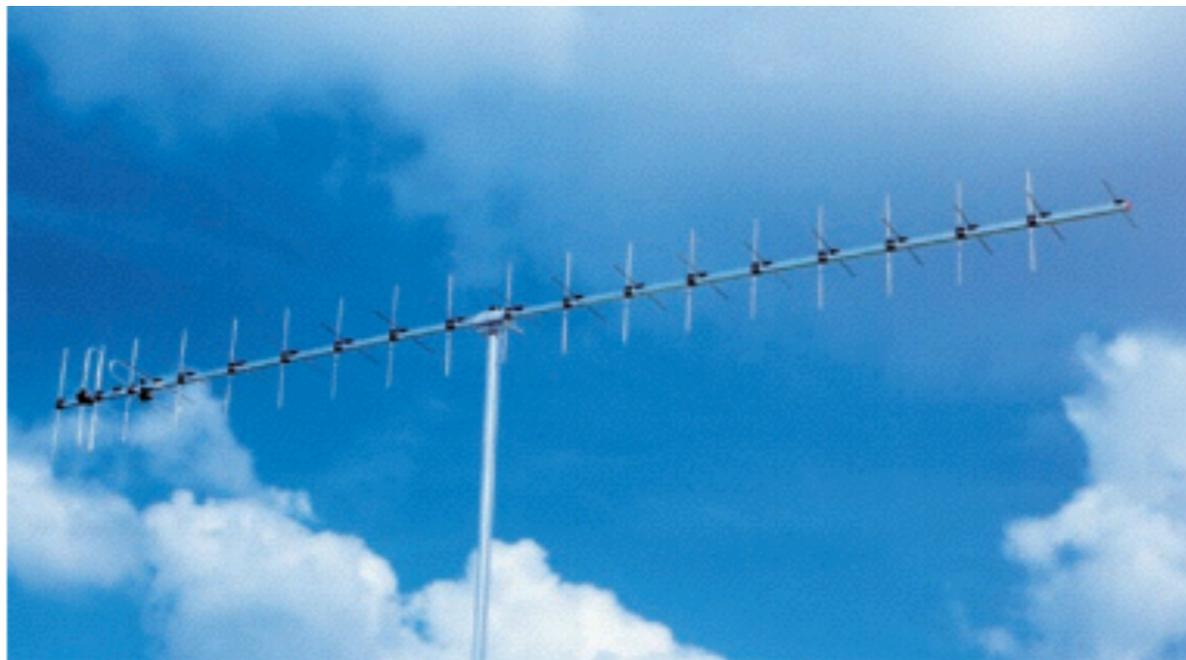
- Etudes en cours sur le volume de données échangées.

Temps moyen de visibilité (min)	Nombre moyen de visibilités par jour	Temps moyen de visibilité par jour (min)
PARIS		
5 min 1 s	5.19	26 min 6 s
HANOÏ		
5 min 33 s	2.09	10 min 34 s
PARIS + HANOÏ		
	7.28	36 min 40 s

TM moyen	1 passage Paris	362.2 ko / 2.9 Mbits
	1 passage Hanoï	399.6 ko / 3.2 Mbits
	1 jour Paris + Hanoï	2.6 Mo / 21.1 Mbits
TC moyen	1 passage Paris	45 ko / 362 kbits
	1 passage Hanoï	49.5 ko / 396 kbits
	1 jour Paris + Hanoï	330.1 ko / 2.6 Mbits

Les Bilans : Liaison

- Envoi des TCs depuis Paris et Hanoï.
- 2 antennes Yagi-Uda croisées installées sur le toit du bâtiment Lamarck.
- 2 * 15 éléments Rx (UHF).
- 2 * 7 éléments en Tx (VHF).

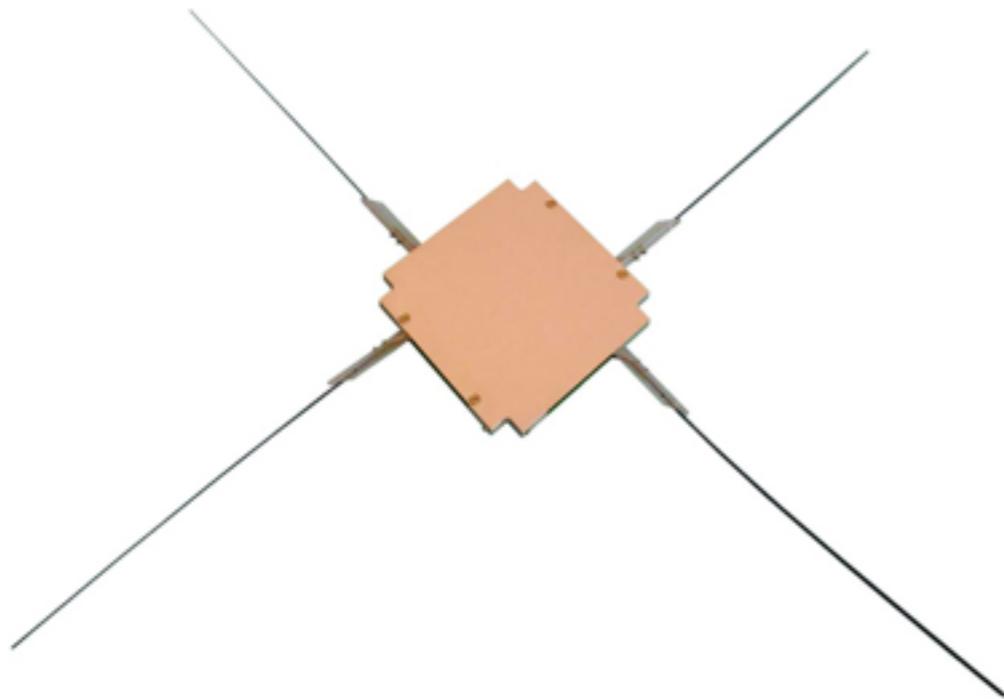


Source : F9FT

UPLINK (TC)	
Fréquence (MHz)	144
Débit (Bits/s)	1200
Modulation	AFSK
Puissance en sortie d'antenne (Watts)	10
Gain Yagi émission (dBi)	11.9
Pertes de propagation (dB)	143.5
Gain dipôle réception (dBi)	2.2
Eb/N0 requis (dB)	23.2
Marge (dB)	
10° d'élévation	21.2
20° d'élévation	23.9
30° d'élévation	26.1

Les Bilans : Liaison

- Réception des TMs à Paris et à Hanoï.
- Traitement des données à Paris.
- Antenne ISIS dipolaire UHF-VHF.



Source : <http://www.cubesatshop.com/>

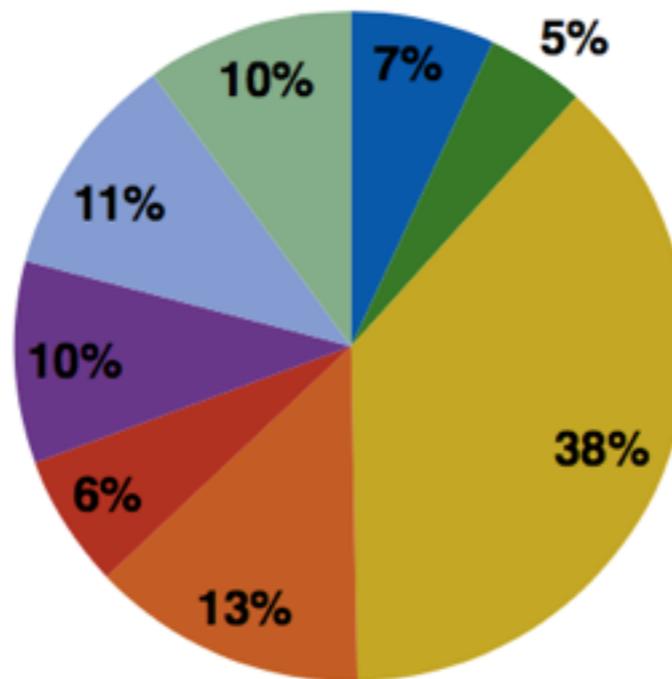
DOWNLINK (TM)	
Fréquence (MHz)	433.9
Débit (Bits/s)	9600
Modulation	FSK-G3RUH
Puissance en sortie d'antenne (Watts)	2
Gain dipôle émission (dBi)	2.2
Pertes de propagation (dB)	154
Gain Yagi réception (dBi)	14.1
E_b/N_0 requis (dB)	16.7
Marge (dB)	
10° d'élévation	1
20° d'élévation	3.8
30° d'élévation	6

Les Bilans : Masse

- Masse totale margée (30%) : 3.93 kg.
- Masse maximum spécifiée dans le standard CubeSat (3U) : 4 kg.
- Centre de gravité : $l_x = 0.271$ mm, $l_y = 0.244$ mm, $l_z = 3.461$ mm.

Répartition des masses IGOSAT

■ GPS ■ SCI ■ SAE ■ SCA ■ ODB ■ TEL ■ STR ■ Câbles



Sous-systèmes	GPS	SCI	SAE	SCA	ODB	TEL	STR	Câbles	Masse totale
Masses (g) non margées	209	143	1150	400	194	294.6	329.3	302.2	3022.2
Masses (g) margées (30%)	271.7	186	1495	520	252.2	383	428.1	392.9	3928.9

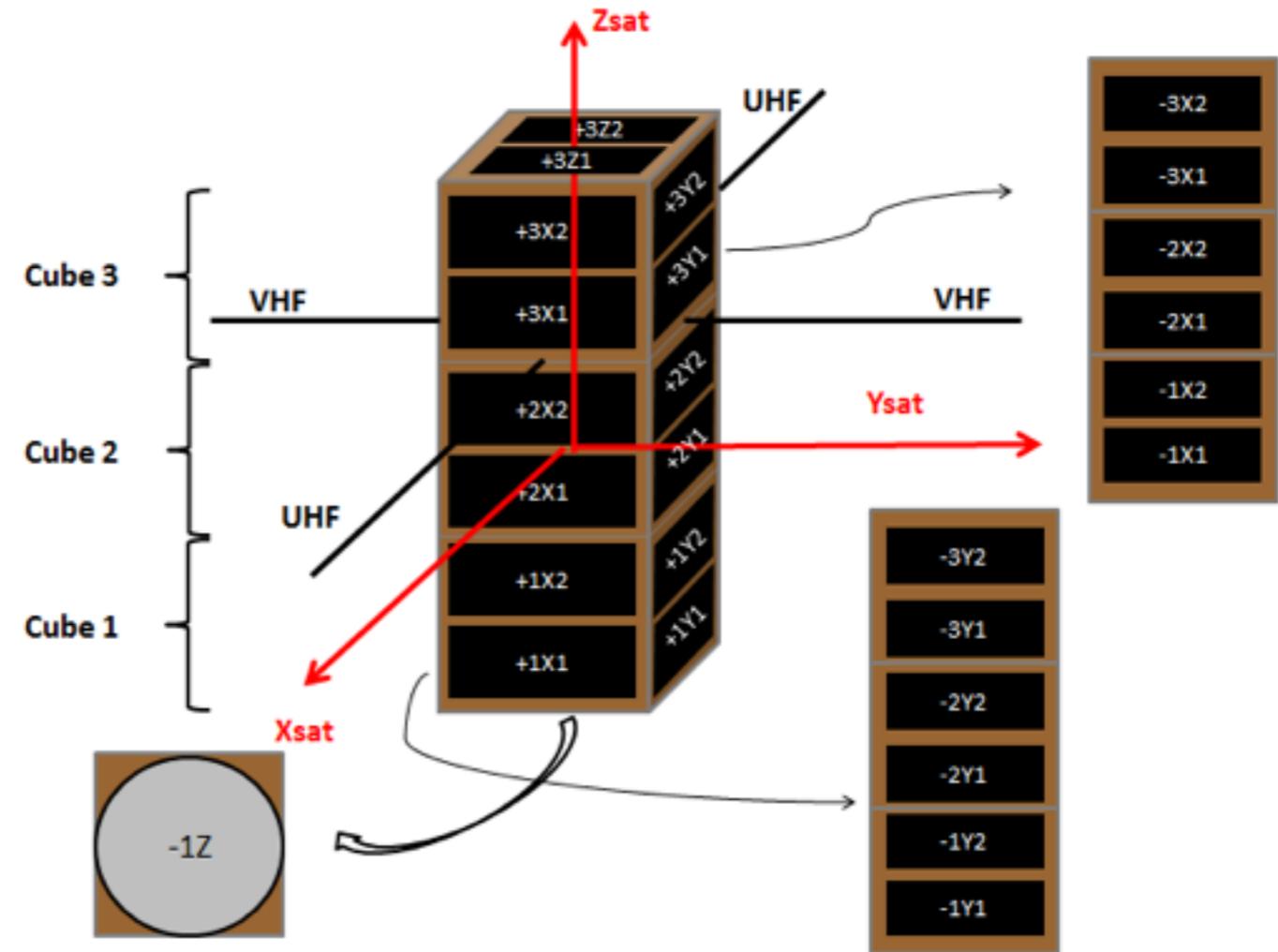
Les Bilans : Puissance

GENERATEUR SOLAIRE :

- Nombre de cellules solaires : 13.
- Puissance fournie par cellule : 1.24 W.
- Puissance maximale fournie par une grande face : 7.43 W.

BATTERIES :

- 2 batteries A123 System de 2 accumulateurs en série (redondance)
Capacité totale de 14.5 W.h.
- Stratégie de gestion de l'énergie définie au sol.



Puissance consommée en Watts	ACQUISITION		PLATEFORME	MISSION			SURVIE
	CAILLOU	DETUMBLING		GPS	SCI	GPS&SCI	
IGOSAT (E/R) Margé (30%)	7.34/0.95 W	9.6/3.21 W	8.64/2.25 W	9.94/3.55 W	2.64 W	3.94 W	8.64/2.25 W
IGOSAT (E/R) Non margé	5.65/0.73 W	7.39/2.47 W	6.65/1.73 W	7.65/2.73 W	2.03 W	3.03 W	6.65/1.73 W

Présentation Générale

La Charge Utile Scintillateur

Léa Bourhis



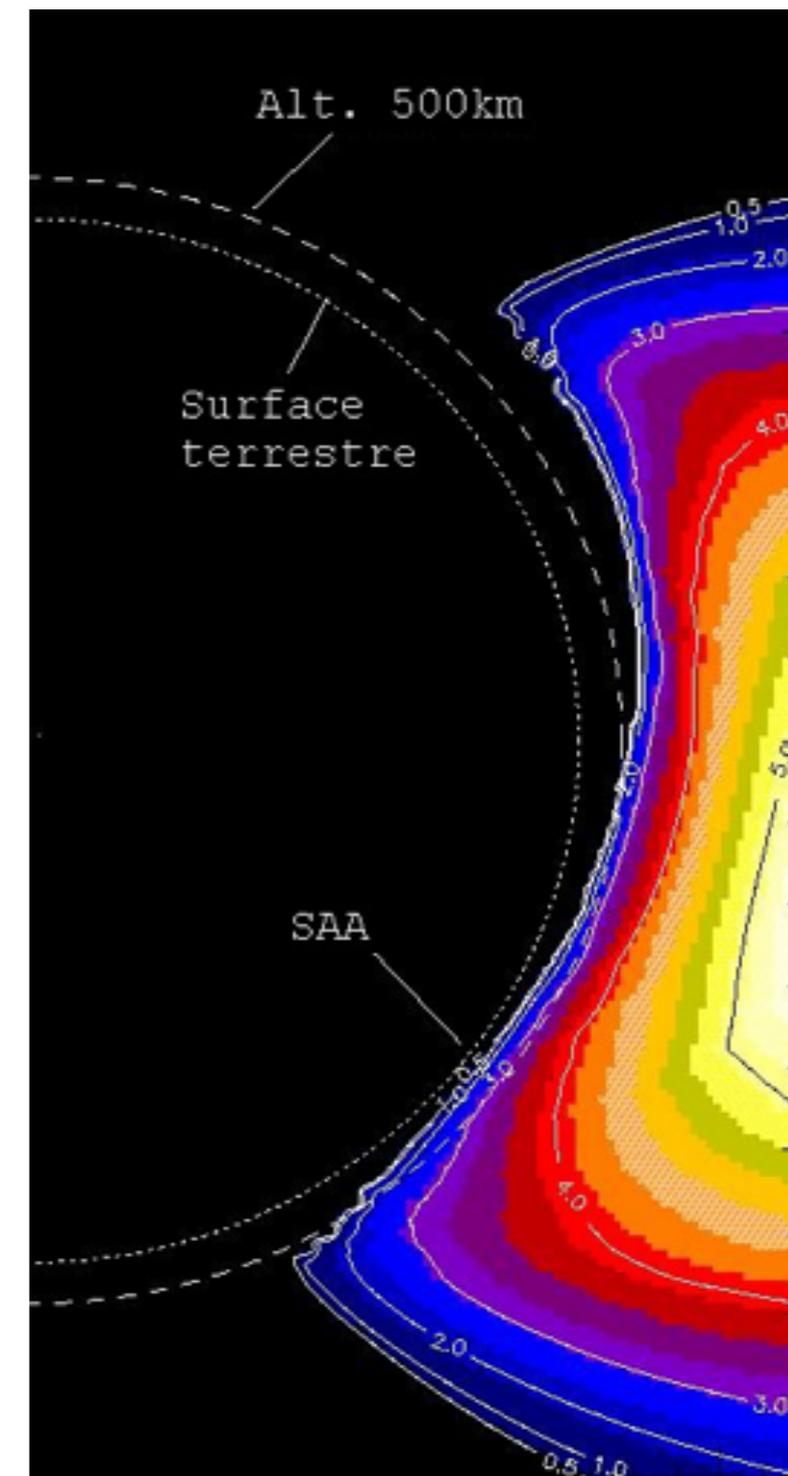
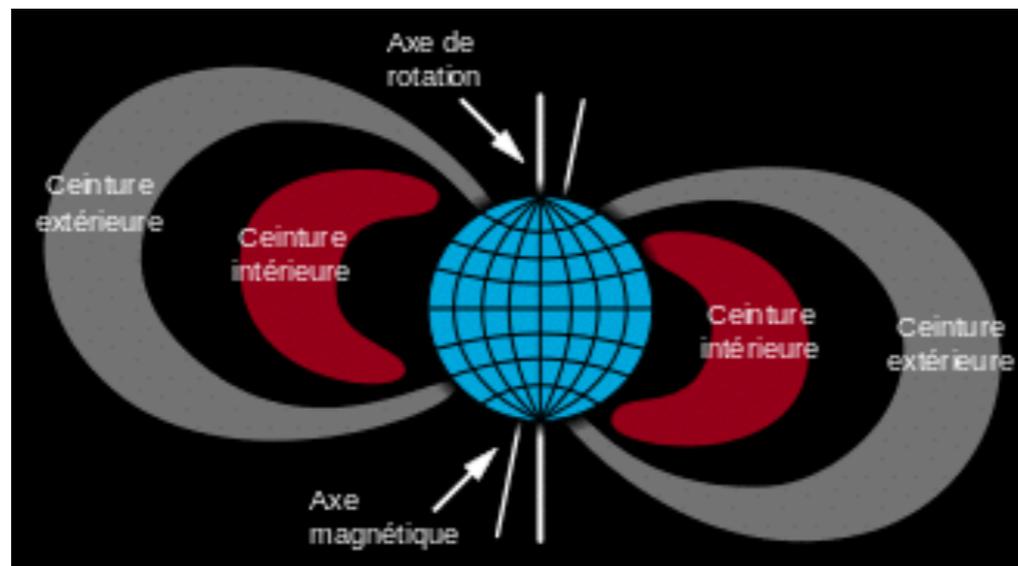
La Charge Utile Scintillateur

■ Objectifs de la Charge Utile :

Mesure du flux et de l'énergie des électrons et des photons gammas dans les cornets polaires et la SAA.

■ Intérêts scientifiques :

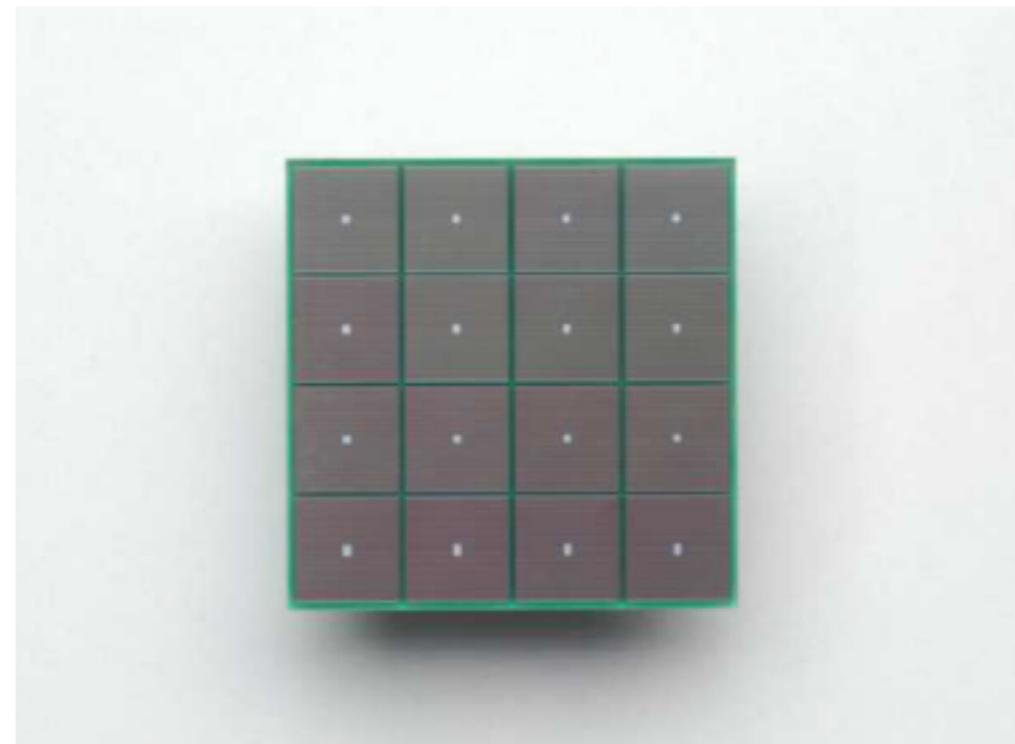
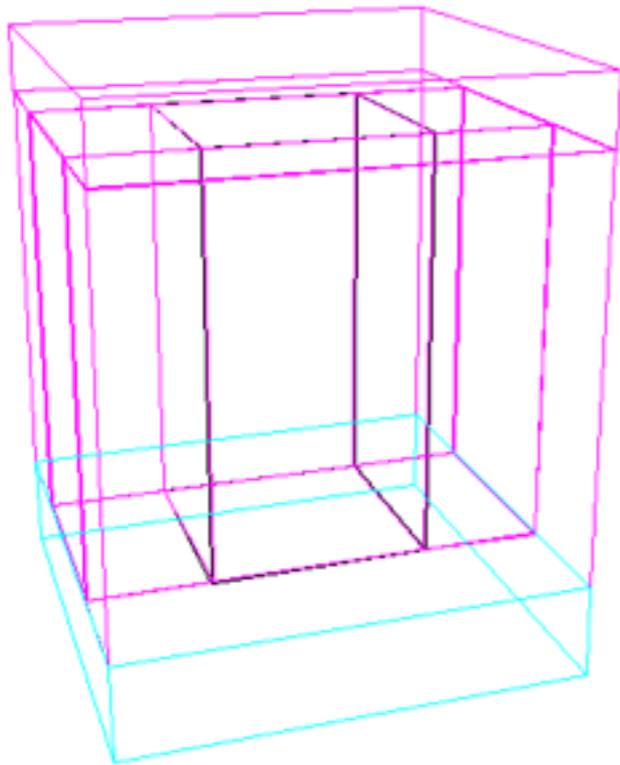
- Compléter et affiner les mesures déjà faites lors d'études précédentes;
- Corrélation entre taux d'ionisation de la haute atmosphère et le contenu des ceintures de radiation.



La Charge Utile Scintillateur

■ Détecteurs :

- Scintillateur plastique de type BC412 sensible aux électrons (Saint Gobain);
- Scintillateur cristal en LaBr3 sensible aux électrons et aux photons gammas (Saint Gobain);
- SiPM (Silicon PhotoMultiplier) : semi conducteur fait de matrices de photodiodes à avalanche (Hamamatsu).



La Charge Utile Scintillateur

■ Méthode de détection :

- Scintillateurs : émission d'un nombre de photons de scintillation proportionnel à l'énergie déposée par la particule;
- SiPM : détecte les photons de scintillation et convertit ces données en signal analogique;
- Carte EASIROC : convertit le signal analogique en signal numérique et l'amplifie.

■ Modes d'acquisition préliminaires :

- Full : tous les évènements sont envoyés au sol;
- Diff : on différencie les évènements provenant du cristal des évènements provenant du plastique;
- Spectres : chaque évènement est stocké dans un bin en énergie. Un spectre d'électrons et un spectre de photons gamma est alors produit.

Scintillateur:

Emet des photons de scintillation lorsqu'une particule dépose de l'énergie



SiPM :

Compte les photons de scintillation et convertit le signal en signal analogique



Carte EASIROC :

Amplifie le signal et le convertit en signal numérique

Présentation Générale

Simulations & Banc de Tests

Léa Bourhis



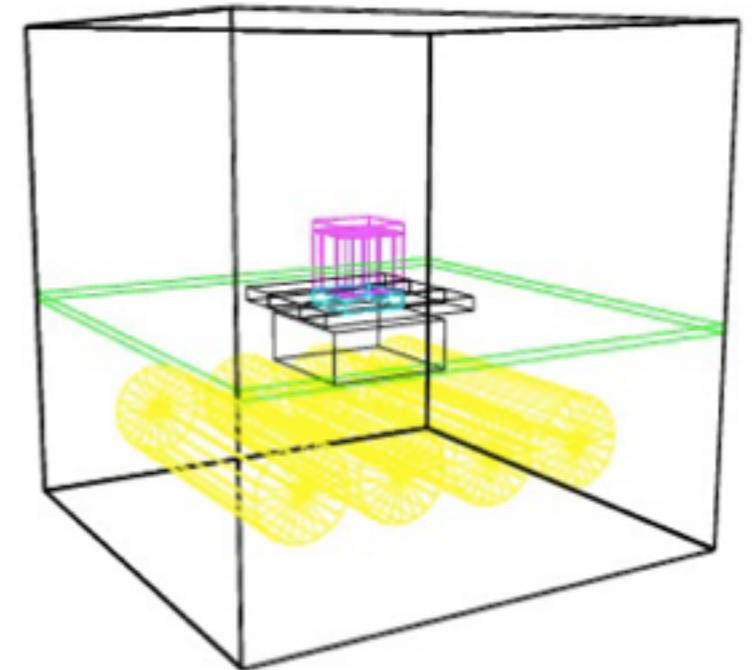
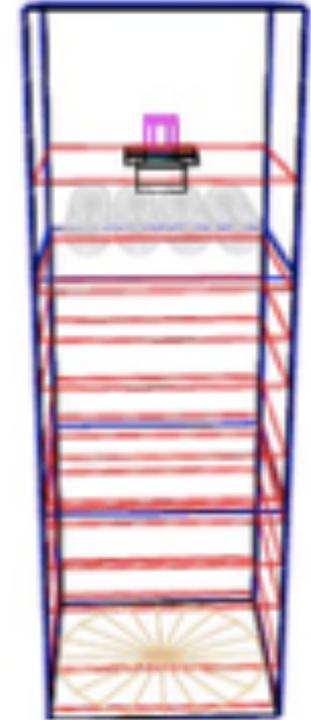
Scintillateur : Simulations

■ Objectifs :

- Mise en place d'un blindage;
- Réalisation de spectres;
- Calcul de la dose d'énergie déposée dans les autres composants.

■ MEGAlib :

- Geomega : Réalisation de la géométrie et définition des détecteurs;
- Cosima : Définition des caractéristiques de la simulation (type de particule, énergie, type de source etc...);
- Revan : Analyse des simulations.



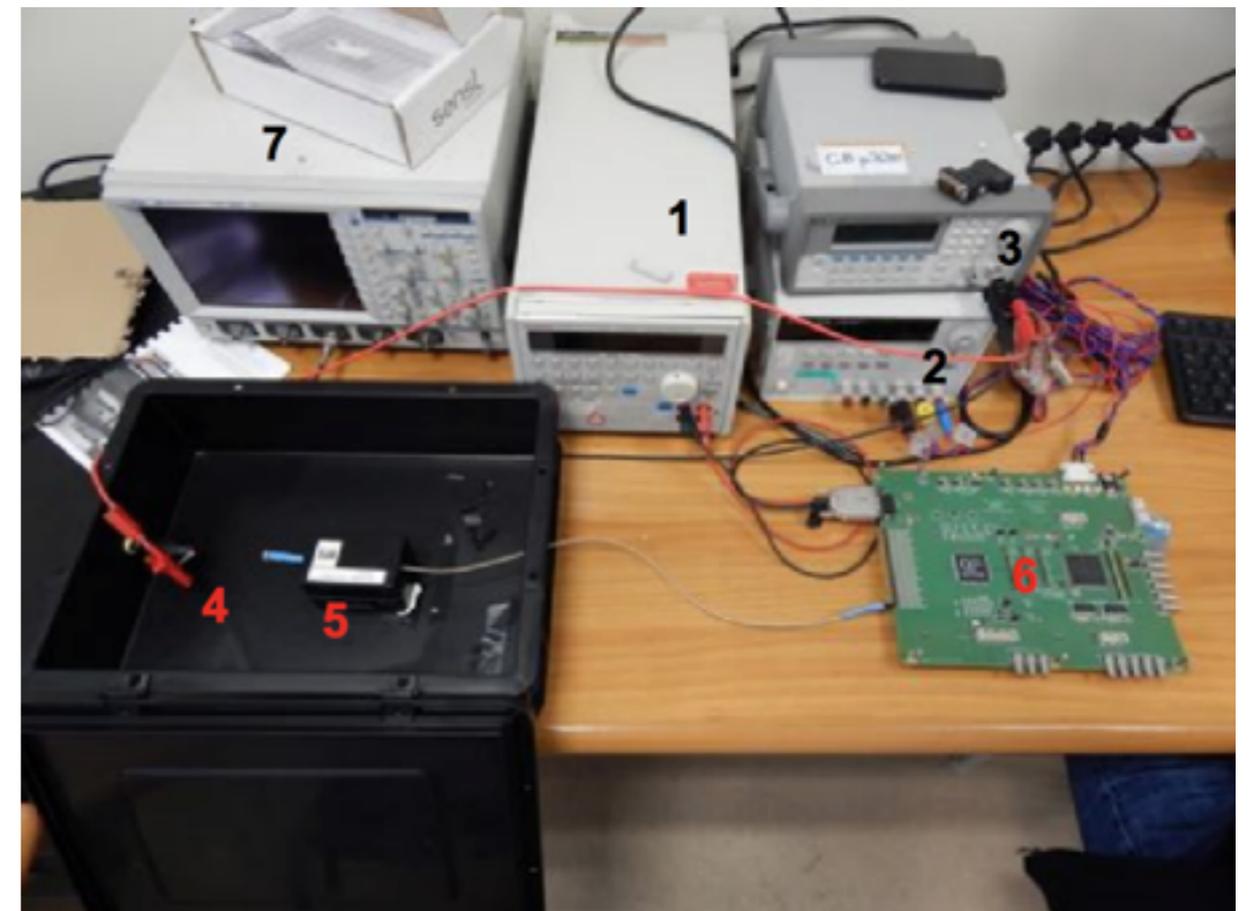
Scintillateur : Banc de Tests

■ Composants du banc de tests :

- Alimentation haute tension pour le SiPM (75V)
- Alimentation de la carte EASIROC (5V) (2)
- Alimentation de la LED (3)
- LED bleu (représente les photons de scintillation) (4)
- SiPM (5)
- Carte EASIROC (6)
- Oscilloscope (7)

■ Objectifs banc de tests :

- Déterminer les limites de détection du SiPM;
- Amélioration du système d'acquisition des données;



Présentation Générale

La Carte d'Acquisition du Scintillateur

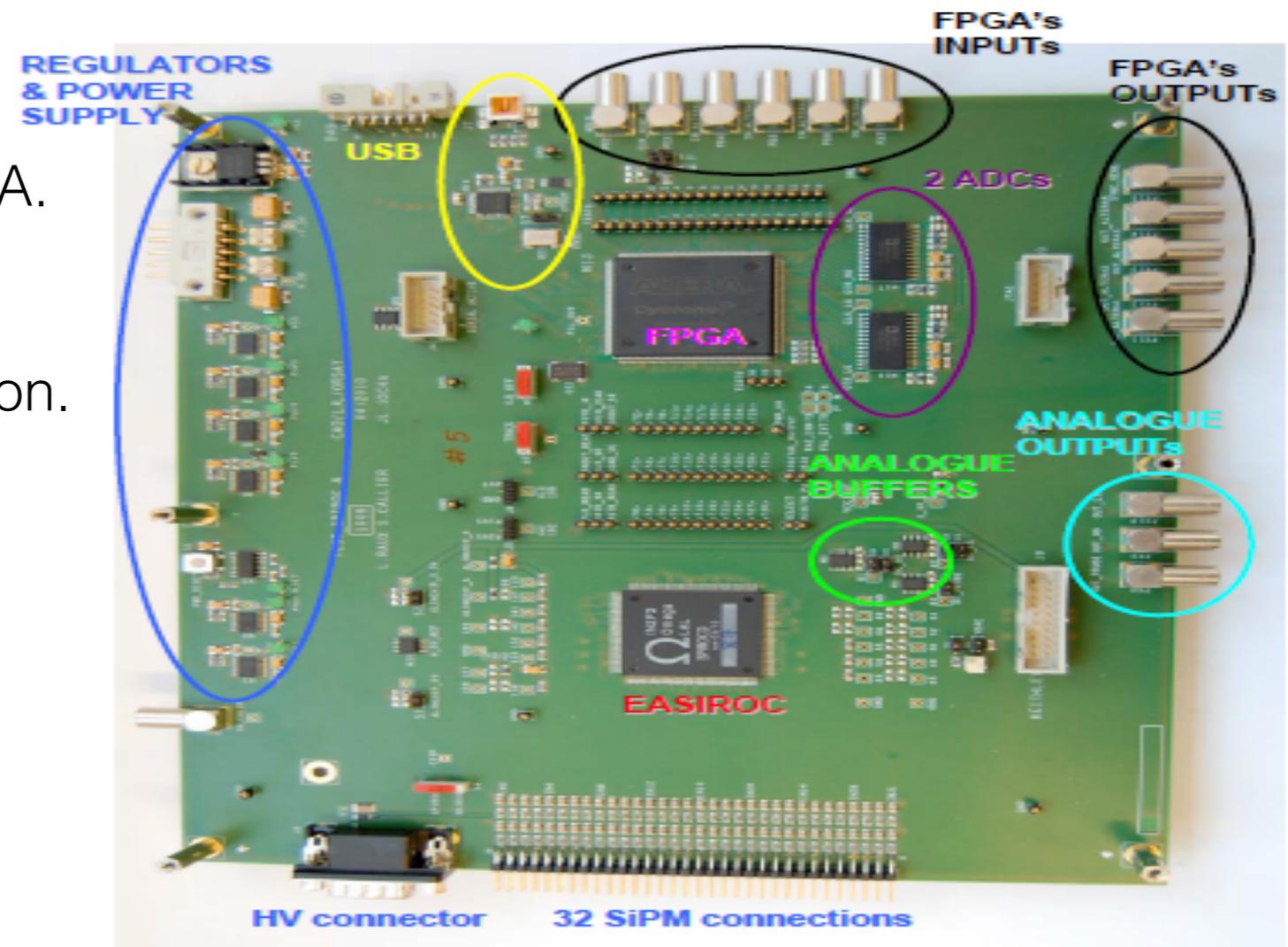
Asmae Ban Amar



Scintillateur : Carte d'Acquisition

- Un circuit intégré EASIROC.
- Un circuit logique programmable FPGA.
- 2 ADC externes.
- Un port USB.
- L'alimentation et le régulateur de tension.
- Un connecteur de haute tension.
- Les 32 voies de SiPM.

Ω **MEGA**
Microelectronics



Scintillateur : Carte d'Acquisition

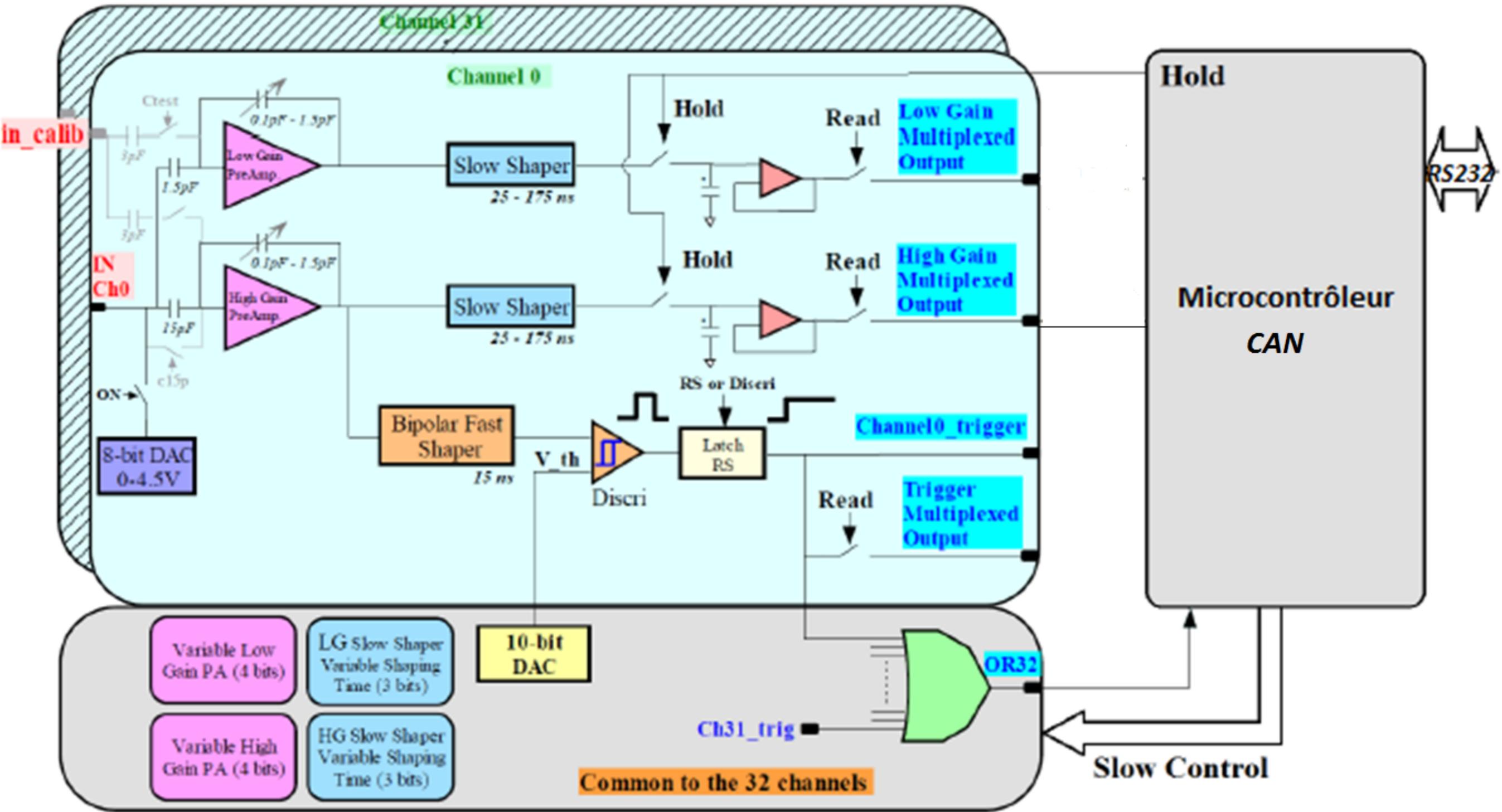
■ Les rôles de la puce d'acquisition sont :

- Le traitement des signaux électriques issus du SiPM;
- L'Ajustement de la tension d'alimentation du SiPM par les DAC interne de la puce EASIROC;
- Envoyer les signaux analogiques de sortie qui sont traités par le microcontrôleur et par son ADC intégré.

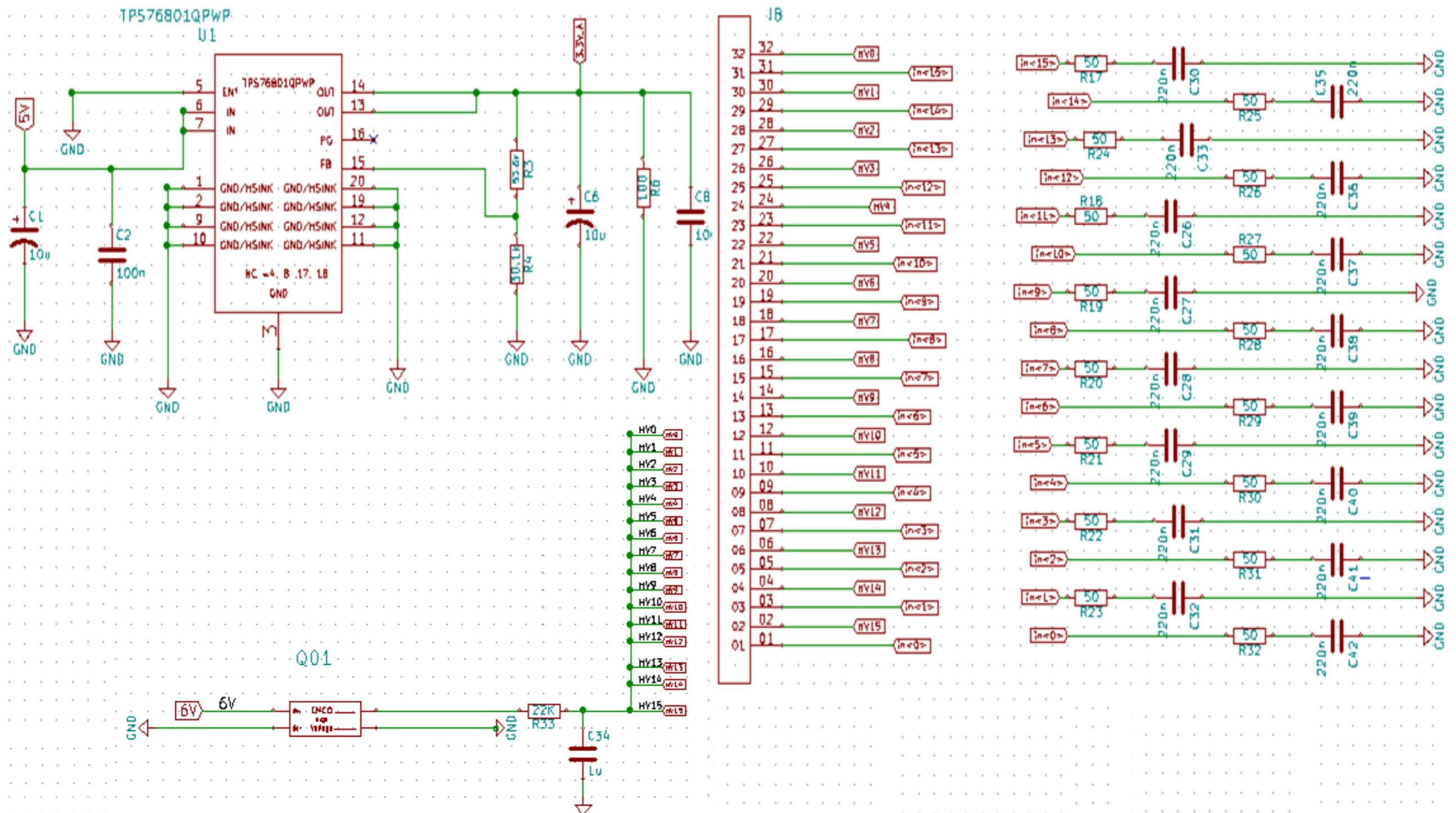
■ Le microcontrôleur :

- Reçoit les ordres de l'ordinateur de bord;
- S'occupe de transmettre les données de la carte EASIROC à l'ordinateur de bord;
- Ajuste les différents paramètres de contrôle de la carte EASIROC;
- Récupère les données de housekeeping;
- Reçoit les commandes et transfère les données vers l'ordinateur de bord en RS232.

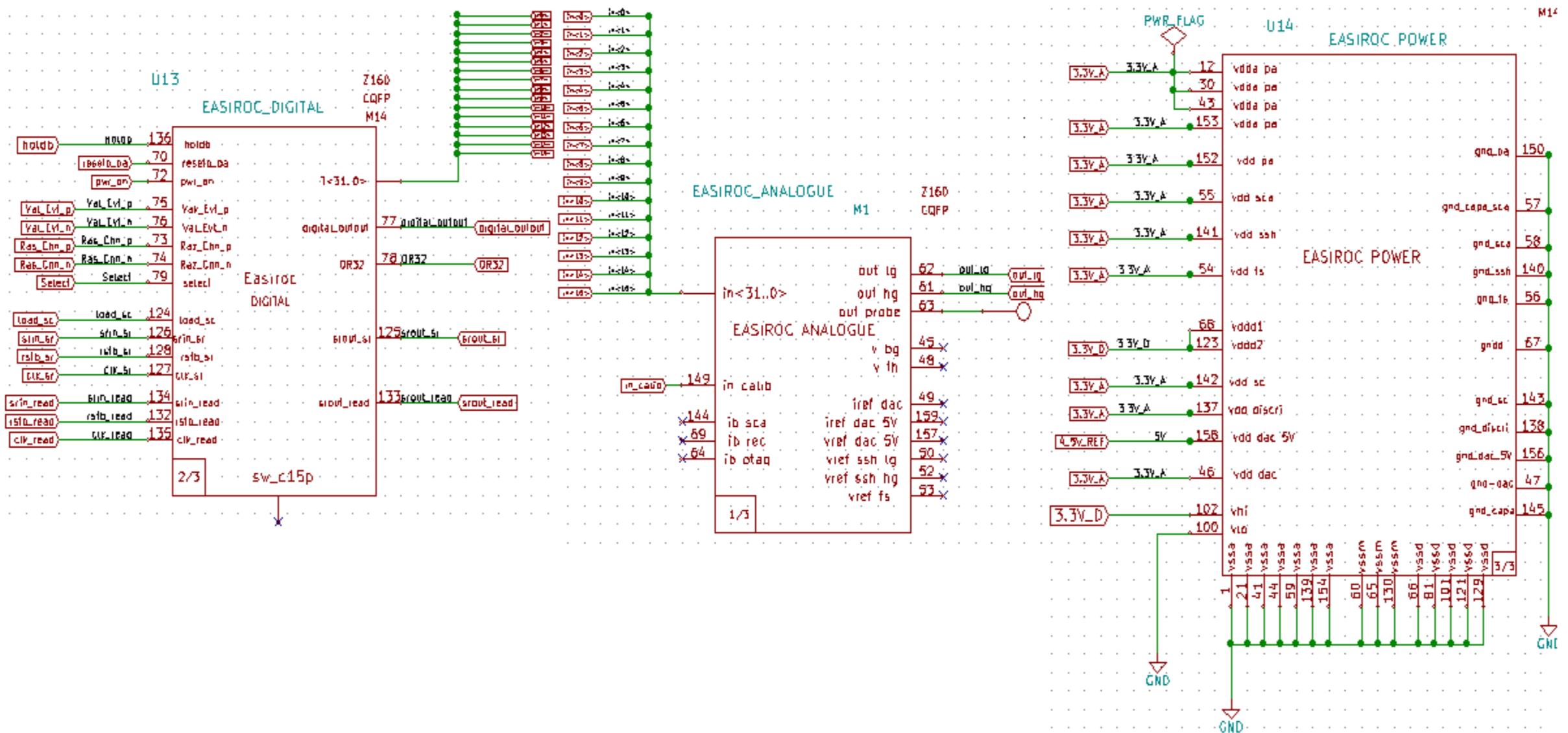
Scintillateur : Carte d'Acquisition



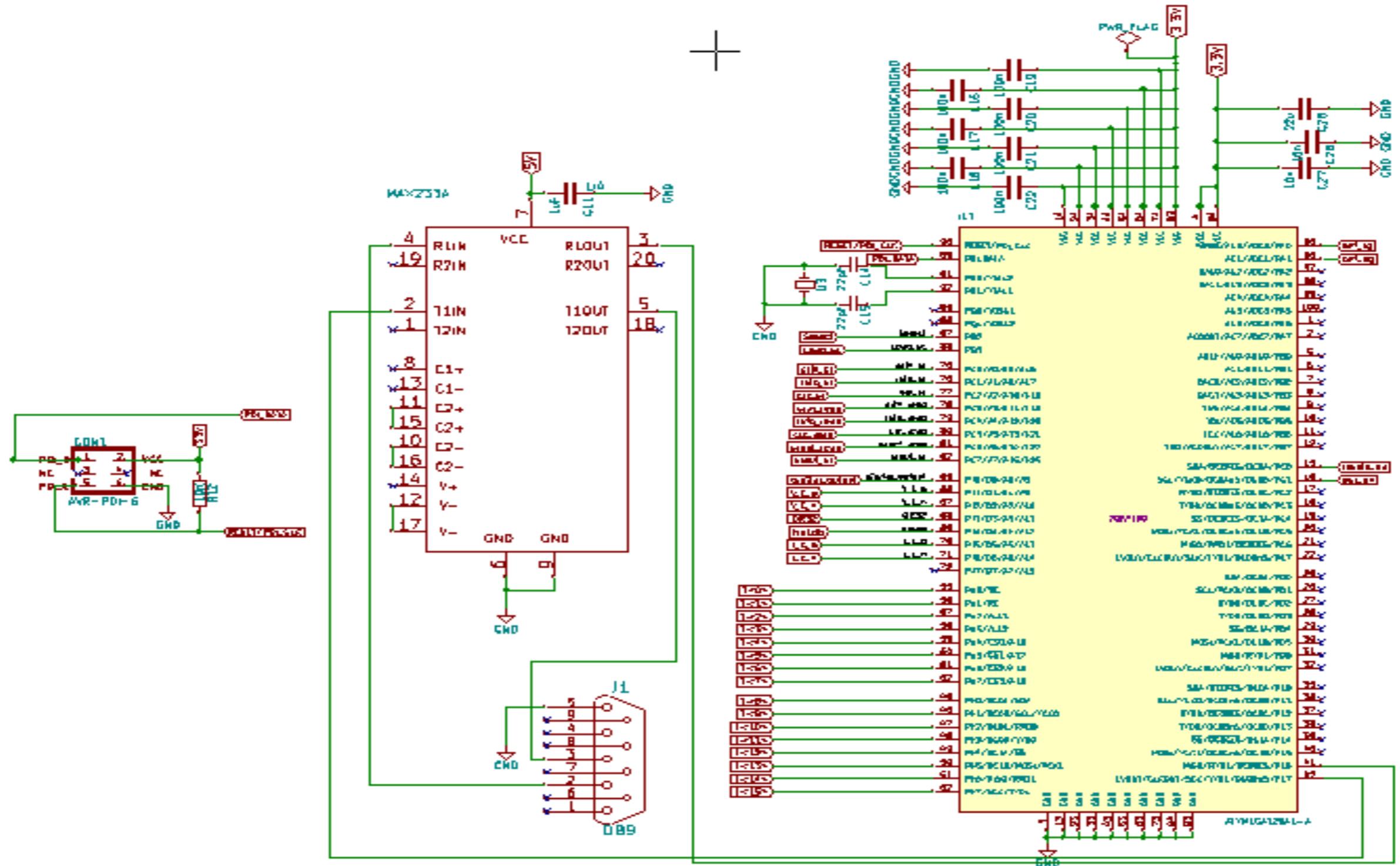
Scintillateur : Carte d'Acquisition



Scintillateur : Carte d'Acquisition



Scintillateur : Carte d'Acquisition



Scintillateur : Conclusion

A venir pour la Charge Utile Scintillateur :

- Un premier prototype réalisé cet été;
- Une campagne de tests fonctionnels;
- Test du SiPM sous vide (aucun test n'a été réalisé pour le moment);
- Estimation du débit de dose durant la mission;
- Design mécanique attendu pour début 2016;
- Essais avec source radioactive début 2016;
- Première Version d'Ingénierie validée attendue pour mi 2016;
- Qualification en 2017.

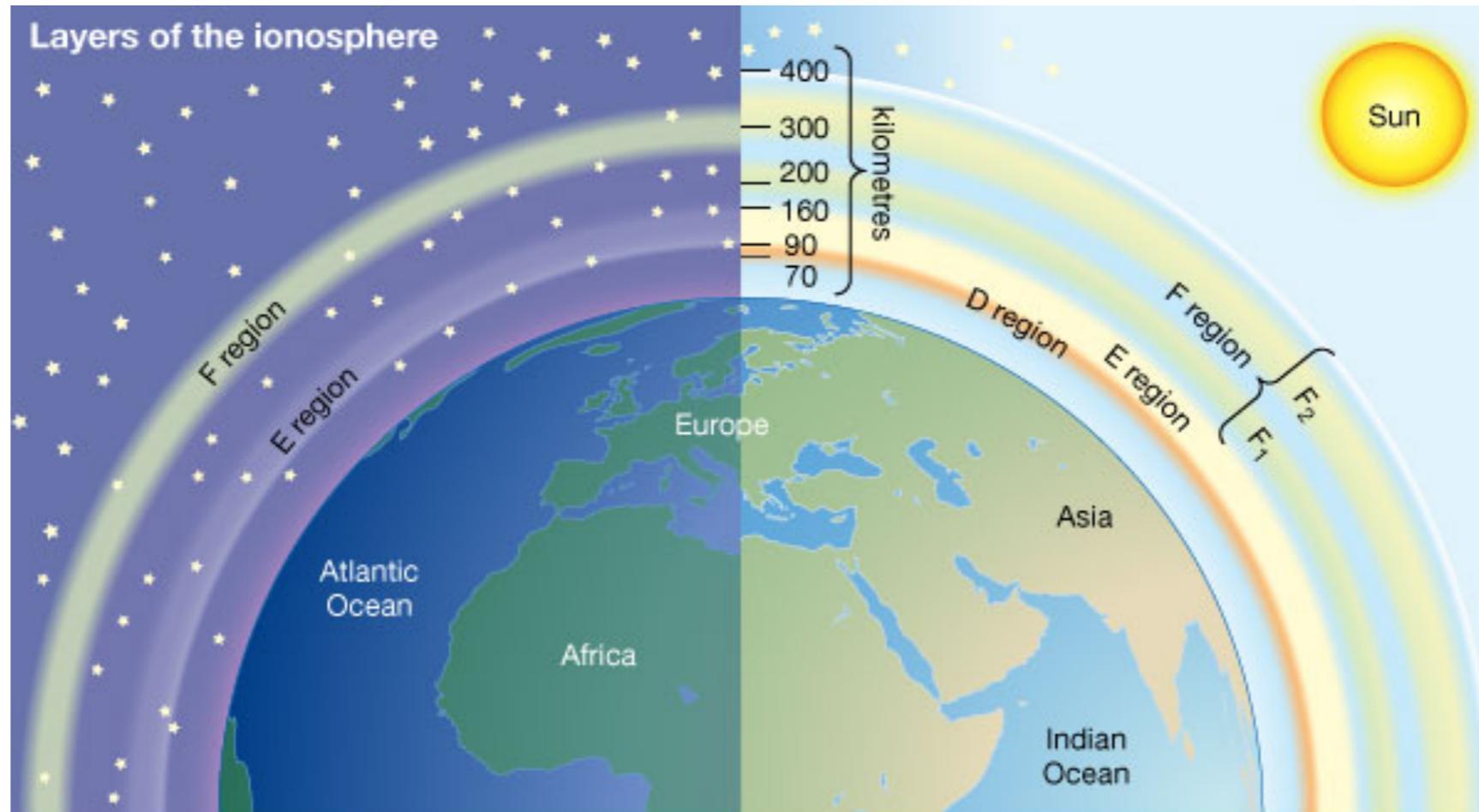
Présentation Générale

La Charge Utile GPS

Mathieu Bligny



La Charge Utile GPS



© 2012 Encyclopædia Britannica, Inc.

- Présence d'ions due à un compromis entre ionisation solaire et recombinaison moléculaire;
- Forte corrélation avec l'activité solaire pour les couches E et D;
- Perturbation des ondes électromagnétiques (signaux) due à la densité électronique (TEC).

La Charge Utile GPS

- La propagation des signaux est perturbée différemment en fonction de sa fréquence :

$$\Delta T = \frac{40.3 \text{ TEC}}{c} \left(\frac{1}{f_2^2} - \frac{1}{f_1^2} \right)$$

- On peut donc déduire le TEC depuis le délai entre les signaux L1 et L2 d'un satellite GPS ($f_1=1575,42 \text{ MHz}$, $f_2=1227,60 \text{ MHz}$).
- 1 délai temporel de **10^{-9} secondes** correspond à **2,85 TECU**.
- 1 délai spatial de **1 mètre** correspond à **9,52 TECU**.

La Charge Utile GPS

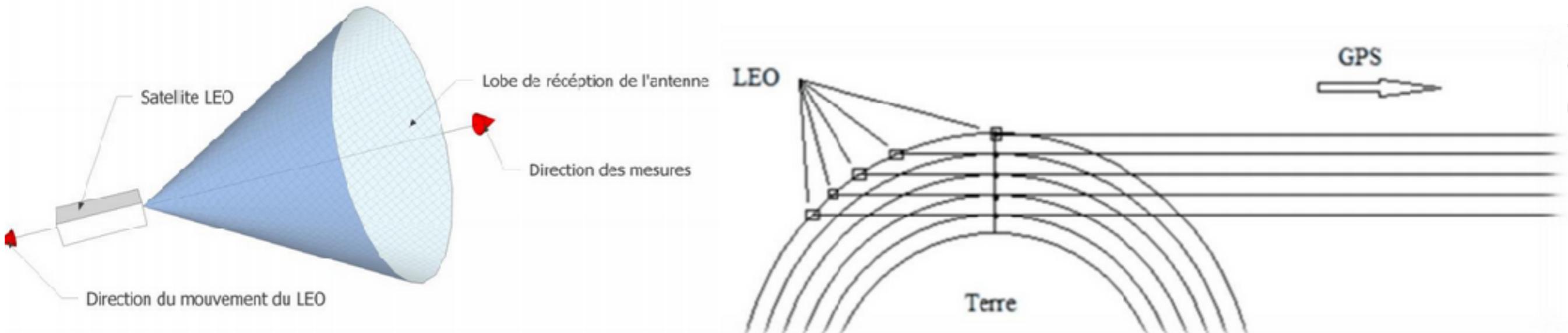


Figure 1 Méthode closed-loop

Figure 4: Géométrie d'occultation LEO-GPS

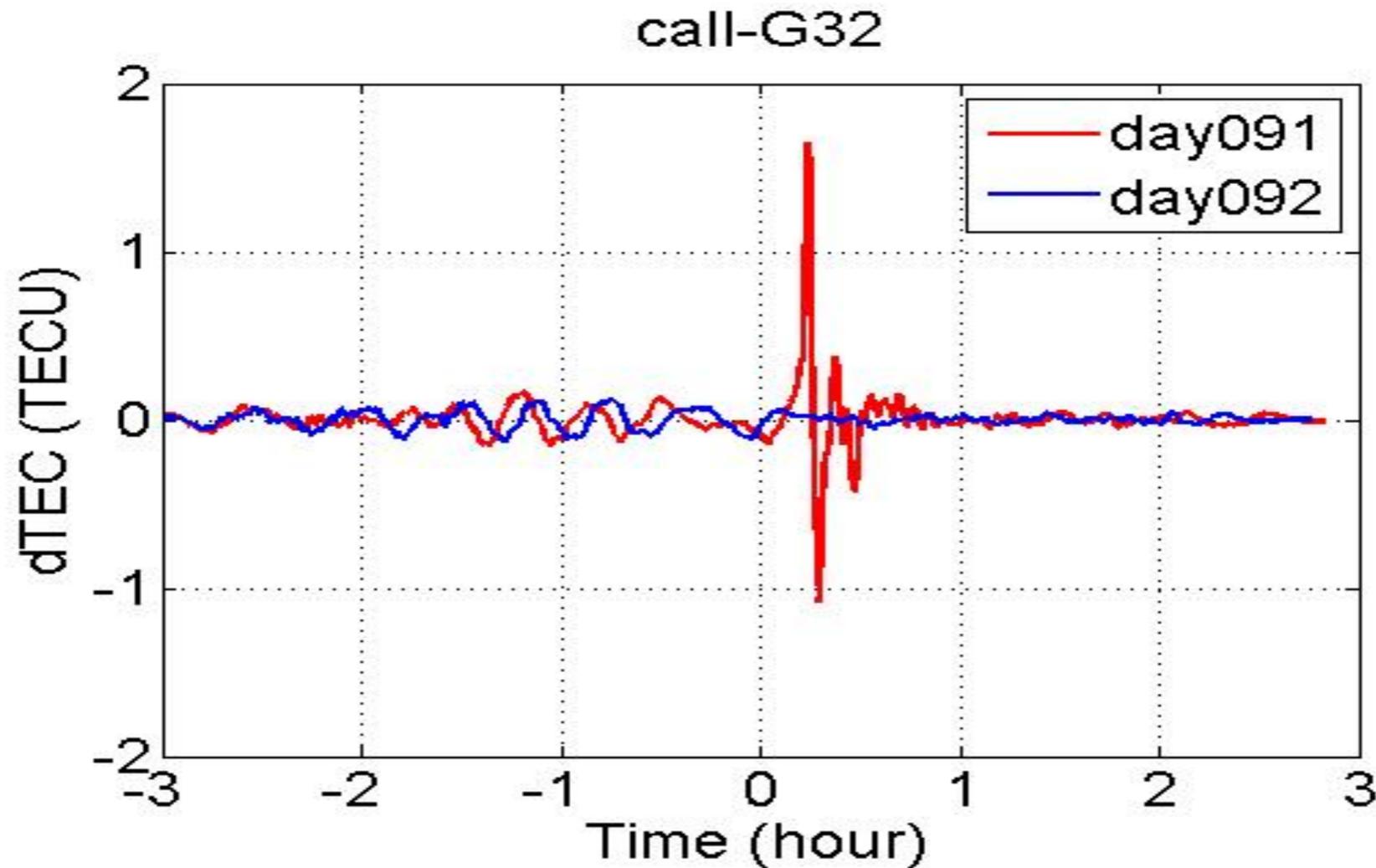
- L'antenne GPS bi-fréquence pointe vers l'arrière en visant un point fictif placé à 300 km au dessus de l'horizon;
- L'occultation se fera en closed-loop (ou occultation descendante);
- L'acquisition des données se fera à une fréquence de 1 Hz.
- Durée moyenne d'une occultation : 5 min.

La Charge Utile GPS : Objectifs

Le but de l'expérience est de calculer le TEC pour :

- Remonter au profil vertical de densité électronique (vertical EDB), en utilisant le principe d'inversion développé par la mission COSMIC;
- Mettre en corrélation les données obtenues et l'activité solaire et des ceintures de radiations;
- Détecter des variations brutales de TEC (qui peuvent être dues à une activité solaire anormale, la propagation d'ondes acoustiques ou d'ondes de gravité dans l'ionosphère).

Charge Utile GPS : Exemple



- Mise en évidence d'une perturbation ionosphérique engendrée par le séisme au Chili de 2014 en traitant les données GPS d'une station-sol.

La Charge Utile GPS : Objectifs

2015 06 11 08 30 22.0000000 0 2	-0.000000000000								
G15	20498409.693 9	107719867.874 9	172.497	52.242	20498406.720 9	83937548.824 9	134.414	52.257	
G28	22477907.153 9	118122198.238 9	-2309.682	49.168	22477902.414 5	92043259.922 5	-1799.754	40.281	

- **Pseudo-range** : $P=c*[T(\text{émission})-T(\text{réception})]$
 - C'est le calcul le plus direct mais le moins précis;
 - En divisant par c on obtient la durée de trajet pour chacun des signaux L1 et L2.
- **La phase de la porteuse en nombre de cycles** :
 - Très précis (100 fois plus que la pseudo-range) mais une **ambiguïté** sur le nombre de cycles. Cette ambiguïté est levée avec le pseudo-range.

La Charge Utile GPS : Objectifs

- $STEC = TEC(\text{Phase}) - \langle TEC(\text{phase}) \rangle + \langle TEC(\text{pdr}) \rangle - \text{biais}(\text{sat.}) - \text{biais}(\text{réc.}) - \text{err}$
- Biais(sat.) est renseigné par les éphémérides.
1 ns \rightarrow 2,85 TECU \rightarrow n'est pas négligeable !
- Biais(réc.) est à déterminer;
- Après ces traitements, on s'attend à un écart de 1-3 TECU sur la valeur de TEC absolue (une erreur constante);
- Le terme err est 100 fois moindre pour les calculs basés sur la phase.

Présentation Générale

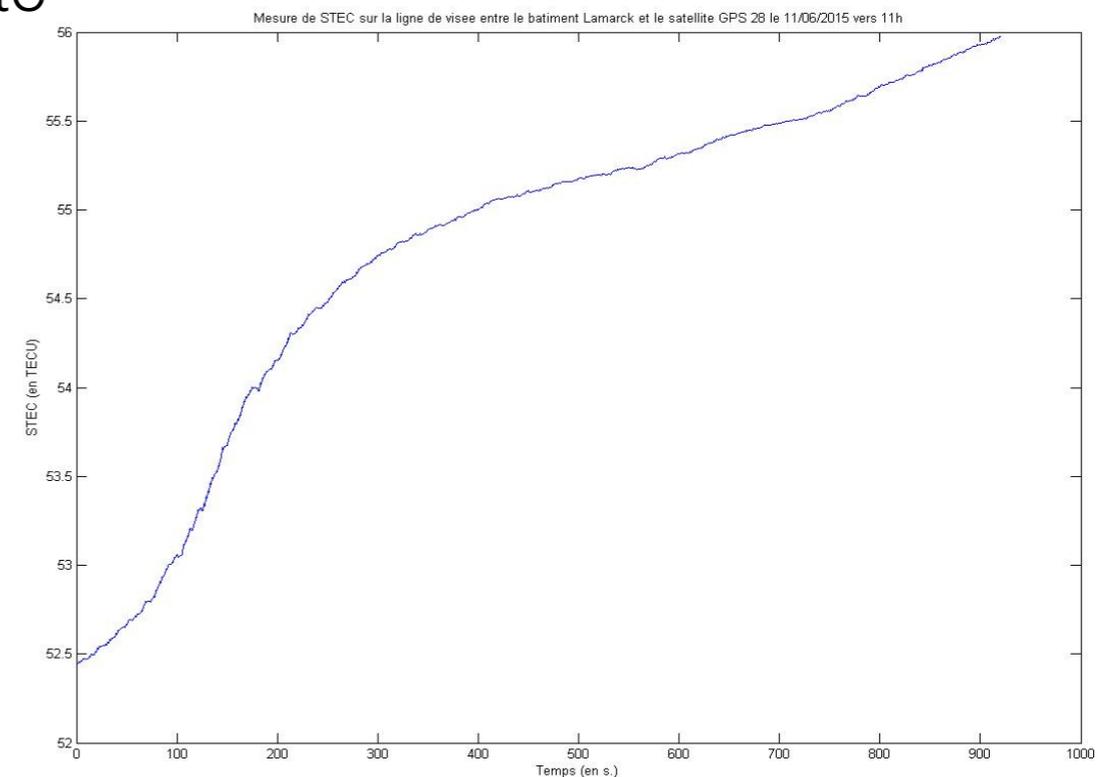
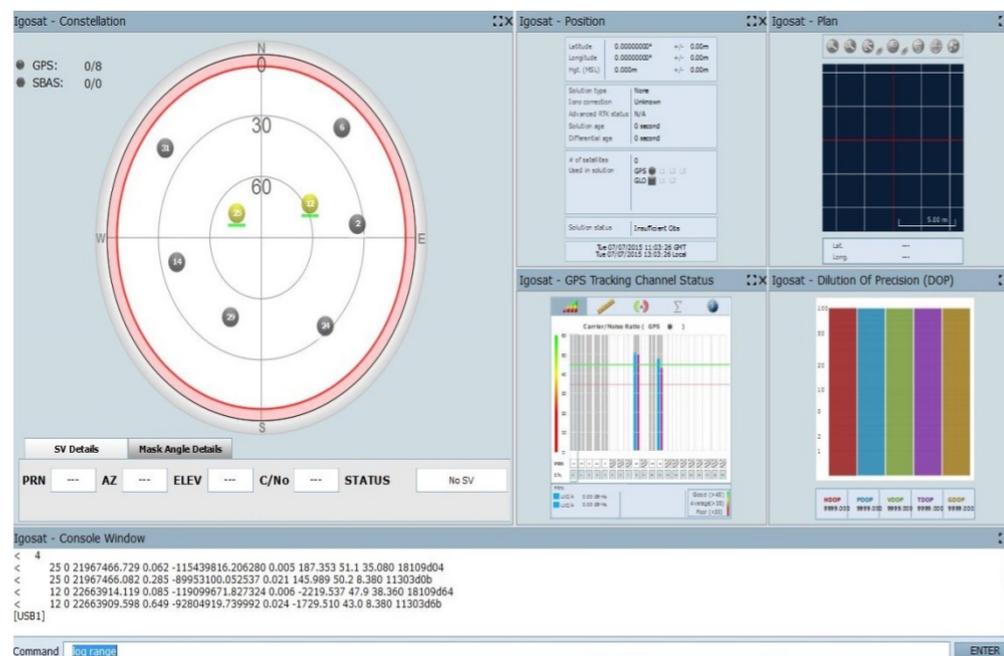
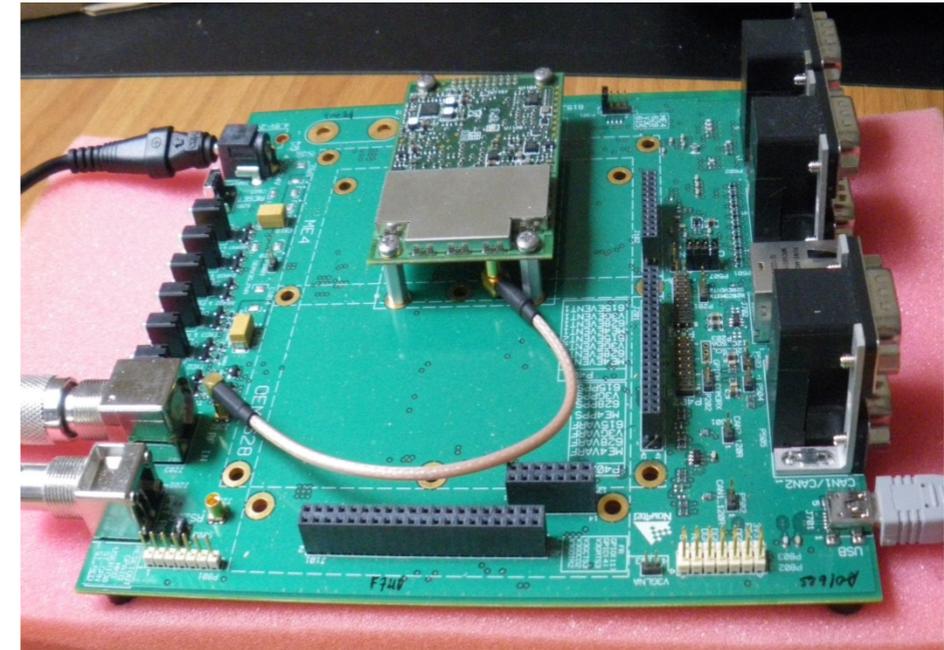
Banc de Tests GPS

Mathieu Bligny

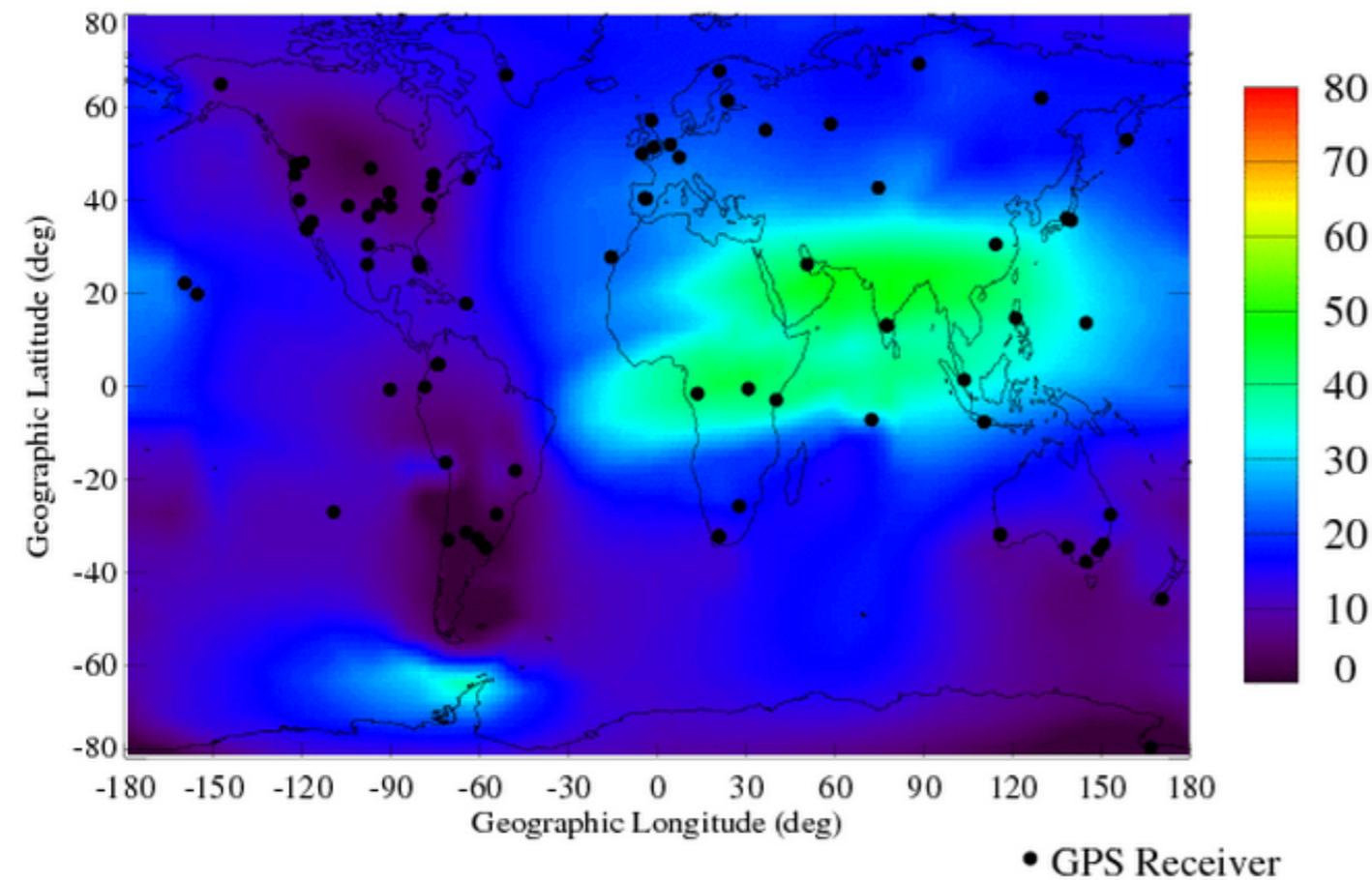


Banc de tests GPS

- Banc de test mis en place dans les locaux IGOSat;
- Utilisation d'un récepteur GPS NOVATEL OEM 615;
- Utilisation d'une antenne GPS bi-fréquence ASCHTECH GEODETIC 4;
- Utilisation du software associé à la carte GPS (Novatel Connect);



Banc de tests GPS



Carte de VTEC vers 11h le 11/06/2015
(http://iono.jpl.nasa.gov/latest_rti_global.html)



Position du satellite GPS 28 le 11/06/2015 vers 11h

- A nos latitudes, on s'attend à des valeurs de VTEC comprises entre 20 et 40 TECU.
- Pour le STEC, on s'attend à des mesures comprises entre 20 et 120 TECU.

Banc de tests GPS

Ce qui a été fait :

- Etudes de faisabilité :
 - Simulations d'occultations;
 - Traitements de données issues de sondages ionosphériques depuis le sol.
- Récupération des données via un récepteur GPS (en banc de test) et une antenne bi-fréquence.
- Calcul du STEC.
- Prise en compte du biais instrumental du satellite GPS (à vérifier).

Banc de tests GPS

Ce qu'il reste à faire :

- Affiner les estimations de débit télémetrique pour la charge utile GPS;
- Estimation du biais de notre récepteur GPS (prise en compte de son évolution au cours du temps);
- Utiliser l'algorithme d'inversion de la mission COSMIC pour récupérer le profil de densité électronique vertical;
- Vérifier expérimentalement la précision des mesures et adapter les traitements de mise en évidence de TIDs à notre traitement de données;
- Estimation du niveau de bruit.

Fin de la présentation générale

