

| | |
|---|--|
|   | Réf. : SYS-NT-04 Edition : 1 Date : 28-04-15 Révision : 2 Date : 18-06-15 |
|   |  <p>Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p> |

| |
|------------------------|
| ANALYSE SYSTEME |
|------------------------|

| |
|--|
| <p>Résumé</p> <p>Ce document identifie les caractéristiques du système en décrivant la logique système, l'analyse fonctionnelle et les bilans de masse, de liaison et de puissance.</p> |
|--|

| | Date | Signature |
|-----------------------------------|------------|-----------|
| Préparé par : Stanislas Le Grelle | 28/04/2015 | |
| Approuvé par : Marco Agnan | 26/06/2015 | |



HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

| Ed. | Rev. | Date | Modifications | Visa |
|-----|------|------------|-------------------------------------|------|
| 1 | 0 | 28/04/2015 | Création du document | |
| 1 | 1 | 21/05/2015 | Modification SADT + Logique Système | |
| 1 | 2 | 18/06/2015 | Arborescence produit, bilans | |



TABLES DES MATIERES

| | |
|--|-----------|
| Liste des figures..... | 4 |
| 1. ARCHITECTURE SYSTEME | 5 |
| 1.1 Arborescence produit | 5 |
| 1.2 Demarche d'analyse fonctionnelle | 7 |
| 1.3 SADT..... | 8 |
| 1.4 Interfaces | 14 |
| 2. MODES SATELLITE | 15 |
| 2.1 Description des modes | 15 |
| 2.2 Transitions entre modes | 18 |
| 3. BILANS SYSTEMES..... | 23 |
| 3.1 Bilan de masse | 23 |
| 3.2 Bilan de liaison | 24 |
| 3.3 Bilan de données | 26 |
| 3.4 Bilan de puissance | 30 |
| Bibliographie | 34 |



LISTE DES FIGURES

| | |
|--|----|
| Figure 1 : Arborescence PROJET IGOSAT..... | 5 |
| Figure 2 : Arborescence segment spatial IGOSAT | 6 |
| Figure 3 : Arborescence segment sol IGOSAT..... | 6 |
| Figure 4 : Diagramme A-0..... | 8 |
| Figure 5 : Analyse fonctionnelle segment vol IGOSAT..... | 9 |
| Figure 6 : Analyse fonctionnelle SCI..... | 10 |
| Figure 7 : Analyse fonctionnelle GPS..... | 10 |
| Figure 8 : Analyse fonctionnelle ODB..... | 11 |
| Figure 9 : Analyse fonctionnelle SAE..... | 12 |
| Figure 10 : Analyse fonctionnelle SCA..... | 12 |
| Figure 11 : Analyse fonctionnelle TEL | 13 |
| Figure 12 : Tableau des interfaces..... | 14 |
| Figure 13 : Modes satellite d'IGOSAT..... | 15 |
| Figure 14 : Modes satellite et fonctions..... | 18 |
| Figure 15: Transitions entre modes satellite..... | 18 |
| Figure 16 : Sous-modes particuliers..... | 20 |
| Figure 17 : Scénario 1 en sortie du POD, fonctionnement nominal..... | 21 |
| Figure 18 : Scénario 2 en sortie du POD, batterie faible..... | 21 |
| Figure 19 : Scénario 3, problèmes en cours de mission..... | 22 |
| Figure 20 : Bilan de masse..... | 23 |
| Figure 21 : Bilan de visibilité à 20° d'élévation station..... | 24 |
| Figure 22 : Bilan de liaison uplink..... | 25 |
| Figure 23 : Bilan de liaison downlink..... | 25 |
| Figure 24 : Caractéristiques orbitales IGOSAT | 26 |
| Figure 25 : Bilan de données IGOSAT..... | 26 |
| Figure 26 : Tableau des données HK..... | 27 |
| Figure 27 : Données GPS..... | 28 |
| Figure 28 : Données SCI..... | 29 |
| Figure 29 : Bilan de puissance non margé..... | 30 |
| Figure 30 : Bilan de puissance margé..... | 30 |
| Figure 31 : Caractéristiques orbitales IGOSAT..... | 31 |
| Figure 32 : Repère et localisation panneaux solaires..... | 32 |
| Figure 33 : Paramètres de puissance..... | 33 |



1. ARCHITECTURE SYSTEME

1.1 ARBORESCENCE PRODUIT

Le projet IGOSAT est un projet de développement d'un système spatial comprenant deux des trois segments communs à tous les projets spatiaux :

- segment spatial
- segment sol

Le segment lanceur n'est pas développé dans le cadre de ce projet. En effet, nous embarquerons le nanosatellite IGOSAT en « piggy-backing » à bord d'une fusée permettant le déploiement de nanosatellites.

La décomposition de notre système, du point de vue de son architecture physique, se fait comme suit :

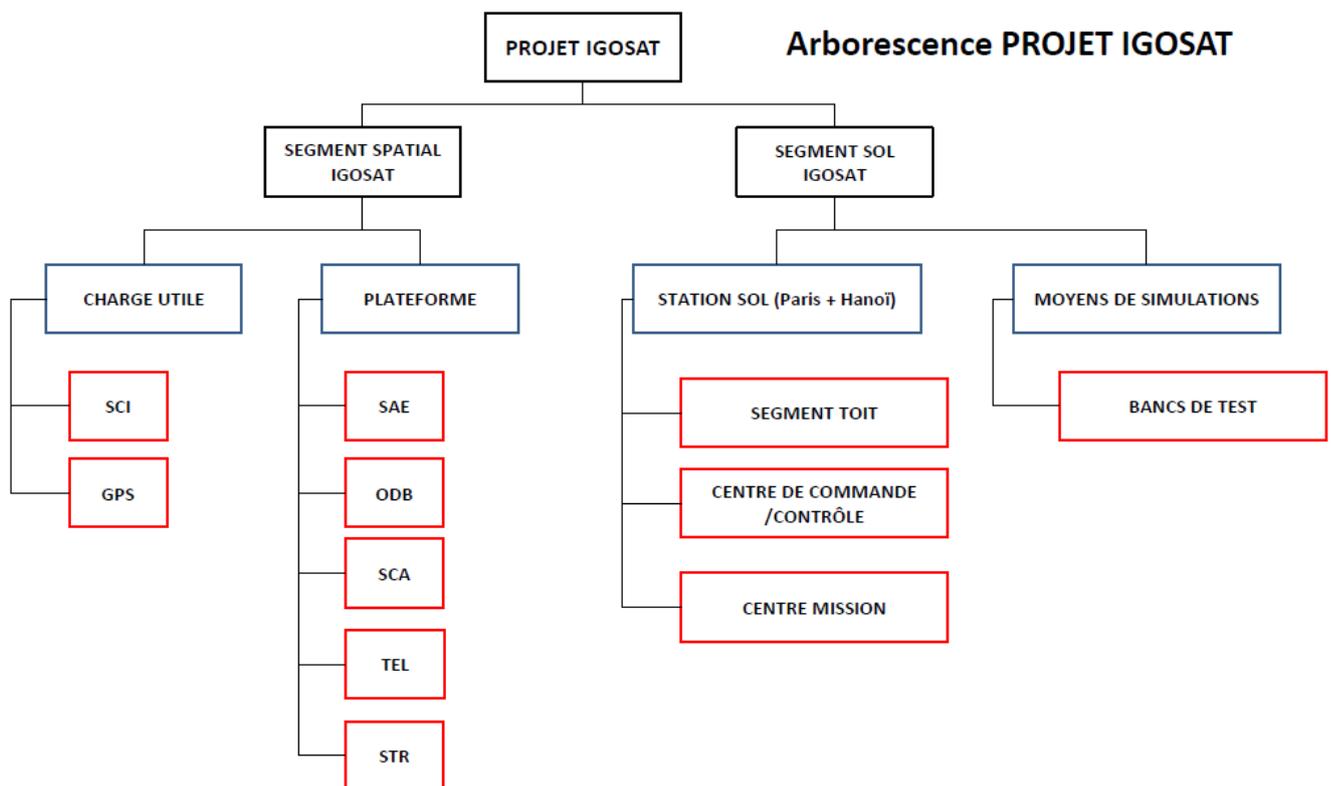


Figure 1 : Arborescence PROJET IGOSAT

Voici la signification des acronymes présentés :

- SCI : Scintillateur
- GPS : Global Positioning System
- SAE : Système d'Alimentation Electrique
- ODB : Ordinateur De Bord
- SCA : Système de Contrôle d'Attitude
- TEL : Télécommunication
- STR : Structure



Voici la décomposition plus complète du segment spatial :

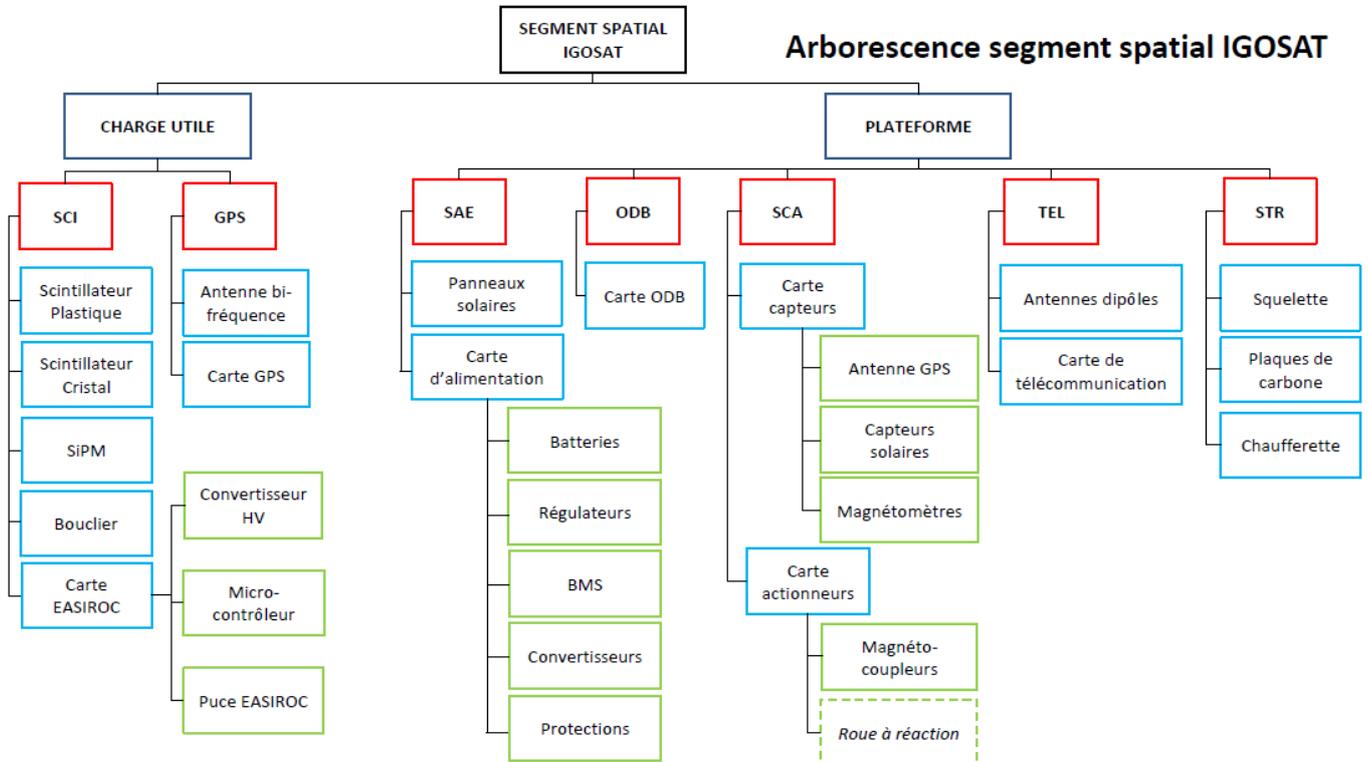


Figure 2 : Arborescence segment spatial IGOSAT

Et la décomposition du segment sol :

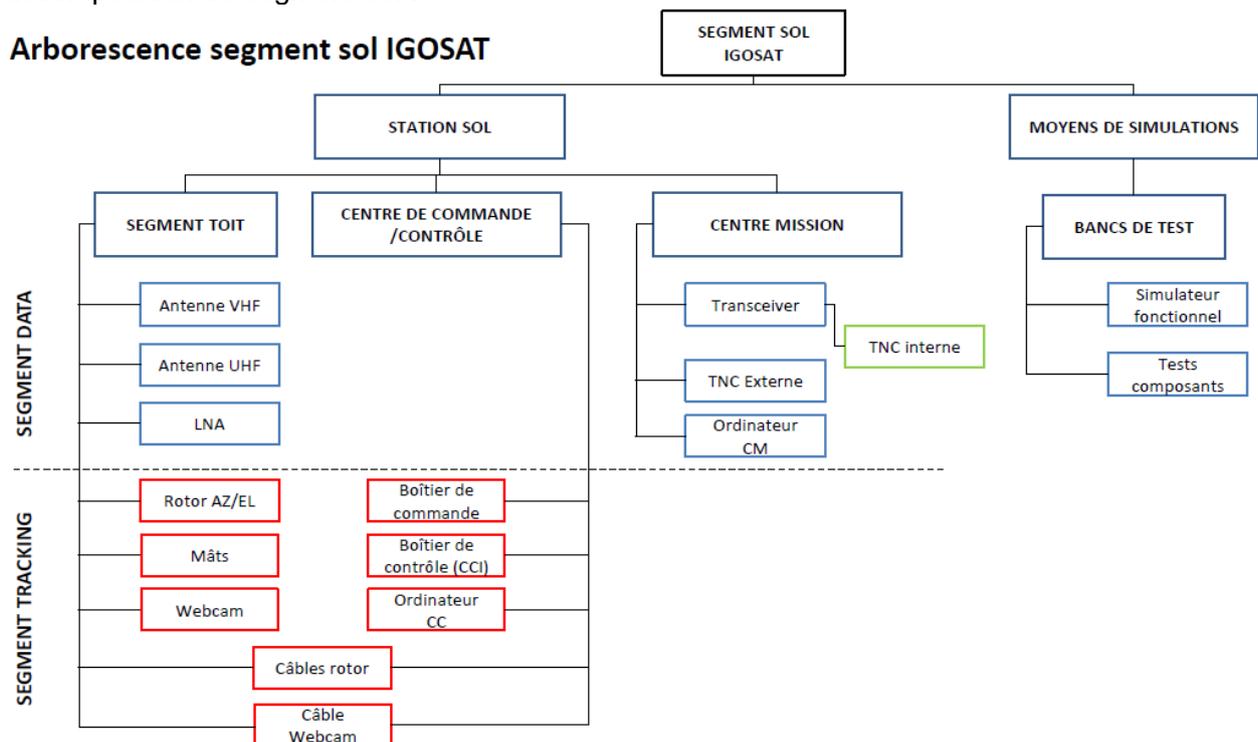


Figure 3 : Arborescence segment sol IGOSAT



1.2 DEMARCHE D'ANALYSE FONCTIONNELLE

Afin d'identifier les fonctions des sous-systèmes composant le système IGOSAT, nous recourons à une démarche d'analyse fonctionnelle.

Les besoins ont été clairement identifiés et exprimés lors de la Revue de Définition de Mission (RDM) à la fin de la phase 0 d'analyse mission.

Nous rappelons ces besoins :

Besoin pédagogique :

- Promouvoir le spatial en impliquant les étudiants dans un projet concret leur permettant d'acquérir une expérience professionnelle

Ce besoin est plus largement celui du programme JANUS du CNES et nous ne nous intéresserons ici, qu'aux besoins scientifiques suivants :

Besoins scientifiques :

- Fournir les mesures du contenu électronique total (TEC) de l'ionosphère par un récepteur GPS-bi-fréquence
- Fournir les mesures du spectre de rayonnements gammas et des électrons de hautes énergies au niveau de l'Anomalie Magnétique de l'Atlantique Sud (SAA) et des cornets polaires par scintillateurs

Ces besoins sont exprimés et détaillés sous formes d'exigences scientifiques et/ou technologiques dans le document de *Spécification de Mission (SM)*.

Les exigences techniques applicables à la conception du système spatial, en réponse aux exigences de la spécification mission fournie par l'APC et l'IPGP, sont fournies dans le document des *Spécifications Techniques de Besoin Système (STB Système)*.

Cette STB Système est alors fournie à chaque responsable de chaque sous-système pour que ces derniers puisse élaborer une STB de son produit (nanosatellite, charge utile, segment sol) qui y réponde sans ambiguïté.

La recherche de solutions technologiques s'est faite au travers de l'emploi de la méthode SADT qui permet une description graphique d'un système complexe, en l'occurrence, d'un système spatial, par analyse fonctionnelle descendante. Ce diagramme sera progressivement complété et permettra, tout au long des travaux, d'aider à la gestion du projet.



1.3 SADT

L'analyse SADT effectuée ici s'est faite au regard du segment spatial uniquement.
L'analyse SADT du segment sol est en cours de réalisation.

Voici le diagramme A-0 qui donne la vision la plus globale du système :

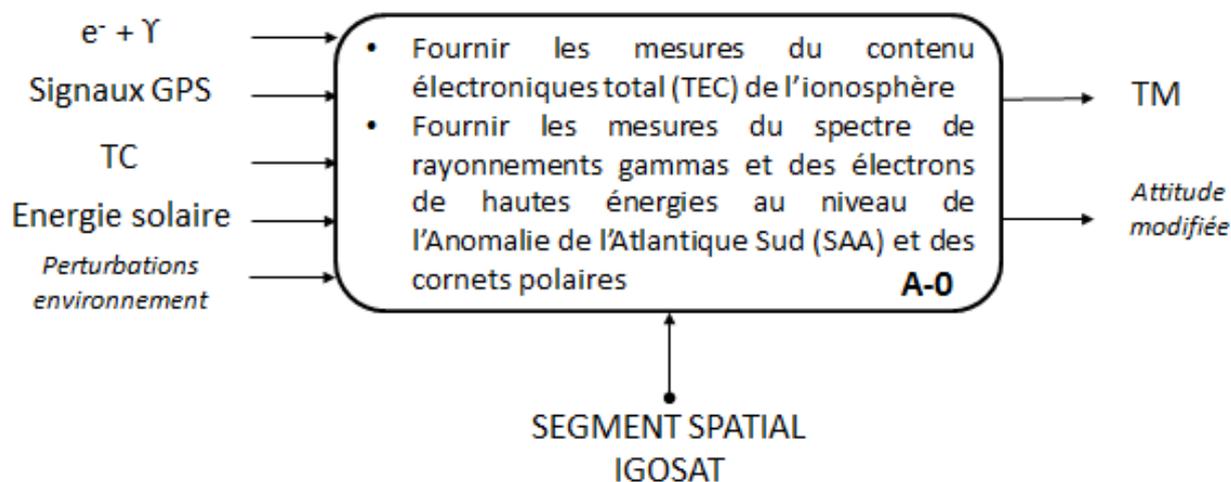


Figure 4 : Diagramme A-0

Les télémesures TM contiennent à la fois les données d'housekeeping (HK) et les données scientifiques qui seront traitées et exploitées au sol.

Nous avons tâché d'être le plus exhaustif possible sur les informations que contient cette analyse SADT. Ainsi, le type de liaison utilisé, le fait que tel élément soit conçu par nos équipes (nom de l'élément souligné) ou alors acheté sur étagères (COTS), la nature de la liaison et l'identification des interfaces sont présents dans ces diagrammes.



Le niveau A0 correspond à la décomposition du niveau A-0 et contient l'ensemble des actigrammes associés à chacun des sous-systèmes de la plateforme et de la charge utile.

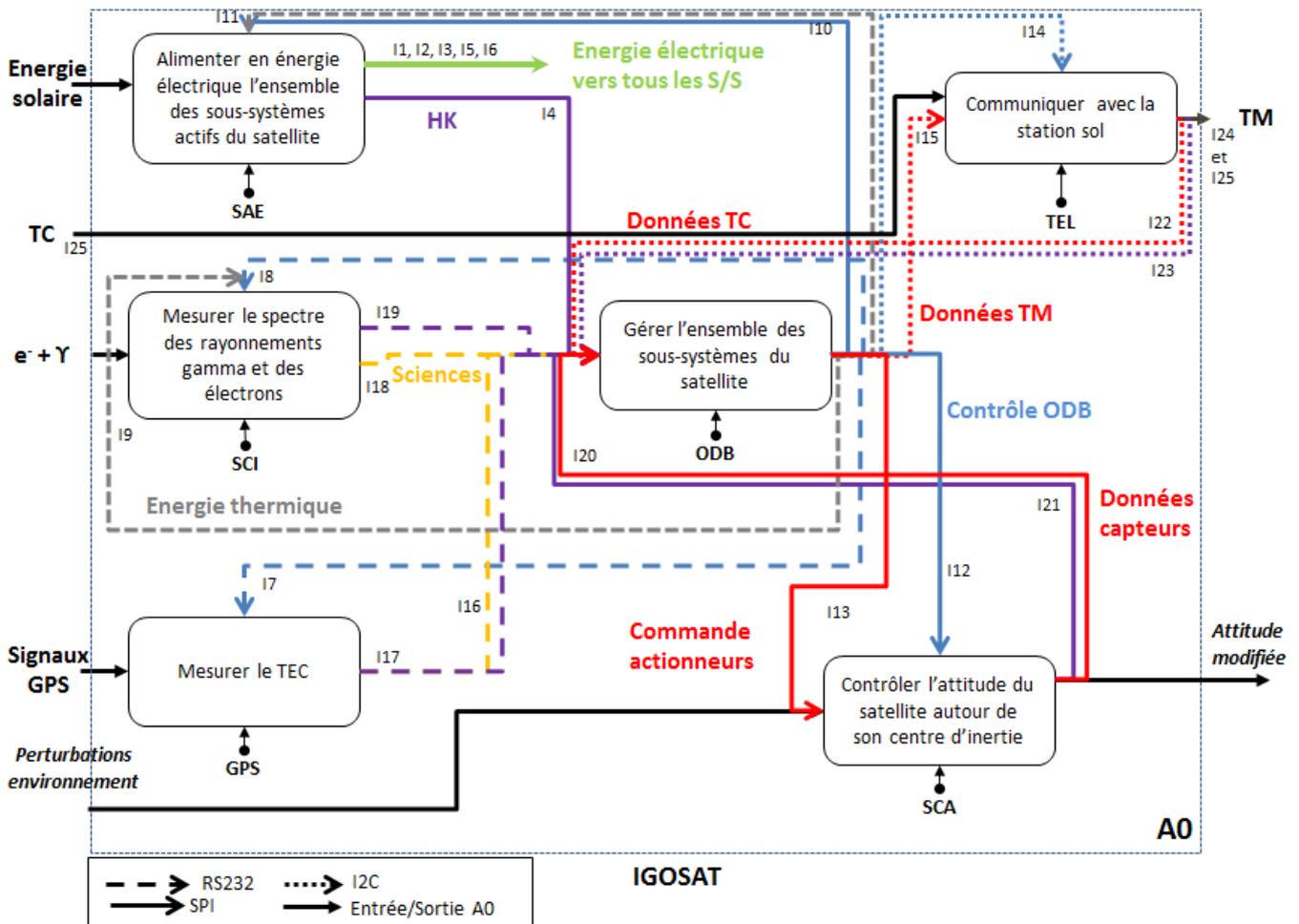


Figure 5 : Analyse fonctionnelle segment vol IGOSAT



Il convient à l'issue de cette étape, de décrire chacune des fonctions associées à chacun des sous-systèmes du satellite.

Commençant par l'actigramme SCI qui concerne l'instrument scintillateur.

Nous obtenons sa décomposition ci-dessous :

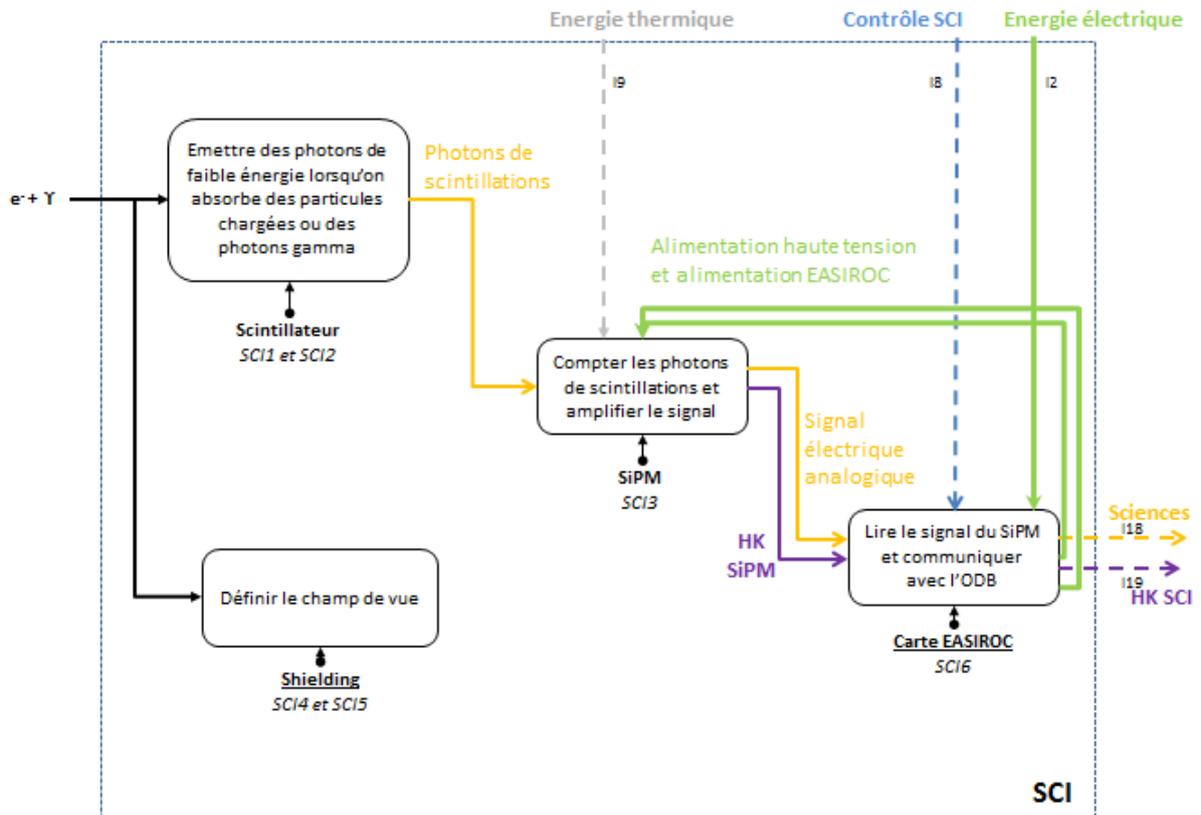


Figure 6 : Analyse fonctionnelle SCI

Concernant l'actigramme GPS, nous avons :

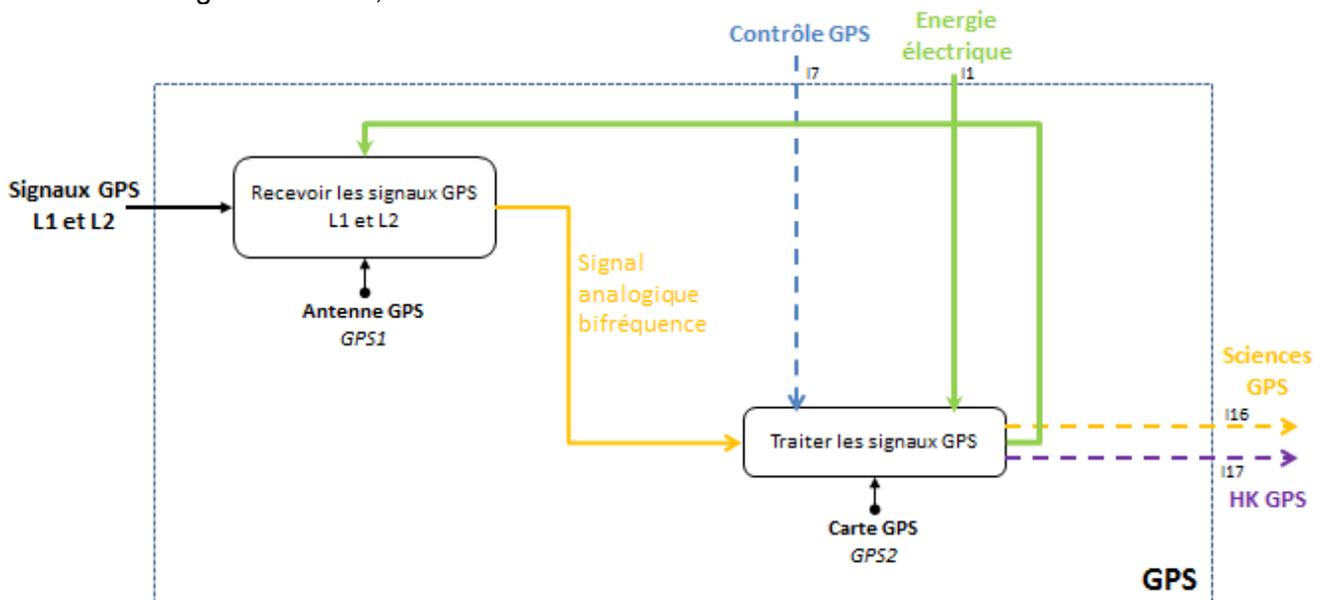


Figure 7 : Analyse fonctionnelle GPS



L'actigramme A-3 représente l'architecture fonctionnelle de l'Ordinateur De Bord (ODB) :

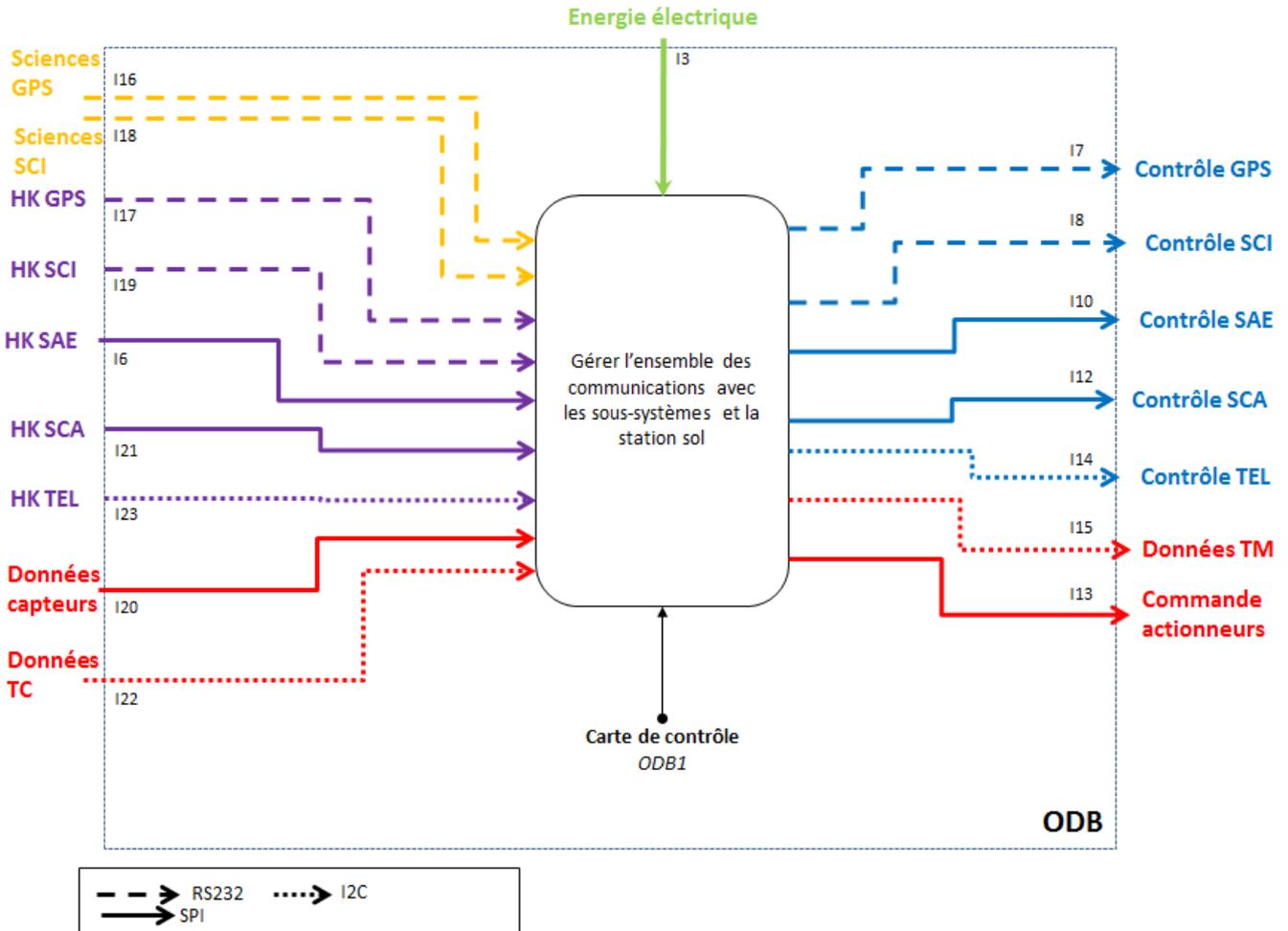


Figure 8 : Analyse fonctionnelle ODB



L'actigramme SAE concerne le Système d'Alimentation Electrique :

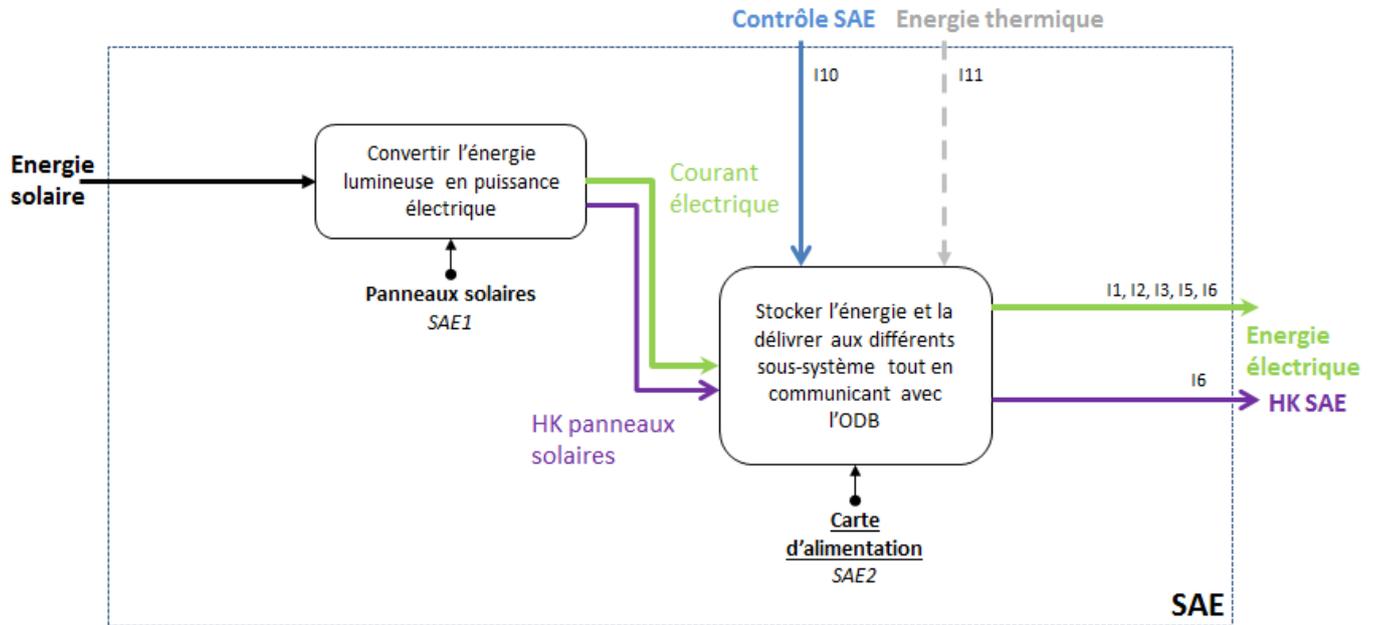


Figure 9 : Analyse fonctionnelle SAE

L'actigramme SCA concerne le Système de Contrôle d'Attitude :

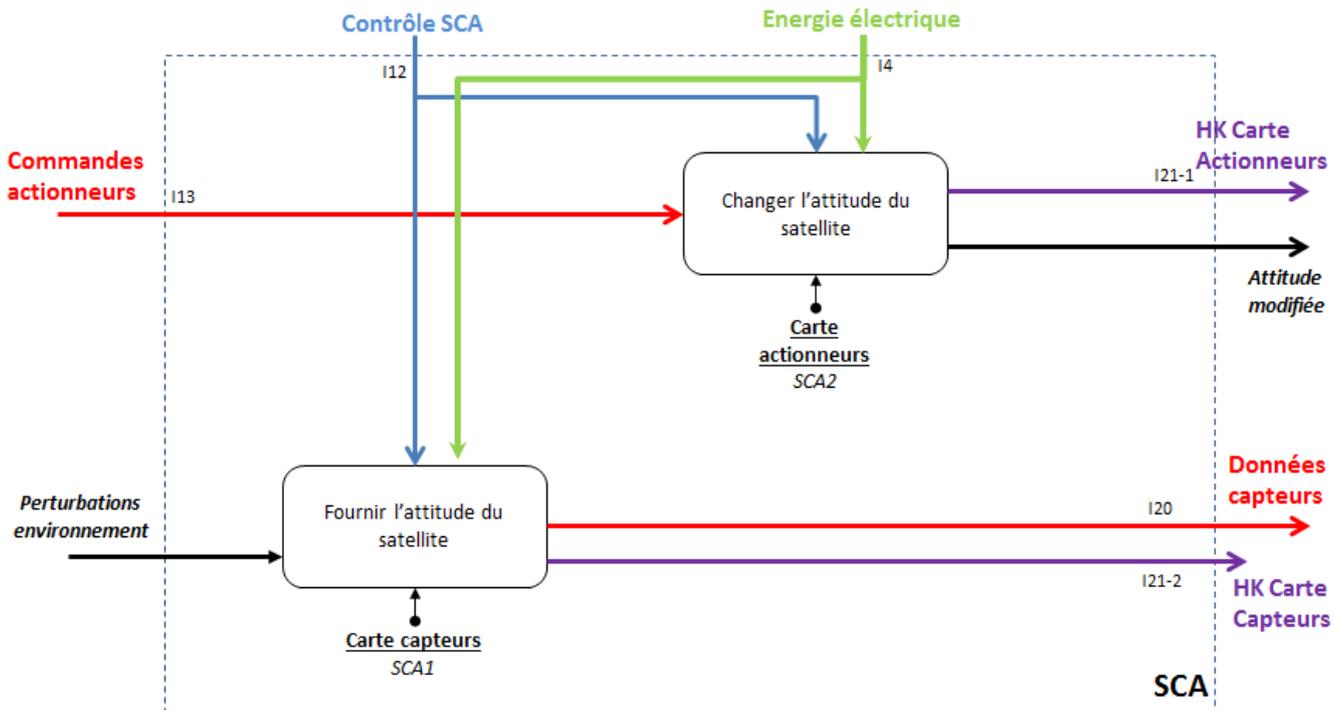


Figure 10 : Analyse fonctionnelle SCA



L'actigramme TEL concerne la partie Télécommunication :

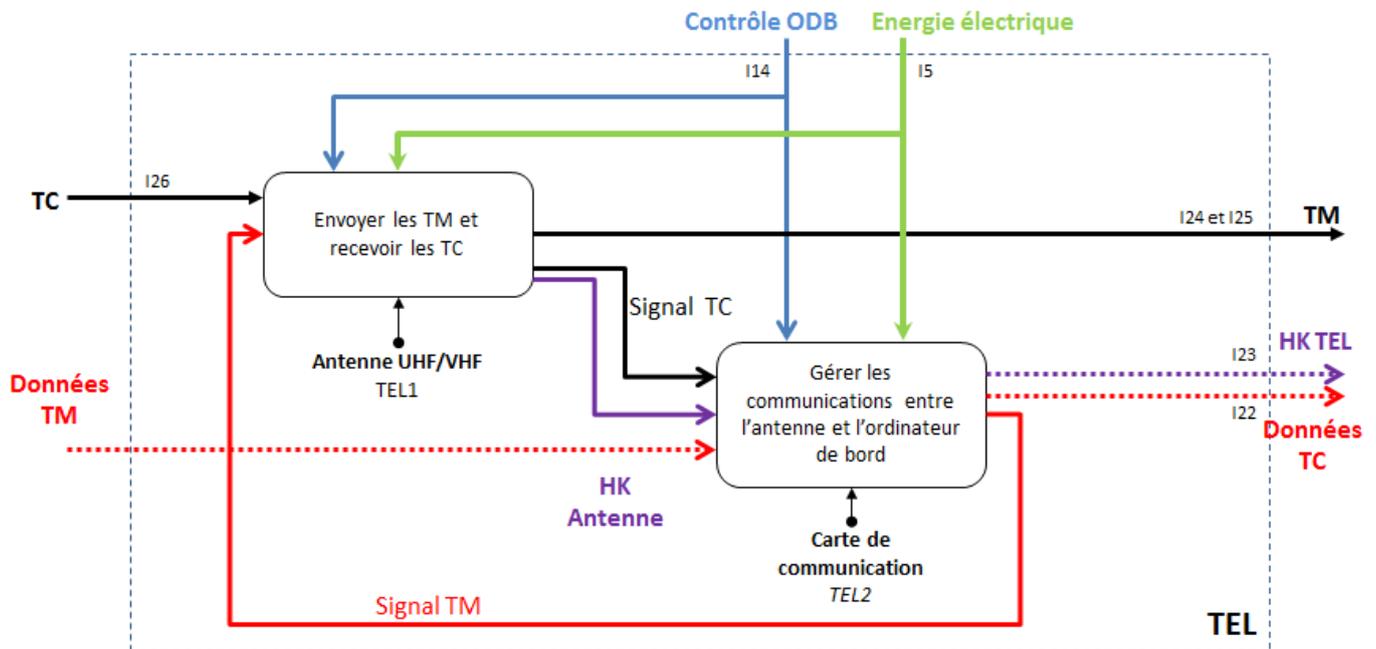


Figure 11 : Analyse fonctionnelle TEL

De ces décompositions, nous pouvons continuer à décrire les architectures des niveaux inférieurs. Dans le cadre de ce projet, un certain nombre d'équipements seront achetés sur étagère (COTS) et d'autres fabriqués par nos soins. Ce sont ces derniers que nous décrivons dans les documents dédiés à chacun des sous-systèmes en question.

Voici la liste des actigrammes concernés :

SCI : - Carte EASIROC (SCI6)

SAE : - Carte d'alimentation (SAE2)

SCA : - Carte capteurs (SCA1) et Carte d'actionneurs (SCA2)

Ces derniers seront présentés dès lors que l'architecture sera fixée pour chaque carte.



1.4 INTERFACES

De ces diagrammes SADT, nous sommes à présent à même de pouvoir définir les interfaces entre sous-systèmes. Ces dernières correspondent aux flèches du diagramme A0, référencée d'I1 (Interface 1) à I26.

| 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 µC |
| I19 | SCI | ODB | HK | RS232 (UART) | Via le µC |
| 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 | Télémetries TM | AX-25 | |
| I25 | TEL | SS | Beacon | Morse | |
| I26 | SS | TEL | Télécommandes TC | AX-25 | |

Figure 12 : Tableau des interfaces



Les modes ont été considérés en ayant une vision nominale du fonctionnement du satellite.
Les multiples possibilités à envisager seront étudiées plus tard.

Chaque mode défini ici est composé de fonctions qui peuvent être réalisées en même temps ou de manière découplée.

Voici la description de chacun des modes :

OFF : Ce mode est celui du satellite avant l'expulsion du POD. L'ensemble des sous-systèmes est éteint. Il est aussi atteint lorsque l'ordinateur de bord s'éteint pour rebooter. Si ce dernier ne se rallume pas, il s'agira de la perte de la mission.

ACQUISITION : Ce mode est caractérisé, la première fois qu'il est atteint, par la séquence d'allumage des différents sous-systèmes, par l'ODB et par le déploiement des antennes. Cette première fois, soit 30 min après le largage du POD (cf. OPE-STB-5), on déploiera les antennes. 45 min après le largage du POD (cf. OPE-STB-6), on effectuera une vérification du niveau de batterie afin d'envisager ou non, une manœuvre de *CONTROLE* dite de « detumbling » qui permettra de ralentir la vitesse de rotation du satellite.

Dans le cas où les batteries sont à un niveau trop faible (en-dessous de 50% TBC), on attendra qu'elles aient dépassé les 70% de charge (TBC) pour effectuer cette manœuvre en se plaçant en mode *SURVIE*. Dès lors que le niveau de batterie permet d'effectuer le detumbling, on repasse en mode *ACQUISITION* pour effectuer la manœuvre.

Une fois le detumbling effectué, on poursuit l'allumage des autres sous-systèmes puis, cette séquence effectuée, on lance un diagnostic complet du satellite avant de passer, si tout est au vert, automatiquement en mode **PLATEFORME**.

La *COMMUNICATION* sera établie dès lors que le niveau de batterie sera suffisamment élevé et que la visibilité station sera assurée.

Dans les autres cas où ce mode est atteint, il sera caractérisé par un *DIAGNOSTIC FIN* du satellite à partir des données d'housekeeping et des actions correspondantes aux résultats du diagnostic qui proviendront soit de l'ordinateur de bord qui aura les procédures adéquates, soit du sol qui pourra le cas échéant updaten le logiciel de vol pour prendre en compte les éventuelles pannes.

Si il s'agit d'un problème au niveau de la télécommunication à bord, une stratégie de ré-allumage par l'ODB de la carte de TEL sera mise en place. Si il s'agit du sol, des démarches seront prévues.

Enfin, ce mode **ACQUISITION** peut être utilisé pour limiter la consommation du satellite en éteignant un ou plusieurs sous-systèmes.

La *COMMUNICATION* sera effective durant ce mode au maximum dès lors que le niveau de batterie le permet et que la visibilité est assurée.

Voici la liste des fonctions réalisables dans ce mode :

- *INITIALISATION* : allumer chacun des sous-systèmes et déployer les antennes
- *CONTROLE* : ici, la commande sera pour le « detumbling » permettant de ralentir la vitesse de rotation sur chaque axe, du satellite
- *COMMUNICATION* : communiquer avec la station sol
- *DIAGNOSTIC FIN* : passer en revue l'ensemble des données HKs et effectuer les tests



PLATEFORME : Ce mode est un mode d'attente où tous les sous-systèmes de la plateforme sont opérationnels. Le satellite attend de recevoir des ordres pour passer en mode mission et émet ses TMs.. Un diagnostic grossier sera effectué durant ce mode périodiquement (période à définir).

Il s'agit aussi dans ce mode, de préparer l'envoi des données.
La communication sera établie à chaque passage en visibilité.

Voici la liste des fonctions réalisables dans ce mode :

- **CONTRÔLE** : atteindre ou maintenir l'attitude nominale
- **PROCESSING** : préparer les données à transmettre
- **DIAGNOSTIC GROSSIER** : évaluer un certain nombre de données HKs essentielles
- **COMMUNICATION** : communiquer avec la station sol

SURVIE : Ce mode est atteint lorsqu'il n'y a plus suffisamment d'énergie disponible. Cela correspondra à un niveau de charge de la batterie trop faible (inférieur à 70%).

Une attitude survie, caractérisée par une priorité à l'exposition des panneaux solaires au soleil sera atteinte dans ce mode, dès lors que le niveau de batterie sera supérieur à 50%. Tant que le niveau de batterie sera en dessous des 70%, on évaluera la stratégie de communication avec la station sol. Dès que ce niveau de batterie est atteint, on attend la TC qui permettra de passer en mode plateforme.

Si, dans le cas pire, nous atteignons un niveau de batterie trop faible ne garantissant pas la possibilité d'atteindre l'attitude survie, on se placera en action **ATTENTE** qui correspond à aucun contrôle du SCA et à l'attente plus ou moins longue, du rechargement des batteries au-dessus du seuil critique (50% TBC).

La stratégie de communication sera à définir.

Voici la liste des fonctions réalisables dans ce mode :

- **ATTENTE** : le SCA n'est pas actif et le rechargement des batteries s'effectue lentement
- **CONTROLE** : le SCA orient le satellite suivant l'attitude survie
- **COMMUNICATION** : communiquer avec la station sol
- **DIAGNOSTIC FIN** : passer en revue l'ensemble des données HKs et effectuer les tests

MISSION : Dans ce mode, la ou les charges utiles sont activées et les mesures sont réalisées. On peut distinguer 3 types de missions suivant l'instrument utilisé. Pour la mission 1, seul le SCI est actif. Pour la mission 2, seul le GPS est actif. Enfin, la mission 3 est celle pour laquelle SCI et GPS sont utilisés. Il est à noter que le GPS doit pouvoir fonctionner avec le SCA (cf. occultation radio) contrairement au SCI qui ne nécessite pas forcément d'avoir le SCA actif.

Voici la liste des fonctions réalisables dans ce mode :

- **GPS** : on n'utilise que le GPS, ce qui nécessite l'utilisation du SCA
- **SCI** : on n'utilise que le scintillateur, qui ne requiert pas nécessairement l'emploi du SCA
- **COMMUNICATION** : communiquer avec la station sol
- **DIAGNOSTIC GROSSIER** : évaluer un certain nombre de données HKs essentielles

Ces modes ainsi définis peuvent être regroupés en 3 états :

- **Etat nominal** : Modes **PLATEFORME** et **MISSION**
- **Etat non nominal** : Modes **ACQUISITION** et **SURVIE**
- **Etat dégradé** : Update du logiciel de bord pour adapter le fonctionnement d'un S/S à la panne détectée



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

Figure 14 : Modes satellite et fonctions

2.2 TRANSITIONS ENTRE MODES

Explicitons à présent, les transitions entre modes, que nous représentons ici :

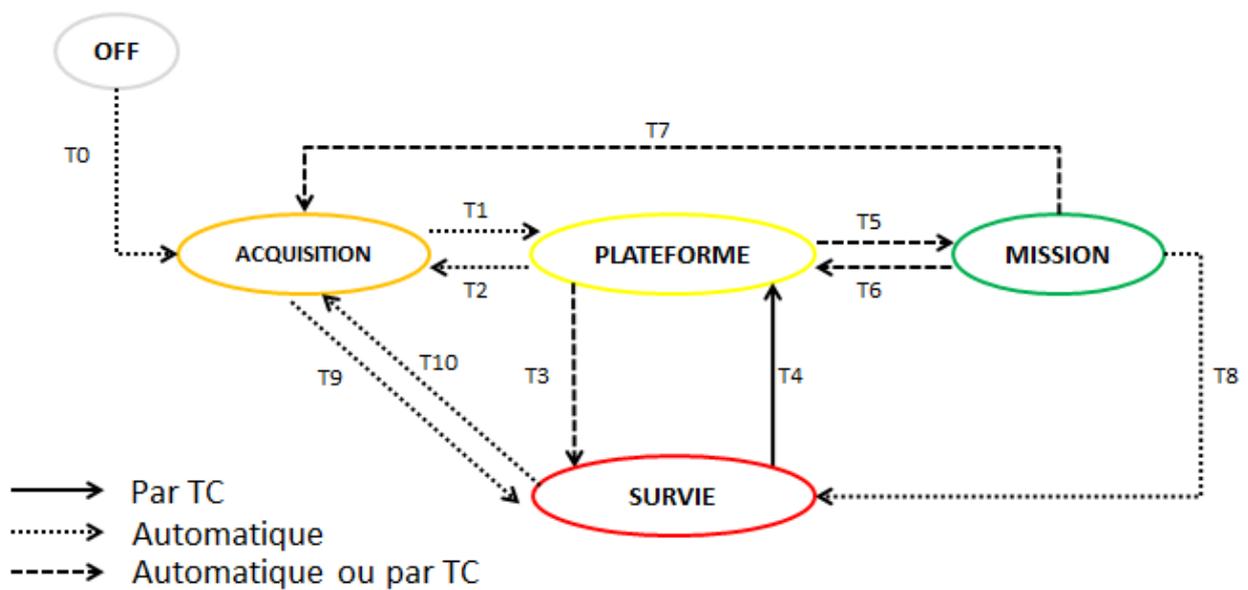


Figure 15 : Transitions entre modes satellites



OFF :

T0 : -> ACQUISITION : La première fois, cette transition est réalisée à la sortie du POD par déclenchement du SAE. Le SAE est alors actif et un compte à rebours de 30 minutes gère l'allumage de l'ODB. S'en suit le déploiement des antennes puis, 45 minutes après le largage du POD, par la séquence de mise en route des différents sous-systèmes.

Pour les autres fois, il s'agit de mettre en route la procédure d'acquisition du satellite détaillée plus loin suite à un re-bootage de l'ODB.

La transition est automatique puisque la carte TEL n'est pas encore allumée.

ACQUISITION :

T1 : -> PLATEFORME : Dès lors que tous les sous-systèmes sont branchés et que le diagnostic effectué au cours du mode acquisition est bon, le satellite passe automatiquement en mode plateforme caractérisé par un fonctionnement nominal de tous les S/S de la P/F et par l'atteinte de l'attitude nominale. Les résultats du diagnostic complet seront fournis à la station sol.

Cette transition est automatique car on ne peut pas garantir d'avoir la visibilité à ce moment-là.

T9 : -> SURVIE : Lors du diagnostic, le niveau de batterie est détecté trop faible (en dessous de 70% de charge). On se place alors en mode survie avec une attitude survie dans le cas où la charge de la batterie est malgré tout supérieure à 50%. Si ce n'est pas le cas, on reste en mode survie mais en action ATTENTE pour un rechargement plus long des batteries.

PLATEFORME :

T2 : -> ACQUISITION : Des problèmes ont été détectés par la carte de gestion lors du diagnostic grossier et il est nécessaire de lancer un diagnostic complet.

T3 : -> SURVIE : Le niveau de batterie est trop faible (inférieur à 70% TBC) et on passera en mode survie, lié à une attitude particulière (dans la mesure où le niveau de charge est supérieur à 50% TBC) optimisant l'éclairement reçu. On utilisera le moins possible la télécommunication dans ce mode tant que le niveau de charge de 70% ne sera pas atteint.

T5 : -> MISSION : On active un des instruments d'IGOSAT.

SURVIE :

T4 : -> PLATEFORME : Sur télécommande uniquement, on repassera en mode plateforme, essentiellement en changeant l'attitude du satellite, pour passer de l'attitude survie à l'attitude nominale.

T10 : -> ACQUISITION : Si la transition précédente était T9 et que le rechargement des batteries a atteint les 100% de charge (TBC).

MISSION :

T6 : -> PLATEFORME : On arrête les acquisitions en éteignant la ou les charges utiles utilisées. Ceci peut se faire par télécommande, pour le GPS uniquement, et de façon automatique, lorsque IGOSAT n'est plus au-dessus de l'un des pôles ou le la SAA.

T7 : -> ACQUISITION : Un ou des problèmes ont été détectés par la surveillance de l'ordinateur de bord et il faut effectuer un diagnostic complet. Cette transition est activée par télécommande en fonction de l'analyse faite au sol.

T8 : -> SURVIE : Le niveau des batteries est trop faible et il est urgent de les recharger. C'est pourquoi la transition doit être automatique car il ne faut pas attendre d'être en visibilité pour commencer le rechargement.



Chaque sous-système peut avoir des modes propres de fonctionnement qu'il convient d'expliciter. En fonction de l'action entreprise dans un mode satellite, on active tel mode propre de fonctionnement pour tel sous-système

Un des sous-systèmes pour lequel nous devons définir des modes propres est le système de contrôle d'attitude.

En effet, plusieurs modes, qui sont en réalité des sous-modes de la fonction *CONTROLE* ont été définis pour le SCA :

- Mode caillou : le SCA n'est pas activé. Ce mode peut être actif dans les modes **ACQUISITION**, **SURVIE** ou **MISSION**. Pour ce dernier cas, ce ne sera vrai que lorsque le SCI sera le seul instrument utilisés.
- Mode nominal : qui correspond à un pointage de l'antenne GPS vers les signaux GPS à recevoir et qui, d'après les études menées, devra correspondra à une inclinaison de 25° (TBC) par rapport au plan orbital local.
Ce mode est atteint en mode **PLATEFORME** et en mode **MISSION**
- Mode detumbling : Ce mode, à priori atteint qu'une seule fois, 45 min après la sortie du POD, en mode **ACQUISITION**, permettra de ralentir la vitesse de rotation autour de chaque axe du repère inertiel choisi.
- Mode survie : L'axe x du repère satellite doit être orthogonal à l'axe x du repère soleil.
Ce mode est atteint dans le mode satellite **SURVIE**.

Il n'est pas nécessaire d'affecter un mode particulier, du point de vue du SCA pour la communication avec la station sol du fait de l'isotropie quasi totale du diagramme de rayonnement de nos antennes.

Concernant la télécommunication, on peut distinguer 4 modes de fonctionnements qui sont ceux de la carte AMSAT-F choisie :

- Mode réception : mode de base à la mise sous tension pour la réception des TC
- Mode transpondeur : pour les communications amateurs
- Mode Emission TM CW : transmission d'un code morse
- Mode Emission TM 9600 bauds : Emetteur de TM

Ces modes ne sont pas exclusifs.

| SOUS-SYSTEMES | SOUS-MODES |
|---------------|-------------------------------|
| SCA | <i>CAILLOU</i> |
| | <i>NOMINAL</i> |
| | <i>DETUMBLING</i> |
| | <i>SURVIE</i> |
| TEL | <i>RECEPTION</i> |
| | <i>TRANSPONDEUR</i> |
| | <i>EMISSION Balise CW</i> |
| | <i>EMISSION TM 9600 bauds</i> |

Figure 16 : Sous-modes particuliers



Voici différents scénarios possibles donnés à titre d'exemples (le temps n'est pas à l'échelle, il est donné à titre indicatif et est non évaluable pour la phase de detumbling) :

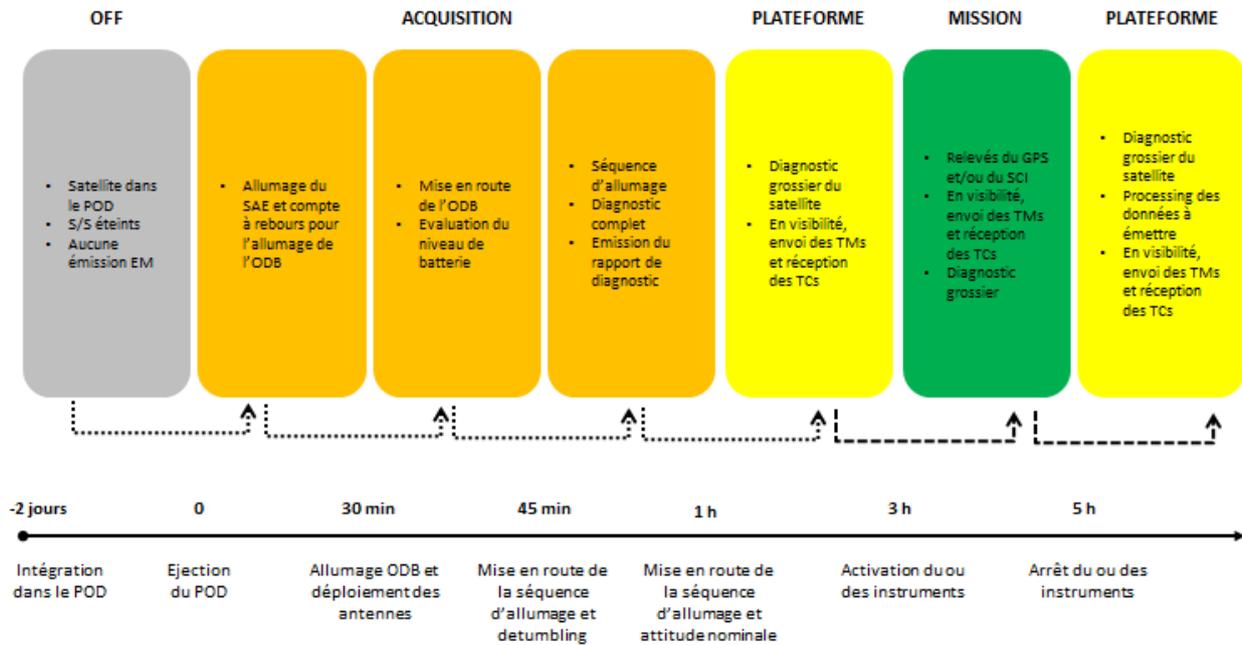


Figure 17 : Scénario 1 en sortie du POD, fonctionnement nominal

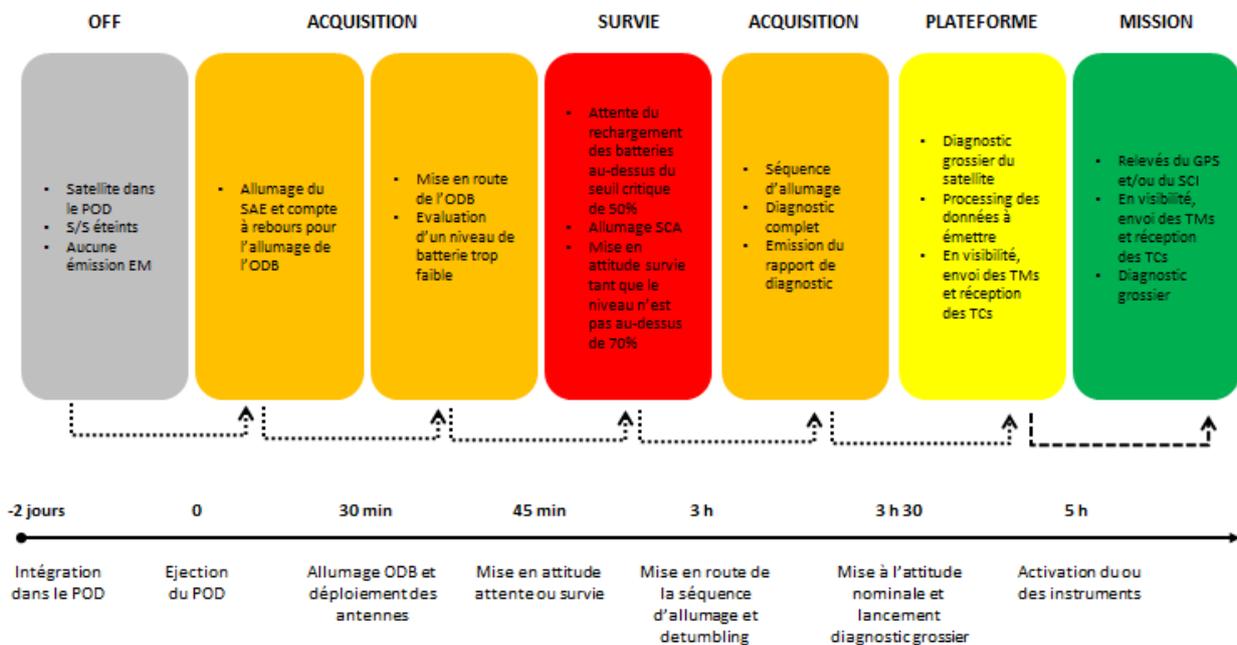


Figure 18 : Scénario 2 en sortie du POD, batterie faible

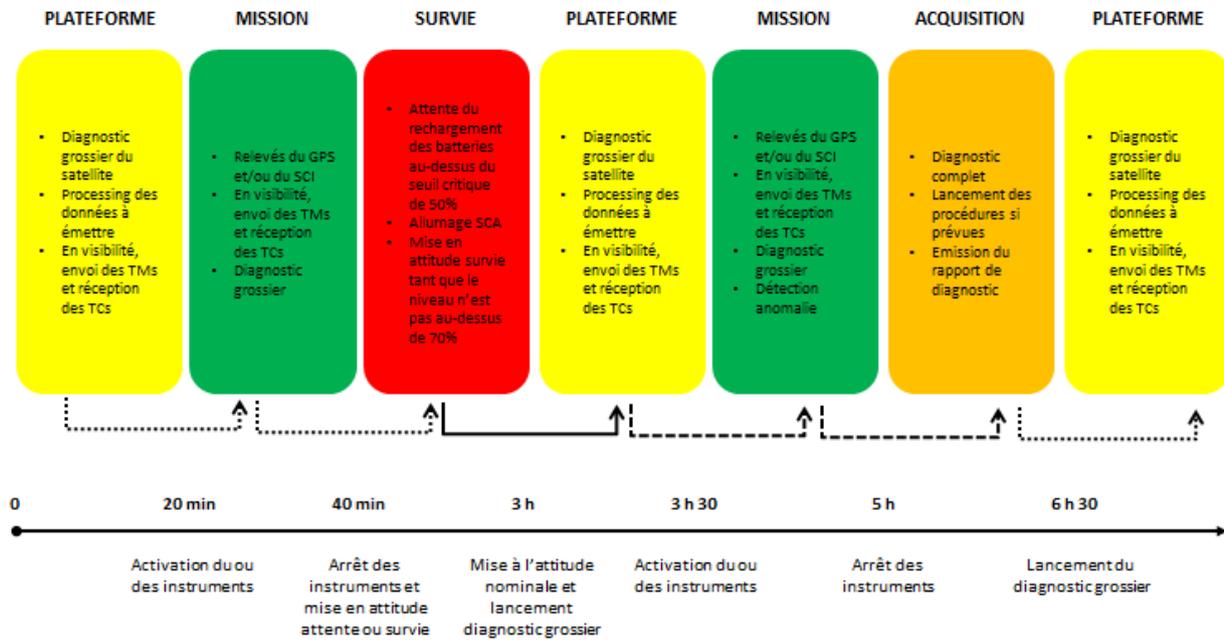


Figure 19 : Scénario 3, problèmes en cours de mission



3. BILANS SYSTEMES

Les bilans systèmes concernent à la fois les bilans de masse, de liaison, de données et de puissance. Ces derniers seront constamment mis à jour en fonction des décisions prises au cours du projet.

3.1 BILAN DE MASSE

Voici un premier bilan de masse en fonction des différents S/S :

| Sous-systèmes | Eléments principaux | Masse en grammes (sans marge) | Masse en grammes (avec marge 30%) |
|---------------------|----------------------------|-------------------------------|-----------------------------------|
| GPS | Antenne bi-fréquence | 185 | 240.5 |
| | Carte de réception | 24 | 31.2 |
| SCI | Scintillateur plastique | 3.61 | 4.69 |
| | Scintillateur cristal | 4.44 | 5.77 |
| | SiPM | 5 TBC | 6.5 TBC |
| | Blindage | 30 TBC | 39 TBC |
| | Carte EASIROC | 100 TBC | 130 TBC |
| SAE | Panneaux solaires | 850 | 1105 |
| | Carte d'alimentation | 300 | 390 |
| SCA | Carte de capteurs | 200 | 260 |
| | Carte d'actionneurs | 200 | 260 |
| ODB | Carte ordinateur de bord | 94 | 122.2 |
| STR | Squelette | 191.93 | 249.5 |
| | Plaques de carbone et vis | 87.38 | 113.59 |
| | Chaufferette | 50 TBC | 65 TBD |
| TEL | Carte de télécommunication | 194.6 | 252.98 |
| | Antennes | 100 | 130 |
| Câbles (10%) | | 261.99 | 340.59 |
| Satellite | | 2881.98 | 3746.57 |

Figure 20 : Bilan de masse



3.2 BILAN DE LIAISON

Conformément à la spécification technique de besoin TEL-STB-3 de la partie TEL (Télécommunication), les liaisons satellite-station sol TM se feront sur la bande UHF (430-460 MHz) et celle station sol-satellite, sur la bande VHF (144-146 MHz).

Ce choix repose non seulement sur l'existence de solutions technologiques conformes aux exigences du spatial pour ces fréquences mais aussi sur le bilan de liaison à effectuer.

En effet, le débit sera plus important dans la voie descendante du fait des données scientifiques à transmettre, qu'en voie montante contenant les TC.

L'élévation limite de visibilité radiofréquence est de 20°.

De ce fait et compte tenu des paramètres orbitaux choisis, nous avons les résultats suivants :

| Temps min de visibilité (min) | Temps max de visibilité (min) | Temps moyen de visibilité (min) | Nombre moyen de visibilité par jour | Temps moyen de visibilité par jour (min) |
|-------------------------------|-------------------------------|---------------------------------|-------------------------------------|--|
| PARIS | | | | |
| 56 s | 6 min 39 s | 5 min 1 s | 5.19 | 26 min 6 s |
| HANOI | | | | |
| 53 s | 6 min 39 s | 5 min 33 s | 2.09 | 10 min 34 s |
| PARIS + HANOI | | | | |
| 1 min 49 s | 13 min 18 s | 10 min 34 s | 7.28 | 36 min 40 s |

Figure 21 : Bilan de visibilité à 20 ° d'élévation station

Une fois ces caractéristiques données, il s'agit d'évaluer la dynamique du satellite autour de la Terre pour en déduire les périodes de visibilité et les distances de la station sol au satellite.

Nous allons nous appuyer sur les études menées par les précédentes équipes chargées de la partie Télécommunication et Station Sol.



| UPLINK | |
|-----------------------------------|------------|
| Fréquence (MHz) | 144 |
| Débit (Bits/s) | 1200 |
| Modulation | FSK -G3RUH |
| Puissance en sortie d'antenne (W) | 10 |
| Gain YAGI émission (dBi) | 11.9 |
| Pertes en espace libre (dB) | 143.5 |
| Gain Dipole réception (dBi) | 2.2 |
| Eb/No Requis (dB) | 16.7 |
| Link Margin (dB) | |
| 10° inclinaison | 27.8 |
| 20° inclinaison | 30.6 |
| 30° inclinaison | 32.8 |

Figure 22 : Bilan de liaison uplink

| DOWNLINK | |
|-----------------------------------|------------|
| Fréquence (MHz) | 433.9 |
| Débit (Bits/s) | 9600 |
| Modulation | FSK -G3RUH |
| Puissance en sortie d'antenne (W) | 2 |
| Gain dipole émission (dBi) | 2.2 |
| Pertes en espace libre (dB) | 154 |
| Gain YAGI réception (dBi) | 14.1 |
| Eb/No Requis (Eb) | 16.7 |
| Link Margin (dB) | |
| 10° inclinaison | 1 |
| 20° inclinaison | 3.8 |
| 30° inclinaison | 6 |

Figure 23 : Bilan de liaison downlink

Ce bilan de liaison est obtenu sous réserve que le satellite pointe vers la station sol. Des études complémentaires sur le système de contrôle d'attitude devront porter sur ce point.



3.3 BILAN DE DONNEES

Les données échangées entre le satellite et la station sol sont de deux types :

- Télémétries (TM) : données d'ingénierie (housekeeping) + sciences
- Télécommandes (TC) : update de la routine d'opérations, update logiciel de vol

Le volume de données à échanger est essentiellement restreint par la capacité mémoire, les débits utilisés (9600 bits/s en TM et 1200 bits/s en TC), au temps de visibilité des stations sols (Paris + Hanoï) et au temps d'acquisition des données.

On évalue une orbite plaçant le satellite à 650 km d'altitude. On prend une élévation de début de visibilité station à 20°. Les Pôles sont considérés dès lors que l'on passe les 70° de latitude (Pôle Nord) ou -70° (Pôle Sud). La SAA est prise entre 0° et 50° latitude sud (entre -90° et 40° en longitude).

Voici les caractéristiques orbitales d'IGOSAT :

| CARACTERISTIQUES ORBITALES | |
|---------------------------------|---------------|
| 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 |

Figure 24 : Caractéristiques orbitales IGOSAT

Compte tenu de ces données, voici le bilan de données TM et TC que le système peut supporter :

| | |
|---|----------------------|
| Volume TM en moyenne / passage Paris | 362.2 ko / 2.9 Mbits |
| Volume TM en moyenne / passage Hanoï | 399.6 ko / 3.2 Mbits |
| Volume TM en moyenne / jour Paris + Hanoï | 2.6 Mo / 21.1 Mbits |
| Volume TC en moyenne / passage Paris | 45 ko / 362 kbits |
| Volume TC en moyenne / passage Hanoï | 49.5 ko / 396 kbits |
| Volume TC en moyenne / jour Paris + Hanoï | 330.1 ko / 2.6 Mbits |

Figure 25 : Bilan de données IGOSAT



Concernant les TM, la quantité de données à fournir se décompose en deux parties. Le volume de données d'ingénierie (ou housekeeping), est fonction de la fréquence d'acquisition de ces derniers. Nous avons répertorié environ 110 observables. 2 modes d'acquisition de ces données ont été envisagés :

- Diagnostic fin en modes non nominaux (ACQUISITION + SURVIE)
- Diagnostic grossier en modes nominaux (PLATEFORME + MISSION)

Ces deux types de diagnostics sont associés à des fréquences d'acquisition différentes suivant le type de mode satellite (nominal / non nominal) l'on se trouve. Ces fréquences sont toutes à définir.

Voici le tableau récapitulatif de ces données :

| S/S | Fonction principale et HK | Min | Max |
|--|--|-------------|----------------|
| GPS | • Température de l'antenne | -40°C | 85 °C |
| | • Température carte GPS | -40°C | 85°C |
| | • Données GPS : position, temps (lat,long,alt,t) | | |
| | • Puissance signal reçu L1/L2 | TBD | TBD |
| SCI | • Température du convertisseur de haute tension | -25°C | 75 °C |
| | • Température du SiPM (*2) | 0 °C | 40 °C |
| | • Température de la puce EASIROC | TBD | TBD |
| | • Température Micro-contrôleur | TBD | TBD |
| | • Tension de sortie HV | 70 V | TBD |
| | • Tension d'alimentation du SiPM par la puce EASIROC | 0V | 5V |
| ODB | • Température CPU | -20°C | 60 °C |
| SAE | • Température des panneaux solaires (*13) | -40 °C | 85 °C |
| | • Tension de chaque batterie (*4) | 3.3V charge | 3.6 V décharge |
| | • Capacité des batteries (*4) | 10.16 W.h | 14.52 W.h |
| | • Statut de la charge des batteries (en %) | 70% | 100% |
| | • Courants de sortie des panneaux solaires (*7) | TBD | TBD |
| | • Tension d'entrée du BMS (charge + décharge) | TBD | TBD |
| | • Courant de charge + décharge | TBD | TBD |
| | • Tensions rails (*8) | TBD | TBD |
| SCA | Carte actionneurs | TBD | TBD |
| | • Intensité des courants bobines (*3) | TBD | TBD |
| | • Températures bobines (*3) | TBD | TBD |
| | • Températures ponts en H (*3) | TBD | TBD |
| | Carte capteurs | -40 °C | 85 °C |
| | • Température magnétomètre (*3) | TBD | TBD |
| | • Angles (x et y) (*5) | TBD | TBD |
| • Tension totale instantanée (*5) | TBD | TBD | |
| • Valeurs du champ magnétomètre (*3 (x,y,z)) | TBD | TBD | |
| SCT | • Température de chaque mât (*12) | -50 °C | 90 °C |
| TEL | • Température antennes UHF/VHF (*4) | -30 °C | 70 °C |
| | • Courant module TX (transmission) | TBD | TBD |
| | • Température ampli de puissance | TBD | TBD |
| | • Puissance ampli de puissance | TBD | TBD |
| | • Puissance module TX | TBD | TBD |
| | • Niveau de réception (?) | TBD | TBD |

Figure 26 : Tableau des données HK



Pour la partie des données scientifiques, 3 types de mission sont prévues :

- SCI seul, au niveau des zones d'intérêt : SAA + Pôles
- GPS seul : partout (à définir avec les futurs bilans de puissance)
- SCI et GPS, au niveau des zones d'intérêt

Voici les données fournies pour le GPS :

| GPS | |
|--|-----------------------|
| Durée moyenne occultation GPS (min) | 5 |
| Nombre d'occultations (Pôles + SAA) maximum / jour | 71.55 |
| Nombre d'occultations maximum / jour | 287.85 |
| Nombre d'occultations maximums / orbite | 19.51 |
| Fréquence d'acquisition (Hz) | 1 |
| Volume de données générées 1 passage Pôle | 41 kbits / 5.2 ko |
| Volume de données générées 1 passage SAA | 52 kbits / 6.5 ko |
| Volume de données générées (Pôles + SAA) / jour | 1.37Mbits / 171.7 ko |
| Temps de transfert à 9600 bits/s (min) | 2 min 23 s |
| Volume de données générées (100%) / orbite | 374 kbits / 46 ko |
| Temps de transfert à 9600 bits/s (min) | 39 s |
| Volume de données générées (100%) / jour | 5.53 Mbits / 690.8 ko |
| Temps de transfert à 9600 bits/s (min) | 9 min 35 s |

Figure 27 : Données GPS

Concernant le SCI :



| SCI | |
|---|------------------------------------|
| Durée acquisition max / jour | 5 h 57 min 45 s |
| Nombre de mises en route du SCI max / jour | 44 |
| Fréquence d'acquisition (Hz) | Full : 1.2 Hz / Evènement : 7.1 Hz |
| Volume de données générées 1 passage Pôle | 27.7 ko |
| Nombre d'évènements détectés max 1 passage Pôle | Full : 771 / Evènement : 4629 |
| Volume de données générées 1 passage SAA | 34.7 ko |
| Nombre d'évènements détectés max 1 passage SAA | Full : 964 / Evènement : 5787 |
| Volume de données/ orbite (SAA+ Pôles) | 90.1 ko |
| Temps de transfert à 9600 bits/s (min) | 1 min 15 s |
| Volume de données générées / jour (Mbits) | 1Mo |
| Temps de transfert à 9600 bits/s (min) | 13 min 53 s |

Figure 28 : Données SCI

Les données fournies dans ce dernier tableau sont données à titre indicatif et sont susceptibles d'être modifiée par la suite.



3.4 BILAN DE PUISSANCE

Les différents sous-systèmes qui composent notre satellite consomment de l'énergie de manière différente suivant que le satellite se trouve dans tels ou tels autre mode de fonctionnement.

Voici un récapitulatif de la puissance consommée par les différents sous-systèmes lorsque ces derniers sont activés :

| Energie consommée en Watts | Mode ACQUISITION | | Mode PLATEFORME | Mode MISSION | | | Mode SURVIE |
|----------------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|---------------|---------------|--------------------|
| | CAILLOU | DETUMBLING | | GPS | SCI | GPS&SCI | |
| GPS | | | | 1 | | 1 | |
| SCI | | | | | 0.3 | 0.3 | |
| SAE | 0.25 | 0.25 | 0.25 | 0.25 | 0.25 | 0.25 | 0.25 |
| SCA | | 1.74 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1.74 |
| ODB | 0.4 | 0.4 | 0.4 | 0.4 | 0.4 | 0.4 | 0.4 |
| TEL (E/R) | 5/0.078 | 5/0.078 | 5/0.078 | 5/0.078 | 0.078 | 0.078 | 5/0.078 |
| IGOSAT | 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 | 7.39/2.47 W |

Figure 29 : Bilan de puissance non margé

| Energie consommée en Watts | Mode ACQUISITION | | Mode PLATEFORME | Mode MISSION | | | Mode SURVIE |
|----------------------------|--------------------|-------------------|--------------------|--------------------|---------------|---------------|-------------------|
| | CAILLOU | DETUMBLING | | GPS | SCI | GPS&SCI | |
| GPS | | | | 1.3 | | 1.3 | |
| SCI | | | | | 0.39 | 0.39 | |
| SAE | 0.32 | 0.32 | 0.32 | 0.32 | 0.32 | 0.32 | 0.32 |
| SCA | | 2.26 | 1.3 | 1.3 | 1.3 | 1.3 | 2.26 |
| ODB | 0.52 | 0.52 | 0.52 | 0.52 | 0.52 | 0.52 | 0.52 |
| TEL (E/R) | 6.5/0.1 | 6.5/0.1 | 6.5/0.1 | 6.5/0.1 | 0.1 | 0.1 | 6.5/0.1 |
| IGOSAT | 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 | 9.6/3.21 W |

Figure 30 : Bilan de puissance margé de 30%



L'orbite sur laquelle sera placé notre satellite est héliosynchrone. Ce type d'orbite exploite l'inhomogénéité de la répartition de masse de la Terre. Quasi polaire, cette orbite rétrograde voit son plan tourné à la même vitesse que la vitesse de rotation de la Terre autour du soleil.

Ceci a pour effet d'avoir la même heure locale à chaque passage du satellite au-dessus d'un même point.

Suivant le moment où le point d'injection est atteint, nous aurons un plan d'orbite positionné par rapport au soleil différent. En conséquence, l'éclairement du satellite par le soleil sera fonction de ces paramètres de lancement que nous ne maîtrisons pas pour le moment.

Il s'agit donc pour nous, d'étudier différents scénarios rendant compte des différentes expositions du satellite aux rayonnements solaires.

Deux cas extrêmes peuvent ainsi être considérés :

- orbite héliosynchrone 6h-18h
- orbite héliosynchrone 0h-12h

En plus de ces scénarios liés aux paramètres orbitaux, il nous faut considérer les différents modes satellites définis plus haut. En effet, suivant le mode dans lequel nous nous situons, l'attitude du satellite est différente et en conséquence, l'exposition des panneaux solaires aussi.

4 modes pour le système de contrôle d'attitude sont définis :

- *mode caillou* : aucun contrôle d'attitude
- *mode avion* : incliné de 25° pour la radio occultation
- *mode survie* : orienter l'axe x du satellite (longitudinal) perpendiculairement à la direction des rayons solaires
- *mode detumbling* : ralentir la vitesse de rotation du satellite autour de ses trois axes

En mode avion et survie, le satellite tourne sur lui-même dans ce que nous pourrions appeler un sous-mode appelé « tourne broche » ou « barbecue ».

Voici les temps de passage au-dessus de chaque zone que l'on rappelle :

| CARACTERISTIQUES ORBITALES | |
|---------------------------------|---------------|
| 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 |

Figure 31 : Caractéristiques orbitales IGOSAT

L'énergie disponible est fonction des performances des panneaux utilisés et de l'orientation de ces panneaux, fonction du mode SCA.

Voici la disposition de ces derniers :

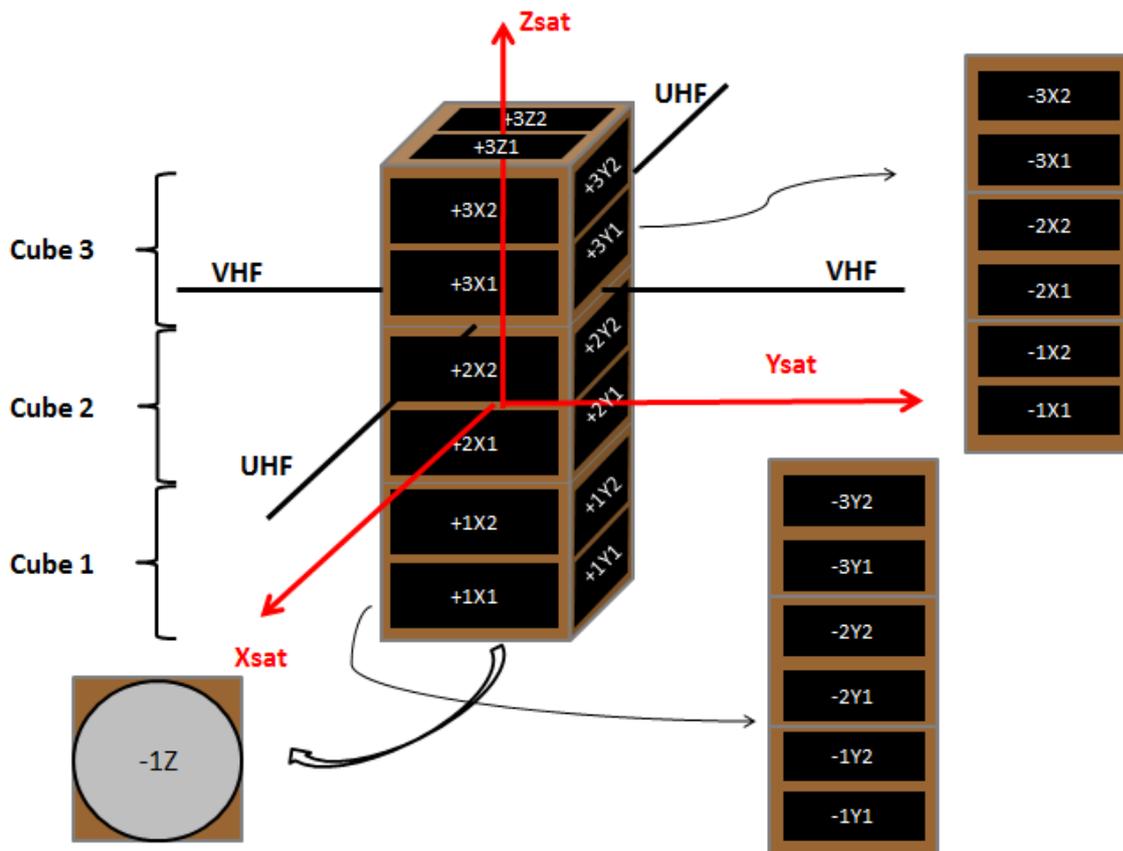


Figure 32 : Repère et localisation panneaux solaires

Ces panneaux solaires sont au nombre de 13, composés chacun de 2 demi-panneaux solaires, soit 26 demi-panneaux solaires.

Nous avons une surface de demi-panneau de 30.18 cm² et une efficacité de 30%.

Ainsi, la surface totale de panneaux sur une face du satellite est de : $30.18 * 6 = \underline{181.08 \text{ cm}^2}$

Nous bénéficions des 4 grandes faces latérales du satellite et d'une petite face constituée de 2 demi-panneaux. La seconde petite face est occupée par l'antenne GPS (voir figure 33)

La puissance surfacique reçue du soleil est d'environ 1368 W/m². Ainsi, compte tenu des caractéristiques des panneaux solaires utilisés, un demi-panneau solaire peut fournir au maximum 1.24 W, soit, par face, au maximum : **7.43 W**

L'architecture de batteries choisie pour le Système d'Alimentation Electrique est constituée de 2 * 2 accumulateurs. On a ainsi 2 accumulateurs en série constituant notre première batterie, en parallèle avec 2 autres accumulateurs formant la seconde batterie. Ces batteries en parallèle ont une capacité chacune de 1.1 Ah. Cela représente ainsi 2.2 A.h de capacité totale.

La tension de décharge de ces batteries est de $2 * 3.3 \text{ V}$, soit 6.6 V. Cela permet de connaître la capacité en W.h de notre batterie : 14.52 W.h.



Nous ne tolérerons que 30% de profondeur de décharge, ce qui représente au maximum, **4.36 W.h** de décharge de la batterie.
Ceci pour prévenir les risques de dégradations de cette dernière.

Voici le récapitulatif des éléments de puissance :

| | |
|--|-------|
| Surface 1 demi panneau solaire (cm²) | 30.18 |
| Nombre d'éléments faces +X / -X / +Y / -Y | 6 |
| Eclairement solaire moyen (W/m²) | 1368 |
| Puissance maximale fournie grandes faces (W) | 7.43 |
| Capacité batteries max (W.h) | 14.52 |
| Profondeur de décharge tolérée (%) | 30 |
| Capacité batterie utilisable (W.h) | 4.36 |

Figure 33 : Paramètres de puissance



BIBLIOGRAPHIE

- Ingénierie système sur le nanosatellite IGOSat, Phase A – Moufida
- Projet de dimensionnement système – Benhizia et Durand
- RDM
- IGOSat-Spécifications-Mission-31 01 2014