



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2 Date : 05/01/2014

Révision : 0 Date :

université
PARIS
PARIS
DIDEROT

LabEx **UnivEarthS** 



SPÉCIFICATIONS TECHNIQUES DES BESOINS « IGO SAT »

	Date	Signature
1^{ère} édition préparée par : Paul GUMUCHIAN et Paul LANGLOIS EIDD – Architecture des Systèmes Physiques 3 ^e année - promotion 2014	03.02.2014	
2^{ème} édition préparée par : Matthieu GRAU & Cyril JOMNI Université Paris-Sud / Observatoire de Paris Master 2 OSAE – Promotion ROSETTA	05.01.2015	
Approuvé par :		
Pour application :		



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 2

HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

Ed.	Rev.	Date	Modifications	Visa
1	0	13/12/13	Création du document	
1	1	15/12/13	Revue globale du premier jet	
1	2	03/02/14	Revue du deuxième jet	
2	0	01/01/15	Création du document	



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 3

Table des matières

1. Objet	5
2. Documents	5
2.1. Documents applicables	5
2.2. Documents de référence	5
2.2.1. Support projet.....	5
2.2.2. Rapports d'études	6
2.3. Glossaire.....	6
3. Définition du système	8
3.1. Rappel des objectifs de la mission	8
3.2. Composantes du système	8
3.2.1. Lanceur :	8
3.2.2. Déployeur :	8
3.2.3. Nano-satellite :	8
3.2.4. Station sol (ou segment sol) :	29
3.3. Solutions imposées	30
3.3.1. Nanosatellite	30
3.3.2. Mesures	30
3.3.3. Station sol / Radiofréquences.....	30
3.3.4. Loi sur les opérations spatiales	31
4. Analyse mission	31
4.1. Orbite	31
4.2. Phases de la mission	32
4.3. Champ des mesures instrumentales	33
4.3.1. Scintillateur	33
4.3.2. GPS	33
5. Performances du système	34
5.1. Performances de la chaîne instrumentale.....	34
5.1.1. Mesures du TEC	34
5.1.2. Mesures des électrons et des photons gamma	36
5.1.3. Couverture du satellite	36
5.1.4. Traitement bord.....	37
5.1.5. Simulateur mission.....	37
5.1.6. Identification des bruits.....	38



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 4

5.1.7.	Traitement sol	38
5.1.8.	Fourniture des Produits aux utilisateurs.....	38
5.2.	Performances de pointage et de stabilité.....	39
6.	Les exigences de conception et de développement	39
6.1.	Interface lanceur	39
6.2.	Satellite	40
6.3.	Segment sol	40
7.	Les exigences de qualification.....	41
7.1.	Avant le lancement.....	41
7.2.	Après le lancement et pendant la recette en vol.....	41
8.	ANNEXES.....	42
8.1.	Diagramme de contexte	42
8.2.	Architecture Fonctionnelle	43



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 5

1. OBJET

Ce document donne et précise les spécifications techniques du nano-satellite IGOSAT en regard des spécifications mission (cf. DA1) et des différentes contraintes inhérentes à la conception spatiale (environnement, coûts, législation...).

Sa réalisation, comme celle des spécifications mission, est le fruit des travaux effectués par les différents groupes de travail depuis le début du projet en septembre 2012, regroupant des étudiants de diverses formations scientifiques de l'université Paris Diderot et ses partenaires.

La **partie 3** définit et rappelle la composition globale du système vis-à-vis des objectifs de la mission.

La **partie 4** traite des exigences relatives à l'analyse mission, c'est-à-dire découlant directement des objectifs scientifiques.

Dans la **partie 5** sont décrites les fonctions et les performances que doit atteindre le système, concernant les charges utiles et la plateforme.

La **partie 6** est dédiée aux exigences liées à la conception et au développement du système, notamment le standard CubeSat.

Enfin la **partie 7** liste les exigences de qualification des composants du système, en particuliers les éléments constituant des démonstrateurs technologiques.

Nomenclature :

La nomenclature des spécifications présentes dans ce document suit le schéma suivant : STB- suivi de la position dans la hiérarchie du document (ex : STB-123). Les paragraphes non encadrés sont des commentaires, des explications et/ou des justifications.

2. DOCUMENTS

2.1. DOCUMENTS APPLICABLES

- DA1 : Spécifications Mission
- DA2 : Cubesat Design Specification
Réf : Rev12
- DA3 : Interfaces Cubesat/FLYMATE
Réf : NN-DOC-125-001

2.2. DOCUMENTS DE REFERENCE

2.2.1. SUPPORT PROJET

- DRa1 : Guide pédagogique pour le développement de projets nano-satellites étudiants (Alain GABORIAUD - CNES)
Réf :
- DRa2 : Space project management : Project planning and implementation (ECSS)
Réf : ECSS-M-ST-10C_Rev.1
- DRa3 : Bilan sur les moyens de lancement des cubesats (Adrien PALUN - 2012)
Réf : DCT/DA/AF N°2013-0002655



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 6

2.2.2. RAPPORTS D'ÉTUDES

- DRb1 : Simulation de 24h de radio-occultation GPS par un en orbite basse (HELLIOT Tanguy - L3 STEP)
- DRb2 : Analyse des données TEC de COSMIC et des profils de densité électronique inversé par la technique de l'onion peeling (HUSSON Victor - L3 STEP)
- DRb3 : Etude des contraintes pour le contrôle d'attitude du satellite étudiant UnivEarths pour effectuer une mesure complète d'occultation (CROSSE Arthur - L3 STEP)
- DRb4 : Etude du contrôle d'attitude par magnétocoupleurs d'un nano-satellite en orbite LEO et de la physique mise en jeu (MATRAU Rémi - L3 STEP)
- DRb5 : Synthèse des rapports des L3 STEP (HELLIOT Tanguy, HUSSON Victor, CROSSE Arthur, JEANNIN Ari)
- DRb6 : Signature d'un tsunami dans la ionosphère : une simulation d'une mesure du TEC par occultation radio (WALWER Damian - Master STEP)
- DRb7 : Le Projet UnivEarths-I (VIALE Thibault & VIEVARD Sebastien - M2 OSAE)
- DRb8 : Projet nano-satellite étudiant UnivEarthS-I : La charge utile (FERREIRA Florian & AHMIM Ferhat - EIDD 3A ASP)
- DRb9 : Etude de la plateforme dans le cadre du développement du CubeSat 3U (JAMIL Usman & SERIDJ Kevin - EIDD 3A ASP)
- DRb10 : Phase 0/A du projet de nano-satellite UnivEarthS-I (BACHOLLE Simon & RABANAL Julio)
- DRb11 : Prise en main d'un logiciel d'analyse mission, application au projet de l'Université Paris Diderot (ASSAYAG Dan)
- DRb12 : Etude de la conformité de la mission IGOSAT avec la LOS
- DRb13 : Estimation télécom.

2.3. GLOSSAIRE

- AC : **A** Confirmer
- AD : **A** Déterminer
- SAA : **S**outh **A**tlantic **A**nomaly (anomalie magnétique de l'Atlantique sud)
- CU : **C**harge **U**tile
- JANUS : **J**eunes en **A**pprentissage pour la réalisation de s au sein des **U**niversités et écoles de l'enseignement **S**upérieur
- LEO : **L**ow **E**arth **O**rbiter
- LOS : **L**ois sur les **O**pérations **S**patiales
- SCAO : **S**ystème de **C**ontrôle d'**A**ttitude et d'**O**rbite
- SM : **S**pécifications **M**ission
- SNR : **S**ignal to **N**oise **R**atio (rapport signal à bruit)
- STB : **S**pécifications **T**echniques de **B**esoin



Réf. : **IGOsat-STB**

Edition : **2**

Date : **05/01/2014**

Révision : **0**

Date :

Page : **7**

TC : **TéléCommande**
TM : **TéléMesure**
TEC : **Total Electron Content** (contenu électronique total)
TECU : **TEC Unit** (unité du TEC : $1 \text{ TECU} = 10^{16} \text{ m}^{-2}$)
UHF : **Ultra High Frequency**
VHF : **Very High Frequency**



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 8

3. DEFINITION DU SYSTEME

Il s'agit ici de présenter les diverses composantes du système IGOSAT, ainsi que le cadre dans le lequel il s'inscrit, notamment les principales contraintes de conception.

3.1. RAPPEL DES OBJECTIFS DE LA MISSION

La mission présente deux objectifs scientifiques :

- Mesurer le contenu électronique total (TEC) de l'ionosphère par occultations de signaux GPS ;
- Mesurer le spectre des rayonnements gamma et des électrons de hautes énergies piégés en basse altitude dans la ceinture de radiations interne, dans les cornets polaires et au niveau de la SAA.

A ces objectifs scientifiques s'ajoutent des démonstrateurs technologiques en environnement spatial, notamment :

- un récepteur GPS bi-fréquence (si utilisation d'une carte commerciale) ;
- les antennes patch du GPS bi-fréquence (thèse de Hocine HAMOUDI : « Design of antenna array or GNSS/GPS network » sous la direction Philippe LOGNONNE & Boualem HADDAD) ;
- un circuit ASIC (EASYROC) pour la lecture des photomultiplicateurs de la CU Scintillateur.

3.2. COMPOSANTES DU SYSTEME

Le nano-satellite IGOSAT se décompose en plusieurs sous-systèmes :

3.2.1. LANCEUR :

Le lanceur est le véhicule de lancement, les locaux et les moyens mis à disposition pour la préparation du nano-satellite. Le choix du lanceur doit être compatible avec les paramètres orbitaux spécifiés.

3.2.2. DEPLOYEUR :

Il permet d'assurer l'interface entre le nano-satellite et le lanceur et permet l'éjection sur orbite. Deux types de lanceurs sont considérés : le Flymate de NOVANANO et le P-POD de l'Institut Polytechnique de Californie. Ces deux types de déployeur sont qualifiés sur différents types de lanceurs.

3.2.3. NANO-SATELLITE :

3.2.3.1. PLATEFORME

La plate-forme assure le lien TM/TC avec le sol et s'interface avec les charges utiles. Elle est composée notamment des éléments suivants :



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 9

a. Alimentation électrique :

Ce sous-système a pour objectif de fournir la puissance électrique au système. Il est composé de 3 éléments :

- Panneaux Solaires : leur rôle est de convertir l'énergie solaire en énergie électrique ;

STB-3231a-1

Les panneaux solaires ont été choisis, il s'agit des cellules triples jonctions 3G30A d'AzurSpace (datasheet : ref datasheet_3G30A)

- Batterie : elle stocke l'énergie et délivre la puissance électrique au satellite dans le cas où les panneaux solaires ne pourraient pas fournir d'énergie (dans le cas par exemple d'une éclipse) ;

D'après une étude préalable (Ref rapport M2 IDE), la puissance consommée totale par tous les systèmes fonctionnant en même temps et avec une marge d'erreur de 30% est de 6.97W. Mais un mode de fonctionnement n'utilise jamais tous les systèmes en même temps.

Le mode nécessitant le plus de puissance est le mode mission 2 dont l'estimation de la consommation maximale est de 2.98W

STB-3231a-2

La batterie doit pouvoir fournir une puissance maximale de 3W.

Nombre de Cycles (NC)=(la durée de vie en (h)) /(la période du satellite en (h)), donc $C=(8760h)/1.5h, \Rightarrow NC=5840$ cycles .

Pour mieux dimensionner la batterie nous avons pris une marge de sécurité de 30%, ce qui donne donc $NC=5840*1.3=7592$ cycles.

STB-3231a-3

La batterie doit pouvoir effectuer au moins 7600 cycles.

La capacité en énergie de la batterie :

$C = (\text{l'énergie total des charges}) * (1 + \text{la profondeur de décharge})$ $C=3.33*1.3=4.33$ Wh. La marge de sécurité de 30% donne $C=5.63$ Wh.

STB-3231a-4

La batterie doit fournir une énergie d'au moins 5.63Wh.

- Réseau de contrôle et de distribution d'énergie : ce réseau de contrôle et de distribution délivre la tension et le courant appropriés aux charges utiles du nano-satellite.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 10

STB-3231a-5

Il doit posséder un nombre suffisant de commutateurs pour pouvoir actionner tous les sous-systèmes du satellite.

b. SCAO :

Ce sous-système a pour objectif le contrôle de commande d'attitude. Il se décompose en 3 éléments :

- Magnétomètre : il s'agit d'un capteur mesurant le champ magnétique ;

STB-3231b-1

Le choix a déjà été effectué, il s'agit du HMC2003 Magnétomètre.

- Magnéto coupleurs : ce sont des actionneurs contrôlant l'attitude du satellite à l'aide de l'interaction avec le champ magnétique présent et pouvant la modifier ;

STB-3231b-2

Le pointage de l'IGOSAT est réalisé par magnétocouplage, avec un contrôle sur 3 axes. Les deux axes perpendiculaires à la trace servent au pointage de l'antenne GPS ; le 3e axe de rotation, quasiment parallèle à la trace, est contrôlé pour réaliser un spinning du satellite (homogénéisation thermique et compensation du couple créé par le gradient de gravité). Le mode « tourne-broche » est ainsi contrôlé. « Comme l'antenne de télémétrie et la CU Scintillateur ne requièrent pas de pointage (grandes ouvertures), seule la mesure du TEC conditionne l'attitude du satellite en mode mission. Il s'agit de conserver le grand axe de ce dernier le long de sa trace et pointé légèrement en dessous, à la manière d'un avion (mais spinné) ce qui lui confère une bonne exposition à la lumière solaire le jour.

STB-3231b-3

En mode mission, le satellite doit pointer en permanence l'antenne GPS vers l'arrière.

STB-3231b-4

En mode survie, le satellite doit orienter ses panneaux solaires vers le soleil afin de se recharger.

STB-3231b-5

En mode caillou, le satellite attend d'être suffisamment rechargé par ses panneaux, et doit donc orienter ses panneaux solaire vers le soleil.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 11

- Senseurs solaires : ces capteurs détectent le Soleil et permettent la bonne orientation du satellite.

c. Ordinateur de bord :

L'ordinateur de bord permet notamment de stocker les données des deux charges utiles et de récupérer les données de contrôle d'attitude du système (SCAO). Il joue un rôle d'interface entre le nano-satellite et la station sol.

L'ordinateur de bord devra répondre aux spécifications suivantes :

STB-3231c-1

La communication série entre le GPS et la carte peut être établie soit en Python soit en C.

STB-3231c-2

L'ordinateur de bord devra être programmé pour pouvoir allumer la carte OEM615 au moment voulu et lui envoyer la série de logs suivant :

- *"unlogall all_ports true", cette commande permet d'enlever les logs prédéfinis dans la carte afin que la carte soit allumée mais ne fasse rien d'autre que ce qui lui sera demandé.*
- *"log rxconfigb once", ce log retourne une par une les configurations. Il est communément utilisé afin de vérifier le bon réglage de la carte avant de prendre les mesures.*
- *"log versionb once", ressort la version de la carte, son numéro de série, la dernière version du firmware, sa date etc...*
- *"log hwmonitorb once", ce log retourne la température de la carte, avoir une température par mesure permet un suivi sur la longévité estimé de la carte.*
- *"log rangecmpb ontime 1", Toutes les informations nécessaires à l'occultation telle que décrite dans le chapitre précédent sont contenues dans ce log. Il correspond au log RANGE*

STB-3231c-3

En suffixe sont rajouté « -cmp » pour compressé et le « -b » pour binaire. Il renvoie pour chaque signal reçu :

- *Le PRN du satellite émetteur*
- *La pseudorange mesurée et son écart-type*
- *La phase porteuse en nombre de cycles (Effet doppler cumulé) et son écart-type*



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 12

- *La fréquence de doppler instantanée*
- *Le Bruit sur la mesure*
- *Le temps de trackage continu*
- *à quelle constellation appartient le signal*
- *S'il s'agit de L1 ou L2, etc...*

Concernant la configuration du positionnement, si on sait à l'allumage que le satellite aura au moins 4satellites en vision, on peut alors chercher à se positionner. Les positions seront données en coordonnées ECEF selon l'ellipsoïde de référence WGS84.

STB-3231c-4

Il faut rajouter les logs suivants à la précédente liste :

- *"log satvis2b ontime 10", qui permet un aperçu des satellites en visibilité, leur santé, vitesse, position, doppler théorique et apparent.*
- *"log satxyz2b ontime 10", quand utilisé avec un log range, il fournit les informations nécessaire afin de calculer la solution pour le positionnement. Ce log décode uniquement les satellites utilisés pour résoudre le positionnement.*
- *"log bestxyzb ontime 10", ce log retournera le meilleur positionnement disponible.*

STB-3231c-5

La communication avec la carte depuis l'ordinateur de bord se fera avec un câble de type RS232.

STB-3231c-6

Seuls les champs L1, L2, C1 et P2 du fichier RINEX sont utilisés pour mesurer la TEC.

STB-3231c-7

Il faut confirmer que les fichiers erronés RINEX produisent les mêmes TEC que les fichiers RINEX originaux.

STB-3231c-8

Même à 9600 bps, il y a peu de tolérance dans le transfert des données des occultations. Ainsi, le scénario des données doit être étudié toutes les 20 mesures.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 13

STB-3231c-9

Il est suggéré d'effectuer des mesures à une fréquence de 20 Hz pour des raisons de réduction du bruit de mesure, mais une transmission vers la Terre doit être effectuée à une fréquence de 1 Hz.

STB-3231c-10

Une vitesse de transmission minimum de 38 400 bps est nécessaire afin d'établir une communication saine avec le port série. Alternativement, un port USB peut être utilisé, ce qui permet des vitesses de transmission de l'ordre de Mbps.

Initialisation de l'ODB :

STB-3231c-11

L'ordinateur doit disposer d'un programme de démarrage à exécuter lors de la mise sous tension qui le mettra en mode caillou.

STB-3231c-12

L'ordinateur doit disposer d'un carnet de bord (log) qui pourra être transféré à la station sol.

Contrôle de l'état de la plateforme :

La fonction STB_002_F_2 « Contrôler l'état de la plateforme », prend en entrée les paramètres de contrôle (PC). Ils permettent d'évaluer le bon fonctionnement de la plateforme, les PC sont les tensions, l'intensité, la température et l'état (allumé ou éteint) de chaque sous système, de plus on comptera la position et le temps donné par la CU GPS, la charge de la batterie ainsi que les consommations électriques totales et l'orientation du satellite dans l'espace (trois axes) calculée avec les données du SCAO. Les PC sont comparés à des valeurs connues, le satellite peut changer de mode, par exemple si la charge est suffisante on change du mode caillou en mode survie, inversement si la charge est insuffisante revenir du mode plateforme au mode survie. Les PC seront obtenus par une commande. Toutes les commandes ainsi que leurs résultats seront enregistrées et horodatées si il y a un changement de mode.

STB-3231c-13

L 'ODB doit enregistrer et dater les informations lors des changements de mode, ou dès que les PC varient de façon importante. dans, le log (STB_016_C_3). Par exemple la carte GPS à besoin d'une tension de 3V3 avec une précision de 5%, donc une tension de 3V15 acceptable mais pas 3V10.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 14

STB-3231c-14

L'ODB doit obtenir les PC à chaque sous-système toutes les 30 secondes.

Pilotage des actionneurs thermiques et contrôle de la température :

La fonction STB_004_F_3 « Piloter les actionneurs thermiques » est nécessaire pour la boucle de contrôle thermique. Elle prend en entrée les PC et envoi les commandes pour activer ou éteindre les réchauffeurs.

La fonction STB_006_F_4 « Contrôler les températures du satellite » demande toutes les températures est les associes à leurs sous-systèmes respectifs.

STB-3231c-15

L'ordinateur doit contrôler des actionneurs thermiques.

STB-3231c-16

L'ordinateur doit lire des capteurs de température. Les données seront exploitées par la commande STB_002_F_2.

Piloter les actionneurs SCAO et estimer l'attitude :

La fonction STB_005_F_5 « Piloter les actionneurs thermiques » est nécessaire pour la boucle SCAO. Elle prend en entré les paramètres modélisant l'attitude visé puis envoi les commandes pour allumer ou éteindre les actuateurs du SCAO.

STB-3231c-17

L'ordinateur doit contrôler des actionneurs du SCAO.

La fonction STB_007_F_6 « Contrôler l'attitude du satellite » calcule les paramètres qui permettent de modéliser l'attitude du satellite.

STB-3231c-18

L'ordinateur doit lire des capteurs du SCAO.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 15

Distribuer les commandes :

La fonction STB_008_F_7 « Distribuer les commandes » envoie les commandes internes et externes, envoyées par la station sol, aux différents sous-systèmes.

STB-3231c-19

L'ordinateur devra communiquer des commandes aux différents sous-systèmes par des bus de communication, notamment I2C et RS232 ainsi que vérifier la bonne réception des commandes, et sauvegarder les valeurs de retour dans le log.

Contrôler l'état des sous-systèmes :

La fonction STB_0010_F_9 « Contrôler l'état de sous-systèmes », récupère l'état d'un sous-système, par exemple la CU GPS, pour vérifier leur bon état de fonctionnement avant et après l'utilisation du sous-système, ceci sera fait en vérifiant les PC pour les systèmes plus simples et en envoyant les commandes appropriées aux systèmes plus élaborés qui possèdent ces commandes-là, notamment la CU GPS.

STB-3231c-20

L'ordinateur doit interpréter les PC et les retours des commandes pour chaque sous-système, le cas échéant, pour vérifier le bon fonctionnement du sous-système.

Transférer des télémessures et recevoir des commandes :

La fonction STB_009_F_8 « Transférer des télémessures » récupère les données obtenues par les charges utiles, compressées, ainsi que les données housekeeping (PC et log) puis les envoie grâce à l'instrument de télécommunication. Inversement il reçoit des commandes à exécuter par la même interface.

STB-3231c-21

L'ordinateur doit récupérer toutes les données à envoyer puis les mettre au bon format avant de les transférer à la station sol, en approximativement 10 minutes.

STB-3231c-22

L'ordinateur doit recevoir les commandes utilisateur captées par le système de télécommunication puis en demander l'exécution. Il doit enregistrer dans le log s'il y a eu des problèmes pendant l'exécution.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 16

Traiter les données acquises :

La fonction STB_010_F_9 « Traiter les données acquise » récupère les données obtenues par les charges utiles puis les mets au bon format si besoin et les compresse.

STB-3231c-21

L'ordinateur devra formater et compresser les données en un temps raisonnable (inférieur à deux minutes, en effet cette quantité de temps est raisonnable par rapport à la durée de l'orbite) pour limiter le temps de transfert de données avec la station sol avant la communication, par exemple des moments pendant lesquels il n'y a pas d'acquisition en cours. Ceci requiert des données binaires pour faciliter l'application de l'algorithme, de plus nous transféreront seulement les données nécessaires, ainsi nous pouvons éliminer des données de la CU GPS.

Recevoir un reset extérieur :

La fonction STB_011_F_10 « Recevoir un signal reset extérieur » permet de redémarrer l'ordinateur de bord, plus précisément le processeur, ainsi si pendant une opération l'ordinateur bloque il sera possible de reprendre la main sur ce dernier. Ce reset peut être transmis par le module de communication, en tant que commande de utilisateur, ou bien avec un système de watchdog, ce dernier permet le reset sans l'intervention de l'utilisateur.

STB-3231c-22

L'ordinateur doit accepter un signal reset qui le permettra de le redémarrer.

Patcher le code binaire :

La fonction STB_012_F_11 « Patcher le code binaire » se charge de modifier des morceaux de programme binaire afin de corriger des erreurs. Ceci assure le bon fonctionnement du logiciel ainsi que la possibilité de le maintenir.

STB-3231c-23

L'ordinateur devra disposer des moyens nécessaires pour corriger le code binaire reçu par la carte de télécommunication.

Stocker les télémesures :

La fonction STB_013_F_12 « Stocker les télémesures » permet de garder dans une mémoire non volatile les télémesures obtenus des CU ainsi que les logs du système.

STB-3231c-24

L'ordinateur devra disposer d'une mémoire pour le stockage de données ainsi que d'un système de fichier pour l'organisation de ses dernières.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 17

Mémoire de stockage :

STB-3231c-24

L'ordinateur doit disposer d'une mémoire non volatile de 2Go ou plus pour le stockage du log ainsi que les données scientifiques.

d. PCB (Printed Circuit Board) :

Les PCB sont les cartes qui seront utilisées dans le cadre du montage des composants : celles-ci sont au cœur de l'architecture mécanique du nano-satellite et comprennent toute l'électronique, les composants ainsi que les microcontrôleurs constituant chaque sous-système. Leurs dimensions sont limitées par l'espace disponible dans la structure.

Les PCB sont les cartes qui seront utilisées dans le cadre du montage des composants : celles-ci sont au cœur de l'architecture mécanique du nano-satellite et comprennent toute l'électronique, les composants ainsi que les microcontrôleurs constituant chaque sous-système. Leurs dimensions sont limitées par l'espace disponible dans la structure.

Spécifications mécaniques :

Les spécifications mécaniques proviennent des datasheets du PC/104. Cette disposition est utilisée très fréquemment et a été prouvé comme étant très polyvalent. On fournit le dessin de spécification en Illustration 1. Toutes les dimensions sont en millimètre. Pour être conforme, une carte doit accomplir les exigences inscrites dans le tableau suivant :

Spécifications	Descriptions
STB-3231d-1	<i>La taille et l'emplacement des trous de fixation doivent être respectés</i>
STB-3231d-2	<i>Aucun composant ne doit être placé à la surface des trous de montage (ni au-dessus ni en-dessous)</i>
STB-3231d-3	<i>L'emplacement du connecteur doit être respecté (en utilisant les emplacements des trous de broche comme référence)</i>
STB-3231d-4	<i>La carte ne doit pas être percée à une distance supérieure que celle autorisée par rapport à ses bords. Cependant, il est permis de couper des portions de la carte, à condition que son intégrité ne soit pas affectée.</i>
STB-3231d-5	<i>Les composants sur le côté supérieur ne doivent pas avoir une épaisseur supérieure à 3 mm. Cela devra sinon être explicité lors de la mise en conformité.</i>



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 18

STB-3231d-6	<i>Les composants sur le côté inférieur ne doivent pas avoir une épaisseur supérieure à 11 mm. Cela devra sinon être explicité lors de la mise en conformité.</i>
STB-3231d-7	<i>L'épaisseur de la carte doit faire 1.6 mm ou moins.</i>
STB-3231d-8	<i>Le connecteur sera un SAMTEC ESQ-126-39-G-D stackthrough ou ESQ-126-37-G-D non-stackthrough ou un connecteur compatible.</i>

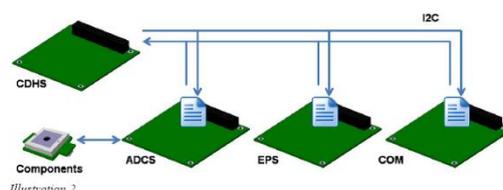
Spécifications électriques :

Cette section spécifie pour chaque attache du connecteur de carte de CubeSat, son désignateur, sa description et des caractéristiques. Pour être conforme, chaque carte doit respecter les exigences inscrites dans le tableau suivant :

	Spécifications
STB-3231d-9	<i>La désignation et l'utilisation des pins doivent être respectées. Cela signifie que l'on ne doit pas mettre n'importe quel signal sur les broches hormis le signal spécifiée.</i>
STB-3231d-10	<i>La carte peut être une source de dissipation thermique quel que soit le nombre de pins spécifiés, tant qu'aucun conflit ne survient dans le système.</i>

L'interfaçage logiciel :

L'interfaçage logiciel est intentionnellement gardé aussi simple que possible. Il est stipulé que le bus qu'I2C sera le bus de système principal pour interfacier les systèmes, comme cela est fait couramment. Une architecture centralisée est utilisée, avec CDHS comme maître et tous les autres systèmes comme esclaves. Le maître peut lire et écrire les valeurs des registres des dispositifs d'esclaves pour le contrôle et le monitoring. On considère donc chaque esclave comme une machine d'état, qui fournit un certain nombre de registres qui peuvent être écrits et/ou lus. De cette façon, un maître peut entièrement contrôler et configurer l'esclave aussi bien que le contrôle de son statut et la lecture de sa télémétrie. Habituellement, des composants externes interfacent directement avec la carte de sous-système pertinent via des interfaces consacrées, mais peuvent également facultativement être rattachés au bus de système.





Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 19

Pour être conforme, une carte doit accomplir les exigences inscrites dans le tableau suivant :

	Spécifications
STB-3231d-11	<i>Le bus I2C doit être utilisé comme le principal bus du système pour le contrôle et la surveillance des (sous-)systèmes.</i>
STB-3231d-12	<i>Les éléments séparés peuvent être connectés au principal bus du système ou être directement connectés à la carte du (sous-)système concerné</i>
STB-3231d-13	<i>Il doit y avoir un seul maître sur le principal bus du système, à savoir les CDHS. Une exception à cette règle concerne les EGSE externe, qui peuvent également être configuré en tant que maîtres.</i>
STB-3231d-14	<i>Les cartes esclaves doivent fournir les registres qui peuvent être accessibles par les opérations de lecture/écriture sur le principal bus du système pour le contrôle et la surveillance de ce système.</i>

e. Contrôle thermique (réchauffeur batterie, réchauffeur cartes, réchauffeur SCAO) :

Le module thermique a déjà fait l'objet d'une étude de dimensionnement qui a permis de faire un choix sur les composants thermiques, leurs interfaces et leurs propriétés thermiques.

Le module du contrôle thermique doit répondre à plusieurs objectifs :

- Chauffer les composants pour lesquels les besoins s'en font ressentir ;
- Maintenir les composants dans leur gamme de température de fonctionnement. Le lien entre les composants et le module thermique se fait par l'intermédiaire de thermostats qui transmettent à la carte thermique les informations nécessaires.

Chaque sous-système contient les éléments suivants :

- Un thermostat afin de récupérer les informations relatives à la température de chacun des composants ;
- Des chauffages qui permettront de réchauffer les composants qui en ont besoin.

Une carte thermique recevra les informations de chaque thermostat et jouera le rôle d'interface entre les sous-systèmes et l'ordinateur de bord qui enverra les commandes aux chauffages pour adapter la température des composants.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 20

Pilotage des actionneurs thermiques et contrôle de la température :

La fonction STB_004_F_3 « Piloter les actionneurs thermiques » est nécessaire pour la boucle de contrôle thermique. Elle prend en entrée les PC et envoi les commandes pour activer ou éteindre les réchauffeurs.

La fonction STB_006_F_4 « Contrôler les températures du satellite » demande toutes les températures est les associes à leurs sous-systèmes respectifs.

STB-3231e-1

L'ODB doit contrôler des actionneurs thermiques.

STB-3231e-2

L'ordinateur doit lire des capteurs de température. Les données seront exploitées par la commande STB_002_F_2.

La carte OEM615 (GPS) fonctionne sous une la gamme de température suivante : -40°C à +85°C. Et peut se conserver éteinte entre -55°C et +95°C. Ces données proviennent du constructeur et ne peuvent être vérifiées sous peine de rendre inopérante le récepteur GPS.

STB-3231e-3

La gamme de fonctionnement de la carte OEM615 est de -40°C à +85°C.

f. Télécommunications

Le sous-système télécommunications permet de rester en contact avec le nano-satellite et d'envoyer les commandes de contrôle de celui-ci. Ce sous-système comporte deux éléments :

- Antennes de communication UHF/VHF : dans le cas des liaisons montantes (c'est-à-dire dans le sens station sol – nano-satellite), l'antenne de communication fonctionnera sur les fréquences VHF tandis que dans le cas des liaisons descendantes, l'antenne fonctionnera sur les fréquences UHF ;
- Carte de télécommunication : la carte de télécommunication a déjà été déterminée : il s'agit de la carte AMSAT-F qui a été développée pour le projet QB50 et qui respecte les exigences et contraintes des cubesats.

Un premier choix pour l'antenne UHF/VHF a été fait mais il n'est pas définitif : il s'agit du modèle ISIS disponible chez CubeSatShop.

La bande UHF couvre une gamme de fréquence allant de 430 MHz à 460 MHz et la bande VHF couvre une gamme de fréquence de 144 MHz à 146 Mhz.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 21

STB-3231f-1

L'antenne ISIS UHF/VHF requiert une puissance d'émission inférieure à 2.1 W et une puissance de réception inférieure à 0.2 W.

STB-3231f-2

L'antenne ISIS UHF/VHF a une masse de 85g (masse plafonnée à 100g).

STB-3231f-3

L'antenne ISIS UHF/VHF a un débit en UHF de 1200 bits/s et un débit en VHF de 9600 bits/s.

STB-3231f-4

L'antenne ISIS UHF/VHF doit avoir un angle de -30° à 30° entre la direction de l'onde issue de la station au sol et la normale à l'antenne pour avoir une bonne communication avec la station au sol.

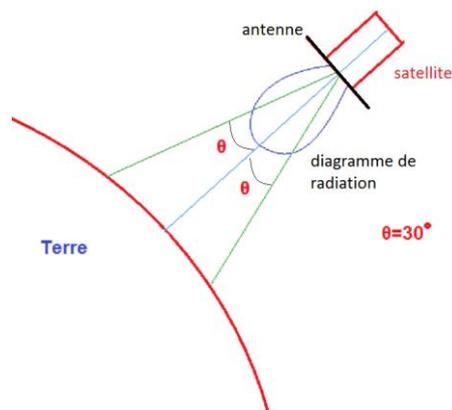


Figure 1 Diagramme de radiation de l'antenne du satellite par rapport à la Terre

Propriétés du système de déploiement des antennes proposées :

STB-3231f-5

L'antenne ISIS UHF/VHF requiert une puissance nominale inférieure à 20 mW et une puissance pendant le déploiement inférieure à 2 W.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 22

3.2.3.2. CHARGES UTILES :

- a. GPS : il s'agit d'un GPS double fréquence qui permet de mesurer le contenu électrique total dans l'ionosphère. Une différence de phase entre deux signaux traversant l'ionosphère est mesurée : cette mesure est basée sur la technique d'occultation.

Une carte et une antenne GPS a été retenue pour le dimensionnement de la charge utile : la carte GPS OEM615 de Novatel et l'antenne AeroAntenna AT2775-103 de CANX2.

La carte GPS doit répondre aux spécifications suivantes :

Exigences fonctionnelles :

STB-3232a-1

IGOSAT fera des occultations en closed-loop, donc Le lobe d'antenne pointera vers l'arrière du satellite.

STB-3232a-2

La SCAO doit fixer au moins 2 axes de rotation.

STB-3232a-3

Le signal du GPS occultant doit être accroché avant que les deux satellites n'entrent en occultation¹

STB-3232a-4

IGOSAT devra mesurer les signaux GPS en continu durant l'occultation.

STB-3232a-5

L'étude du TEC relatif est intéressante sur l'ensemble du globe.

Exigences opérationnelles :

STB-3232a-6

La carte OEM615 devra permettre un suivi de l'intégrité des données

¹L'occultation a lieu lorsque le signal entre les deux satellites traverse l'ionosphère.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 23

STB-3232a-7

La carte pourra être contrôlée afin de pouvoir rafraichir les demandes et suivre son état de santé.

STB-3232a-8

La carte devra être débridée en vitesse et altitude, ainsi que passer une série de test permettant la norme spatiale.

Durée de vie du GPS :

STB-3232a-9

La durée de vie de la carte OEM615 dépasse au minimum d'un facteur 20 l'espérance de mission.

STB-3232a-10

Une estimation de l'influence des radiations est nécessaire.

Modes de fonctionnement :

Six modes de fonctionnements ont été définis afin de répartir au mieux les applications essentielles au bon fonctionnement de la mission IGOSAT. Ceux décrits ci-dessous sont des résumés adaptés à la charge utile GPS. Il est important de noter que l'acquisition de télémessures doit être faite lorsqu'aucun appareil à bord n'est susceptible de dégrader ces mesures, i.e. qu'il faut que la télécom soit inactive durant l'occultation

- ❖ **Mode Caillou** : Récepteur GPS éteint ; ce mode correspond à une coupure de tous les sous-systèmes.
- ❖ **Mode Survie** : Récepteur GPS éteint ; ce mode permet une optimisation de charge de la batterie.
- ❖ **Mode Plateforme** : Récepteur GPS éteint ; ce mode privilégie la télécommunication afin de vider la mémoire.
- ❖ **Mode Mission1** : Récepteur GPS éteint ; Privilégie le Scintillateur.
- ❖ **Mode Mission2** : Récepteur GPS actif en dehors des transmissions au sol ; télémessures et ordinateur de bord actifs ; télécommunication active lorsque possible ; Scintillateur éteint.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 24

- ❖ **Mode Mission3** : Scintillateur au niveau des cornets polaires et SAA & Récepteur GPS actifs ; télémesures et ordinateur de bord actifs ; télécommunication active en dehors des cornets polaires et SAA ;

STB-3232a-11

Lorsque la mémoire est pleine, les modes missions retournent en mode plateforme.

STB-3232a-12

Lorsque la batterie atteint un seuil critique, le mode survie est alors sélectionné.

STB-3232a-13

Si un problème inattendu survient, un retour au mode caillou se fera automatiquement.

STB-3232a-14

La carte OEM615 sera allumée dans les modes de mission 2 et 3.

STB-3232a-15

Lorsque la carte est allumée, la télécommunication doit être éteinte. Et vice-versa.

Mesures :

La mesure peut s'effectuer lorsque les ondes électromagnétiques L1 et L2 émises depuis un GNSS (Global Navigation Satellite System) et réceptionnés par IGOSAT traversent l'ionosphère. Les mesures sont en format constructeur lorsque qu'elles sortent de manière brute de la carte (« *Raw datas* »). Puis pour une exploitation conventionnée de ces données, nous utiliserons le format « RINEX » (*Receiver Independant EXchange Format*) qui correspond au format internationalement utilisé pour traiter les données GPS.

STB-3232a-16

Les Mesures nécessaires à l'occultation contiendront à une fréquence minimale de 1Hz :

- *L1 qui a pour fréquence de 1575,420 MHz*
- *L2 qui a pour fréquence 1227.600 MHz*
- *C1*
- *P2*



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 25

L1 et **L2** se mesurent en nombre de cycles du signal électromagnétique des porteuses L1 (fréquence de 1575,420 MHz) et L2 (1227.600 MHz).

Le code **coarse acquisition (C/A)** est modulé dans la porteuse L1 uniquement, il transmet des informations (PRN, position des satellites [almanach/éphémérides], correction d'horloge, état de santé du satellite etc..) à 50bits/s.

Le code **P** (pour précis) fonctionne exactement de la même manière que le code C/A mais il est réservé à un usage militaire donc protégé par un système d' « Anti-spoofing ». Il en reste néanmoins lisible mais avec une moins bonne résolution que le code C/A. La porteuse L2 contient uniquement le code P.

Les mesures **C1** et **P2** correspondent aux *pseudorange* mesurés en mètres. La pseudorange est la distance entre les satellites calculés par le temps de propagation du signal. Il est sous-entendu que le PRN (numéro du satellite) apparaisse en output car la lecture d'un code modulé dans une des porteuses contient cette information.

Antenne :

STB-3232a-17

L'antenne sera uniquement dédiée à la réception des deux fréquences L1 et L2.

STB-3232a-18

Le coefficient de réflexion de l'antenne devra être minimal pour les longueurs d'onde correspondantes ($\lambda_1 = 19.05$ cm pour L1 et $\lambda_2 = 24.4$ cm pour L2).

STB-3232a-19

L'antenne aura une polarisation circulaire.

Positionnement :

STB-3232a-20

La carte OEM615 ne pourra pas servir au positionnement régulier.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 26

Occultation et télémesure :

STB-3232a-21

L'occultation ne tiendra compte que des satellites de la constellation GPS.

STB-3232a-22

Les données seront transmises en Binaire.

STB-3232a-23

Le débit sera de 525bit.s^{-1} par satellite en visibilité.

Précisions de mesure :

STB-3232a-24

La précision nécessaire à l'exploitation scientifique est de 0.1 TECU.

STB-3232a-25

La prise de mesure à 1Hz permettra un meilleur équilibre des contraintes.

Puissance :

STB-3232a-26

La carte OEM615 nécessite 3,3Volts DC.

STB-3232a-27

La carte OEM615 consommera moins d'1 Watt.

Thermique :

La carte OEM615 fonctionne sous une la gamme de température suivante : -40°C à +85°C. Et peut se conserver éteinte entre -55°C et +95°C. Ces données proviennent du constructeur et ne peuvent être vérifiées sous peine de rendre inopérante le récepteur GPS.

STB-3232a-28

La gamme de fonctionnement de la carte OEM615 est de -40°C à +85°C.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 27

b. Scintillateur :

Le rôle principal du scintillateur est de déterminer :

- La nature de l'événement : s'agit-il d'un photon ou d'une particule chargée qui a été détectée ?
- L'énergie de l'événement c'est-à-dire mesurer l'énergie de la particule détectée (photon ou particule chargée).

Le scintillateur qui sera mis en place est le LaBr3 (*référence St Gobain Crystal BrillanCe 380*) qui est un scintillateur inorganique permettant la détection des rayons γ . L'APC souhaite utiliser ce scintillateur afin de tester son comportement en vol spatial mais également car il a été embarqué sur TARANIS qui est un projet CNES traitant de la détection des éclairs : cela permettra notamment d'utiliser les retours par rapport à cette mission.

STB-3232b-1

Le scintillateur mis en place est le LaBr3(St Gobain Crystal BrillanCe 380).

STB-3232b-2

Le SiPM choisi est le SiPM Hamamatsu S11064-50P.

STB-3232b-3

La scintillation s'effectue dans la gamme de longueur d'ondes [300nm ; 450 nm].

STB-3232b-4

La réponse maximale se fait à $\lambda_{max} = 380$ nm.

STB-3232b-5

La gamme de température de fonctionnement est [-65°C ; +175°C].

STB-3232b-6

Le scintillateur doit observer 10^5 particules (électrons & gammas) par seconde.

STB-3232b-7

Le scintillateur a un rendement lumineux de 63 photons/keV.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 28

STB-3232b-8

Le SiPM choisi a les propriétés suivantes :

*Nombre de canaux : 16 (4*4)*

*Zone active efficace/canal : 3*3 mm²*

*Nombre de pixels/canal : 3600 (avec une taille de pixel de 50*50 μm²)*

Température de fonctionnement : [0,40°C]

Température de stockage : [-20,60°C]

Crête de sensibilité (longueur d'onde) : 440 nm

Tensions d'alimentation nécessaire : 70 ± 10 V

*Gain : 7.5*10⁵*

STB-3232b-9

Le scintillateur et le SiPM doivent être en contact. Les dimensions du scintillateur et du cristal SiPM sont les suivantes :

*Scintillateur plastique : 1.8*1.62*1.5 cm³*

*Cristal SiPM : 0.9*0.81*1.2 cm³*

STB-3232b-10

Le SiPM se voit fournir les 70V nécessaire à son fonctionnement par une alimentation haute tension qui a les caractéristiques suivantes :

Tension d'entrée : 0 - 5V

Tension de sortie : 0 - 100 V

Courant de sortie maximal : 5 mA.

Puissance maximale : 0.5W

Température de fonctionnement : [-55°,105°C]

Poids : 4.25g

Volume : 2.05 cm³

*Dimensions : 1.27*1.27*1.27 cm³*



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 29

STB-3232b-

Une carte EASIROC sera utilisée pour la lecture du signal du SiPM. Cette carte a les caractéristiques suivantes :

Input 32 SiPM connections (on va en utiliser 16)

Puissance absorbée : 4.84 mW/canal & 155 mW/chip

3.2.4. STATION SOL (OU SEGMENT SOL) :

La station sol a pour objectif de recevoir et d'émettre des signaux au nano-satellite qui doivent être démodulés et enregistrer si besoin. La station sol se décompose comme suit :

- Deux antennes dipôles : une antenne UHF et une antenne VHF.
L'antenne VHF est utilisée pour l'envoi des TC (télécommande) tandis que l'antenne UHF est utilisée pour la réception des TM (télémesure)
- Une radio SDR ;

L'utilisation des bandes UHF et VHF ne nécessite que l'obtention d'un brevet radioamateur.

La station aura notamment pour rôle d'interfacer le centre de mission et le centre de contrôle en une seule entité.

- Le centre de mission prend en charge :
 - l'élaboration du plan de travail de la charge utile et la génération des télécommandes associées ;
 - le suivi des performances instrumentales et l'étalonnage des instruments ;
 - le prétraitement des télémesures des charges utiles ;
 - l'élaboration des différents niveaux de produits scientifiques ;
 - la diffusion des produits aux utilisateurs ;
 - la gestion et l'archivage des données.
- Le centre de contrôle est en charge :
 - d'élaborer les séquences de télécommandes pour le contrôle du nano-satellite et la programmation de la mission ;
 - d'assurer la surveillance du nano-satellite à partir des télémesures de maintenance ;
 - permettre le suivi de l'évolution moyen et long terme du nano-satellite ;
 - d'élaborer l'agenda des passages du satellite au-dessus de la station ;



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 30

3.3. SOLUTIONS IMPOSEES

La mission IGOSAT fait partie du projet JANUS de développement de nano-satellites étudiants dans la gamme des CubeSats. De plus, la mission comporte plusieurs instruments de mesure et des objectifs de démonstrations technologiques qui imposent des solutions spécifiques pour le système.

3.3.1. NANOSATELLITE

La conception du nano-satellite IGOSAT est basée sur le standard triple CubeSat, pour des raisons de coût et de simplicité de conception. Il s'agit d'un module standardisé dont les principales caractéristiques sont :

- volume : 10 x 10 x 34 cm³ ;
- poids : au maximum 4 kg.

Les spécifications complètes des structures CubeSat sont données en DA2.

3.3.2. MESURES

La mission consiste en la mesure du spectre de photons gamma (20 keV – 2 MeV) et des électrons de haute énergie (1 – 20 MeV) de la ceinture de radiations interne, et en celle du TEC de l'ionosphère, au niveau des cornets polaires et la SAA (cf. DA1 – SM). Les instruments utilisés pour effectuer ces mesures sont développés par les laboratoires APC, AIM (spectres d'énergies), et l'IPGP (TEC).

La mesure des spectres énergétiques sera réalisée à l'aide d'un scintillateur accompagné d'un photomultiplicateur (matrice de photodiodes à avalanche fabriquée par HAMAMATSU) et de sa carte d'acquisition ASIC (EASYROC), cette dernière constituant un démonstrateur technologique.

La mesure du TEC sera effectuée avec une carte de réception GPS bi-fréquence interfacée avec des antennes patch, fonctionnant aux fréquences $L_1 = 1575,42$ MHz et $L_2 = 1227,60$ MHz. Celles-ci correspondent aux fréquences utilisées par les satellites GPS dont les signaux seront utilisés pour la mesure. La différence de phase entre ces deux fréquences permet de remonter au TEC. Les antennes patch correspondent à celles développées lors de la thèse de Hocine Hamoudi.

3.3.3. STATION SOL / RADIOFREQUENCES

La station sol principale sera située à Paris Diderot. Son lieu d'implantation exact reste à déterminer. Il est également envisagé la mise en place d'une autre station sol à Hanoï, au Viêt Nam, dans le cadre d'une coopération entre Paris Diderot et l'université des Sciences et Techniques de Hanoï.

La transmission des données se fera sur les bandes UHF (430 – 460 MHz) et VHF (144 – 146 MHz) pour des raisons de facilité d'implémentation. De plus, l'utilisation de ces bandes de fréquence ne nécessite que l'obtention d'un brevet radioamateur. Les stations sol utilisées pour la TM/TC du satellite doivent donc être pourvues d'antennes TM et TC, respectivement en bande UHF et VHF.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 31

STB-333

La station sol comporte 2 antennes : une en bande VHF pour l'envoi des TC, et une dans la bande UHF pour la réception des TM.

3.3.4. LOI SUR LES OPERATIONS SPATIALES

La LOS contraint les objets placés en LEO (orbites jusqu'à 2000 km d'altitude) à un désorbitage au bout de 25 ans maximum.

4. ANALYSE MISSION

Relativement aux spécifications mission, cette partie donne les spécifications dérivées directement des exigences de la mission, concernant l'orbitographie, la durée de la mission, le respect de la LOS et les champs de vue des instruments.

4.1. ORBITE

Les paramètres orbitaux dépendent de plusieurs contraintes :

- le satellite doit se trouver à une altitude suffisante (environ 500 km) pour être dans la ceinture interne de radiations (cf. DA1) afin d'effectuer ses mesures par scintillation ;
- la LOS contraint les satellites placés sur LEO à un désorbitage au bout de 25 ans. IGOSAT étant dépourvu de propulseurs, cela constitue une limite haute pour notre orbite pour réaliser le désorbitage uniquement par frottements atmosphériques résiduels. Une retombée en 25 ans implique une altitude moyenne pour l'orbite de 650 km au maximum (plus précisément 661 km pour un lancement en 2018 et 672 km pour 2021 - cf. étude réalisée sous STELA : DRb12).
- pour rester dans les altitudes de mesure, l'excentricité de l'orbite doit rester faible. Une orbite quasi-circulaire est idéale.
- les zones d'intérêt des mesures par scintillation étant les cornets polaires ainsi que la SAA, l'inclinaison de l'orbite doit être proche de 90° ;
- le lancement d'un nano-satellite ne s'effectuant pas par un lanceur dédié, mais lors du lancement d'un satellite conventionnel (mode "piggyback"), cela conditionne encore les orbites possibles. Le document DRa3 sur les lancements de CubeSats spécifie que plus de 60% des lancements réalisés se trouvent entre 90° et 120°.

STB-41-1

Afin de couvrir les zones requises par ses missions scientifiques, IGOSAT devra avoir une orbite dont les paramètres sont les suivants :

- altitude < 650 km (période orbitale : 1h24)
- inclinaison : $90^\circ \pm 10^\circ$
- excentricité : faible



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 32

STB-41-2

Le choix du lanceur doit être compatible avec les paramètres orbitaux spécifiés (STB-41-1). Le lancement choisi doit être programmé à l'horizon 2018.

4.2. PHASES DE LA MISSION

On distingue 5 phases pour la mission :

Phase 1 : La **phase de stockage** commence dès que le nano-satellite est prêt à être lancé. Elle consiste au stockage du nano-satellite en environnement propre (il doit être thermiquement et hydriquement protégé) ainsi qu'à l'emport du nano-satellite sur le site de lancement.

Phase 2 : La **phase de lancement** commence quelques semaines avant le lancement et se termine peu après l'injection par le lanceur du nano-satellite sur son orbite. Les activités consistent en l'intégration du nano-satellite sur le lanceur, le rechargement et le test de la batterie, ainsi que le test du switch de démarrage du nano-satellite lorsqu'il est éjecté du déployeur.

Phase 3 : La **phase de recette en vol** commence à l'injection du nano-satellite sur l'orbite et se termine quand tous les éléments du système (nano-satellite et segment sol) ont été testés et leur fonctionnement validé. Elle débute par le déploiement des panneaux solaires, la phase de detumbling du SCAO et un pointage des panneaux vers le Soleil pour assurer l'apport en énergie. Elle se poursuit par la vérification jusqu'au mode normal du bon fonctionnement du nano-satellite, l'établissement du lien bord/sol, la réalisation des étalonnages instrumentaux de début de vie. Elle se termine par le démarrage d'un premier plan d'observation.

Phase 4 : La **phase opérationnelle** commence à la fin de la phase de recette en vol, et s'achève en même temps que la mission. Des phases d'étalonnages et de vérification des performances de l'instrument, d'observations et de vidage station se succèdent pour assurer le bon déroulement de la mission. La plate-forme assure le bon fonctionnement de la charge utile. La durée de fonctionnement d'un nano-satellite, soit en majeure partie la phase opérationnelle, est habituellement d'une année.

Phase 5 : La **phase de rentrée atmosphérique** commence à la fin de la phase opérationnelle. Elle consiste à éteindre complètement le satellite pour prévenir sa désorbitation, afin de respecter la Loi sur les Opérations Spatiales.

STB-42-1

La chaîne instrumentale sera dimensionnée pour fonctionner 1 an au minimum.

Il est donc indispensable que la mission soit remplie dans ce temps imparti.

STB-42-2

L'ensemble des mesures (comprenant les deux CU) doit être effectué en 1 an au maximum.

STB-42-3

La conception et la réalisation du nano satellite prendront en compte les exigences de la Loi sur les Opérations Spatiales.



4.3. CHAMP DES MESURES INSTRUMENTALES

4.3.1. SCINTILLATEUR

La CU Scintillateur n'a pas de champ limité (détection dans 4π sr).

4.3.2. GPS

Les mesures du TEC de l'ionosphère se font par radio-occultations. Il est possible de réaliser des occultations montantes (auquel cas le satellite doit accrocher un signal GNSS dès le début de la mesure), et descendantes (dans ce cas, le signal GNSS est déjà accroché avant l'occultation, ce qui est moins contraignant). L'étude de Tanguy HELLIOT (DRb1) sur les radio-occultations ionosphériques montre que le nombre d'occultations possibles (montantes et descendantes confondues) par jour est suffisamment grand pour n'utiliser que les occultations descendantes, plus simples à réaliser. Pour réaliser une occultation de ce type, le nano-satellite doit viser à travers l'ionosphère et accrocher le signal émis par un satellite GNSS sur le point d'être masqué par la Terre (voir figure ci-dessous).

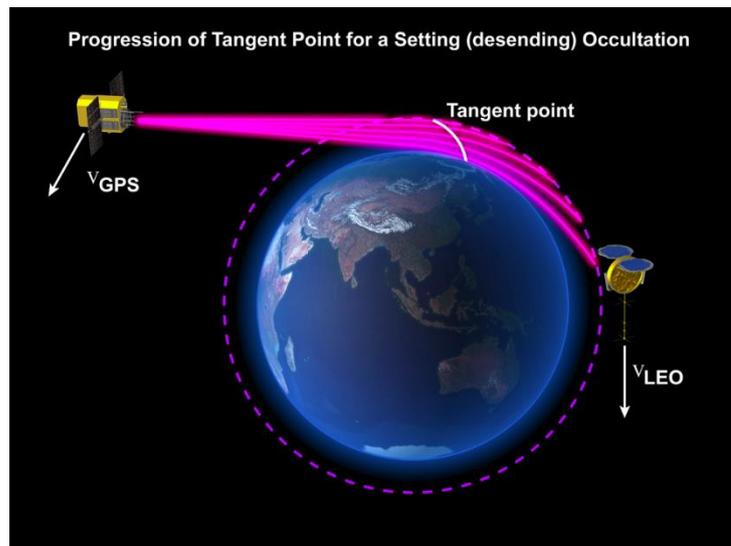


Figure 2 Schéma de principe des occultations radio à travers l'atmosphère terrestre

La CU GPS est donc limitée en champ, car les mesures impliquent la visée de satellites GPS.

En négligeant en première approximation la courbure des signaux due à leur réfraction dans l'ionosphère, on peut estimer l'angle d'élévation maximal θ que le satellite doit réaliser par rapport à sa trace pour pointer un satellite GPS (voir schéma ci-dessous).

$$\theta = \pi/2 - \alpha$$

$$\theta = \pi/2 - \sin^{-1}\left(\frac{R_T}{R_T + h}\right) = \pi/2 - \sin^{-1}\left(\frac{6371 \text{ km}}{6371 + 650 \text{ km}}\right)$$

$$\theta \approx 24.8^\circ$$



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 34

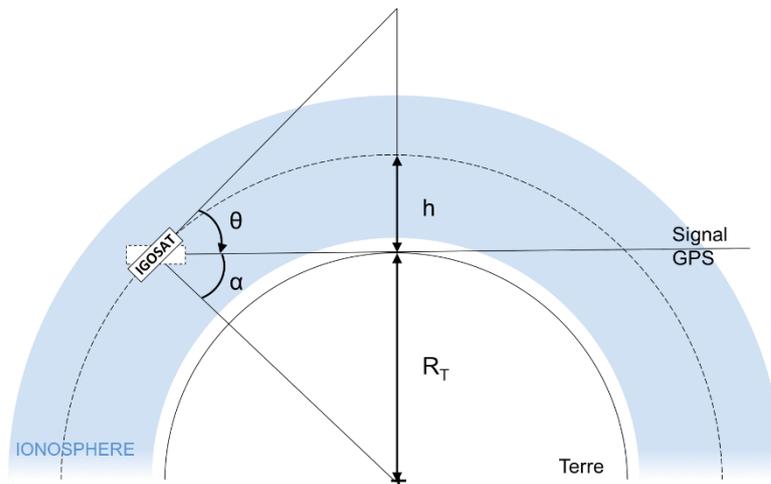


Figure 3 Schéma angulaire de l'occultation du signal GPS

STB-432a

Pour réaliser une occultation, le satellite doit se trouver dans une zone de mesure et pointer vers l'arrière, avec un angle d'élévation d'environ -25° et accrocher un signal GNSS.

Par ailleurs, l'angle d'ouverture à -3 dB doit rester supérieur à 20° , pour conserver une moyenne minimum de 3 satellites GPS disponibles pour occultation (cf. DRb1)

STB-432b

Le champ de vue azimuthal instantané de CU GPS est au minimum de 20° .

5. PERFORMANCES DU SYSTEME

Dans la prolongation des spécifications relatives à l'analyse mission, les performances de mesure, de traitement et de transmission sont détaillées ci-après.

5.1. PERFORMANCES DE LA CHAINE INSTRUMENTALE

Les grandeurs à mesurer sont constamment présentes dans les zones couvertes. La seule contrainte à ce niveau est la réalisation des mesures dans la durée prévue pour la mission.

5.1.1. MESURES DU TEC

La CU GPS mesure la différence de phase entre les deux fréquences émises par les satellites de la constellation GNSS considérée. Le nombre d'occultations total par jour est estimé à 30 fois le nombre N de ces satellites ; la constellation GPS ($N = 30$) suffit largement à nos besoins, en termes de quantité d'occultations descendantes disponibles (100 à 200 par



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 35

jour dans une ouverture de 20° durant environ 500 s, parfois simultanées - voir le rapport de Tanguy HELLIOT : DRb1).

- Précision de la mesure du TEC

Un algorithme d'inversion permet ensuite de remonter à la valeur du TEC, qui s'exprime en fonction du retard ΔT entre les deux signaux (cf. SM) :

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

Avec c la vitesse de la lumière dans le vide. La précision requise sur la mesure du TEC est de 0.1 TECU, ce qui implique une précision sur la mesure temporelle du GPS :

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

$$\delta \Delta T \approx 35 \text{ ps}$$

Actuellement, la carte GPS retenue (OEM615 de Novatel) ne peut discriminer temporellement que 20 ns RMS, soit une précision de seulement 57 TECU...

Concernant la fréquence d'échantillonnage, elle conditionne la précision en altitude des profils de TEC obtenus pour chaque occultation. Au vu de la géométrie du problème, l'écart en altitude entre deux mesures du TEC n'est pas fixe. Avec une fréquence d'acquisition de 50 Hz, sur une occultation de 500 s, la résolution h moyenne en altitude pour la mesure du TEC de l'ionosphère peut être estimée comme suit :

$$h = 650 \text{ km} / 50 \text{ Hz} * 500 \text{ s} = 26 \text{ m}$$

Elle est de l'ordre de la dizaine de mètres, comme indiqué dans le rapport de Tanguy HELLIOT (cf. DRb1), à partir d'une simulation MATLAB.

STB-511b

La performance du GPS bi-fréquence concernant la mesure du TEC consiste à :

- mesurer la différence de phase entre les fréquences du signal GPS reçu ;
- la CU doit pouvoir réaliser au maximum 200 occultations de 500 s par jour, à une fréquence d'acquisition de 50 Hz maximum ;



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 36

5.1.2. MESURES DES ELECTRONS ET DES PHOTONS GAMMA

Le scintillateur et sa chaîne de lecture mesurent l'affluence et la répartition en énergie des électrons et des photons de haute énergie. Le champ de vue est de 4π stéradians, donc cet instrument ne générera aucune exigence de pointage ou d'alignement.

STB-512-1

La performance pour la mesure des électrons et des photons gamma par le scintillateur consiste à :

- mesurer les électrons dans un spectre de 1 à 20 MeV ;
- mesurer les photons dans un spectre de 20 keV à 2 MeV ;
- avec une résolution en énergie de 10 à 60 keV ;
- et une résolution temporelle de 10 μ s.

L'acquisition des données est répartie sur les temps de passage au-dessus des zones concernées (pôles et SAA). Les données doivent être structurées et contenir toutes les informations nécessaires à leur exploitation.

STB-512-2

Les données d'une acquisition doivent contenir à minima les informations suivantes :

- la date des événements ;
- leur nature ;
- l'énergie déposée dans chaque scintillateur.

5.1.3. COUVERTURE DU SATELLITE

Sachant que la période orbitale est de 1h24 environ et que l'orbite est héliosynchrone, on peut calculer le maillage longitudinal réalisé par l'IGOSAT sur les pôles (en supposant l'orbite parfaitement polaire). A raison d'un décalage en longitude de 21° par orbite, la résolution atteinte est de 3° (modulo $[360^\circ, 21^\circ] = 3^\circ$), au bout de 120 orbites ($360^\circ/3^\circ$), soit une semaine de vol. Cependant, le nombre d'occultations réalisable à chaque passage est relativement faible ; en considérant 200 occultations par jour réparties de manière homogène :

$(200/24) \cdot (1h24) \cdot (20 \cdot 2 \cdot 2) / 360 = 2.6$ occultations par orbite pour les deux pôles.

Soit donc l'échantillonnage le long de chaque méridien sur la durée de la mission :

1 an \Leftrightarrow environ 6250 orbites, divisé par le maillage longitudinal : 52 passages par maille, donc : $2.6 \cdot 52 / 2 = 67$ profils de TEC environ par maille.

STB-513

Le satellite devra effectuer 67 profils de TEC environ par maille par an.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 37

5.1.4. TRAITEMENT BORD

L'enregistrement et la transmission des données sont assurés par la plateforme. Une estimation du volume de données générés par les mesures a été effectuée (cf. DRb13), à savoir environ 1Mbit à transférer par orbite pour les deux CU confondues (respectivement 288 kbits pour le GPS et 612 kbits pour le scintillateur, pour un temps d'acquisition de 1800 s à chaque orbite). Des données de maintenance, de volume sensiblement moindre, sont considérées intégrées à la marge de 30% prise sur les estimations. Le temps d'accès à la station varie de 1 à 11 minutes en fonction des passages, et vaut 8 minutes en moyenne.

STB-514-1

La plate-forme assure un stockage de la TM charge utile dans une mémoire de masse tout au long de la phase de mesure. La capacité d'enregistrement doit être de l'ordre de 1Mbit.

Le choix des bandes de fréquences, justifié plus haut (cf. 3.3.3), s'applique à l'émetteur de la plateforme. Les débits associés à ces fréquences sont de l'ordre de 1200 à 9600 bits/s (cf. documentation de la carte ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver, disponible sur cubesatshop.com).

STB-514-2

Les TM sont transmises en bande UHF et les TC en bande VHF, avec un débit entre 1200 et 9600 bits/s pour la TM.

Au vu des contraintes télémétriques déterminées dans le document DRb13, un traitement préliminaire à bord des données serait préférable, en réalisant une compression d'un facteur 1 à 5 suivant le débit utilisé, pour pouvoir télécharger les données au sol lors du passage du satellite à proximité de la station sol.

STB-514-3

Les données seront compressées à bord avec un facteur de compression de 1 (meilleur cas : 9600 bits/s) à 5 (pire cas : 1200 bits/s). La compression devra être sans perte.

NB : A noter qu'un débit de 1200 bits/s assure un plus faible taux d'erreur.

5.1.5. SIMULATEUR MISSION

STB-515

Un simulateur mission complet doit être développé pour s'assurer des performances réalisées/réalisables par le système. Il permettra de :

- *visualiser le nano-satellite sur son orbite, ainsi que les régions d'intérêt ;*
- *simuler le déroulement des différents scénarii de vol (mesures, traitement des données, consommation électrique, télémétrie) ;*
- *préparer les commandes à envoyer au nano-satellite pour réaliser les scénarii de vol ;*
- *quantifier la puissance solaire reçue ;*
- *simuler et observer le contrôle d'attitude ;*
- *simuler les doses radiatives reçues par l'appareil pendant la mission.*



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 38

5.1.6. IDENTIFICATION DES BRUITS

Les principaux bruits affectant les mesures instrumentales sont les suivants :

- bruit de position (précision GPS)
- bruit de pointage (précision SCAO)
- bruits électroniques (carte d'acquisition/carte GPS)
- bruit photonique (émission des photons gamma)
- biais des instruments (calibration)
- dérive des instruments

STB-516

Un simulateur sera développé pour chaque chaîne instrumentale (GPS et Scintillateur). Il permettra de faire un bilan système d'un bout à l'autre des chaînes d'acquisition, en prenant en compte tous les bruits, biais et traitements sol.

5.1.7. TRAITEMENT SOL

La majorité des traitements informatiques sera réalisée au sol.

STB-517

Le segment sol doit effectuer le calcul du TEC en fonction de l'altitude par un algorithme d'inversion à partir des données de la CU GPS transmises (cf. DRb2).

La question de la construction des spectres d'énergie à partir des mesures événement par événement à bord (économie de télémétrie mais perte d'information) ou au sol reste ouverte. Actuellement, la possibilité de disposer des deux modes à bord (événements et/ou histogramme) est discutée.

5.1.8. FOURNITURE DES PRODUITS AUX UTILISATEURS

L'utilisateur au sol doit pouvoir récupérer les données de mesure, pour les deux CU. Des données de maintenance seront ajoutées à ce volume d'information. Ces télémessures de surveillance consistent en une série de paramètres permettant d'évaluer l'état de fonctionnement du satellite, notamment dans le cas d'une défaillance, ou pour prévenir une défaillance. Les températures de fonctionnement de l'ordinateur de bord, de la batterie et des CU seront mesurées, ainsi que les tensions et la consommation de chaque élément du satellite, afin de dresser un état général lors de chaque transmission de ce dernier.

STB-518

Les produits fournis aux utilisateurs sont :

- les données de mesure fournies par le récepteur GPS et compressées à bord ;
- les données de mesure fournies par le scintillateur et également compressées à bord ;
- les données de maintenance.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 39

5.2. PERFORMANCES DE POINTAGE ET DE STABILITE

Le pointage de l'IGOSAT est réalisé par magnéto couplage, avec un contrôle sur 3 axes. Les deux axes perpendiculaires à la trace servent au pointage de l'antenne GPS ; le 3e axe de rotation, quasiment parallèle à la trace, est également contrôlé pour réaliser un spinning du satellite (pour effectuer une homogénéisation thermique et obtenir une raideur gyroscopique le long du grand axe).

Comme l'antenne de télémétrie et la CU Scintillateur ne requièrent pas de pointage (grandes ouvertures), seules les mesures du TEC et les besoins énergétiques (orientation des panneaux solaires) conditionnent l'attitude du satellite.

Lors des mesures de TEC, il s'agit de conserver le grand axe dans le plan orbital, et l'incliner légèrement vers l'arrière (cf. 4.3.2a), pour lui permettre de réaliser les occultations (cf. schéma en 4.3.2a). La précision du pointage correspond au demi-angle d'ouverture de l'antenne, soit 10° pour une ouverture de 20° .

STB-52-1

Lorsqu'il mesure le TEC, le satellite doit pointer l'antenne GPS vers l'arrière, 25° sous sa trace (dans le plan de l'orbite), avec une précision de 10° .

Lors des recharges solaires, le nano satellite utilise ses capteurs solaires et la SCAO pour orienter correctement ses panneaux solaires, et maximiser le flux incident.

STB-52-2

Lors des recharges, le satellite doit orienter ses panneaux solaires vers le soleil afin de se recharger le plus efficacement et le plus rapidement possible.

6. LES EXIGENCES DE CONCEPTION ET DE DEVELOPPEMENT

6.1. INTERFACE LANCEUR

Les spécifications requises pour chaque type de déployeur sont présentes dans le document « Bilan sur les moyens de lancement des CubeSats » (DRa3), notamment concernant les dimensions à respecter.

STB-61-1

Le satellite doit pouvoir s'interfacer avec le déployeur, qu'il soit de type P-POD ou Flymate.

STB-61-2

Le déployeur doit être qualifié sur le lanceur choisi.



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 40

6.2. SATELLITE

Conformément aux spécifications CubeSat et interface lanceur (cf. DA2, DA3) :

STB-62-1

La masse du satellite ne doit pas dépasser 4 kg.

Concernant le transport du satellite :

STB-62-2

Le conteneur doit permettre le transport du satellite dans son dépoyeur:

- *par avion et voie ferrée jusqu'au site de lancement ;*
- *en ambiance thermique et hydrique standard et contrôlée.*

6.3. SEGMENT SOL

Les traitements sol sont effectués après la réception par la station, qui réalise les opérations de démodulation et de décompression. Le segment sol est aussi chargé d'envoyer les TC au satellite.

STB-63-1

Le segment sol réalise les traitements suivants pour les TM :

- *Réception, démodulation et décompression des TM ;*
- *gestion des erreurs de transmission ;*
- *traitements informatiques des mesures ;*
- *affichage des mesures.*

Le segment sol réalise les traitements suivants pour les TC :

- *codage, modulation et envoi des TC fixées par le plan de vol ;*
- *réception des confirmations de réception de TC par le satellite.*

Concernant les données de maintenance et le bon fonctionnement du satellite :

STB-63-2

Le segment sol (centre de commande-contrôle) doit assurer :

- *la réception et l'enregistrement de la TM de surveillance du passage du satellite ;*
- *les traitements de prédiction d'orbite pouvant impliquer des TC de SCAO différentes du plan de vol.*



Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 41

7. LES EXIGENCES DE QUALIFICATION

Les exigences de qualification relatives au système se déclinent suivant les étapes de la vie du système.

7.1. AVANT LE LANCEMENT

STB-71-1

L'aptitude au fonctionnement de l'ensemble du système, c'est-à-dire la capacité du système à mener à bien sa mission, sera démontrée.

Pour répondre à cette exigence, les essais système préalables au lancement se scindent en trois grandes étapes successives :

- les essais de compatibilité entre les diverses composantes du système ;
- les essais de qualification technique ;
- les essais de qualification de préparation aux opérations.

STB-71-2

Un modèle de qualification du satellite sera développé et testé avant le modèle de vol.

Remarque : il pourra s'agir du modèle d'ingénierie développé au préalable.

7.2. APRES LE LANCEMENT ET PENDANT LA RECETTE EN VOL

Les essais postérieurs au lancement constituent la recette en vol du système.

STB-72-1

Le bon fonctionnement du satellite en orbite (comportement de la plateforme et des deux chaînes instrumentales à bord) sera vérifié et validé ou invalidé.

STB-72-2

La conformité aux spécifications des produits fournis aux utilisateurs sera établie.

Démonstrations technologiques :

Les composants suivants n'ont jamais été testés en vol spatial et constituent de ce fait des démonstrateurs technologiques :

- Circuit ASIC EASIROC (électronique de lecture – CU scintillateur) ;
- Carte de réception GPS OEM615 (AC) (CU GPS) ;
- Antennes patch pour le GPS (CU GPS)
- Batteries au lithium (dans le cas d'un partenariat avec ACCUWATT).

STB-72-3

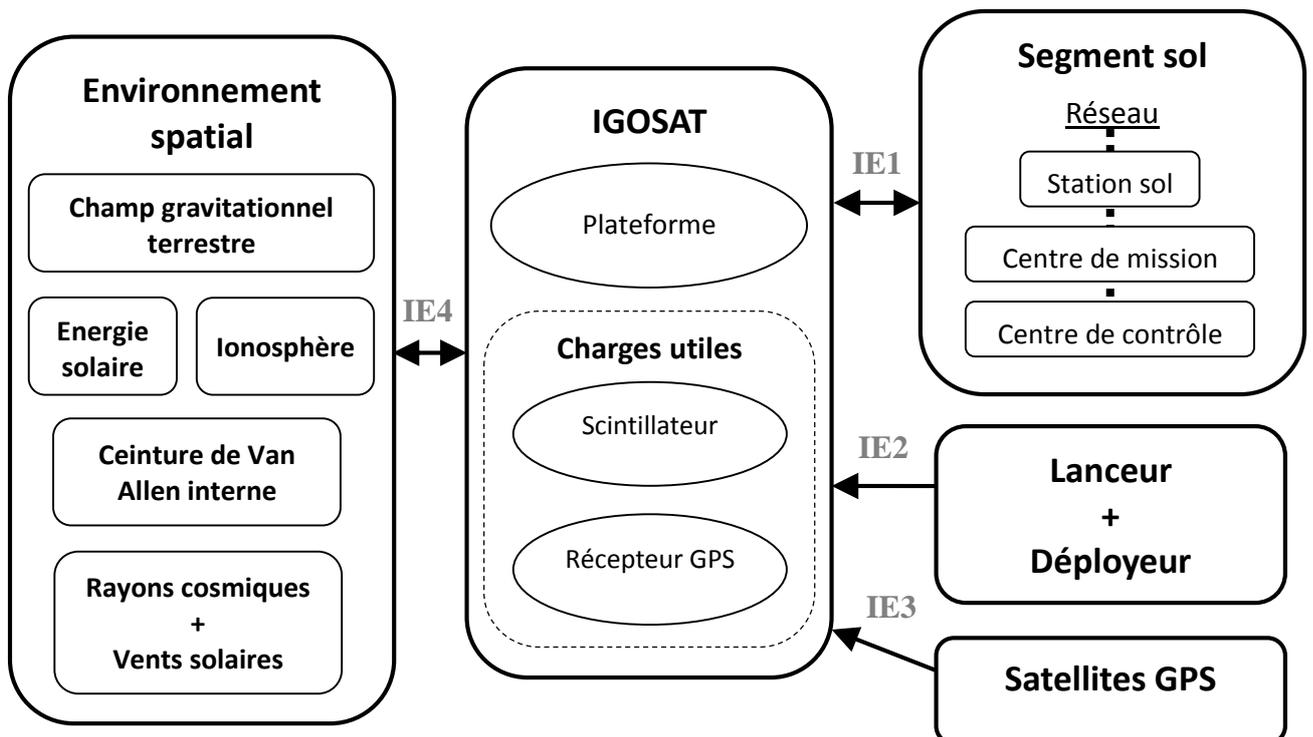
Le comportement des éléments constituant des démonstrations technologiques sera caractérisé et validé ou invalidé aux conditions spatiales.



8. ANNEXES

8.1. DIAGRAMME DE CONTEXTE

Le diagramme de contexte ci-dessous résume les interactions entre l'IGOSAT et les systèmes qui l'environnent :



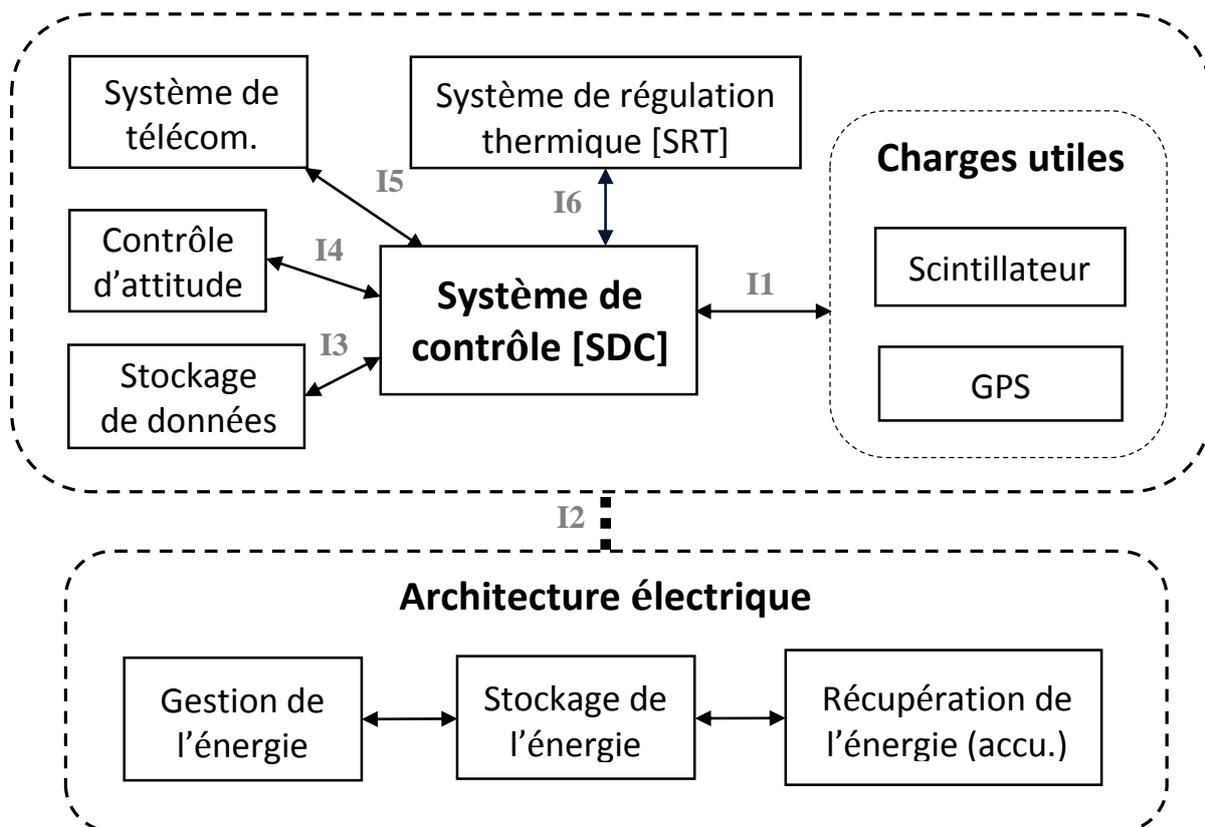
CARACTERISATION DES INTERFACES EXTERNES

Interface	Données ou flux transitant (1 > 2)	Données ou flux transitant (2 > 1)
IE1 [IGOSAT - Station sol]	Télémesures + données de maintenance	Télécommandes
IE2 [IGOSAT - Déployeur]	X	Vibrations / chocs
IE3 [IGOSAT - Satellites GPS]	X	Signal GPS bifréquence
IE4 [IGOSAT - Envir. Spatial]		
IE4.1 [IGOSAT - Ionosphère]	X	Ions de haute énergie
IE4.2 [IGOSAT - CVA interne]	X	Particules de haute énergie (protons)
IE4.3 [IGOSAT - Rayons cosmiques / vents solaires]	X	Particules de haute énergie
IE4.4 [IGOSAT - Soleil]	X	Photons solaires (recharge)
IE4.5 [IGOSAT – Champ G. Terre]	Interaction gravitationnelle : trajectoire orbitale / couples gravitationnels	



8.2. ARCHITECTURE FONCTIONNELLE

Le système IGOSAT lui-même se décompose comme suit :





Réf. : IGOsat-STB

Edition : 2

Date : 05/01/2014

Révision : 0

Date :

Page : 44

CARACTERISATION DES INTERFACES INTERNES

Interface	Données ou flux transitant (1 > 2)	Données ou flux transitant (2 > 1)
I1 [SDC - Charges utiles]		
I1.1 [SDC - GPS]	Requêtes de mesure (commandes)	Mesures d'occultation
I1.2 [SDC - Scintillateur]	Requêtes de mesure (commandes)	Mesures d'événements
I2 [SDC - Architecture électrique]		
I2.1 [Récup. - Accu.]	Courant électrique photovoltaïque	X
I2.2 [Accu - Gestion]	Courant électrique (décharge batterie ou photovoltaïque)	Mesure de charge batterie Intensités/Tensions photovoltaïques
I2.3 [Gestion - Plateforme + CU]	Tensions électriques d'alimentation	X
I2.4 [Gestion - SDC]	Valeurs des tensions électriques d'alimentation	Commandes de shunt (défaillance)
I3 [SDC - Stockage de données]	Mesures traitées (GPS + Scintillateur) Requêtes de mesures	Mesures traitées (pour envoi au sol)
I4 [SDC - SCAO]	Commandes de contrôle d'attitude	Mesures d'orientation (champ magnétique / capteur solaire)
I5 [SDC - Télécom.]	Mesures + maintenance > sol	Commandes sol
I6 [SRT - Plateforme + CU]		
I6.1 [SRT - Accu.]	Commande de température	Mesure de température
I6.2 [SRT - Autres ?]