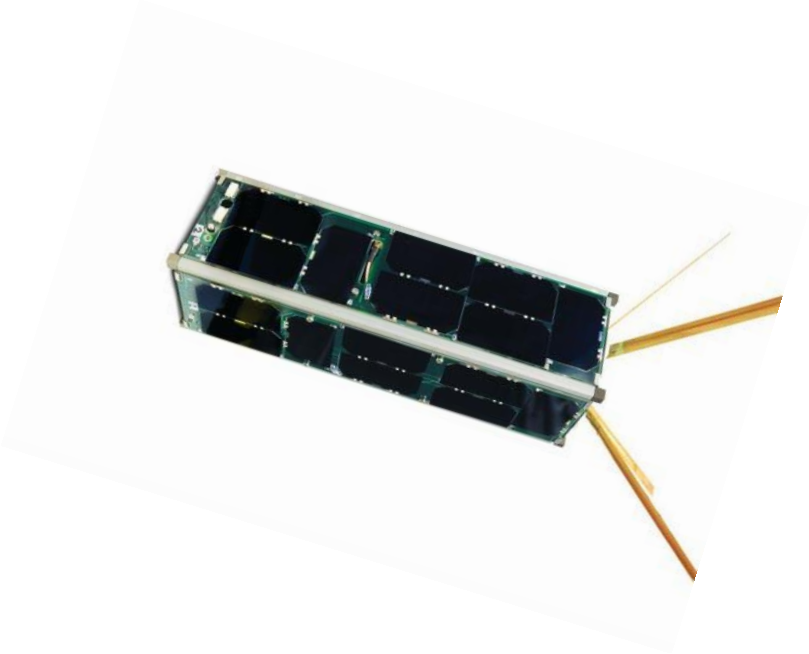
M2 Ingénierie Physique des Energies
UNIVERSITÉ PARIS-DIDEROT



Architecture Electrique du nano-satellite IGOSAT

Dimensionnement du système d'alimentation et de distribution de l'énergie

MOHAMED CHEIKH MOHAMED CHEIKH

30/09/2104

Responsable de projet :

HALLOIN Hubert

Abréviation

AIM Astrophysique, Instrumentation et Modelisation
APC AstroParticules et Cosmologie
BOL Beginning of life
CDS CubeSat Design Spécifications
CNES Centre National d'Etude Spatiales
COTS Components Off-The-shelf
CU Charge utile
GNSS Global Navigation Satellite System
ISIPOD ISIS launch pod
I2C Inter Integrated Circuit
IPGP Institut de Physique du Globe de Paris
LEO Low Earth Orbit
ODB Ordinateur de Bord
OSAE Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace
PCB Printed Circuit Board
SCAO Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
SiPM Silicon PhotoMultiplier
SS Station Sol
STB Spécifications Technique de Besoin
TEC Total Electron Content

Table des matières

Résumé 5
I. Le Projet IGOSAT : 6
1) Objectifs scientifiques 6
A. Charges utiles : 6
2) Equipe du projet : 7
I. Introduction : 9
II. Présentation générale du système électrique : 9
III. Les exigences et besoins du système: 10
1) Les besoins d'alimentations 10
A. Bilan total de puissance au niveau du satellite : 11
2) Les besoins en compatibilité électromagnétique : 12
3) Les besoins en fiabilité 12
4) Protection contre les évènements singuliers : 12
IV. Les architectures de distrubition de puissance : 13
1) Architecture avec barre non régulée : 13
2) Architecture avec barre semi régulée (régulée le jour, non régulée la nuit) : 14
3) Architecture avec Barre régulée : 14
4) Synthèse sur le choix l'architecture : 15
Partie II : 16
Dimensionnement et choix des composants 16
I. Simulation de La puissance consommée : 17
1) Mode mission : 17
2) Mode caillou : 17
3) Mode survie : 18
II. Description des composants de l'architecture électrique : 19
1) Les panneaux solaires : 19
A. Positionnement des panneaux : 20
B. Les caractéristique électrique : 20
C. Les caractéristiques thermique (gradient de température) : 21
2) Regulateur SPV1040 : 21
A. Maximum Power Point traking (MPPT) : 21

B. Chargeur-déchargeur (contrôleur de charge) : 21
3) La Batterie : 22
A) Choix de la batterie : 22
B) Caracteristique de la batterie K2 LFP26650EV de K2-Energy : 23
C. Communication avec l'ODB : 23
4) Convertisseur DC-DC: 24
5) Dispositif anti latch-up: 24
Conclusion : 25
Bibliographie : 26

Résumé

Les satellites de type « cubesat » correspondent à un programme d'enseignement mis en place en 2000 par l'Université polytechnique de Californie, dont l'objectif est d'offrir aux étudiants une expérience concrète et des connaissances de pointe liées à la recherche et à l'industrie aérospatiale. Un cubesat est constitué d'une ou plusieurs charges utiles dites payload correspondant à l'expérience embarquée, et d'une plateforme comprenant les diverses cartes électroniques permettant le contrôle de l'expérience, la communication vers la terre et la gestion de l'énergie. L'ensemble représente l'équivalent d'un satellite conventionnel de très petite taille soumis aux mêmes contraintes que les grands satellites, avec chocs thermiques, vibrations extrêmes au décollage, radiations et vide de l'espace.
Notre cubesat est appelé IGOSAT , il est composé de 3 unités (10x10x34.5 cm) orbitant à une altitude de 650 km (LEO) environ et avec une inclinaison de 97 °, il embarquera deux charge utiles un GPS bi-fréquence et un scintillateur. Son objectif est de mesurer les photons gamma et les électrons de haute énergies piégés dans les ceintures de radiations, ainsi que le contenu électronique total (TEC) de l'ionosphère.
Dans ce document sera décrite l'architecture électrique d'IGOSAT, développée et dimensionnée afin de répondre au mieux aux exigences de la mission, et résumera l'ensemble des solutions techniques retenues.

I. Le Projet IGOSAT :

IGOSAT, pour **I**onosphérique and **G**amma-ray **O**bservations **SAT**ellite, est un nanosatellite étudiant développé par le LabEx Univearths, composé de 3 laboratoires (APC, IPGP et AIM). Il bénificie du soutien du CNES et de l'Université Paris-Diderot.
Le projet IGOSAT est un projet étudiant, permettant le développement d'un système spatial à bas coût en 5 ans, il développé en grande partie par les étudiants de Paris Diderot. débutant en septembre 2012 et actuellement en fin de phase A, son lancement est prévu pour 2017/2018.

1) Objectifs scientifiques

Le projet IGOSAT est un projet étudiant, permettant le développement d'un système spatial à bas coût en 5 ans, débutant en septembre 2012, et développé en grande partie par les étudiants de Paris Diderot, son lancement est prévu pour 2017/2018. Ce cubesat 3U (10x10x30cm) a pour objectif de mesurer les photons gamma et les électrons de haute énergies piégés dans les ceintures de radiations, ainsi que le contenu électronique total de l'ionosphère.

A. Charges utiles :

a) GPS :

Le rôle du GPS est de détecter les ondes de gravité présentes dans l'ionosphère, signe d'un évènement naturel tels que les tsunamis. C'est par la mesure du TEC (Contenu Électronique Total) de l'ionosphère que nous pouvons y arriver.
Pour cela, cette charge utile est constituée d'une antenne GPS permettant de procéder à la méthode dit de "radio occultation des satellites GPS" à travers l'ionosphère : c'est à dire mesurer la différence de phase entre deux signaux GNSS reçus par l'antenne GPS de IGOSAT.

b) Scintillateur :

La fonction du scintillateur est la suivante : En entrée du scintillateur nous avons des électrons, des photons gammas et d'autres particules qui arrivent et le traverse avec chacune une énergie différente, chacune à une date différente. Celui-ci produit de cette façon un certain nombre de photons en fonction de l'énergie de la particule incidente qu'il détecte.
C'est ensuite la matrice SiPM qui prend le relai et compte le nombre de micro-pixels absorbant un photon émis par le scintillateur , puis enfin la carte Easiroc traite le signal, enlève le bruit électronique et le bruit du SiPM et va donner une valeur de DAC (un nombre) pour chaque signal vu.

2) Equipe du projet :

Le projet est développé dans le but premier d'être pédagogique et de permettre aux étudiants une première expérience dans le domaine des technologies spatiales. Ainsi, de nombreuses formations participent au développement du IGOSAT et l'équipe varie énormément durant le projet. Avec déjà 20 étudiants de master qui ont travaillé sur le projet en phase 0, cette année le projet a regroupé une équipe de 20 volontaires, 50 étudiants de licences et masters y ont collaborés durant l'année sur des projets d'études, et 7 stagiaires ont complété l'équipe en fin d'année universitaire répartis sur la charge utile ainsi que les principaux sous-systèmes.
Toute l'équipe provient de formations différentes telles que le master OSAE de l'Observatoire de Paris, le master Ingénierie Physique des Energies (IPE) de l'Université de Paris Diderot, le Master STEP de l'IPGP, l'Ecole d'Ingénieur Denis Diderot (EIDD), l'école Centrale de Paris etc. . .

FIGURE 1.1 – Organigramme de l'équipe IGOSAT

J'ai ainsi eu l'opportunité de faire partie de l'équipe du projet IGOSAT durant un stage de 5 mois, en tant qu'ingénieur de l'architecture électrique à l'Université de Paris 7, sous la direction de Hubert HALLOIN (responsable scientifique) et Natacha COMBIER (chef de projet).

Mon rôle a été notamment de concevoir l'architecture électrique d'IGOSAT et de dimensionner son système d'alimentation et de distribution de l'énergie électrique afin de répondre au mieux aux exigences de la mission et de résister aux contraintes hostiles de l'espace.

Partie I :

Eude et Analyse de l’architecture électrique

I. Introduction :

Le système d'alimentation électrique alimente les charges utiles du satellite et les autres sous-systèmes. Ainsi son rôle principal est de capturer l'énergie solaire et de la transmettre en énergie électrique. Pendant la période ou le satellite est face au soleil les cellules solaires produisent de l'énergie, une partie de cette énergie doit être stockée dans des batteries pour fournir une puissance au satellite pendant la période éclipse.
les principaux rôles du système d'alimentation et de l'architecture électrique sont :

- Production de l'énergie
- Stockage de l'énergie
- Distribution de l'énergie.

Le deuxième rôle du système d'alimentation et de l'architecture électrique est de protéger les différentes sous-systèmes contre les phénomènes des évènements singuliers (Single Event latch-up).Ce phénomène se produit quand une particule de haute énergie frappe les dispositif du satellite ,cette particule peut directement causer des court-circuit et des dommages pour les composants électronique du satellite. Ce phénomène se produit très rapidement et doit être détectée et corrigée dans le matériel.

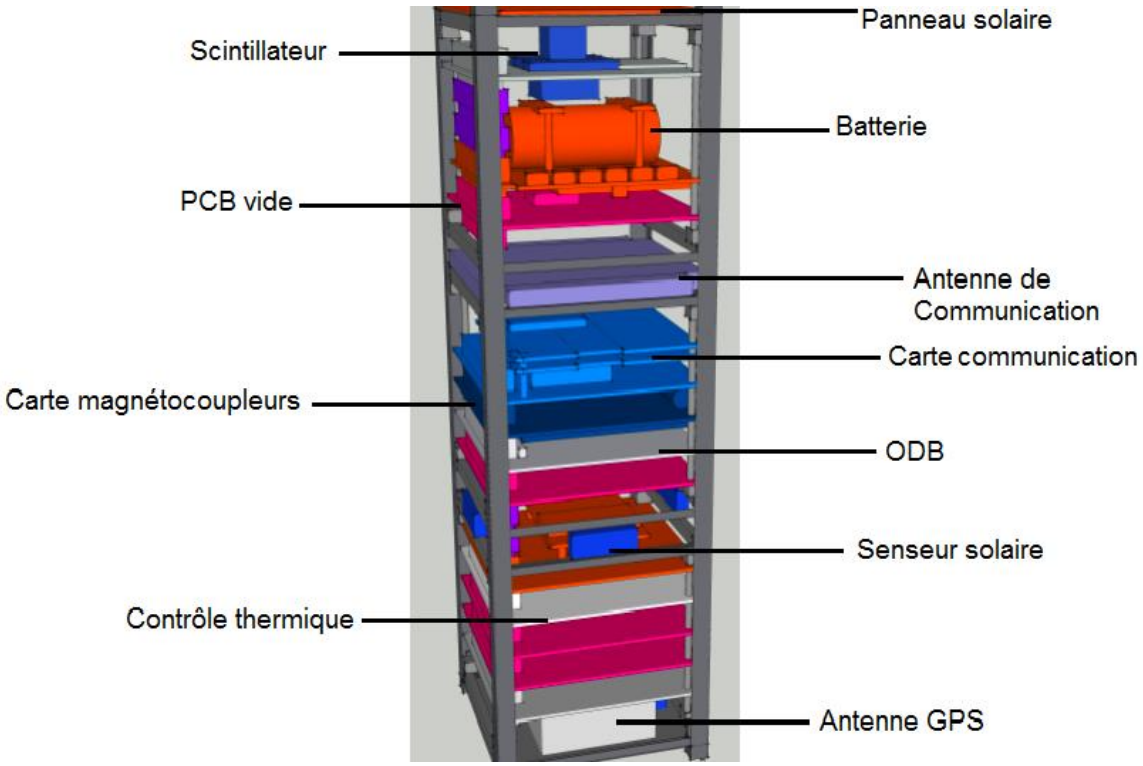


Fig 1.2 : Architecture mécanique du nanosatellite IGOSAT.Modélisation avec IDM-CIC et Sketchup

II. Présentation générale du système électrique :

Le système d'alimentation est composé de quatre sous-systèmes qui sont la source primaire, le stockage d'énergie ou source secondaire, une électronique de régulation et un réseau de distribution.

La source de production ou source primaire est un générateur solaire photovoltaïque, le stockage est réalisé par une batterie d'accumulateurs électrochimique, le régulateur fournit une tension fixe sur la barre de distribution pour alimenter les différentes charges.
L'architecture électrique du satellite se compose essentiellement des éléments principaux suivants:

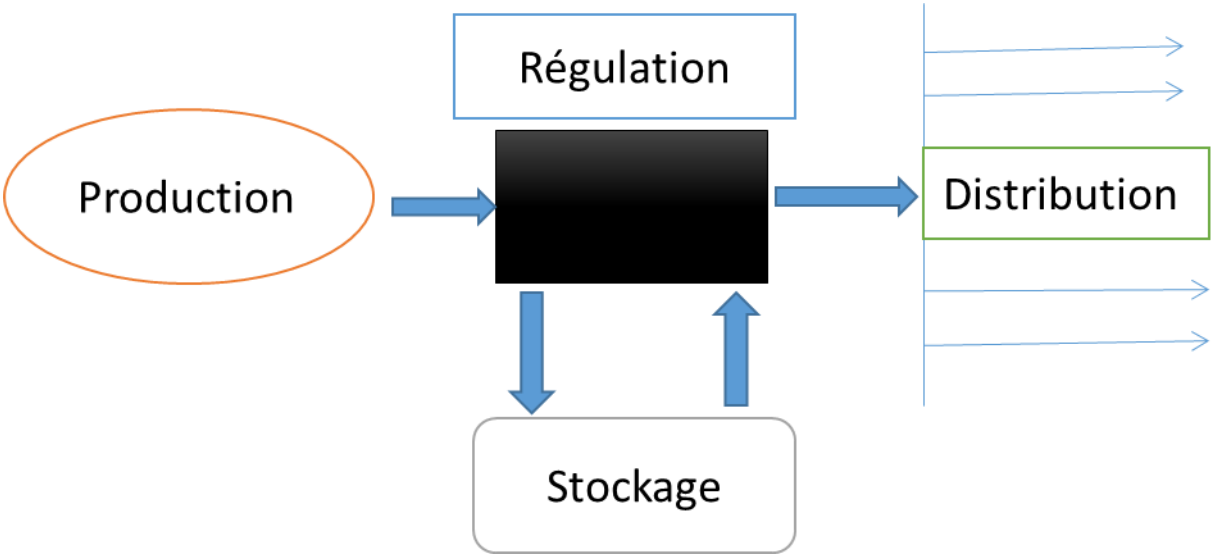


Fig 1.3 : Présentation générale du système électrique

III. Les exigences et besoins du système:

Cette partie se concentre sur les spécifications des exigences pour le système d'alimentation électrique du satellite. Le satellite doit résister à des contraintes critiques lors du lancement (contraintes d'accélération et de vibrations) mais il faut surtout résister à l'environnement spatial qui est très hostile en ce qui concerne le vide, la température et les radiations.
Donc pour concevoir une architecture électronique solide il est très important de prendre en compte les exigences et les besoins suivants.

1) Les besoins d'alimentations

Chaque équipement électrique est composé de fonctions électronique nécessitant une ou plusieurs combinaisons de tensions d'alimentation. Pour notre satellite on aura besoin des tensions suivantes pour les différentes charges :

- 6 ou 8.4 V pour la carte télécom
- 5 V pour le pointeur solaire
- 3.3 V pour le GPS et l'Ordinateur de Bord
- 2.5 V pour le Magnéto-coupleur

A. Bilan total de puissance au niveau du satellite :

Les différentes charges		La tension	Le courant	LA PUISSANCE		le % du temps	L'énergie
SCAO[1]	Magnétomètre	6-15V	20mA	0.3W max	0.3	99%	0.816Wh Ou 0.009Wh
	Magnéto-coupleur	2.5V		0.209W*3	0.627W	1%	
	Pointeur solaire	5 V	<10 mA	<10 mA x 5 V = 50 mW *5	0.25W	99%	
GPS + antenne [2]	GPS	+3.3 VDC [±5%]		1.1 w	1.1W	100%	1.65 Wh
	ANTENNE	5VDc	100mA (out)	0.5w			
SCINTILLATEUR [3]	EASIROC			0.5 w	1-1.5 w	30%	0.6 75 Wh
	HIGHT VOLTAGE	5,12,15,24 V	<100,<42,<32,<20 mA	0.5W			
TELECOM [4]	P1	6-8.4 V	168 mA	0.5w	2W	20%	0.6 Wh
	P2	6-8.4 V	240mA	1w			
	P3	6-8.4 V	280mA	1.5			
	P4	6-8.4 V	312 mA	2w			
Ordinateur de Bord [5]		3.3 V	(0.4/3.3)= 120 mA	0.4 w	100%	0.6 Wh	
					P total = 6.177W		
					E= 4.341Wh		
					E+30% = 5.64 Wh		

1 le document sur le SCAO (http://physics.ucsd.edu/neurophysics/Manuals/Honeywell/HMC_2003.pdf) Et travail de Moufida.

2 GPS NOVATEL OEM615

3 appoximation par Paul (on'est pas encore sur) et document sur hight voltage EMCOqseries.

4 document technique sur la carte telecom Module Radio pour cubesat AMSAT-F .

5 cubesatshop.com (ISIS ON BOARD COMPUTER)

2) Les besoins en compatibilité électromagnétique :

La compatibilité électromagnétique (CEM) est l'aptitude d'un appareil ou d'un système électrique ou électronique à fonctionner dans son environnement électromagnétique de façon satisfaisante et sans produire lui-même des perturbations électromagnétiques intolérables pour tout ce qui se trouve dans cet environnement. Les différents équipements du satellite se retrouvent reliés entre eux par les lignes de signaux ainsi que par les lignes d'alimentation mises en commun au niveau du bus d'alimentation. Par ailleurs la masse mécanique de chaque équipement se retrouve relié à la structure du satellite. Toutes ces liaisons constituent autant de chemins possibles pour émettre des perturbations électromagnétiques ainsi que pour en recevoir. Afin d'assurer la compatibilité électromagnétique de cet ensemble un certain nombre de règles s'appliqueront à l'alimentation des équipements :

- Architecture électrique : schéma des masses et des 0V garantissant une bonne immunité contre les problèmes de compatibilité électromagnétique.
- Convertisseur associée à leurs fonction à alimenter : isolation galvanique entre primaire et secondaire, filtrage en entrée (limitation des émissions sur la barre, limitation de la susceptibilité par rapport aux parasites présents sur la barre), filtrage en sortie, capacité de réguler les tensions à des charges fluctuantes….

3) Les besoins en fiabilité

La fiabilité de l'ensemble des équipements est autant liée à la qualité de ces composants qu'à la manière dont ils sont utilisés, protégés et redondés. L'alimentation des équipements n'échappe pas à ces règles.

Ces règles impliquent :

- L'usage d'élément de protection entre le bus et le convertisseur de l'équipement,
- Le respect de règles de protection propres aux convertisseurs, de règles de taux de charge pour les composants de puissance.
- Le respect d'un environnement thermique adapté au fonctionnement des convertisseurs, sans oublier leur dissipation (d'autant plus importante que le rendement est faible),
- Une architecture électrique garantissant le minimum de conséquences en cas de panne, une mise en œuvre facile et saine des redondances.

4) Protection contre les évènements singuliers :

Les équipements électroniques fonctionnant dans le milieu radiatif de l'espace peuvent subir, outre les défaillances dues au vieillissement normal des composants, des dégradations provoquées par les particules chargées se trouvant dans ce milieu. L'interaction de ces particules avec les matériaux constitutifs d'un circuit intégré peut induire des défaillances perturbant la fonctionnalité de celui-ci, voire conduisant à sa destruction.

Plusieurs solutions peuvent être utilisées pour résoudre ce problème. Parmi celles-ci une approche technologiques de durcissement ou de blindage des composants contre le Latch Up . une deuxième solution consiste à l'ajout d'un disjoncteur limiteur de courant pour éviter toute sur-intensité du courant dans les différentes circuits du satellite.

IV. Les architectures de distrubition de puissance :

Bien que très différentes dans le détail d'un satellite à un autre, les architectures de distribution de puissance peuvent être classées suivant les caractéristique de la tension barre. Trois types de système d'alimentation peuvent être distingués parmi les architectures les plus répandues.

1) Architecture avec barre non régulée :

Dans cette architecture, les sections du générateur solaire sont directement connectées à la batterie. La version simplifiée de cette architecture ne fait intervenir aucun élément spécifique de régulation (fig1.4).

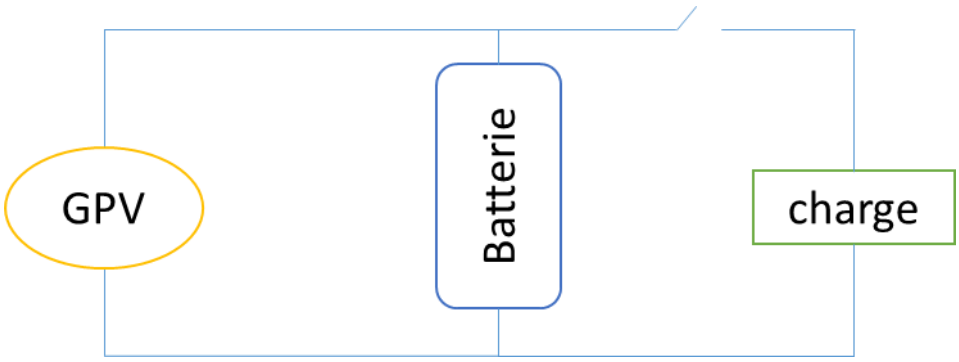


Fig.1.4 : Barre non régulée simplifiée

La version usuelle fait intervenir un régulateur en série ou en paralléle entre le génerateur solaire et la batterie (fig1.5).

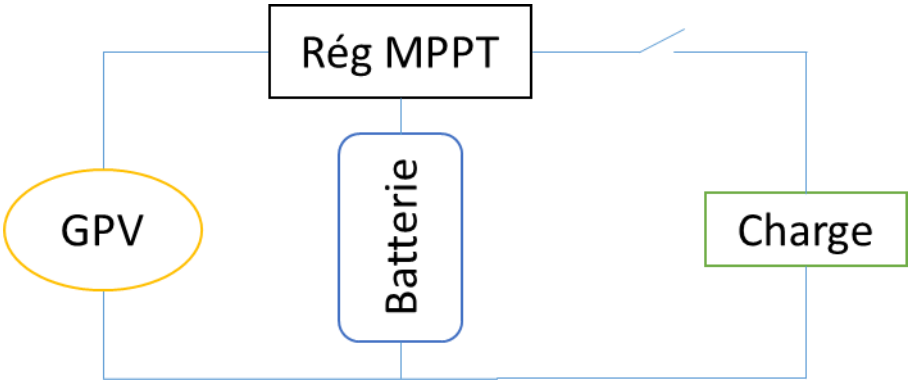


Fig.1.5 : Barre non régulée avec l'extraction de la puissance maximale du générateur solaire :

Les solutions qui en découlent sont simples et se traduisent par un gain notable en masse pour les petites puissances. Son principal inconvénient, échanges de puissance entre batterie et générateur non optimisés du fait de la variation de tension batterie et de la température du générateur solaire et batterie.

2) Architecture avec barre semi régulée (régulée le jour, non régulée la nuit) :

Par rapport à l'architecture non régulée, on découple la batterie de la barre en insérant entre ces deux éléments un chargeur utilisé en mode jour et une diode utilisée en éclipse (fig 1.6).

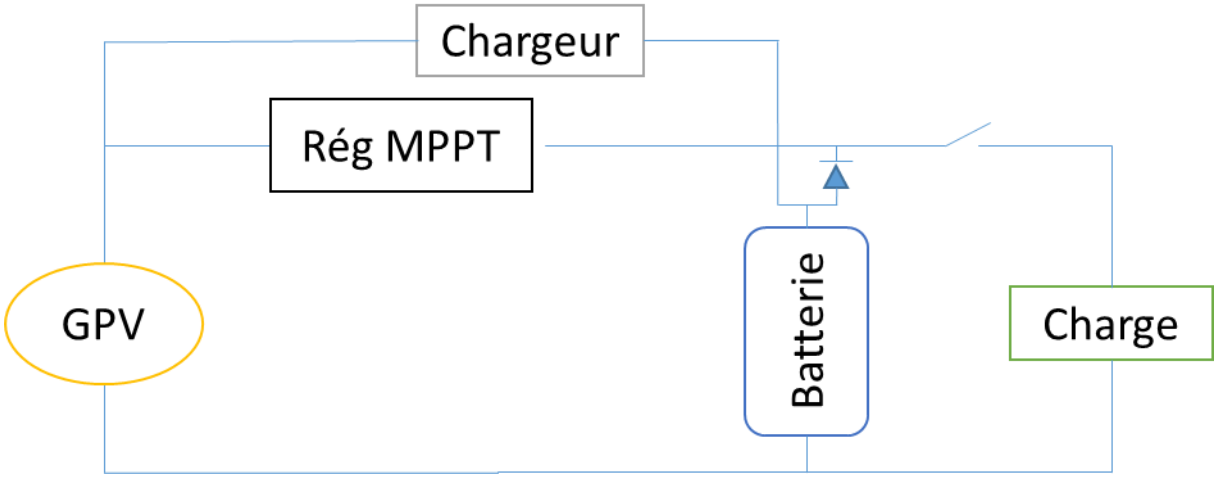


Fig1.6 : Architecture avec barre sémi regulée

Compte tenu de la présence d'une tension régulée en jour, les échanges énergétiques entre générateur solaire et charge utile sont excellents. Cette caractéristique permet un dimensionnement plus intéressant du générateur solaire par rapport au système non régulée.

Parmi les inconvénients d'un tel système on peut cependant noter le phénomène de verrouillage : en sortie d'éclipse, le courant consommé, nettement plus important qu'en mode jour (parce que la tension batterie est basse) peut empêcher la reprise du contrôle de la tension par le régulateur et le générateur solaire. Ce phénomène peut conduire à une décharge accidentelle de la batterie. Un dispositif de verrouillage ou un surdimensionnement des capacités du générateur solaire doit donc être prévu.

3) Architecture avec Barre régulée :

Par rapport à l'architecture précédente, une barre régulée met en œuvre un déchargeur à la place de la diode (fig 1.7).l'adjonction de cet élément permet un découplage complet entre batterie et barre.

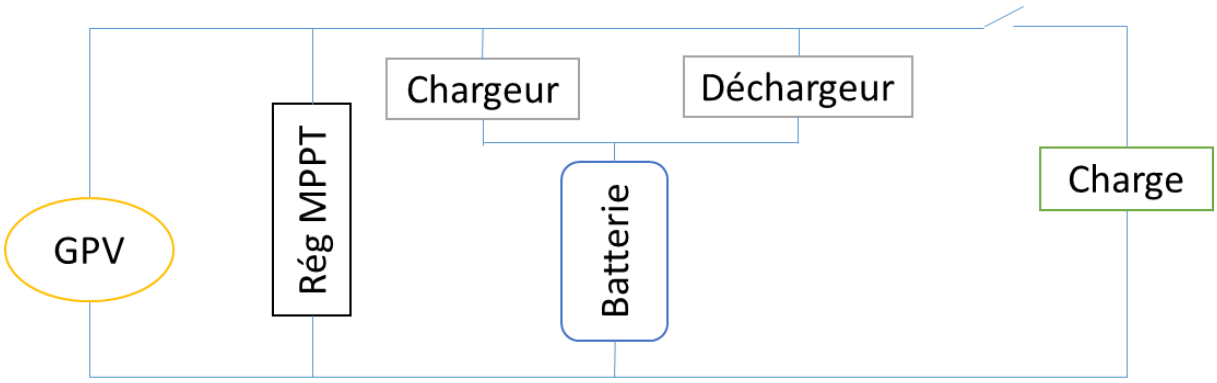


Fig 1.7 : Architecture avec barre sémi regulée

Cette architecture présente plusieurs avantages parmi lesquels on peut citer :

- Souplesse de conception du sous-système d'alimentation : choix du nombre et de la capacité des éléments d'une batterie, utilisation de plusieurs batterie sur le même bus sans contrainte d'appairage (la mise en parallèle est effectuée au niveau de la barre par l'intermédiaire des chargeurs et des déchargeurs et permet une indépendance entre batteries).
- Limitation de la masse de câblage du satellite et de la taille des filtres des convertisseurs d'équipement (le niveau de tension est toujours maximal par rapport aux solutions semi régulées et non régulées) .
- Meilleurs utilisation des protections : (le surdimensionnement des protections liées aux tensions basses de la batterie n'est plus nécessaire).
- Echanges énergétiques optimaux entre générateur solaire, barre et batterie.
- Problème de verrouillages inexistants.

Parmi les inconvénients on note un rendement inférieur à celui correspondant à la chute de tension dans une diode (barre semi régulée) ou une connexion directe (barre non régulée). Cette chute de rendement reste pondérée par une très légère amélioration du rendement des convertisseurs des équipements.

4) Synthèse sur le choix l'architecture :

Les architectures de barre d'alimentation les plus répandues ont été présentées : barre non régulée, semi régulée et régulée. la complexité des trois va en croissant, chaque mission satellite comprend des spécificités qui conduisent à de nombreuses variantes de ces architectures. Il n'existe pas d'architecture performante universelle pour tout type de mission. C'est l'analyse de cette dernière, les technologies existantes et les compétences propres à l'industriel qui déterminent, de manière précise les solutions d'architecture.

Partie II :

Dimensionnement et choix des composants

I. Simulation de La puissance consommée :

Les modes de consommation du satellite vont différer selon le type de sous-système ou de composants allumés, les besoins de puissance, l'instant de la mission, la position du satellite.

La transition d'un mode à l'autre sera faite soit automatiquement par l'ordinateur de bord soit par des commandes de la station sol. Selon la situation dans laquelle se trouve le satellite, l'ODB mènera le satellite dans le mode de fonctionnement le plus approprié.

1) Mode mission :

Dans ce mode les charges utiles sont allumées, il permet de faire les mesures scientifiques demandées

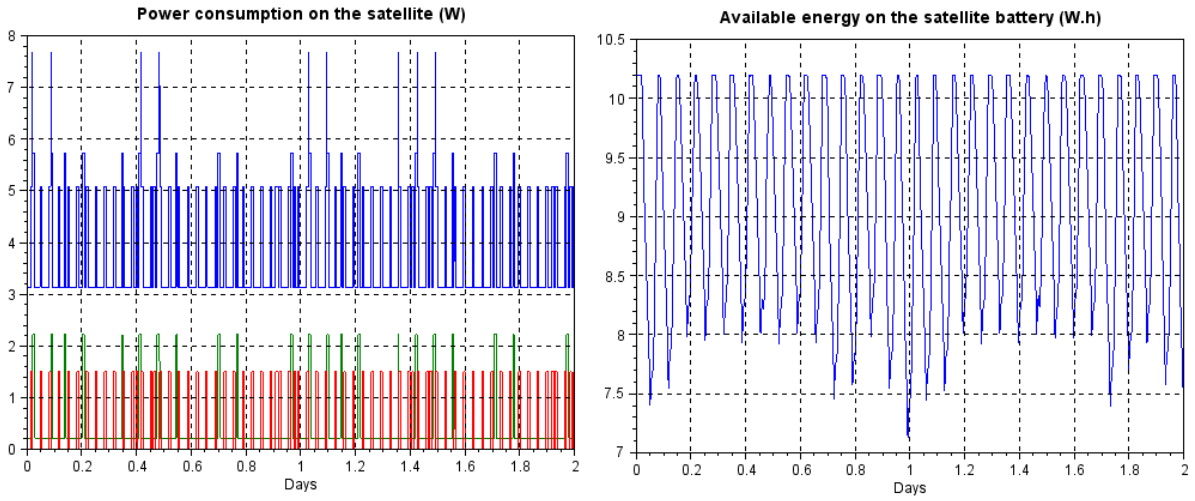


Fig 2.1 : la puissance consommée du satellite et l'énergie disponible dans la batterie

2) Mode caillou :

Ce mode correspond au mode initial du satellite après son lancement (séparation avec le lanceur). Dans ce mode le satellite n'as pas du tout de contrôle (SCAO éteint).Mais c'est aussi un mode qui peut être utilisé afin de limiter la consommation du satellite. C'est donc un mode économique où tout est éteint sauf évidemment le minimum pour pouvoir communiquer avec la station sol.

Ce mode ne permet pas un rechargement des batteries efficace. Il sera intéressant de l'utiliser uniquement si le satellite a de gros problèmes de réserve, ou bien que l'on souhaite limiter la recharge de ses batteries.

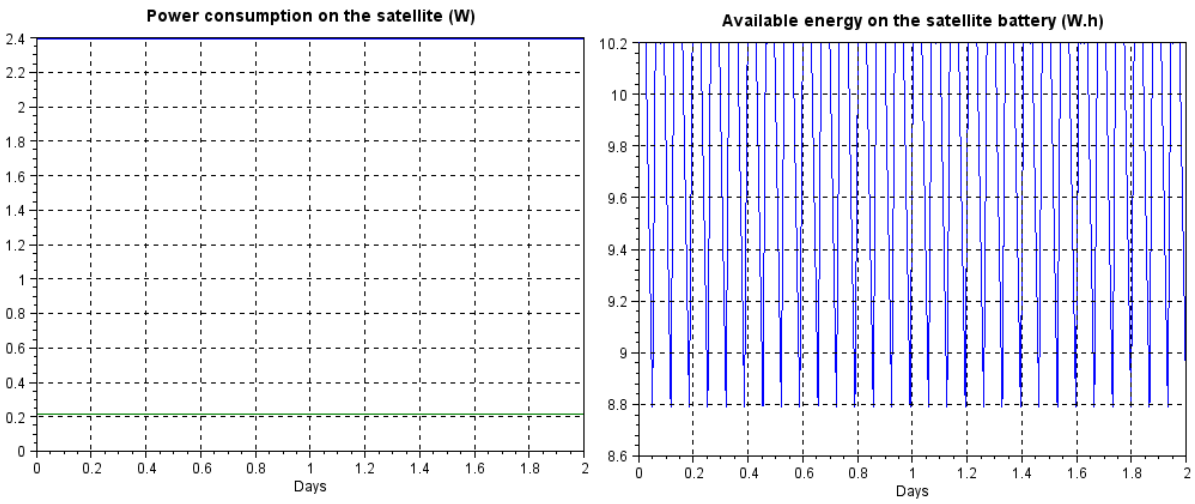


Fig 2.2 : la puissance consommée du satellite et l'énergie disponible dans la batterie

3) Mode survie :

Dans ce mode la charge utile est éteinte, tous les instruments de la plateforme sont en marches. A la différence du mode mission, on ne peut pas émettre de données. C'est le mode le plus favorable pour la recharge des batteries.

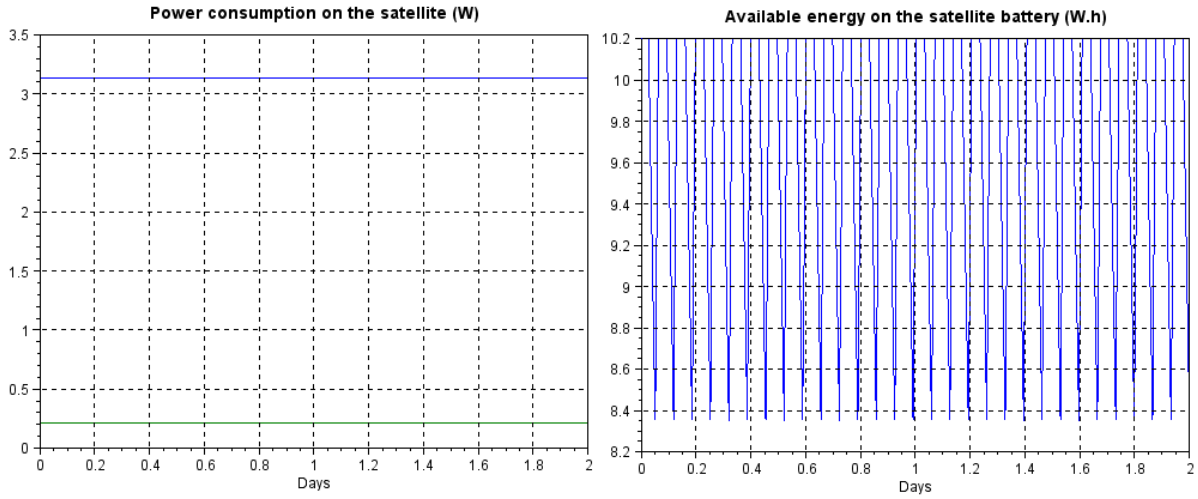


Fig 2.3 : la puissance consommée sur le satellite et l'énergie disponible dans la batterie

II. Description des composants de l'architecture électrique :

Le schéma de principe de l'architecture électrique que l'on propose est celui de la figure ci-dessous :

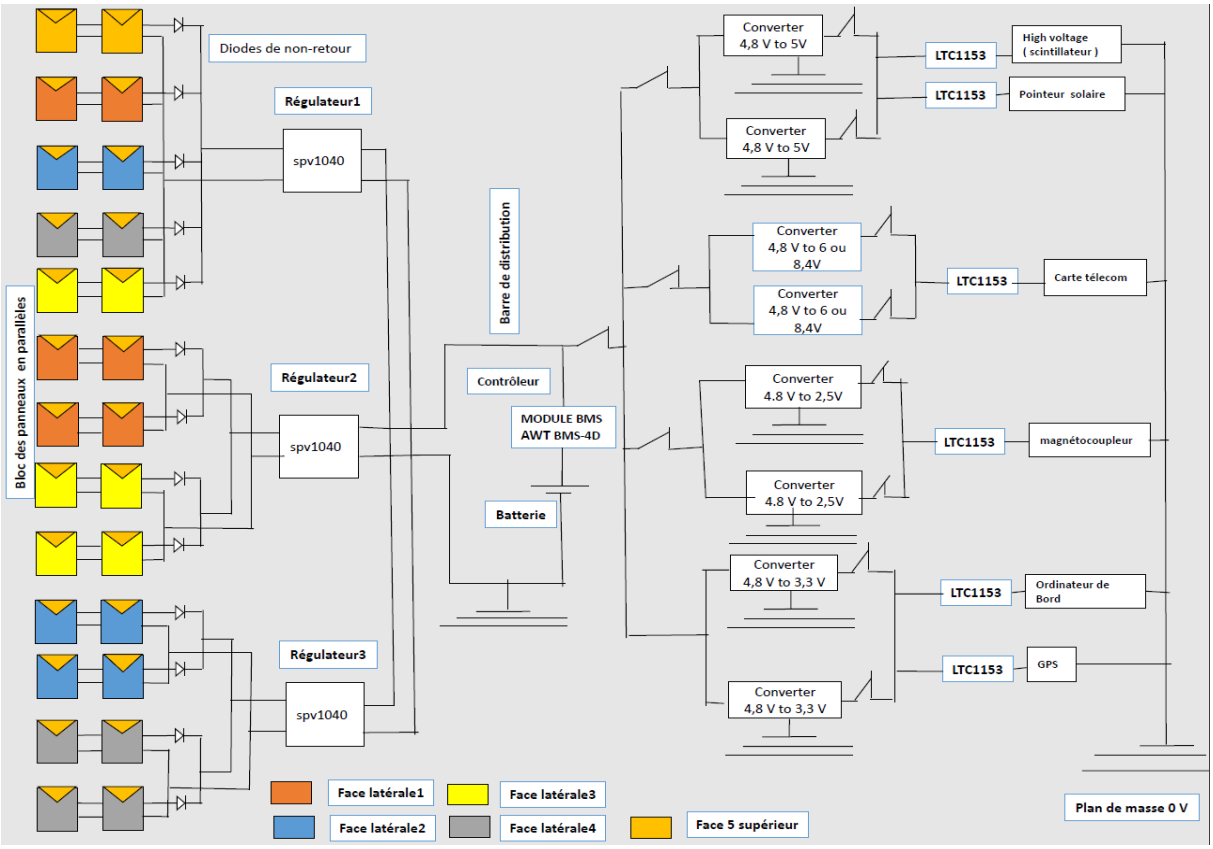


Fig 2.4 : Schéma de principe de l'architecture finale d'IGOSAT

1) Les panneaux solaires :

L'architecture du champ photovoltaïque est constituée de 26 cellules solaires, chaque deux cellule constituent un panneau.

Les panneaux solaires choisis sont les cellules triples jonctions 3G30A de **AZURSPACE** qui possédent un rendement de 30% et sont bien compatibles avec la structure ISIS. Chaque deux panneaux sont connectés en série et donnent une tension de sortie de 4.8 V à la puissance maximale.

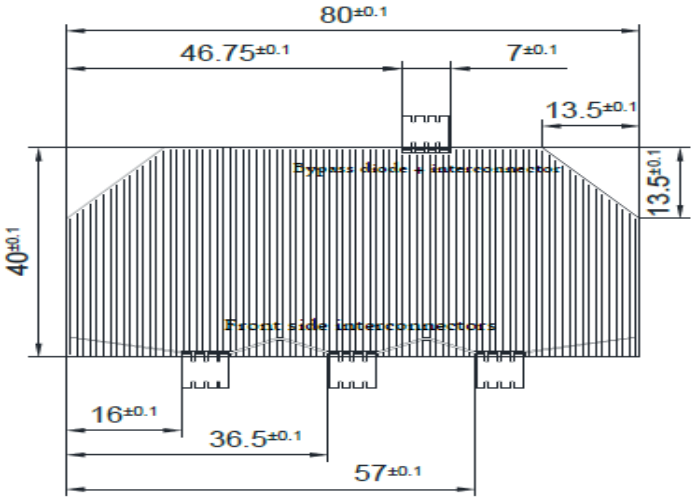


Fig 2.5 : dimensions des cellules solaires 3G30A

A. Positionnement des panneaux :

IGOSAT ne dispose pas d'un système de déploiement des panneaux solaires, ils seront directement soudés sur la surface de la structure du nanosatellite. Sur chacune des 4 faces latérales du satellite 3 panneaux solaires seront disposés, et un panneau sur la partie supérieur du nanosatellite (fig2.5) ; La partie inférieur étant réservé à l'emplacement de l'antenne GPS pour l'occultation.

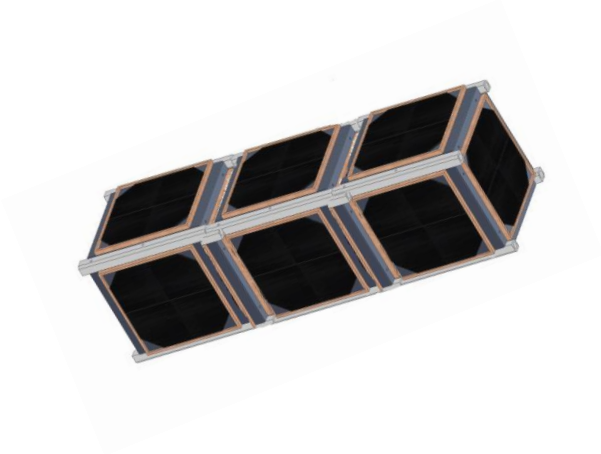


Fig 2.6 : positionnement des panneaux solaire sur IGOSAT

Ce choix de positionnement est justifié par une production d'énergie largement suffisante et pour éviter d'éventuelle complexité sur la structure du satellite que peuvent demander un système de déploiement.

B. Les caractéristique électrique :

	BOL	1E15
Tension moyenne de circuit ouvert (mV)	2690	2468
Courant moyen de court-circuit (mA)	519.6	501.3
Tension à la puissance maximale (mV)	2409	2191
Courant à la puissance maximale (mA)	502.9	477.6
Rendement à 1367 w/m^2 en %	29.3	25.4
Rendement à 1353 w/m^2 en %	29.6	25.6

La puissance maximale du champ photovoltaïque :

Le champ photovoltaïque du satellite peut fournir une puissance maximle de 2.45W *3= 7.35W, lorsque l'une des faces latéraux du satellite est exposé au soleil.

La puissance minimale du champ photovoltaïque :

Lorsque la face supérieur du satellite est exposé au soleil , le satellite fournit sa puissance minimale qui est égale à 2.45W.

C. Les caractéristiques thermique (gradient de température) :

Le tableau ci-dessous donne la dégradation - en début de vie et en fin de vie- des panneaux solaire due à l'augmentation de la température des cellules.

	BOL	1E15
Tension de circuit ouvert (dVoc/dT) en [mV/°C]	- 6.0	- 6.3
Courant de court-circuit (dIsc/dT) en [mA/°C]	0.32	0.39
Tension à la puissance maximale (dVpmax/dT) en [mV/°C]	- 6.1	- 6.4
Courant à la puissance maximale (dImax/dT) [mA/°C]	0.28	0.29

2) Regulateur SPV1040 :

Pour le système de régulation nous avons choisi le régulateur SPV1040 de **STMicroelectronics ,** car il est conçu pour les applications photovoltaïques à basse tension et à basse puissance, il possède un rendement de 95% et une tension d'entrée comprise entre 0.3 et 5.5 V, ce qui correspond exactement à la tension de sortie des blocs photovoltaïque de notre satellite.
La puissance maximale du régulateur est de 5W, donc pour éviter toute surcharge nous aurons 3 régulateurs dans notre architecture.
les panneaux seront reliées avec les régulateurs de manière à ne pas avoir 6 panneaux sur le même régulateur, ou deux faces consécutives sur le même régulateur, les faces sont codés sur le schéma avec des couleurs différentes (voir Fig 2.4 : Schéma de principe de l'architecture finale d'IGOSAT) .

Le SPV1040 dispose des fonctionnalités intégrées suivante :

A. Maximum Power Point traking (MPPT) :

A l'aide d'un algorithme de suivi le SPV1040 permet de faire fonctionner le champ photovoltaïque du satellite à sa puissance maximale indépendamment de la température, de l'ensoleillement et de la direction des panneaux, pour permettre un échange de puissance optimale avec la batterie et les différentes charges.

B. Chargeur-déchargeur (contrôleur de charge) :

En outre de sa fonction MPPT le SPV1040 permet, en effet, d'assurer la charge complète de la batterie et prévient de tout risque de surcharge de celle-ci en coupant l'alimentation du générateur, et lorsque l'état de charge de la batterie atteint l'une des valeurs limites correspondant au déclenchement de la sécurité (surcharge, décharge profonde, température, court-circuit, etc.) .

3) La Batterie :

Pour le choix de la batterie du satellite, l'entreprise ACCUWATT nous propose les deux technologie de chimie de batteries suivantes :

- Celles basées sur le lithium-cobalt ou Li-Co : beaucoup d'énergie (250Wh/kg), pas chères, un peu explosives, moyennement durables (500 cycles).
- Celles basées sur le lithium-phosphate de fer ou LiFePO4 : moins d'énergie (150 Wh/kg), très forte puissance, plus chères, très sûres d'emploi, très durables (>2000 cycles)

La figure 2.7 donne la densité de l'énergie massique et volumique des batteries pour des différentes technologies [1*]

A : Lithium-Polymer / B : Lithium-Ion / C : Ni-MH / D : Ni-Cd / E : Lead

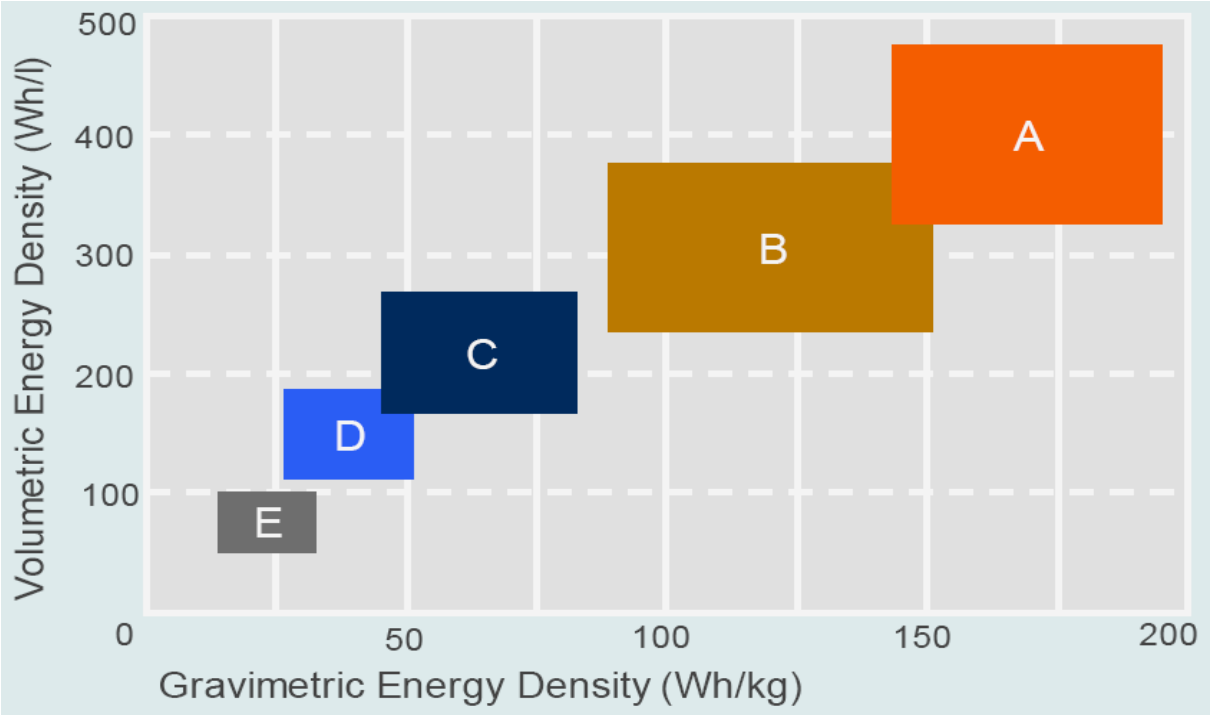


Fig 2.7 : comparaison des différentes technologies de chimie pour les batteries

A) Choix de la batterie :

Pour satisfaire au mieux les besoins énergétique de notre satellite, la batterie choisie doit avoir au minimum les spécificités suivantes

Nombre de cycle de la batterie (NC) :

Nombre de Cycles (NC)=(la durée de vie du satellite en (h)) /(la durée de l'orbite du satellite en (h)), donc NC=(8760h)/1.5h, => 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.

La capacité en énergie de la batterie (CE) :

CE= (l'énergie total des charges)*(1+la profondeur de décharge), pour que la batterie dure plus longtemps nous autorisons un profondeur de décharge maximale de 70 %.

Donc la capacité minimale en énergie doit être CE=3.33*1.3=4.33 Wh.

Pour choix de la batterie nous avons finalement opter pour le LiFePO4 Lithium-Ion à base de le lithium-phosphate de fer en conteneur cylindrique 26650EV de marque **K2-Energy** dont la capacité en énergie est de 10.24 Wh (largement suffisante) et sa durée de vie > 2000 cycles, ce qui convient plus aux exigence de notre mission .

B) Caractéristiques de la batterie K2 LFP26650EV de K2-Energy :

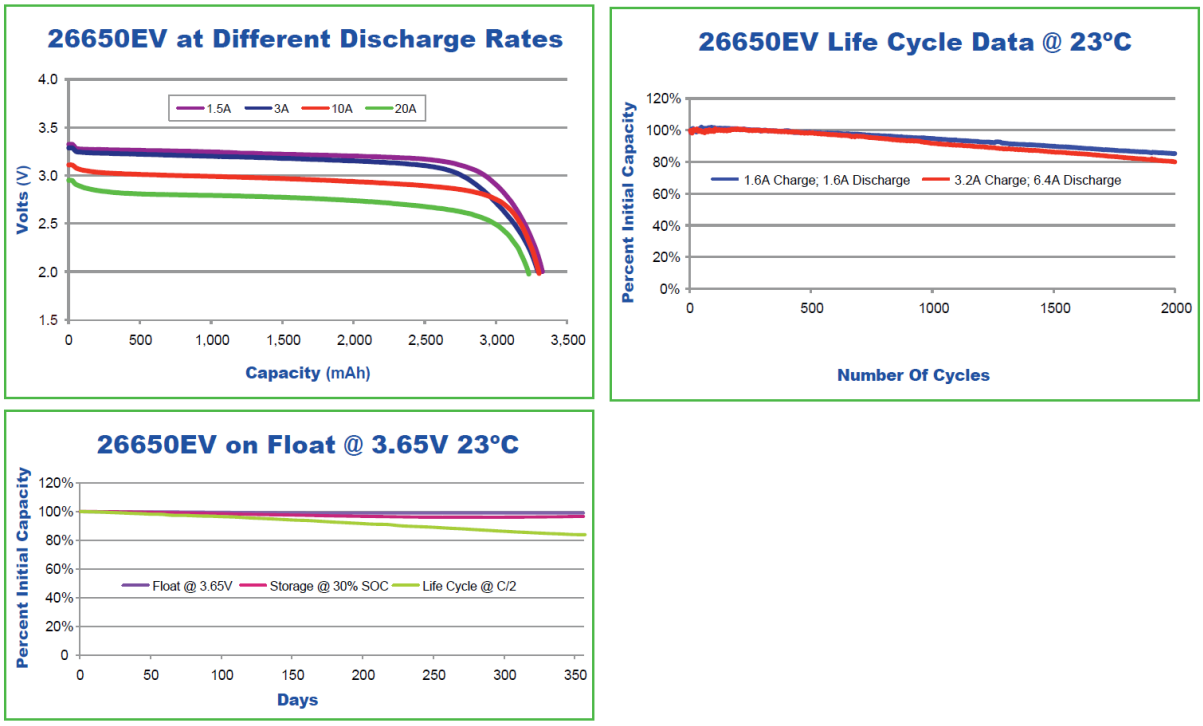


Fig 2.6 : carcateristique de la batterie K2 LFP26650EV

C. Communication avec l'ODB :

Pour communiquer avec l'ordinateur de Bord le module AWT BMS-4D, proposé par **ACCUWATT** Le module BMS assure la Gestion de la communication avec l'extérieur (commande arrêt/marche, indication d'état de charge etc.)

Le module BMS utilise une interface de RS485, donc pour pouvoir l'utiliser nous aurons besoin d'un adaptateur RS485/I2C, car l'ordinateur de Bord ne peut communiquer qu'en interface I2C.

4) Convertisseur DC-DC:

La fonction du convertisseur est d'assurer les différents besoins en tension à partir de la tension barre, de limiter les perturbations émises sur la barre .Il est souvent envisagé d'alimenter plusieurs équipements à partir d'un seul convertisseur à sortie multiples. Cette possibilité justifiée par une miniaturisation insuffisante et le cout de la fonction convertisseur, présente cependant d'autres inconvénients : propagation possible de pannes, perturbations entre équipement, complexité.
Pour éviter tous ces problèmes on a choisi d'alimenter chaque charge par un convertisseur indépendant. Le convertisseur choisi est le LTC3113 de **Linear Technology .**

5) Dispositif anti latch-up:

Pour protéger le satellite contre les évènements singulier nous avons procédé à l'utilisation du circuit LTC1153 **Linear Technology** dans notre architecture électrique.
Il s'agit d'un disjoncteur limiteur de courant qui détecte une surintensité du courant lorsque des particules chargées vient bombarder les composants électroniques du satellite.

Conclusion :

L'objectif du stage était de faire une conception de l'architecture électrique d'IGOSAT et un dimensionnement préliminaire de son système d'alimentation et de distribution de l'énergie.

Les architectures les plus répandues ont été présentées : barre non régulée, semi régulée et régulée. la complexité des trois va en croissant, chaque mission satellite comprend des spécificités qui conduisent à de nombreuses variantes de ces architectures. Il n'existe pas d'architecture performante universelle pour tout type de mission. C'est l'analyse de cette dernière, les technologies existantes et les compétences propres à l'industriel qui déterminent, de manière précise les solutions d'architecture.

Durant ce stage J'ai pu mettre en pratique les enseignements dispensés dans le master IPE et de voir une autre application de l'énergie photovoltaïque outre que celle traditionnel.

Ce stage m'as permis d'avoir une première expérience professionnel dans le domaine des projets spatiaux .j'ai aussi eu l'occasion de préparer et de participer à une session d'ingénierie concourante dans une salle qui y est dédiée. Cela m'as permis d'avoir un exemple concret de ce que c'était et de comment se déroulait ce type de séance, et ce fut une réelle opportunité pour moi de participer avec le responsable scientifique et les autres stagiaires dans cette session.

Bibliographie :

[1] Suisse Cube Phase A Electrical Power Système (EPS) **Fabien JORDAN** (Haute écoled'ingénierie et de gestion du Canton de Vaud Suisse)

[2] Rapport de stage **Moufeda CHARIET** sur l'ingénierie Système du nano-satellite IGOSAT

[3] Space Vehicle Design, second edition **Michel D.Grifin** and **James R.French**

[4] cours de technologie spatiale TTVS volume 5 Plateforme **Centre national d'études spatiales CNES**

[5] EIDD Architecture électrique **Stéphane FREDON Centre National d'Etudes Spatiales** - Toulouse