

Philippe CHERABIER, Romain DEMARETS, Gaspard DENIS,
Laetitia EICHNER, Dimitri LOZEVE, Antoine OGIER,
Romane OLIVERIO, Camille SOUCHET

X-CUBESAT II

CHARGE UTILE

Rapport final

22 AVRIL 2016

Tuteur : Mustapha MEFTAH, CNRS, LATMOS



Table des matières

Remerciements	1
Résumé	3
Introduction	5
État de l'art des nanosatellites	5
Motivation	6
Composition de l'équipe	6
1 Objectifs scientifiques	7
1.1 Étude du climat	7
1.2 Évolution de la TSI au cours de l'Holocène	7
1.3 Bilan radiatif global	10
1.4 Influence des variations spectrales du rayonnement solaire	11
2 Organisation du projet	13
2.1 Objectif de l'année	13
2.2 Réalisation de la documentation	13
2.3 Utilisation du logiciel IDM-CIC	14
3 Architecture du satellite	15
3.1 CubeSat 3U	15
3.2 Instruments	16
3.3 Bilans généraux	16
3.3.1 Bilan de volume	17
3.3.2 Bilan de masse	17
3.3.3 Bilan de puissance	17
4 Scénario mission	19
4.1 Orbitographie et contraintes légales	19
4.2 Pointage et modes de fonctionnement	20
5 Description des instruments	23
5.1 Caméra	23
5.2 Radiomètres terrestres	24
5.2.1 Lien avec les objectifs scientifiques	24
5.2.2 Caractéristiques mécaniques et techniques	25

5.2.3	Composition de l'instrument	25
5.2.4	Utilisation des capteurs	25
5.3	Radiomètre solaire	26
5.3.1	Lien avec les objectifs scientifiques	26
5.3.2	Caractéristiques mécaniques et techniques	26
5.3.3	Composition de l'instrument	26
5.3.4	Utilisation de l'instrument	27
5.4	Photomètre UV	28
5.4.1	Lien avec les objectifs scientifiques	29
5.4.2	Caractéristiques mécaniques et techniques	29
5.4.3	Utilisation de l'instrument	29
6	Photomètre UV – Réflexion sur les solutions technologiques	31
6.1	Choix des longueurs d'onde de travail	31
6.2	Sélection de la bande de longueur d'onde	32
6.3	Prise en compte des facteurs de dégradation	34
7	Planning prévisionnel et passation	35
	Conclusion	37
	Techniques de sélection et de séparation des longueurs d'onde	39
	Utilisation d'un filtre	39
	Utilisation d'un prisme	39
	Utilisation d'un réseau de diffraction	39
	Article	41
	Glossaire	57
	Bibliographie	59

Remerciements

Nous tenons à remercier toutes les personnes suivantes pour leur accompagnement tout au long de ce projet :

- M. Meftah, notre tuteur, pour son investissement continu et ses conseils qui nous ont permis d'appréhender efficacement le milieu du spatial ;
- M. Le Gal (CNES), pour ses formations et ses conseils avisés, notamment sur les outils informatiques et sur la gestion d'un projet complexe ;
- M. Chomaz, notre coordinateur, pour nous avoir apporté un point de vue et un éclairage nouveau sur notre sujet ;
- le commandant Roy, pour son soutien et son aide dans notre organisation ;
- Romaric Gravet, pour ses renseignements précieux au sujet de l'ultraviolet et sa spontanéité à nous aider ;
- Thales AEM et Vincent Associates pour leur participation à la conception de certains instruments.

Nous avons également été très heureux de travailler avec le groupe plate-forme (Étienne Bamas, Pierre Cambournac, Axel Dion, Raphaël Duroselle, Florence Duveiller, Guillaume Mestdagh et Thibault Receveur), qui a su réaliser avec nous un travail collaboratif efficace.

Résumé

En 2014, le Centre Spatial Étudiant de l'École polytechnique, en collaboration avec le LATMOS, a débuté l'élaboration d'un nouveau nanosatellite, SERB (*Solar Irradiance and Earth Radiation Budget*), dédié à l'étude des relations Terre-Soleil.

L'année 2014–2015 a été dédiée à la phase d'analyse préliminaire du satellite et au choix des différents instruments qui figureraient sur ce nanosatellite. Cette année, l'équipe d'élèves s'occupant du projet « X-CubeSat II » s'est élargie et s'est organisée en deux groupes chargés respectivement de l'étude de la plate-forme et de la charge utile du nanosatellite. Ce groupe de projet scientifique collectif s'est donc penché sur l'étude plus précise des quatre instruments portés par le nanosatellite SERB.

Introduction

ÉTAT DE L'ART DES NANOSATELLITES

En 1957, Spoutnik, le premier satellite artificiel envoyé dans l'espace, avait les dimensions et la masse d'un microsatellite (moins de 100 kg). Depuis, plus de 6000 satellites ont été lancés. Les avancées technologiques ont permis à ceux-ci d'être plus volumineux, plus performants et plus lourds (plusieurs tonnes). Des projets ambitieux, tels la Station Spatiale Internationale, sont mis en place. Néanmoins, et en dépit de tous les progrès effectués dans la deuxième moitié du xx^{ème} siècle, l'espace demeure peu accessible et méconnu.

Dans les années 1990, le concept de nanosatellite (moins de 10 kg) a été remis à l'ordre du jour. En effet, les progrès techniques réalisés ont permis la miniaturisation des composants et la course spatiale menée pendant la guerre froide a, à la fin de celle-ci, progressivement évolué, avec de nouveaux objectifs de rentabilité. Les nanosatellites présentent plusieurs avantages. Leur petite taille et leur faible masse permettent une réduction des coûts de conception et de lancement. Les temps de développement des projets sont réduits d'autant. L'espace devient dès lors beaucoup plus accessible.

Développés en première instance par des étudiants et des laboratoires, les nanosatellites permettent notamment à ceux-ci de gérer la conception et le développement du projet du début à la fin. En 1999, les nanosatellites ont été standardisés par la Stanford University et la California Polytechnic State University, qui ont introduit la classe de satellites CubeSat. Cette standardisation a permis le développement de programmes étudiants multinationaux, voire mondiaux, et a d'autant plus renforcé l'engouement industriel et scientifique autour des nanosatellites. Aujourd'hui, ceux-ci se développent non plus seulement dans les centres spatiaux étudiants et les laboratoires, mais également dans l'industrie, et voient leurs usages multipliés.

Les nanosatellites se distinguent par les caractéristiques spécifiques suivantes :

- masse inférieure à 10 kg ;
- orbite basse : généralement comprise entre 200 et 600 km d'altitude.

Les nanosatellites de type CubeSat se présentent sous plusieurs formes :

- une unité : $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$, masse inférieure à 1.3 kg. C'est la forme de base des nanosatellites CubeSat ;
- deux, trois ou six unités superposées. Ce format permet d'associer dans un même satellite, de masse totale inférieure à 10 kg, plusieurs fonctions différentes.

Si les nanosatellites existent depuis les années 1960, leur expansion n'est réellement effective que depuis le début des années 2000. En 2014, le nombre de nanosatellites lancés depuis le début de la conquête spatiale s'élève à 150.

Les nanosatellites ont fait l'objet de plusieurs programmes étudiants mondiaux. La NASA a lancé dans les années 2000 la CubeSat Launch Initiative (CSLI), adressée à des étudiants issus des universités de trente états américains. Dans le cadre de la CSLI, huit missions ELaNa (Educational

Launch of Nanosatellites) ont été lancées entre 2011 et 2015, ce qui correspond à la mise en orbite de 40 nanosatellites de type CubeSat. Trois autres missions ELaNu sont programmées d'ici 2016, soit huit nouveaux CubeSat.

En 2012, la Commission Européenne a validé le lancement du programme QB50. Ce programme prévoit le lancement de cinquante nanosatellites dédiés à l'étude des basses couches de la thermosphère terrestre (orbite à 600 km d'altitude). Un premier lancement dédié est programmé en 2016. L'objectif est d'atteindre en 2020 les 100 lancements par an.

MOTIVATION

Auparavant, la conquête spatiale n'était réservée qu'aux gouvernements et plus gros laboratoires mondiaux. Toutefois, ces dernières années, ce champ s'est ouvert aux étudiants et laboratoires de taille moyenne grâce à la démocratisation du procédé CubeSat. Le satellite sur lequel nous travaillons conjointement avec le laboratoire LATMOS a été baptisé SERB, pour *Solar irradiance and Earth Radiation Budget* (irradiance solaire et bilan radiatif de la Terre), et aura pour objectif de quantifier les relations Terre-Soleil. Cela constitue un enjeu important aujourd'hui, notamment par sa nature profondément écologique. En effet, l'émission des gaz à effet de serre est indéniablement un acteur majeur du réchauffement climatique, mais il ne faut pas pour autant minimiser l'importance des autres facteurs, parmi lesquels se trouve l'interaction Terre-Soleil. Afin de pouvoir envisager de résoudre le problème du réchauffement climatique, il faut être en mesure de comprendre l'influence du Soleil sur le climat terrestre : c'est en effet la source primaire d'énergie de la Terre. C'est pourquoi les projets spatiaux étudiant cette interaction se multiplient depuis ces dernières années. La miniaturisation des composants électroniques permet également de réduire la taille des instruments de mesure, et donc d'utiliser des nanosatellites pour de telles mesures.

COMPOSITION DE L'ÉQUIPE

Comme tout projet de cette envergure, la répartition des tâches a dû être faite en amont de toute réalisation et de façon précise. Voici la répartition du groupe en l'état :

- Chef du projet SERB : Camille Souchet ;
- Responsable système et documentation : Dimitri Lozeve ;
- Responsable de groupe : Philippe Cherabier ;
- Responsable communication et administratif : Antoine Ogier ;
- Modélisation 3D et sciences de l'ingénieur : Romain Demarets ;
- Conception des instruments : Gaspard Denis, Laetitia Eichner, Romane Oliverio.

Le fait d'avoir un chef de projet global est particulièrement important, sachant que nous devons travailler conjointement avec le groupe s'occupant de la plate-forme : il a en effet permis la communication entre les deux groupes, ainsi que le lien avec le tuteur. Ce dernier devant s'occuper de deux groupes totalisant 15 élèves tous travaillant sur un même sujet, un esprit de synthèse et de concision était nécessaire.

1 Objectifs scientifiques

1.1 ÉTUDE DU CLIMAT

L'étude du climat est un des enjeux fondamentaux du $\text{xxi}^{\text{ème}}$ siècle. Pour comprendre la variabilité du climat terrestre, de nombreux modèles ont été établis afin de prédire avec précision l'évolution de la météo à petite et grande échelle.

Cependant, ces modèles souffrent d'imprécisions à cause du grand nombre de paramètres à prendre en compte et au faible nombre de données disponibles. La variabilité *forcée* du climat, c'est-à-dire sous influence extérieure, reste mal comprise.

Les influences extérieures les plus reconnues sont les effets des gaz à effet de serre et le rayonnement solaire. Ce dernier ne dispose pas à l'heure actuelle de modèles et de jeux de données aussi complets que les gaz à effets de serre, et il représente donc l'objectif de la mission SERB.

Les objectifs scientifiques de la mission SERB sont les suivants :

- Mesurer la variabilité de l'éclairement solaire total (TSI, *Total Solar Irradiance*) et étendre les mesures précédentes ;
- Obtenir une mesure de la valeur absolue de la TSI avec une incertitude inférieure à 0.5 W m^{-2} ;
- Établir un bilan radiatif de la Terre avec une incertitude inférieure à 5 % ;
- Mesurer l'éclairement solaire spectral (SSI, *Spectral Solar Irradiance*) dans la bande ultraviolette 200–240 nm (continuum de Herzberg).

L'origine de ces objectifs, leurs relations avec la connaissance du climat terrestre et les uns avec les autres sont expliquées dans les sections suivantes.

1.2 ÉVOLUTION DE LA TSI AU COURS DE L'Holocène

La TSI est la principale source de chaleur de la Terre ; néanmoins, il n'a jamais été prouvé que la TSI a une influence directe sur le réchauffement climatique [8]. Pour comprendre l'influence de la TSI sur le climat, de nombreux modèles ont été développés pour reconstruire les variations de la TSI sur diverses échelles temporelles, et plus particulièrement sur l'Holocène, qui commence il y a approximativement 11 700 ans [22].

Les modèles actuels utilisent divers paramètres, dont les plus importants sont les concentrations en isotopes cosmogéniques (^{14}C et ^{10}Be), grâce auxquels on peut déduire le flux magnétique du Soleil et le nombre de taches solaires. Ceux-ci sont ensuite utilisés pour calculer l'éclairement solaire.

Afin de corroborer ces modèles, ils doivent être comparés aux mesures récentes de la TSI et aux mécanismes physiques responsables des variations de l'éclairement. Depuis 1978, plusieurs satellites ont été placés en orbite terrestre dans ce but. Détaillons quelques résultats marquants :

- Le satellite *SORCE (Solar Radiation and Climate Experiment)*, lancé en 2003, et son instrument *TIM (Total Irradiance Monitor)* ont mesuré une TSI de valeur absolue 1361 W m^{-2} .
- L'instrument *PREMOS (Precision Monitor Sensor)* à bord de *PICARD* (lancé en 2010) a donné le même résultat.
- Le radiomètre *SOVAP (Solar Variability Picard)* a donné une moyenne annuelle pour la TSI de 1362 W m^{-2} , confirmant ainsi les résultats précédents [16, 5].
- Citons également *ERBS (Earth Radiation Budget Satellite)* [1], lancé en 1984, et *VIRGO (Variability of solar Irradiance and Gravity Oscillations)* à bord du satellite *SoHO (Solar and Heliospheric Observatory)*, lancé en 1995.

Chaque mission est en mesure de fournir des données sur une période de quelques années au plus. Pour observer l'évolution de la TSI sur de longues périodes (à partir de 1978, c'est-à-dire du moment où l'on dispose de données satellites précises), il faut reconstituer les différentes valeurs mesurées, alors que les satellites utilisent souvent des technologies de mesure complètement différentes. Des mesures composites essaient alors de combiner les mesures en les corrigeant pour obtenir une évolution temporelle globale.

Les principales séries composites sont *PMOD*¹ et *ACRIM*². Ces deux reconstructions présentent des conclusions différentes autour du minimum solaire de 2008 : *ACRIM* montre une hausse de la TSI, tandis que *PMOD* suggère que le niveau de la TSI est resté similaire au niveau de 1996.

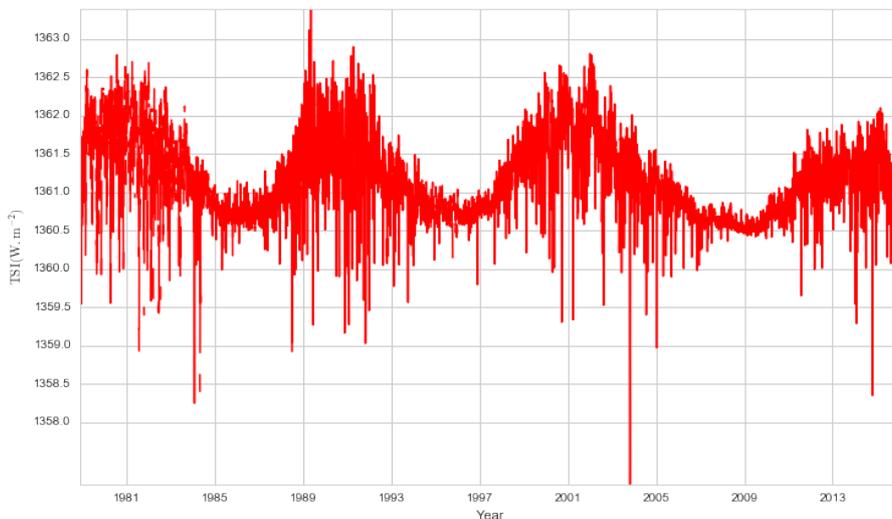


FIG. 1.1 : TSI de 1978 à aujourd'hui, utilisant les données de la série composite PMOD.

Du côté des modèles, le plus couramment utilisé est *SATIRE (Spectral and Total Irradiance Reconstructions)* [22]. Il s'agit d'un modèle semi-empirique qui suppose que les évolutions de l'éclairement sur des périodes plus longues qu'une journée sont causés par des modifications du champ magnétique à la surface solaire. Celui-ci est lui-même évalué à partir de la structure des taches sur la surface du Soleil (fraction couverte, distribution, contraste, position, longueur d'onde).

¹ *Physikalisch-Meteorologisches Observatorium Davos — World Radiation Center.*

² *Active Cavity Radiometer Irradiance Monitor.*

SATIRE-S, qui s'étend de 1974 à aujourd'hui, est en accord avec les données expérimentales (ACRIM et PMOD), sans toutefois trancher la question de la valeur lors du minimum de 2008. SATIRE-H, quant à lui, reconstitue les variations de la TSI sur l'ensemble de l'Holocène.

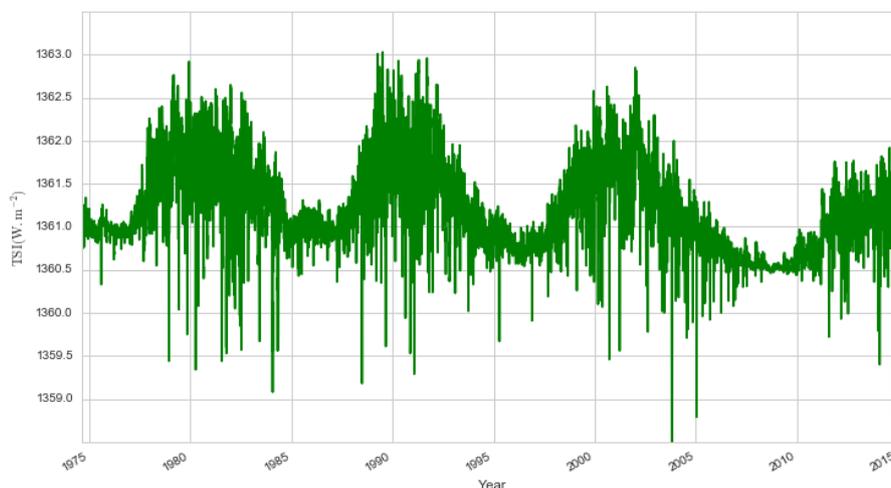


FIG. 1.2 : Reconstitution des variations de la TSI de 1978 à aujourd'hui par le modèle SATIRE-S.

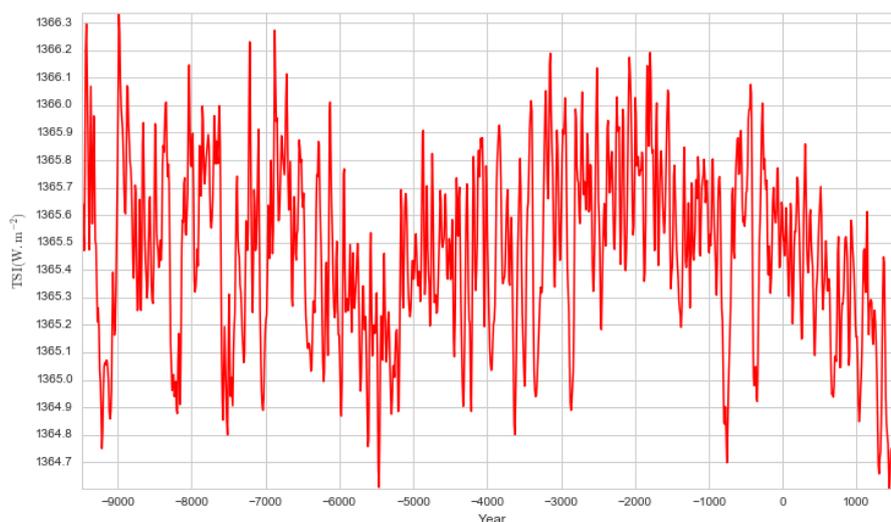


FIG. 1.3 : Reconstitution des variations de la TSI sur l'Holocène par le modèle SATIRE-H.

Nous pouvons alors constater que de nouvelles mesures sont sans cesse nécessaires. Dans ce contexte, les nanosatellites offrent une opportunité unique de pouvoir lancer plusieurs instruments basés sur la même technologie à différentes périodes, et ainsi de pouvoir reconstruire la valeur moyenne de la TSI sur de longues périodes en diminuant les incertitudes liées à la calibration des données. D'autre part, les données récoltées auront la possibilité d'être plus spécifiques : le petit format des satellites permet d'obtenir des mesures sur de petits intervalles spatio-temporels.

La mission SERB devra alors obtenir des données avec une précision de $\pm 0.5 \text{ W m}^{-2}$ et une stabilité à long terme de $\pm 0.1 \text{ W m}^{-2}$. Le satellite SERB, en fonctionnant sur une courte période (de 1 à 2 ans), permettra ainsi de valider le principe d'utilisation d'une constellation de nanosatellites.

1.3 BILAN RADIATIF GLOBAL

L'équilibre radiatif de la Terre est un autre facteur déterminant pour l'étude des variations du climat. Pour maintenir un climat stable, la Terre doit avoir un bilan radiatif global nul.

Dans un bilan radiatif, on mesure généralement le rayonnement entrant dans le domaine des ondes courtes (de 0.2 à 3 μm) ; il vaut alors environ 342 W m^{-2} . De ce rayonnement entrant, 107 W m^{-2} est réfléchi dans l'espace par la couverture nuageuse, la surface et l'atmosphère, 67 W m^{-2} est absorbé par l'atmosphère et 168 W m^{-2} est absorbé par la surface de la Terre.

Pour maintenir l'équilibre énergétique, la Terre émet du rayonnement, appelé OLR (*Outgoing Long-wave Radiation*), dans la bande de 3 à 100 μm . Celui-ci est émis par la surface (390 W m^{-2}), par l'atmosphère (165 W m^{-2}) et par les nuages (30 W m^{-2}). Parmi ces émissions, 324 W m^{-2} sont réfléchis par les nuages et absorbés par la surface. Le reste est évacué vers l'espace.

L'OLR est influencé par plusieurs paramètres, dont la température de surface, la température atmosphérique, l'humidité, la couverture nuageuse et la poussière atmosphérique. D'autre part, les gaz à effet de serre (méthane CH_4 , vapeur d'eau, protoxyde d'azote N_2O , dioxyde de carbone CO_2) contribuent également à l'absorption de certaines longueurs d'onde de l'OLR, augmentant la température atmosphérique.

Ces mesures du rayonnement entrant et de l'OLR sont essentielles pour établir des modèles climatiques fiables. Il est notamment extrêmement important de mesurer avec précision le déséquilibre énergétique [11].

Les données du nanosatellite SERB seront ainsi comparées aux prédictions des modèles climatiques actuels. Cela permettra d'identifier les causes des différences de valeur du déséquilibre énergétique. L'OLR varie énormément en fonction de la latitude, de la longitude, de la géographie physique et des conditions atmosphériques. Une constellation de nanosatellites permettrait ainsi d'accroître la granularité des mesures dans le but d'établir un bilan radiatif de la Terre à une échelle locale.

SERB, en réalisant des mesures simultanément dans deux gammes de longueurs d'onde distinctes, avec une précision inférieure à 5 %, permettra de valider les objectifs scientifiques d'une telle constellation.

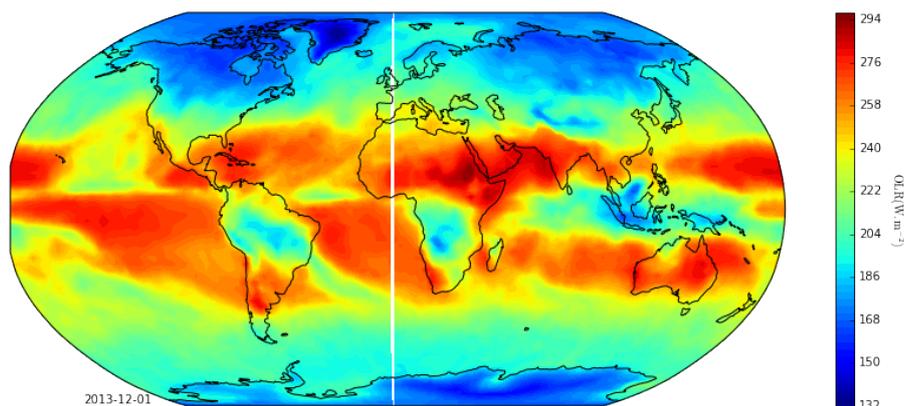


FIG. 1.4 : Radiation infrarouge émise par la Terre (OLR) au mois de décembre 2013, d'après les données du NOAA (*National Oceanographic and Atmospheric Administration*).

1.4 INFLUENCE DES VARIATIONS SPECTRALES DU RAYONNEMENT SOLAIRE

Les variations de la TSI ne constituent pas le seul mécanisme qui influe sur le climat terrestre. Le rayonnement solaire n'est pas uniforme sur l'intégralité du spectre et les différentes longueurs d'onde ont un effet variable sur l'atmosphère.

La variabilité ultraviolette est certainement une des plus importantes : l'éclairement solaire varie 10 fois plus dans cette bande que dans les autres. De plus, les rayonnements UV affectent les différentes couches de l'atmosphère, notamment via la chimie de l'ozone, par des mécanismes encore mal compris aujourd'hui. L'ozone se forme par photodissociation du dioxygène dans les couches supérieures de l'atmosphère, par des rayonnements dans la bande comprise entre 200 et 240 nm (continuum de Herzberg).

C'est pourquoi il est nécessaire d'étudier la SSI (*Spectral Solar Irradiance*) dans la bande UV de manière précise, et notamment dans le continuum de Herzberg. La mission SERB sera en mesure de mesurer la variabilité solaire dans la bande de Herzberg.

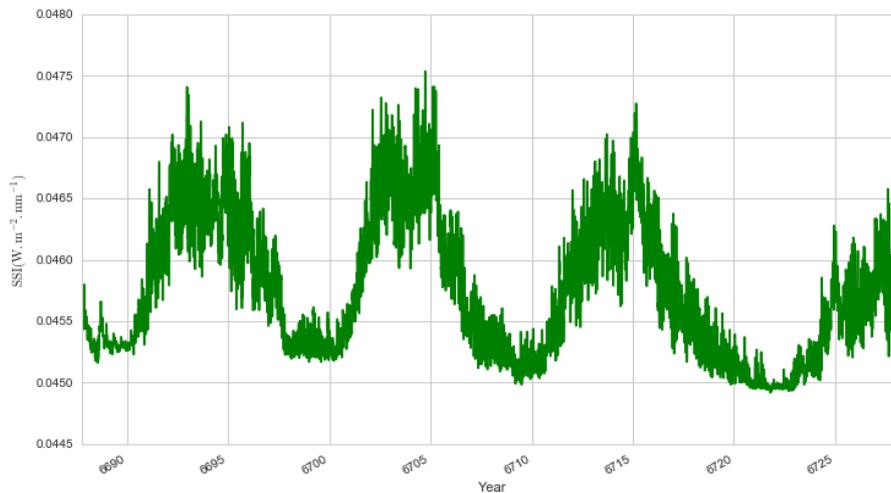


FIG. 1.5 : Reconstitution des variations de la SSI à 220.5 nm de 1978 à aujourd'hui par le modèle SATIRE-S.

2 Organisation du projet

2.1 OBJECTIF DE L'ANNÉE

Un projet de mission spatiale peut être séparé en cinq phases distinctes :

Analyse préliminaire : définition du besoin, architecture générale du satellite, scénario mission (orbite, durée de vie, observations) ;

Définition : Bilans de masse, énergie et volume, spécification des composants, établissement de modèles, définition plus précise du scénario mission (modes de fonctionnement, temps passé dans chaque mode) ;

Développement : Réalisation de maquettes et de prototypes, tests sur les composants, qualification ;

Exploitation : lancement et réalisation de la mission ;

Désorbitation : dans notre cas, elle se fera spontanément par contact avec l'atmosphère.

Les élèves de la promotion 2013 qui ont travaillé sur le projet X-CubeSat II ont, avec le LATMOS, réalisé la première phase du projet. Sur la base d'un article publié en juin 2014 par M. Meftah, ils ont déterminé les caractéristiques générales du satellite, effectué des bilans préliminaires et choisi le type d'instruments à embarquer lors de la mission.

Cette année, l'équipe travaillant sur le projet a été scindée en deux groupes, travaillant respectivement sur la plate-forme du satellite et sa charge utile (instruments de mesure). Dans les deux cas, l'objectif a été de spécifier la composition et le fonctionnement du satellite.

En ce qui concerne le groupe charge utile, nous nous sommes attachés à préciser la définition des trois instruments qui doivent être conçus spécifiquement pour cette mission (radiomètre solaire, photomètre UV et capteurs terrestres).

2.2 RÉALISATION DE LA DOCUMENTATION

De manière complémentaire à la spécification des instruments, notre tâche a été de réaliser la documentation relative à la mission. Celle-ci donne un cadre clair et conventionné pour présenter les différents aspects du satellite. C'est une étape indispensable après l'étude préliminaire, car elle regroupe toutes les informations et contraintes définies lors de l'analyse préliminaire et dresse un premier bilan de l'avancement du projet. Nous avons donc écrit deux documents : l'arbre produit du satellite et la spécification mission. Ces deux documents font partie des documents que doit comporter tout projet spatial, afin de respecter les contraintes légales liées à ce domaine.

L'arbre produit a pour but principal de définir une arborescence des composants du satellite. Cela facilite par la suite la division des tâches entre différents groupes, ainsi que la gestion de la documentation. Il détaille également la présentation, la distribution et la classification des documents liés au projet.

La spécification mission, elle, fait le point sur les objectifs de la mission ainsi que sur les exigences techniques et scientifiques liées aux différents sous-systèmes.

En nous servant de cette documentation et du travail du groupe précédent, nous nous sommes appliqués à rédiger un article scientifique mettant à jour celui de M. Meftah datant de juin 2014 et comprenant toutes les avancées réalisées pendant l'année passée. Après correction par M. Meftah, il a été soumis à la publication.

2.3 UTILISATION DU LOGICIEL IDM-CIC

L'un des enjeux majeurs de l'année fut de réaliser des bilans sur les instruments de manière à vérifier qu'ils respectaient les contraintes de volume, de masse et de consommation électrique. Il était également important de pouvoir visualiser le satellite sur son orbite pour mieux planifier et présenter les différentes phases de vol.

Nous avons eu l'opportunité d'être initiés à l'utilisation d'un outil nous permettant de réaliser ces bilans de manière efficace : le logiciel IDM-CIC (*Integrated Data Management*, Centre d'Ingénierie Concourante), développé par le CNES. Ce logiciel puissant permet la modélisation complète du satellite et sa division en sous-systèmes. Une fois les données adéquates renseignées, le logiciel fournit des bilans pour chaque sous-système et donne le niveau d'incertitude. Il est également possible, grâce à cet outil, de définir les différentes configurations de vol, puis de visualiser la modélisation sur un autre outil (IDMView) pour simuler son orbite et son activité (pointage en particulier).

M. Le Gal, du CNES, nous a fourni le logiciel, expliqué son fonctionnement ainsi qu'aidé dans la modélisation de notre nanosatellite.

3 Architecture du satellite

3.1 CUBESAT 3U

Le nanosatellite SERB est un CubeSat constitué de 3 unités. Chaque unité est constituée d'un cube de 10 cm de côté.

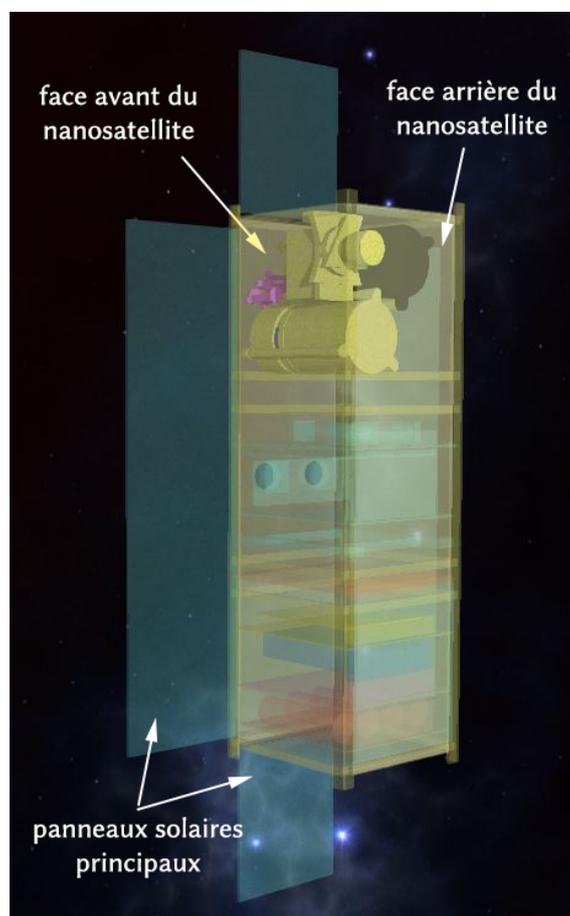


FIG. 3.1 : Vue générale du nanosatellite

L'unité supérieure est destinée à la charge utile, les unités centrale et inférieure étant destinées à recevoir les cartes d'acquisition des instruments, ainsi que les systèmes de pointage et de distribution de l'énergie.

Sur cet ensemble de trois unités sont fixés des panneaux solaires qui constituent l'unique source d'énergie du nanosatellite. Deux panneaux solaires plus petits sont situés sur les faces supérieures et inférieures du nanosatellite et sont destinés à fournir l'énergie au satellite en mode « survie » dans le cas d'un dépointage non désiré du nanosatellite, jusqu'à ce que le satellite ait retrouvé son pointage correct. Les différents modes de fonctionnement du nanosatellite seront décrits ultérieurement à la Section 4.2.

Notre projet s'est donc concentré sur l'unité supérieure destinée à la charge utile, la structure du nanosatellite ayant été étudiée en détail par le second groupe de travail sur le projet SERB.

3.2 INSTRUMENTS

Afin de remplir les objectifs scientifiques décrits à la partie 1, les instruments retenus pour la charge utile sont les suivants (cf. Figure 3.2 ci-dessous) :

- une caméra, dont le rôle est de prendre des clichés de la Terre lorsque l'opportunité se présente, c'est-à-dire lorsque la face arrière du satellite est orientée vers la Terre ;
- deux radiomètres terrestres munis de détecteurs thermiques afin de mesurer le rayonnement électromagnétique émis par la Terre compris entre 0.2 et 0.3 μm pour l'un des radiomètres et entre 0.2 et 100 μm pour l'autre radiomètre ;
- un radiomètre solaire, dont la fonction est de mesurer la TSI ;
- un photomètre UV, chargé de mesurer le rayonnement solaire ultra-violet compris entre 200 et 240 nm.

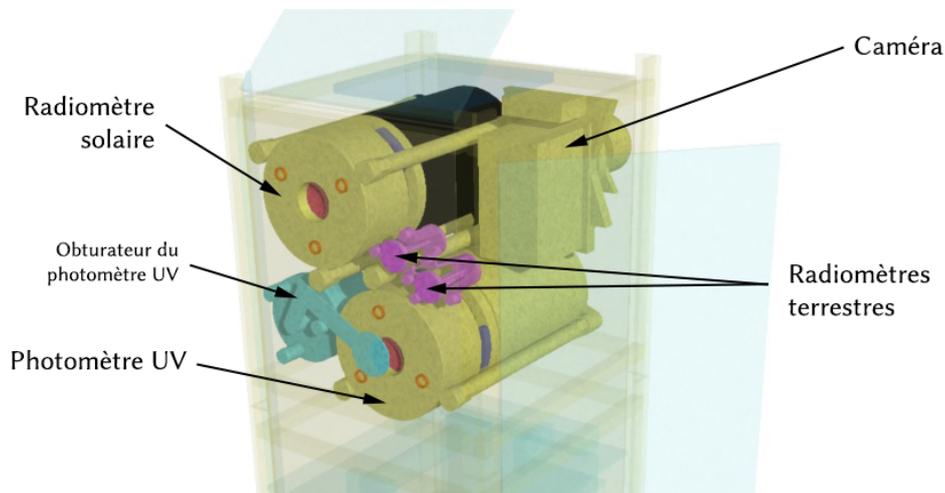


FIG. 3.2 : Charge utile de SERB

Les instruments seront décrits plus en détail dans les parties 4 et 5.

3.3 BILANS GÉNÉRAUX

Comme indiqué dans la partie précédente, nous avons réalisé différents bilans, nécessaires à la phase de définition, pour vérifier que la charge utile vérifiait les contraintes imposées.

3.3.1 BILAN DE VOLUME

Le volume alloué à la charge utile est le volume d'une unité de CubeSat, soit 1 dm³. Nous avons donc tout d'abord réalisé un bilan de volume afin de s'assurer que l'ensemble des instruments pouvait être inséré dans l'unité supérieure du nanosatellite. Le bilan de volume est en l'état le suivant :

Instrument	Dimensions	Volume (cm³)
Radiomètre solaire	47 mm de diamètre, 95 mm de longueur	164.82
Photomètre UV	50 mm de diamètre, 95 mm de longueur	186.53
Radiomètres terrestres	10 mm de diamètre, 22.1 mm de longueur	3.47
Caméra	53 mm × 36 mm × 66 mm	125.93
Total		480.75

TAB. 3.1 : Bilan de volume

La contrainte de volume imposée par la géométrie du nanosatellite est donc respectée.

3.3.2 BILAN DE MASSE

Le nanosatellite a une contrainte de masse imposée à 3.6 kg. Cette contrainte de masse a été répartie entre les différents composants du nanosatellite et la contrainte de masse allouée à la charge utile est de 1 kg. Nous avons donc établi un bilan de masse partiel avec les données des composants déjà sélectionnés pour les instruments de la mission SERB.

Le bilan de masse est le suivant :

Instrument	Composant	Masse (kg)
Radiomètre solaire		0.19
Photomètre UV		0.19
	Support	0.2
Radiomètres terrestres	Vis	0.003
	Capteur	0.000 12
Caméra		0.13
Total partiel		0.533

TAB. 3.2 : Bilan de masse

Dans l'état actuel d'avancement quant à la détermination des composants des instruments, une masse de 0.533 kg a été allouée aux instruments.

Au vu des composants qui restent à déterminer, la masse totale ne devrait pas dépasser la masse totale allouée à la charge utile, car la masse d'un sous-système optique est plus faible que la masse de la structure l'entourant.

3.3.3 BILAN DE PUISSANCE

Les panneaux solaires fournissent au minimum une puissance électrique de 18 W. Ces 18 W ont été répartis entre les différents éléments du nanosatellite et la puissance allouée à la charge

utile est de 5 W. Le bilan de puissance que nous avons réalisé afin de prévoir la répartition de puissance est le suivant (il comprend 20 % de marges dues au fait que tous les composants des instruments ne sont pas encore déterminés) :

Instrument	Puissance consommée (W)
Radiomètre solaire	2
Photomètre UV	2
Radiomètres terrestres	0.02
Caméra	1.9
Total	4.92

TAB. 3.3 : Bilan de puissance

4 Scénario mission

La réalisation d'un scénario mission, qui couvre la vie du satellite du lancement jusqu'à sa rentrée dans l'atmosphère, permet d'appréhender la mission spatiale dans sa globalité et non comme un ensemble de sous-systèmes indépendants. Cette approche globale est essentielle dans la phase d'une mission spatiale pour bien comprendre les liens entre les différents sous-systèmes et éviter les incompatibilités.

Tout d'abord les nanosatellites sont souvent lancés en tant que charges secondaires sur des lancements de satellites de plus grosse taille. Il convient donc de prendre cela en compte pour le développement des fixations sur le satellite « hôte ». Le choix du lanceur sera donc à définir quand le développement sera plus avancé, et qu'une date de lancement pourra être retenue. Dans tous les cas, cela n'influencera pas de manière significative le choix de l'orbite et les contraintes de résistance mécanique qui sont définies de manière normative.

4.1 ORBITOGRAPHIE ET CONTRAINTES LÉGALES

Notre satellite est dédié principalement à l'observation du Soleil, il faut donc choisir une orbite sur laquelle la visibilité vers le Soleil est maximale. De plus, comme le flux solaire diminue avec la distance au Soleil, il faut que la distance entre le satellite et le Soleil soit approximativement la même que celle entre le Soleil et la Terre. Pour que cette approximation soit valide nous devons placer le satellite sur une orbite basse. Pour satisfaire la condition de visibilité solaire, le satellite adoptera une orbite héliosynchrone crépusculaire. Cela signifie que le satellite survolera un point du globe toujours à la même heure solaire, et ici cela correspond soit à l'aube soit au coucher du Soleil. Ainsi le satellite est toujours à la limite jour-nuit et le temps d'éclipse est d'au plus 20 min/jour.

Concrètement, l'orbite qui répond à ces conditions est une orbite inclinée de 98.2° par rapport à l'équateur et d'altitude 680 km. Le satellite réalise ainsi une vingtaine d'orbites par jour.

Bien qu'elle soit optimale pour l'observation, une telle orbite impose certaines contraintes.

La première contrainte est légale : d'après la Loi sur les Opérations Spatiales (LOS), tout objet spatial en orbite à cette altitude doit rentrer dans l'atmosphère dans les 25 ans. Il convient donc d'évaluer la traînée résiduelle du satellite pour estimer sa perte d'énergie et donc sa durée de vie. Ce calcul a été effectué par l'équipe précédente : on obtient une rentrée dans l'atmosphère entre 22 et 23 ans après le lancement, ce qui est donc compatible avec la LOS.

La seconde vient du fait qu'en basse altitude, il reste encore suffisamment de particules libres pour que la contamination soit relativement importante. C'est pourquoi la durée de fonctionnement prévue de notre satellite est faible : entre un et deux ans. Les grandes lignes du scénario de notre satellite sont donc définies : après un lancement à 680 km d'altitude et 98.2° d'inclinaison, il

va effectuer des mesures pendant au moins 1 an avant de rentrer dans l'atmosphère 22 ans plus tard. C'est donc ce cadre qu'il nous faut utiliser au mieux pour accomplir la mission scientifique.

La dernière contrainte imposée par cette orbite se situe au niveau des communications entre le satellite et la Terre. En effet, une mission spatiale n'est pas uniquement constituée d'un satellite. Le segment au sol joue un rôle important et présente également de nombreux défis, notamment celui d'échange de données entre la Terre et le satellite, que ce soit pour récupérer les données d'intérêt scientifique ou de télémétrie, ou pour mettre à jour les programmes du satellite. Pour SERB, la station sol se limite à une antenne bande S (de 2 à 4 GHz) située au LATMOS à Guyancourt. Le problème d'une orbite héliosynchrone est que le temps de survol d'un unique point du globe est limité. Le satellite survole entre 4 et 6 fois par jour la station sol ce qui représente une durée totale de survol d'environ 10 minutes. L'antenne choisie, bande S, à un débit de 1 Mb/s donc le volume de données que l'on peut envoyer est d'environ 600 Mb/jour. Cela nous permet de définir précisément les modes de fonctionnement et la périodicité d'acquisition des instruments.

Outre les avantages pour les mesures, l'orbite héliosynchrone crépusculaire permet d'avoir un éclairage quasi-constant des cellules solaires, ce qui évite les problèmes les plus épineux au niveau de la génération électrique. Cela évite également les grosses variations thermiques et donc facilite le contrôle thermique du satellite et de sa charge utile.

4.2 POINTAGE ET MODES DE FONCTIONNEMENT

Comme le satellite ne dispose pas de propulseurs, une fois séparé de son lanceur, on ne peut plus modifier son orbite. Il reste quand même les trois degrés de liberté angulaires sur lesquels on peut jouer par le biais de trois magnétocoupleurs et d'une roue à inertie. C'est ce qu'on appelle plus familièrement le pointage. Dans le cadre de SERB, celui-ci est très important voire capital. En effet, les instruments utilisés sont très directionnels, ils mesurent un flux radiatif via une mesure de la puissance des radiations sur une surface de taille connue. Or le flux est égal au rapport de la puissance par la surface normale au rayonnement. Si les rayons lumineux n'arrivent pas sous incidence normale sur cette surface, alors la surface apparente est modifiée d'un facteur $\cos(a)$, où a est l'angle d'incidence des rayons lumineux, ce qui crée une incertitude sur la mesure du flux. Par exemple, en prenant en compte uniquement cette erreur, un rapide calcul nous montre qu'il faut une précision de 3° sur l'angle de pointage pour obtenir la précision voulue sur la mesure de la TSI.

La plupart du temps les instruments de notre satellite seront pointés vers le Soleil, principal objet de nos mesures. Du fait d'autres erreurs instrumentales, nous avons cherché à obtenir une précision de pointage solaire de $30''$ d'arc, malheureusement la technologie actuelle ne nous permet pas d'avoir un pointage aussi précis avec nos contraintes de masse et d'encombrement, nous nous tournons donc vers un système proposé par l'université de Stellenbosch en Afrique du Sud, qui nous promet une précision de quelques minutes d'arc. Ceci devrait toutefois permettre d'atteindre la précision voulue en termes de TSI par optimisation de l'instrumentation elle-même.

Ce pointage solaire bénéficie aussi à l'orientation des cellules solaires qui ne sont pas mobiles (simple déploiement par pyrotechnie à la séparation avec le lanceur). Mais il nous impose des contraintes dans d'autres domaines : l'orientation avec la Terre est très variable dans ce mode de pointage. Par conséquent, les communications avec la station-sol ne se font pas toujours dans la même direction, il convient donc de ne pas choisir une antenne directionnelle. C'est pourquoi, nous avons choisi d'implanter deux antennes de type bande S avec un lobe de 180° d'ouverture de part et d'autre de la structure pour couvrir l'intégralité des directions. Une solution envisagée au début était de dépointer le satellite lors du survol de la station mais celle-ci a été abandonnée

car elle ne garantissait pas la continuité des mesures. Deuxièmement avec ce type de pointage la caméra, située sur la face non exposée au Soleil, n'a pas toujours la Terre dans son champ de vision. Étant donné que le volume de données transmissibles à la station sol est faible et qu'intégrer les paramètres d'orbitographie dans les systèmes de bord pour déclencher la prise de vue uniquement si la Terre est dans le champ de vision est trop complexe, nous avons choisi d'opérer un pré-traitement des images à bord pour ne transmettre à la station sol que les images d'intérêt scientifique.

Une fois le satellite placé sur son orbite nominale, pour s'affranchir au maximum du temps de réponse des instruments et assurer la continuité des mesures d'irradiance totale nous éviterons autant que possible les dépointages du Soleil. Les quatre modes de fonctionnement du satellite seront :

- Pointage solaire et acquisitions de données : les instruments sont en mode d'acquisition en permanence, cela ne pose pas de problèmes au niveau du volume de données car les mesures de TSI, UV et IR sont codées sur quelques octets (mesure de tension). L'étude des bilans de puissance (Section 3.3.3) nous permet de garantir que les réchauffeurs nécessaires au bon fonctionnement des instruments peuvent être allumés en permanence. Comme souligné précédemment les plus gros défis en termes de scénario mission se situent au niveau de la caméra : c'est la plus énergivore et elle produit le plus de données. Le fonctionnement retenu est le suivant, elle prend 10 images par orbite à intervalles de temps régulier, qui vont ensuite être traitées par le système de bord pour ne garder que les images présentant un intérêt scientifique. Si l'on considère qu'environ 50 % des images seront sélectionnées et que chaque pixel est codé par un bit, la résolution du capteur étant de 1 Mp, on arrive à un bilan de 100 Mb par jour d'images, ce qui est compatible avec le volume de données transmissibles. Ce mode de fonctionnement impose également un contrôle thermique accru des instruments pour garantir la précision des mesures.
- Pointage vers les étoiles : le radiomètre étant un instrument avec une seule cavité il nécessite un calibrage. On pourrait effectuer ce calibrage en pointant le satellite vers les étoiles et mesurer ainsi une valeur très faible. Cette mesure très faible permettrait de supprimer le courant d'obscurité du capteur du radiomètre et du photomètre (cette méthode est décrite à la Section 5.3). Cependant, le radiomètre et le photomètre étant équipés d'obturateurs, nous utiliserons une méthode plus économe en mesures perdues et en énergie qu'un dépointage vers des étoiles (Section 5.3). Le pointage vers les étoiles se révèle donc inutile.
- Pointage nadir : un des objectifs de la mission est d'effectuer le bilan radiatif de la Terre. Pour cela, nous devons mesurer le flux entrant (le flux solaire) mais aussi le flux sortant (essentiellement IR). C'est pourquoi, tous les mois, pendant 5 à 6 orbites, le satellite sera pointé vers la Terre (pointage nadir). Le système de pointage nous garantit une précision de 0.5°, ce qui est suffisant pour établir un bilan radiatif à 5 %. Le nombre d'orbites de pointage vers la Terre est critique car les cellules solaires ne sont pas pointées de manière optimale vers le Soleil, le satellite fonctionne donc majoritairement sur ses batteries. Il convient donc d'être attentif au bilan de puissance durant cette phase du vol. Seul le radiomètre et le capteur IR seront donc actifs. La caméra sera quant à elle éteinte car la Terre ne sera plus dans son champ de vision. Comme elle représente la majeure partie des données produites, on pourra profiter de cette libération de bande passante pour mettre à jour les systèmes du satellite et récupérer la totalité du contenu de la mémoire. Et un contrôle thermique plus faible sera effectué sur le capteur UV qui ne présente pas d'intérêt ici. Nous sommes conscients que cette périodicité de mesure ne nous permet pas d'observer la variabilité du rayonnement terrestre très précisément mais nous avons préféré privilégier l'observation solaire et la continuité de la mesure de TSI.

- mode survie : en cas de problème le satellite se met en mode survie, seules les fonctions vitales sont actives. Le contrôle thermique des instruments est coupé, les communications limitées à la télémétrie et aux données système. Le pointage reste actif ; en effet pour ne pas perdre la génération électrique les panneaux doivent être orientés vers le Soleil et donc on doit réaliser un pointage solaire, même si la précision requise est beaucoup moins importante. La durée pour revenir en mode de mesure est potentiellement importante car il faut stabiliser à nouveau la température des différents capteurs. Il existe un second mode de survie où le pointage est inactif et la génération électrique est assurée par les petites cellules solaires de secours placées sur les autres faces du satellite. Ce mode sert notamment lors du lancement du satellite où celui-ci n'est pas pointé.

Enfin l'ensemble de la gestion du segment sol sera confiée au LATMOS qui dispose d'une grande expérience dans le spatial et opère plusieurs projets spatiaux en parallèle. En effet, une telle mission spatiale nécessite une veille permanente et une réactivité importante lors des incidents de vol. Le LATMOS peut mutualiser ces moyens pour les différents projets spatiaux qu'il met en œuvre, ce qui n'est pas encore le cas du Centre Spatial Étudiant de l'École polytechnique.

5 Description des instruments

Remarque : Toutes les dimensions, puissances, masses développées dans cette partie sont à considérer, dans les bilans, avec une marge de 20 %. En effet, tant que les composants ne sont pas approuvés pour l'utilisation dans le spatial, cette marge est nécessaire pour valider le projet. Nous prenons donc en compte toutes ces marges dans nos bilans pour vérifier le respect des limites imposée par les différentes contraintes (caisson de volume, masse maximale, puissance disponible maximale), mais affichons les valeurs sans marge dans le rapport pour plus de compréhension.

5.1 CAMÉRA

La caméra du SERB est entièrement développée par le LATMOS. Cette dernière a pour rôle principal de prendre des images de la Terre, dans le domaine du Visible ou dans le domaine de l'infrarouge.

Ses caractéristiques provisoires sont les suivantes :

- une masse de 0.13 kg, ne pouvant pas dépasser la masse de 0.3 kg ;
- une consommation de 1.9 W ;
- un volume de $53 \times 36 \times 66 \text{ mm}^3$, avec un volume sortant du cube (objectif) de 15 mm de longueur et 15 mm de diamètre.
- un détecteur CCD de 1 mégapixel ;
- une optique avec un champ de vue de 32° .

Le travail effectué cette année sur le transfert de données, le scénario mission et l'orbitographie nous a permis de réaliser certaines contraintes dues à l'implémentation de la caméra.

Cet appareil est placé sur la partie arrière du satellite : ce choix est justifié par le pointage solaire du satellite, mais apporte quelques contraintes. En effet, les photos de la Terre ne seront possibles que sur une certaine partie de l'orbite.

Cette contrainte n'est pas pénalisante car la quantité de données de chaque photographie (1 Mo) impose une cadence de photographies faible, pour permettre un transfert de données vers la Terre conforme aux exigences de la plate-forme. Plusieurs solutions technologiques sont possibles : soit effectuer des images à intervalles réguliers, puis traiter l'image pour détecter si elle est intéressante, ou alors prévoir les cycles de passage du satellite (déterminés par orbitographie), et en déduire les moments propices à la prise de vue. La première solution, moins pénalisante en termes de contrôle de cadence de prise de vue (aucun problème en cas de changement de mode de fonctionnement du satellite par exemple), demande une allocation de bande passante plus élevée pour la caméra, sauf si les images sont traitées par l'ordinateur de bord du nanosatellite, comme indiqué précédemment à la Section 4.2.

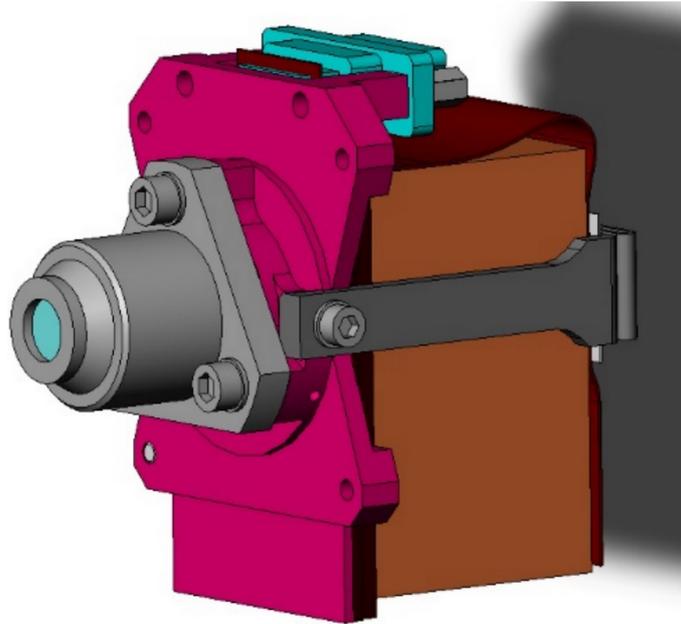


FIG. 5.1 : Caméra

5.2 RADIOMÈTRES TERRESTRES

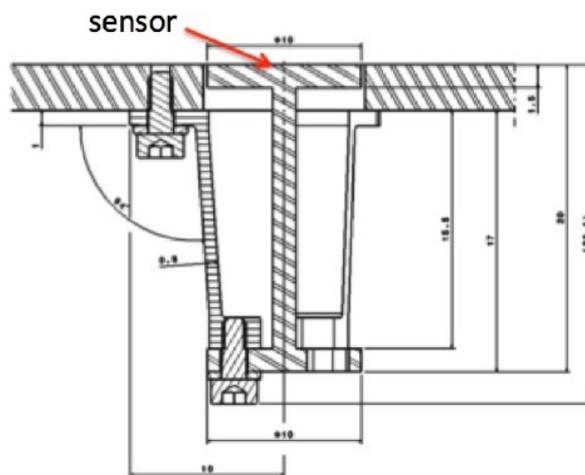


FIG. 5.2 : Radiomètres terrestres

5.2.1 LIEN AVEC LES OBJECTIFS SCIENTIFIQUES

Ces deux capteurs couvrent deux spectres différents : le flux infrarouge pour l'un (0.2 à $100\ \mu\text{m}$), et l'albédo pour l'autre (0.2 à $0.3\ \mu\text{m}$). Ces derniers permettront de réaliser un bilan d'émission radiatif de la Terre dans les deux gammes d'émission majeures vues en partie 1. Ce bilan d'émission sera un point d'appui pour le bilan radiatif de la Terre qui est un des objectifs majeurs de la mission.

De plus, la validité de cet instrument sera un pas vers une possible constellation de nanosatellites pour établir un bilan radiatif de la Terre à une échelle locale.

5.2.2 CARACTÉRISTIQUES MÉCANIQUES ET TECHNIQUES

Les caractéristiques par capteur sont les suivantes :

- une masse de 0.03 kg ;
- une consommation de 10 mW ;
- un volume alloué de 10 mm de diamètre sur 22 mm de long. Le volume des capteurs sera entièrement compris dans le volume du CubeSat.

5.2.3 COMPOSITION DE L'INSTRUMENT

Les deux capteurs travaillent dans deux spectres différents, mais ont une composition similaire.

Chaque capteur est composé de deux parties. Le capteur en lui-même, dont la forme est déjà déterminée, a une masse de 0.06 g.

Le système de fixation, doté de 3 pattes, sera réalisé en titane, avec deux vis à chaque extrémité. Ce système aura une masse totale, par patte, de 9.98 g. Le choix du titane est dû à son excellent comportement thermique, afin d'éviter au maximum les perturbations avec le reste de la charge utile, sa solidité, et son coût.

5.2.4 UTILISATION DES CAPTEURS

Les deux capteurs sont aussi placés sur la partie avant du satellite (Figure 5.3). Un choix de position à l'arrière, similaire à la caméra, a été considéré. Cette position aurait cependant demandé un traitement des données pour déterminer quelles mesures proviendraient de la Terre. Ce genre de traitement apporte une incertitude de mesure qui nous aurait éloigné de l'objectif scientifique de précision de mesure de 5 %.

Un choix de capteurs à l'avant apporte l'avantage d'une mesure plus précise, en supposant un pointage assez précis. Ainsi, couplé au pointage nadir (explicité dans la partie 4.2), ce choix permet des mesures certes moins fréquentes (pointage nadir tous les mois pendant 5 à 6 orbites seulement), mais permettant de respecter l'objectif de mesures de radiations terrestres avec une précision de 5 %.

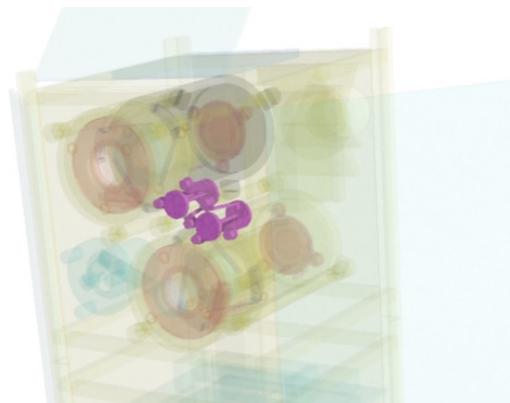


FIG. 5.3 : Radiomètres terrestres

5.3 RADIOMÈTRE SOLAIRE

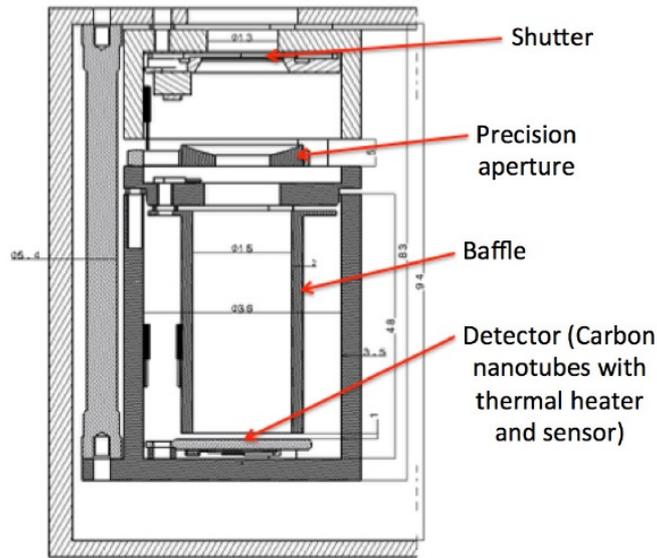


FIG. 5.4 : Radiomètre solaire

5.3.1 LIEN AVEC LES OBJECTIFS SCIENTIFIQUES

Le radiomètre solaire, comme son nom l'indique, a pour but la mesure de radiations solaires. Plus précisément, il sera utilisé pour mesurer la TSI et la variabilité de celle-ci (ce qui demande une précision importante comme évoqué en première partie). Deux points sont donc essentiels pour cet instrument : à la fois un instrument mesurant dans la gamme correcte de manière régulière, et un instrument très précis.

5.3.2 CARACTÉRISTIQUES MÉCANIQUES ET TECHNIQUES

Les caractéristiques générales du radiomètre sont les suivants :

- une masse de 0.32 kg ;
- une consommation de 2 W ;
- un volume alloué de 47 mm de diamètre par 95 mm de longueur, inclus dans le CubeSat ;
- une couverture du spectre de 0.2 à 3 μm .

5.3.3 COMPOSITION DE L'INSTRUMENT

L'instrument, comme décidé au cours de l'année précédente, utilisera la technologie du bolomètre.

Le bolomètre est un capteur composé d'un matériau dont la résistance électrique varie avec sa température. Le rayonnement électromagnétique incident est absorbé en partie par le bolomètre ce qui provoque une augmentation de sa température, et l'on connaît la loi qui relie l'augmentation de température du capteur en fonction du rayonnement incident. On connaît également la loi qui relie la variation de résistance électrique du capteur à sa variation de température, ce qui

permet d'obtenir, en mesurant la variation de résistance électrique du bolomètre, la valeur du rayonnement électromagnétique incident.

Cet instrument sera équipé d'un obturateur rapide intégré à l'instrument. Ce dernier, doit être rapide (temps d'ouverture de quelques dizaines de millisecondes), dans l'objectif de faire une prise toutes les 15 secondes : 15 secondes en position « ouverte » (mesure de la TSI), 15 secondes en position « fermée ».

La fermeture du capteur permet de faire une mesure proche d'un éclairage nul ou tout du moins connue puisque l'on connaît la surface et la température de l'obturateur, grâce aux capteurs de température (l'obturateur n'étant pas une température de 0 K, il émet tout de même un rayonnement dans l'infrarouge). Lors du traitement des données, nous soustrairons à la valeur mesurée lors d'une mesure faite avec l'obturateur ouvert (mesure de la TSI) la valeur mesurée avec l'obturateur fermé. Cela permet de supprimer le courant d'obscurité (valeur non nulle mesurée par le capteur alors que le rayonnement incident est nul) et donc de réduire le bruit spatial¹.

Comme le capteur est un bolomètre, la fermeture du capteur permet également de « remettre à zéro » la valeur du capteur avant une autre mesure, car ce qui est mesuré, via la résistance électrique du bolomètre, est sa température qui varie avec le rayonnement incident.

Ce comportement demande donc un obturateur à deux positions stables, aux dimensions proches de celle de la cavité.

Notre choix s'est donc reporté sur l'obturateur NS35B de Vincent Associates : il allie un diamètre correct, un temps de réponse rapide et fonctionne en bistable. Il devra cependant être adapté aux conditions de l'instrument, avec des contraintes comme un revêtement en Téflon noir sur la face intérieure pour compléter la cavité optique en position fermée.

Des modèles de réchauffeurs et de capteurs de température ont également été trouvés. Cet ensemble servira à contrôler les températures de fonctionnement des appareils, notamment en cas de problème (fermeture prolongée du radiomètre et donc refroidissement).

Enfin, une réflexion a été réalisée sur la composition du système de mesure de la TSI. La possibilité d'utiliser un capteur en nanotubes de carbone à défaut des capteurs classiques serait une première, mais cette possibilité est attirante vis-à-vis des caractéristiques intéressantes du capteur. Les nanotubes de carbone ont une conduction thermique excellente, et un très bon spectre de corps noir, ce qui semble parfait pour notre application. Cependant ce choix nécessite davantage de tests afin de valider l'intégration dans notre instrument.

Cette étude est intéressante pour nos objectifs scientifiques, car améliorer la conduction thermique aura pour impact direct un meilleur temps de réponse, et donc une meilleure précision (moins de transfert thermique parasite possible pendant le temps de réponse et bruit un peu plus négligeable par rapport à une valeur plus grande de l'absorption du rayonnement).

5.3.4 UTILISATION DE L'INSTRUMENT

Cet instrument fait partie de la face « avant » du satellite. Le pointage est donc optimisé pour la prise de mesure de cet instrument. Ces prises de mesures se feront, comme évoqué précédemment, toutes les 15 secondes. La taille des données reste confortable pour un transfert des données dès que la station au sol sera à portée (Section 4.1).

Son exposition au Soleil apporte cependant des contraintes de températures et de détérioration importants. La contrainte de température sera jugulée par l'obturateur, renforcé par un

¹Le bruit spatial du capteur est dénommé ainsi par opposition au bruit temporel, et non par référence au domaine du spatial. Il correspond à des variations de réponse de différentes zones du capteur soumises au même rayonnement incident.

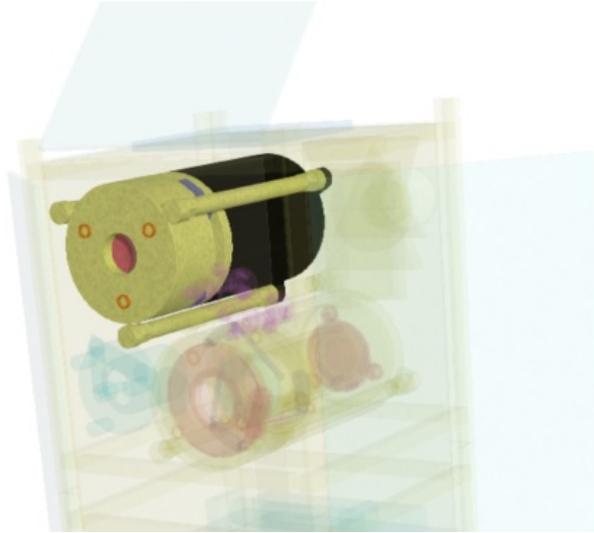


FIG. 5.5 : Radiomètre solaire

revêtement en $AlMgF_2$, avec une surface réfléchissante. Il faudra tout de même installer un système de dissipation de chaleur et éviter les graisses/colles conductrices de chaleur sur l'obturateur. La détérioration n'est que peu dangereuse, l'instrument ne comportant pas de filtre. Il faudra cependant s'assurer de la fermeture automatique de l'obturateur en cas de passe en mode survie du satellite (Section 4.2), afin d'éviter une exposition prolongée de la cavité au Soleil.

5.4 PHOTOMÈTRE UV

Les pistes de réflexion sur le développement du photomètre UV seront développées dans la partie suivante. Cette section justifie simplement le besoin du photomètre UV et explicite ses contraintes principales ainsi que son mode de fonctionnement.

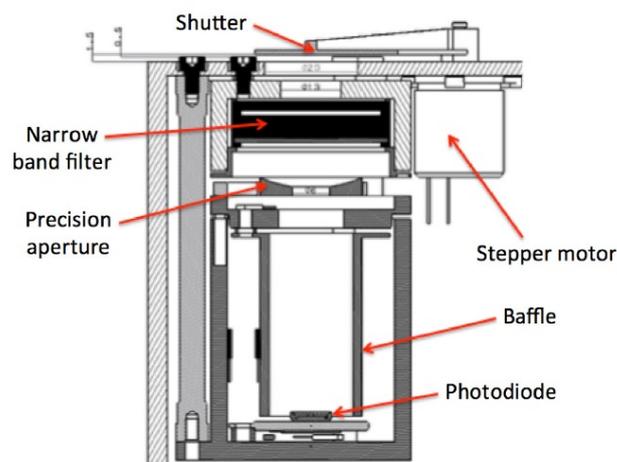


FIG. 5.6 : Photomètre UV

5.4.1 LIEN AVEC LES OBJECTIFS SCIENTIFIQUES

Le photomètre a pour but de répondre à l'objectif de mesure de l'éclairement solaire spectral dans le continuum de Herzberg, dans l'objectif d'une meilleure compréhension de la chimie de l'ozone (partie 1). Un des points d'attention particulier de cet instrument comparé au radiomètre solaire, est l'importance de la sélection de la bande spectrale de mesure, qui nécessite un système de filtrage correct et avec une dégradation contrôlée dans le temps, tout en restant dans nos contraintes du nanosatellite.

5.4.2 CARACTÉRISTIQUES MÉCANIQUES ET TECHNIQUES

Les caractéristiques générales du photomètre sont les suivants :

- une masse de 0.32 kg ;
 - une consommation de 2 W ;
 - un volume alloué de 47 mm de diamètre par 95 mm de longueur, inclus dans le CubeSat.
- À cela s'ajouteront les caractéristiques de l'obturateur extérieur à l'instrument.

5.4.3 UTILISATION DE L'INSTRUMENT

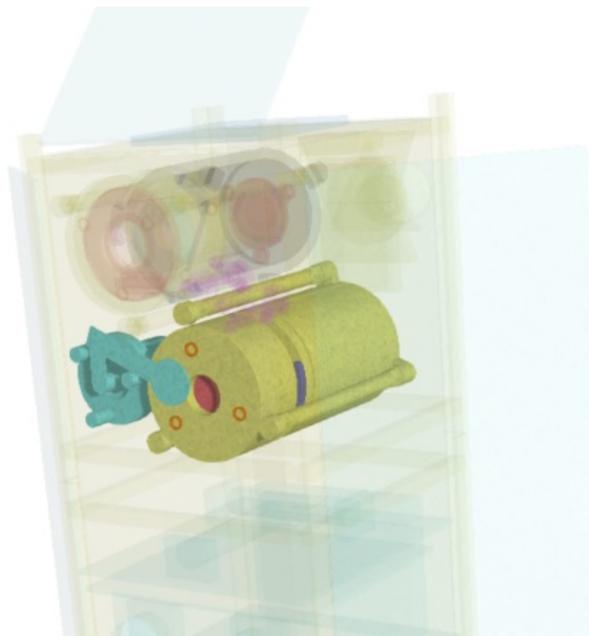


FIG. 5.7 : Photomètre UV

Tout comme le radiomètre solaire, cet instrument fait partie de la face « avant » du satellite. Le photomètre sera cependant ouvert quasiment en permanence. Hors mode de sûreté (Section 4.2), ou lors d'un étalonnage, l'obturateur sera ouvert. Cette condition justifie l'utilisation d'un obturateur avec moins de contraintes que celui du radiomètre, avec l'objectif de réduire le bilan de puissance de ce dernier, au profit du reste de l'instrument.

L'exposition de l'instrument demandera de renforcer l'obturateur pour s'assurer de sa conformité aux gammes de température nominale d'utilisation de l'instrument (entre -40 et 70 °C). Cette exposition aura aussi des conséquences sur le filtre : ces conséquences sont développées dans la partie suivante.

6 Photomètre UV – Réflexion sur les solutions technologiques

Le choix du design du photomètre UV s'est fait en plusieurs étapes. Pour chaque fonction de l'instrument, il a fallu s'interroger sur les options qui s'offraient à nous, en termes de choix du matériel, du matériau ou des caractéristiques de la mesure.

Le photomètre a pour mission de mesurer le rayonnement ultra-violet provenant du Soleil. Pour cela, il est nécessaire de distinguer deux phases :

- la sélection des longueurs d'onde ;
- la mesure à proprement parler, effectuée par un capteur.

Pour chacune de ces deux phases, il a fallu considérer plusieurs aspects :

- l'optimisation de la mesure : comment rendre celle-ci la plus pertinente possible au regard de notre projet ;
- la précision des instruments ;
- l'évolution sur le long terme (dégradation, déformation...).

Dans ce qui suit, nous chercherons à exposer les raisonnements ayant abouti aux choix de design du photomètre.

6.1 CHOIX DES LONGUEURS D'ONDE DE TRAVAIL

L'un des objectifs du projet SERB est de comprendre les relations entre le rayonnement UV et l'ozone stratosphérique. Pour ce faire, nous comptons nous appuyer sur des propriétés de spectre d'absorption. Lors de l'émission ou de l'absorption par une molécule, l'état de celle-ci se trouve modifié. Dans le cadre du projet SERB, ces observations sont intéressantes dans deux bandes d'absorption (intervalles de longueurs d'ondes) particulières :

- le continuum de Herzberg (entre 200 et 240 nm) ;
- la bande Hartley (entre 200 et 300 nm).

Le continuum de Herzberg est associé en premier lieu à l'oxygène moléculaire. La dissociation de l'oxygène dans cette bande spectrale est le processus fondamental régissant la photochimie stratosphérique. Le dioxygène se dissocie sous l'effet des radiations UV dans la bande Herzberg, ce qui permet la formation de l'ozone, suivant la formule $O + O_2 \rightarrow O_3$.

L'ozone absorbe extrêmement bien les radiations UV. Parmi ses bandes d'absorption privilégiées dans la stratosphère, on compte la bande Hartley, avec un pic d'absorption autour de 255 nm.

Le nanosatellite SERB a pour objectif d'étudier les relations entre la Terre et le Soleil. Le domaine ultra-violet est, d'après les données expérimentales déjà connues, le plus sensible aux variations de l'irradiance solaire (partie 1).

Effectuer des mesures simultanément dans ces deux bandes de fréquence aurait été optimal ; néanmoins, les contraintes de masse et de volume imposées par le format du nanosatellite ne permettaient pas cette redondance au niveau des instruments. Afin de prendre en compte conjointement les effets du rayonnement solaire sur l’ozone et sur l’oxygène moléculaire, nous avons finalement choisi d’effectuer les mesures exclusivement dans la bande Herzberg.

6.2 SÉLECTION DE LA BANDE DE LONGUEUR D’ONDE

Une fois la bande de travail choisie, il faut réussir à l’isoler, de façon à cibler nos mesures sur les seules fréquences qui nous intéressent. Plusieurs technologies existantes dans le domaine spatial permettent de remplir cette fonction :

- utilisation d’un filtre passe-bande ;
- utilisation d’un prisme ;
- utilisation d’un réseau de diffraction.

Le fonctionnement de ces différentes technologies est détaillé en Annexe 7.

Aucune de ces technologies n’est une solution totalement satisfaisante. On trouvera ci-dessous un tableau récapitulatif des avantages et inconvénients que présentent chacune d’entre elles, en première analyse.

	Avantages	Inconvénients
Filtre	Simple à réaliser, permet d’isoler directement les longueurs d’onde souhaitées. Léger et peu encombrant.	Imprécis au niveau des fréquences de coupure.
Prisme	Extrêmement précis pour la séparation des longueurs d’onde.	Trop lourd et trop encombrant pour un nanosatellite.
Réseau	Extrêmement précis pour la séparation des longueurs d’onde. Léger et peu encombrant.	Problèmes de recouvrement des ordres de diffraction.

TAB. 6.1 : Tableau comparatif des solutions de sélection de bande

Cette première analyse excluait immédiatement l’utilisation d’un prisme.

Pour ce qui est des deux autres méthodes :

- l’imprécision d’un filtre peut s’avérer problématique pour les mesures, mais la simplicité de mise en oeuvre du dispositif joue en sa faveur ;
- un choix adéquat du pas du réseau doit permettre, en connaissant la dimension des capteurs, d’éviter les problèmes de recouvrement des ordres de diffraction.

Plusieurs points ont finalement permis de départager ces deux technologies, et en premier lieu, les contraintes associées aux capteurs recevant les photons incidents. En effet, on distingue deux grandes catégories de capteurs :

- les photodiodes ;
- les capteurs CCD (*charge-coupled device*), indispensables si le choix se portait sur la sélection par réseau, constitués d’une grille de photodiodes.

En effet, un réseau sépare spatialement les longueurs d’onde sur le capteur mais ne permet pas d’éliminer les longueurs d’onde situées hors de la bande de longueurs d’onde retenue pour la mesure du photomètre UV. Le signal enregistré par la photodiode comprendrait donc l’intensité du rayonnement dans les longueurs d’onde recherchées mais aussi celle dans d’autres longueurs d’onde, sans permettre de séparer ces mesures.

Un capteur CCD, avec ses nombreuses photodiodes, permettrait de séparer l'intensité lumineuse mesurée dans des intervalles de longueurs d'onde beaucoup plus précis (voir schéma ci-dessous). Cela permettrait ainsi de faire des mesures plus précises et de retirer les mesures effectuées dans des longueurs d'ondes dénuées d'intérêt pour la mesure dans le domaine ultra-violet, par un traitement des données issues du capteur CCD.

De plus, un tel capteur permettrait la réduction du bruit spatial du capteur du photomètre UV en réalisant des moyennes sur différents pixels éclairés par les mêmes longueurs d'onde, c'est-à-dire sur chaque colonne de pixels sur le schéma ci-dessous.

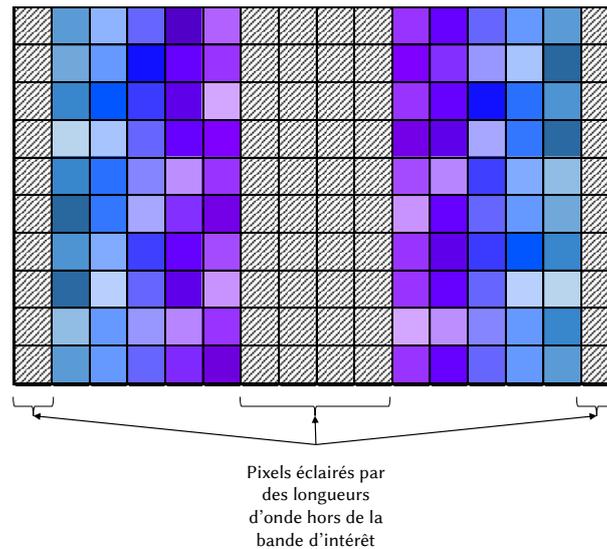


FIG. 6.1 : Capteur CCD.

Un carreau = 1 pixel (1 photodiode). Une colonne de pixel est éclairée par un rayonnement compris dans un certain intervalle de longueurs d'ondes, identique pour tous les pixels d'une même colonne. Les variations au sein d'une même colonne de pixels sont dues au bruit spatial du capteur.

Un capteur CCD, précédé d'un réseau, semble donc convenir et être même plus performant qu'une photodiode précédée d'un filtre.

Cette solution, qui semble convenir en première approche, s'avère finalement inenvisageable : elle nécessiterait d'associer au capteur CCD, dont l'efficacité quantique n'est pas satisfaisante dans l'UV, un photomultiplicateur. Le dispositif serait dès lors trop encombrant pour le nanosatellite de la mission SERB (un tel dispositif nécessiterait 3 unités de CubeSat uniquement pour le photomètre), et trop coûteux par rapport aux moyens dont nous pouvons disposer. Ce problème lié à l'efficacité quantique dans l'UV des photodiodes serait résolu par une surface plus grande du capteur dans le cas de l'utilisation d'une unique photodiode, ce qui rendrait le signal suffisant pour être exploité.

Pour pouvoir utiliser une unique photodiode associée à un réseau et éviter les inconvénients décrits précédemment (mesure comprenant l'intensité dans des longueurs d'onde non désirées et impossibilité de séparer les mesures dans différents intervalles de longueurs d'onde), il serait possible de monter un réseau, avec un pas plus petit, sur un moteur permettant de faire tourner ce réseau et ainsi de faire se succéder sur la photodiode les différentes longueurs d'onde d'intérêt. La séparation des longueurs d'onde se ferait dans ce cas temporellement et non plus spatialement

sur le capteur comme dans le cas de l'utilisation d'un capteur CCD. Cependant, cette solution est également inenvisageable pour des questions d'encombrement.

De plus, l'utilisation de matériel reposant sur la diffraction nécessiterait une grande précision dans l'agencement des composants, afin de sélectionner précisément les longueurs d'onde voulues. Si cela ne pose a priori pas de problème à la conception, c'est en pratique inenvisageable, dès lors que le satellite est soumis à des déformations, même minimes, une fois lancé.

Toutes ces raisons ont fait que finalement, l'utilisation d'un filtre, associé à une photodiode, a été retenue. Ce n'est pas une solution entièrement satisfaisante, mais il s'agit du meilleur compromis compte tenu des contraintes inhérentes au projet SERB.

6.3 PRISE EN COMPTE DES FACTEURS DE DÉGRADATION

Une fois lancé, le nanosatellite devra remplir sa mission de façon autonome. Nous devons donc nous assurer que les instruments de mesure resteront opérationnels tout au long de la mission, et ce malgré les contraintes physiques découlant de l'évolution en milieu spatial. En ce qui concerne le photomètre UV, il s'agit de prévenir et éventuellement corriger les erreurs liées à la dégradation des capteurs.

On distingue deux catégories de facteurs de dégradation :

- dégradation de la transmission du filtre ;
- dégradation de la sensibilité des capteurs.

Le design actuel de SERB permet de prendre partiellement en compte la dégradation des capteurs, et ceci grâce à l'obturateur (Section 5.4).

Le photomètre UV n'est fermé qu'occasionnellement, afin d'étalonner les instruments. Afin de ne pas alourdir le bilan de puissance avec un obturateur similaire à celui du radiomètre solaire, nous utilisons un obturateur extérieur, couplé à un actuateur pas-à-pas à réluctance variable.

7 Planning prévisionnel et passation

Face à un projet d'une telle complexité, il n'est pas possible de travailler au jour le jour, il faut fixer des objectifs et des dates butoirs sans lesquels le projet prendrait beaucoup plus de temps que requis. Nous planifions donc un lancement du nanosatellite à l'horizon 2020 et cette date de lancement nous permet de fixer les différentes échéances de la mission. D'autre part, il faut garder à l'esprit que ce projet s'effectue dans le cadre du PSC et donc fixer des objectifs pour chaque année scolaire.

Au vu du travail de cette année nous avons réactualisé le planning sur la base de celui établi par l'équipe précédente.

2016–2017 Finalisation de la maquette et intégration des instruments, calcul précis d'orbitographie et de bilan de puissance, recherches sur les nouvelles solutions instrumentales, développement de la carte instruments.

2017–2018 Réalisation des modèles thermiques et mécaniques, réalisation sur le banc d'essais des instruments et de la carte instruments, recherche du lancement.

2018–2019 Fabrication du modèle de vol, programmation des systèmes, définition du scénario mission et de l'orbitographie définitifs.

2019–2020 Vérification des systèmes et programmes du satellite, préparation du lancement et début de l'exploitation des données si le lancement est en milieu d'année.

Pour réduire au maximum la phase de latence entre deux équipes successives nous avons réalisé une documentation précise et normée qui va permettre à l'équipe suivante d'aller directement à l'essentiel. Conçue sur le principe de l'ingénierie concourante, elle est également très modulable pour que chaque équipe puisse la modifier à sa guise. Nous avons par ailleurs défini de manière plus précise les objectifs qu'ils doivent se fixer.

Les recherches sur lesquelles nous pensons que des solutions novatrices peuvent être trouvées doivent être poursuivies, notamment sur les nanotubes de carbone pour le radiomètre et sur les technologies de sélection de longueur d'ondes dans l'UV. Si aucune avancée notable n'est faite à la fin de l'année 2016, nous continuerons le développement sur les bases existantes. Une veille technologique devra être assurée tout au long de l'année sur les systèmes de pointage, en effet les technologies de pointage des nanosatellites sont en plein bouleversement et comme nous choisissons une solution *off-the-shelf* (déjà prête et commercialisée), il n'est pas trop tard pour modifier notre choix.

Une maquette faite par impression 3D est en cours de construction par l'équipe plate-forme. Cette dernière devra être finie car elle permet de bien visualiser la disposition des différents éléments et d'éviter les erreurs grossières à ce niveau.

La plupart des cartes électroniques sont définies et les capteurs des instruments également. Il faudra donc créer un pôle « carte instruments », dont l'objectif sera de concevoir la carte de gestion des instruments. Pour cela, une partie du pôle étudiera le type d'entrées-sorties

(puissances, données, etc.) des cartes choisies, tandis que l'autre partie définira précisément le type de données que fourniront les instruments et leurs besoins en réchauffeurs et puissance. Ce travail doit s'effectuer sur les 3 premiers mois. Ensuite, il sera possible de concevoir l'interface entre les systèmes du satellite et les instruments, c'est-à-dire la « carte instruments ».

Une partie des équipes devra modéliser avec précision (via un propagateur d'orbite) l'orbite de notre satellite. Cela passe aussi par l'étude du marché des lancements pour voir si l'incertitude du lancement va impacter beaucoup notre orbitographie. Ainsi, ils pourront déterminer avec précision l'éclairement des panneaux solaires et le survol de la station sol pour modéliser précisément les bilans de puissance et de données.

Conclusion

Que retirer de cette année pour le projet SERB ? Tout d'abord, il convient de faire remarquer que la mise en orbite du nanosatellite a été gardée pour l'horizon 2020. Nous sortons enfin de la phase 0, et avons déjà démarré la phase A du projet : la technologie utilisée pour les instruments se précisent, que ce soit au niveau des méthodes de mesures, des matériaux (cf. nanotubes de carbone) ou de la conception générale du satellite (cf. place des panneaux solaires). Nous avons également défini des objectifs pour le groupe de l'année prochaine, afin que ce dernier puisse entamer sérieusement la réalisation d'une maquette du nanosatellite.

Ce projet, formateur au niveau scientifique et technologique, l'a également été au niveau humain. C'est en effet la première fois, en tant qu'étudiants ingénieurs, que nous étions à la tête d'un projet réel et important. Les rencontres que nous avons faites, à travers les différents acteurs d'une mission spatiale, ont toutes été enrichissantes, et les contraintes du projet nous ont forcés à garder tout du long la rigueur et l'adaptabilité toutes scientifiques que l'on nous a enseignées jusqu'alors.

Il est bon de rappeler enfin que confier des missions spatiales de cette ampleur à des étudiants est une idée récente, et par bien des aspects audacieuse. C'est afin de prendre part à cette aventure d'envergure historique que nous avons formé notre groupe PSC. Liés par un même attrait au spatial et tous motivés pour mener à bien la tâche nous étant impartie, nous avons su faire face aux multiples difficultés et aux déceptions inévitables pour produire un résultat dont nous pouvons être fiers. Notre passion pour la conquête spatiale ne s'en est trouvée que renforcée, et c'est avec le regard tourné vers les étoiles que nous continuerons notre chemin.

Techniques de sélection et de séparation des longueurs d'onde

UTILISATION D'UN FILTRE

Un filtre optique est associé à une bande passante. Ainsi, seules les longueurs d'ondes sélectionnées par le filtre arrivent sur le capteur.

Plus la qualité du filtre est bonne, plus la filtration est précise.

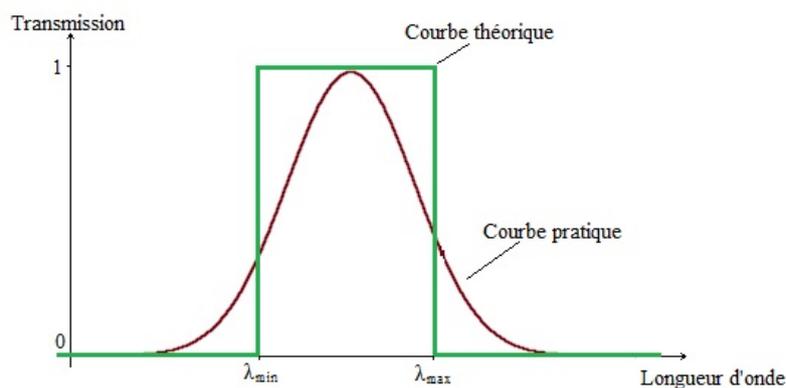


FIG. 1 : Bandes passantes théorique et réelle d'un filtre optique

UTILISATION D'UN PRISME

L'utilisation d'un prisme s'appuie sur des propriétés de diffraction. Chaque longueur d'onde est déviée dans une direction spécifique, ce qui permet, en connaissant l'angle de déviation de chaque longueur d'onde, de choisir celles que l'on veut sélectionner pour la mesure (Figure 2).

UTILISATION D'UN RÉSEAU DE DIFFRACTION

L'utilisation d'un réseau s'appuie également sur des propriétés de diffraction. Un réseau est constitué de plusieurs motifs diffractants identiques disposés périodiquement. Les interférences entre les rayons issus de chacun des motifs privilégient, pour chaque longueur d'onde, des

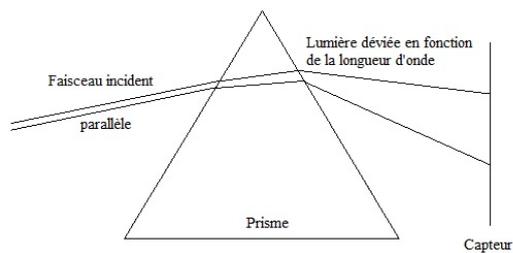


FIG. 2 : Séparation des longueurs d'onde par un prisme

directions bien spécifiques. Pour chaque longueur d'onde on observe ainsi plusieurs maxima d'intensité. Chacun d'entre eux correspond à un ordre de diffraction.

Sous incidence normale, les angles ϑ correspondant à un maximum d'intensité pour une longueur d'onde λ sont donnés par la formule suivante :

$$\sin(\theta) = m \frac{\lambda}{a},$$

où :

- m est l'ordre d'interférence ;
- a est le pas du réseau (distance séparant deux motifs diffractants).

Il est dès lors important, dans le cas d'une mesure comme celle effectuée par SERB, d'éviter les chevauchements d'ordre. Ceci peut se faire en choisissant un pas adapté, de façon à avoir :

$$\theta_{\lambda_{\max}} \text{ ordre } 1 < \theta_{\lambda_{\max}} \text{ ordres supérieurs .}$$

On obtient alors la situation décrite Figure 3.

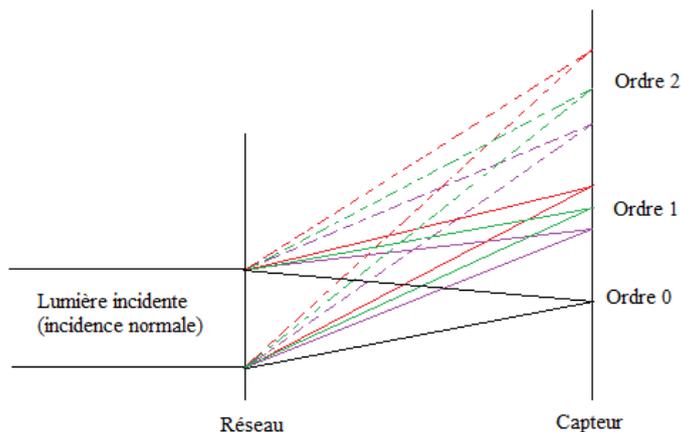


FIG. 3 : Séparation des longueurs d'onde par un réseau en l'absence de chevauchement des ordres de diffraction

Article

SERB, a nano-satellite dedicated to the Earth-Sun relationship

Mustapha Meftah^{a,*}, Étienne Bamas^b, Pierre Cambournac^b, Philippe Cherabier^b,
Romain Demarets^b, Gaspard Denis^b, Axel Dion^b, Raphaël Duroselle^b, Florence Duveiller^b,
Laetitia Eichner^b, Dimitri Lozeve^{b,*}, Guillaume Mestdagh^b, Antoine Ogier^b, Romane Oliverio^b,
Thibault Receveur^b, Camille Souchet^b, Pierre Gilbert^a, Germain Poiet^a,
Alain Hauchecorne^a, Philippe Keckhut^a, and Alain Sarkissian^a

^a Université Paris Saclay, Université Paris VI - Pierre et Marie Curie, CNRS/INSU,
LATMOS-IPSL, 11 Boulevard d'Alembert, 78280 Guyancourt, France

^b École polytechnique, Route de Saclay, 91128 Palaiseau, France

ABSTRACT

The Solar irradiance and Earth Radiation Budget (SERB) mission is an innovative proof-of-concept nano-satellite, with three ambitious scientific objectives. The nano-satellite aims at measuring on the same platform the absolute value of the total solar irradiance (TSI) and its variability, the ultraviolet (UV) solar spectral variability, and the different components of the Earth radiation budget. SERB is a joint project between CNES (Centre National d'Études Spatiales), École polytechnique, and LATMOS (Laboratoire Atmosphères, Milieux, Observations Spatiales) scheduled for a launch in 2020–2021. It is a three-unit CubeSat (X-CubeSat II), developed by students from École polytechnique. Critical components of instrumental payloads of future large missions (coatings, UV filters, *etc.*) can acquire the technical maturity by flying in a CubeSat. Nano-satellites also represent an excellent alternative for instrumentation testing, allowing for longer flights than rockets. Moreover, specific scientific experiments can be performed by nano-satellites. This paper is intended to present the SERB mission and its scientific objectives.

Keywords: Nano-satellites, Sun-Earth relationship, total solar irradiance, ultraviolet solar irradiance, Earth radiation budget.

1. INTRODUCTION

The space industry has recently seen a surge in the development of small satellite technology. Micro-satellites (10 kg–150 kg), nano-satellites (1 kg–10 kg), and even pico-satellites (less than 1 kg) have all been considered in many fields and for various objectives, from scientific research to technology demonstration, including Earth observation and telecommunications. Small satellites have allowed universities to test new technologies and to explore scientific hypotheses in space. Groups of students with support and guidance of specialists in space systems have been able to realise and control all aspects of the mission, from the initial design to the ground-based control station. This was possible for a number of reasons. First, small spacecraft benefited from recent advances in miniaturisation and integration. One now has the capacity to build lighter and smaller instruments with nearly equivalent performances, and to integrate them into a single platform. Moreover, most applications of nano-satellites have higher risk tolerance than high-budget missions, and can thus make use of commercial off-the-shelf components and even in some cases of consumer electronics, whose performances increased greatly in recent years. The standardisation of small spacecraft initiated by the CubeSat project of California Polytechnic State University (Cal Poly)¹ and Stanford University² has also helped the development of components ready to be integrated directly into the standard platform, which consists in small cubic units with a size of $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$. These cubic units can be combined in a three-unit (3U) nano-satellite ($10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$). Small spacecraft can also leverage existing launch vehicles used for larger payloads (“piggy-back”), or be deployed from the International

* Corresponding authors

E-mail address: Mustapha.Meftah@latmos.ipsl.fr

E-mail address: dimitri.lozeve@polytechnique.edu

Space Station (ISS), which helps reduce costs. The total cost of an industrial typical 3U CubeSat is normally between 100 and 200 K€ but can go up to 1,000 K€ for more sophisticated payloads requiring specific capacities (high precision of the satellite’s attitude and orbit control system, thermal control with high accuracy, *etc.*) such as the Solar irradiance and Earth Radiation Budget (SERB). All of these advances, along with fractionated mission architecture, particularly adapted to group of students, and shorter lead times, have allowed nano-satellite technology to skyrocket in universities and research laboratories. In France, the JANUS project (Jeunes en Apprentissage pour la réalisation de Nanosatellites au sein des Universités et des écoles de l’enseignement Supérieur), sponsored by the French space agency (CNES), promotes space activities in universities by supporting complete projects with training, help in the development of some difficult subsystems, and partial financing. The SERB nano-satellite also called X-CubeSat II is a part of the JANUS project. Following sections present the scientific objectives of the SERB mission, the current definition of the nano-satellite, and a summary on the technologies developments accompanying the program.

2. SERB SCIENTIFIC OBJECTIVES

The SERB mission represents one of the first attempts to perform simultaneous measurements with a nano-satellite dedicated to study the Sun and the Earth. The scientific objectives of the SERB mission are:

- To measure the total solar irradiance (TSI) variability and to extend previous measurements,
- To improve the knowledge of the absolute value of the TSI with an accuracy better than 0.5 Wm^{-2} ,
- To establish a radiation budget of the Earth with an accuracy better than 5%,
- And to monitor the solar spectral irradiance (SSI) at 215 nm (Herzberg solar continuum).

2.1 The TSI variability and its absolute value

Long-term monitoring of the Essential Climate Variable (ECV) TSI is important in order to understand the change of climate with time. The TSI is the main external source of heat of the Earth. However, it has not been proven conclusively that the TSI had a direct influence on recent global warming.^{3,4} In order to understand how the TSI has influenced the Earth’s climate, models have been developed to reconstruct the variations of the TSI on various geological timescales, and particularly during the Holocene,⁵ which began 12,000 to 11,500 years ago. Current models use a variety of parameters, including the concentration in cosmogenic isotopes (^{14}C and ^{10}Be), from which one can deduce the evolution of the solar surface magnetic field. The latter is then used to reconstruct the total solar irradiance.⁵ TSI measurements are required to verify the models and the physical mechanisms responsible for irradiance variations. Thus, models must reproduce all available observations. Since 1978, the absolute value of the TSI and its temporal variation have been measured from space that allowed scientists to acquire a better understanding of variations in the TSI. The precise measurement of the TSI is historically foremost. Prior to the launch of the Solar Radiation and Climate Experiment (SORCE) spacecraft in January 2003, the consensus absolute value of the TSI was close to 1365.4 Wm^{-2} . The Total Irradiance Monitor (TIM) instrument onboard SORCE⁶ measured deviating values around 1361 Wm^{-2} . This result was independently obtained by the PREcision MONitor Sensor (PREMOS) instrument onboard PICARD.⁷ In addition, the measurements of SOLar VARIability Picard (SOVAP) radiometer⁸ yielded a TSI value quite close to TIM and PREMOS results ($\sim 1362 \text{ Wm}^{-2}$ for the mean annual TSI, representative of the 2008 solar minimum). The total solar irradiance since 1976 at a mean Earth-Sun distance of one astronomical unit (1 AU) is shown in Figure 1. This curve is obtained with data of the Spectral And Total Irradiance REconstruction for the Satellite era (SATIRE-S) semi-empirical model. SATIRE-S⁹ is a semi-empirical model, which provides reconstructions of TSI. The Active Cavity Radiometer Irradiance Monitor (ACRIM) TSI composite (<http://acrim.com/>) and the “Physikalisch-Meteorologisches Observatorium Davos” (PMOD) TSI composite appear to be about 0.25 Wm^{-2} less in 2008 than in 1996 and are consistent with the SATIRE-S reconstructed model of the TSI. In contrast, the Differential Absolute Radiometer (DIARAD)¹⁰ as part of the Variability of Irradiance and Gravity Oscillations (VIRGO) experiment on the Solar and Heliospheric Observatory (SoHO) suggests that the TSI is higher in 2008 than in 1996. Therefore, the ‘true values’ of TSI during solar minima (1976, 1986, 1996, and 2008) as seen in Figure 1 are questionable. The SATIRE-S TSI semi-empirical model suggests a decrease of the total

solar irradiance of $\sim 0.5 \text{ Wm}^{-2}$ over the last 40 years. Thus, new observations are required to advance our understanding of the TSI variability. It would be useful to develop a space system to monitor the TSI during a long period (70–100 year Gleissberg cycle). The use of multiple nano-satellites based on the same technology offers a unique opportunity to achieve this goal. Indeed, several nano-satellites launched at different periods can gather TSI data over time with a recovery period. Scientific requirements are a TSI measurements uncertainty (absolute determination) of $\pm 0.5 \text{ Wm}^{-2}$ (± 367 parts per million (ppm)), a measurements repeatability of $\pm 0.01 \text{ Wm}^{-2}$ (± 7 ppm), and a long-term stability better than $\pm 0.1 \text{ Wm}^{-2}$ (± 73 ppm). Thus, the innovative proof-of-concept SERB nano-satellite is designed to realise TSI measurements during a short period (1–2 years) and to validate the multiple nano-satellites principle.

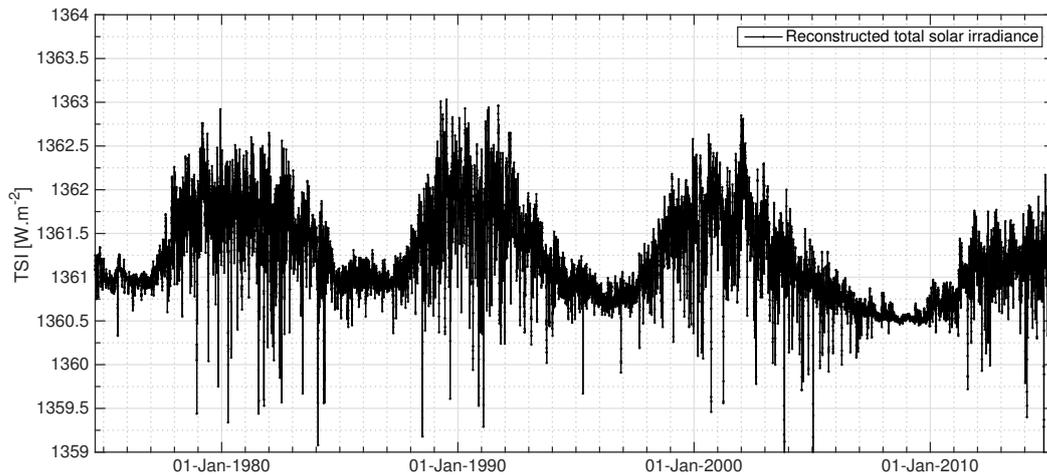


Figure 1. TSI time series (SATIRE-S reconstruction) that highlights differences for solar minima ($\sim 0.5 \text{ Wm}^{-2}$ difference between solar cycle 21 started in May 1976 and solar cycle 24 started in January 2008).

2.2 The radiation budget of the Earth

The global energy balance for the Earth-atmosphere system is also very important to understand. Of the $\sim 342 \text{ Wm}^{-2}$ incoming solar radiation (Shortwave Radiation), $\sim 67 \text{ Wm}^{-2}$ are absorbed during passage through the atmosphere (clouds, molecules). A total of $\sim 107 \text{ Wm}^{-2}$ (Reflected Short-wave Radiation) is reflected back to space (clouds, Earth's surface, and scattering by molecules) in the 0.2 to $3 \mu\text{m}$ wavelength band. Shortwave radiation is a term used to describe radiant energy with wavelengths in the near-UV, the Visible (VIS), and the Near-Infrared (NIR) spectra. The remaining $\sim 168 \text{ Wm}^{-2}$ are absorbed at the Earth's surface. In order to maintain a stable climate, the Earth must be in energetic equilibrium between the radiation it receives from the Sun and the radiation it emits out to space. Outgoing Long-wave Radiation (OLR radiation in the 3 to $100 \mu\text{m}$ wavelength band) is the energy leaving the Earth as infrared radiation at low energy (mean value of 235 Wm^{-2} emitted). Figure 2 displays the spatial distribution of OLR (February 2016). OLR is affected by the Earth's skin temperature, skin surface emissivity, atmospheric temperature, water vapor profile, clouds and dust in the atmosphere, which tend to reduce it below clear sky values. Greenhouse gases, such as methane (CH_4), nitrous oxide (N_2O), water vapor (H_2O) and carbon dioxide (CO_2), absorb certain wavelengths of OLR adding heat to the atmosphere, which in turn causes the atmosphere to emit more radiation. The effect of clouds on radiation budgets at the top of atmosphere (TOA) derived from the Earth Radiation Budget Experiment (ERBE)¹¹ has been widely used to validate climate models and to improve cloud parameterisation schemes. If we consider the long-term equilibrium of the global Earth radiation budget, it should be in equilibrium. The quantity of the solar energy received at the top atmosphere should be equal to the OLR radiation and to the solar energy reflected by the Earth surface, the clouds, and the atmosphere. Due to the increase of greenhouse gases, the total energy stored in the atmosphere and the oceans is increasing and there is a small imbalance, estimated at 0.6 Wm^{-2} (Hansen *et al.*,¹² 2011) between the incoming and the outgoing energy. However it is an extremely

difficult challenge to measure this small difference. On a local or regional scale the radiation budget is not in equilibrium. It depends on the latitude, season, surface albedo, and clouds. The energy budget is positive in the tropics and negative at high latitudes especially in winter. The imbalance is compensated by the transport of heat from warm to cold regions. It is of great importance to be able to measure this imbalance for the study of regional climate changes. Global Climate Models (GCMs) are consistent for the prediction of the evolution of the global surface temperature but differ from each other's for the predictions of climate change at regional scale. This is probably due to an imperfect representation of the clouds and aerosols that result in uncertainties in the local radiation budget. The future nano-satellite data will be compared with the output of the GCMs to identify where the differences in the radiation budget occur. Planetary Infrared for the Earth (or Outgoing Long-wave Radiation) and Earth Reflected Solar (Reflected Short-wave Radiation) are a complex function of the local time, the local latitude, the geographical situation and the atmospheric conditions. Using the temperatures (housekeeping of the spacecraft) of thermal sensors measured in space, we can get these informations. Thus, the innovative proof-of-concept SERB nano-satellite is designed to realise outgoing long-wave radiation and reflected short-wave radiation measurements during a short period (1–2 years) and to validate the scientific requirements (accuracy better than $\sim 5\%$). It could be particularly advantageous to increase the coverage in local time and latitude using a constellation of SERB nano-satellites around the Earth to establish a radiation budget with a high accuracy.

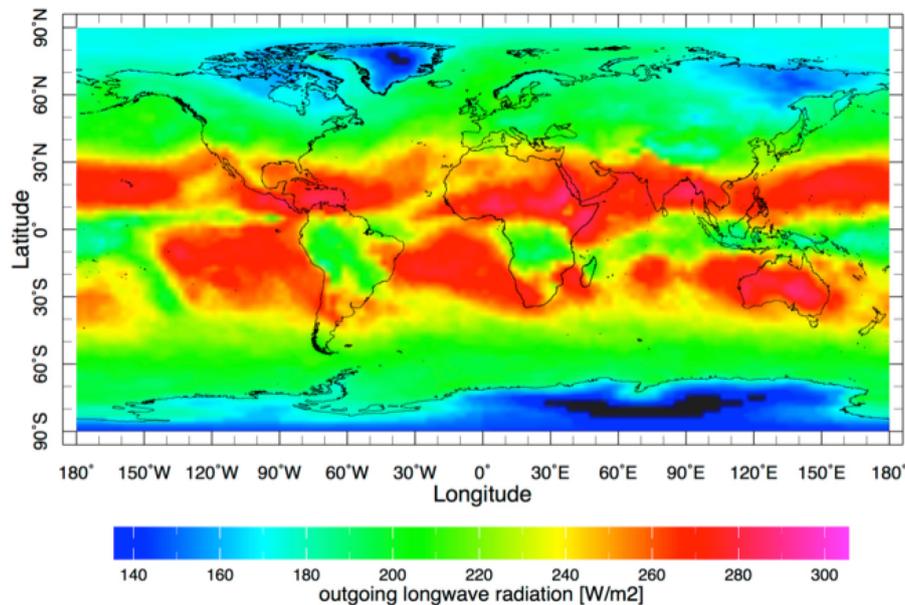


Figure 2. OLR published by the National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA) - February 2016.

2.3 The SSI variability at 215 nm

There is a need for a thorough understanding of how the Sun affects climate. This is important because it has long and short term influences and we need to know how these interact with anthropogenic effects. It is also important to understand natural factors in climate variability to give a basis upon which its future state might be predicted. Thus, the measurement of the solar spectral irradiance is vital for understanding how solar variability impacts climate. Among them, UV solar variability is probably the most important, but the mechanisms involved are still poorly understood due to the complexity of interactions occurring between the various atmospheric layers from the ground to the thermosphere. As example, solar UV at ~ 200 nm heats the ozone locally and create defects/anomalies on the propagation of the zonal planetary wave that will, in turn, affect the tropospheric circulation. Recent studies (Ineson et al., 2011, Martin-Puertas *et al.*,¹³ 2012) confirmed this mechanism. Therefore, precise SSI variability measurements in the UV are required to quantify the top-down mechanism amplifying UV solar forcing on the climate despite the fact that the UV range (115.5- 400 nm)

represents only $\sim 7.7\%$ of TSI. Moreover, UV solar variability can vary significantly during solar cycles as shown in Figure 3. Large changes in solar UV radiation can indirectly affect climate by inducing atmospheric changes.¹³

In order to represent correctly the solar forcing, it is necessary to take into account the upper layers of the atmosphere that are most sensitive to the solar input and their interaction with the lower atmosphere. The radiation budget of the middle atmosphere is controlled by the ozone layer. Ozone is formed by photo-dissociation of O_2 by the solar UV at wavelengths shorter than 240 nm. The rate of formation of ozone is directly related to the intensity of solar UV modulated by the 11-year solar cycle with a 5 to 10% amplitude below 240 nm (example at 215 nm, see Figure 3). This induces measurable changes in the total column of stratospheric ozone. The change in UV and visible solar heating by the ozone layer induces changes in stratospheric temperature, pressure and winds and in propagation of atmospheric waves that controls the dynamical interaction between the stratosphere and the troposphere. The solar forcing can modulate for instance the frequency of wintertime sudden stratospheric warmings, very spectacular dynamical events with up to 50 K temperature increase in the Arctic stratosphere. The solar heating by stratospheric ozone is also sensitive to changes in surface and clouds albedo as the albedo decrease due to the sea-ice melting in the Arctic Ocean.

The SERB nano-satellite aims to measure the UV part of the spectrum, which are the most sensitive to solar variability. The far UV is the only wavelength band with energy absorbed in the high atmosphere (stratosphere), in the ozone (Herzberg solar continuum, 200-242 nm) and oxygen bands, and its high variability is most probably at the origin of a climate influence (UV affects stratospheric dynamics and temperatures, altering interplanetary waves and weather patterns both poleward and downward to the lower stratosphere and tropopause regions). Recent measurements at the time of the recent solar minimum (Haigh *et al.*,¹⁴ 2010) suggest that variations in the UV may be larger than previously assumed what implies a very different response in both stratospheric ozone and temperature.

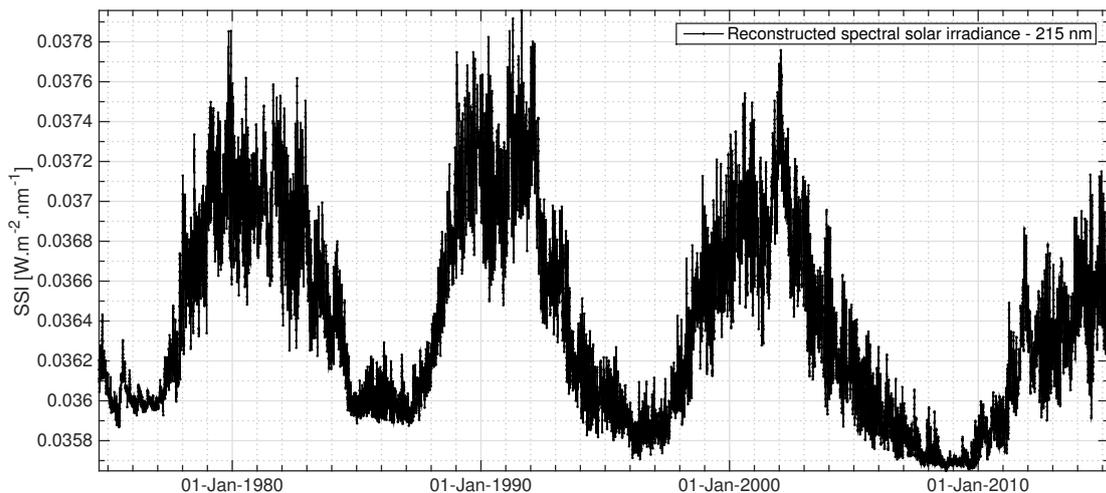


Figure 3. SSI time series (SATIRE-S reconstruction) at 215 nm that highlights a modulation of the 11-year solar cycle with a 5% amplitude. A decrease of SSI is observed at each solar minima since 1976 such as TSI.

3. THE NANO-SATELLITE

The SERB nano-satellite is a three-unit (3U) CubeSat. A preliminary configuration of the nano-satellite system is shown in Figure 4. The science payload will take up one unit on the three with the different instruments. The two other units contain the platform. The key element of the mission is the space segment, containing the nano-satellite ($10 \times 30 \times 50 \text{ cm}^3$ deployed, 4.5 kg maximum, and 13.6 W power consumption) that includes the payload and the avionics. Main elements are batteries, electronic power supply board, S-band board, on board computer (OBC), global positioning system (GPS) board, CubeADCS 3-Axis bundle (attitude determination

and control system), two S-band patch antennas, payload board, payload and harness, structure, deployable solar panels, harness, *etc.* All these components (Figure 5) will be integrated in the nano-satellite. Table 1 summarises the main characteristics of the SERB nano-satellite. There is no electronic boards on the payload unit. The electronic board of the payload is included in the platform (bottom location of the 3U nano-satellite). There is a PC104 interface module for all the electronic boards of the nano-satellite.

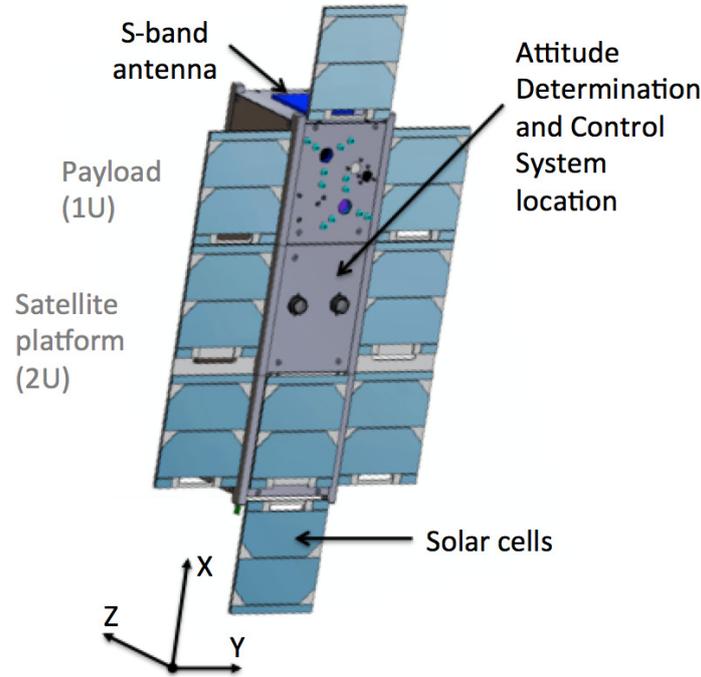


Figure 4. General layout of the SERB nano-satellite.

Table 1. SERB three-unit CubeSat main characteristics.

Parameter	Value (remark)
Volume (stowed position)	10 (d) × 10 (w) × 30 (h) cm ³
Volume (deployed)	10 (d) × 30 (w) × 50 (h) cm ³
Mass	4.5 kg (maximum with margin)
Orbit average power generated	18.9 W (without eclipses)
Electrical power consumption	13.6 W
Field of view (payload)	180°
Data storage	1 Gbyte
Downlink speed (S-band)	From 10 kbps to 1 Mbps (megabits per second)
Uplink speed	8 kbps to 256 kbps
Ground station contact time	~ 10 minutes per passage (~ 6 passages per day)
Downlink volume (S-band)	~ 400 Mbyte per day
Uplink volume	~ 0.3 Mbyte per day
Mission modes	Sun pointing, Nadir pointing, and stars pointing
Mission lifetime	One year

– The stringent pointing requirements of the nano-satellite:

The SERB nano-satellite’s pointing accuracy will be better than 0.2° along the axis of the Sun and 0.4° towards nadir at minimum. Nominally, the payload will be Sun pointing (-Z-axis) in order to make solar measurements

all the time. Once every one month, for a few orbits, the payload will be pointed towards stars (-Z-axis) in order to make deep space measurements. Each three months, the main payload surface will be nadir pointing (-Z-axis) in order to make precise measurements towards the Earth.

– **The parameters of the orbit:**

In a Sun-synchronous orbit (SSO), though, the satellite passes over the same part of the Earth at roughly the same local time each day. This can make communication and various forms of data collection very convenient. SERB will be in orbit 680km above the Earth, at an angle of inclination of 98.8 degrees to the equator as it circles the globe from pole to pole. SERB will rely on its dawn-to-dusk orbit to keep its solar panels facing the Sun almost constantly.

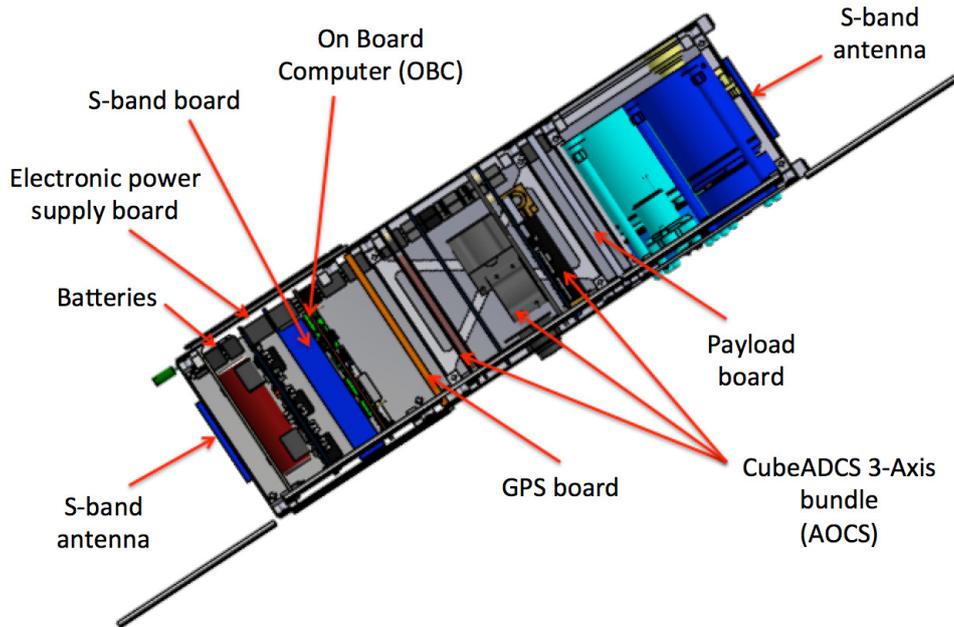


Figure 5. Location of the main components of the SERB nano-satellite.

3.1 Detailed mass budget

The maximum mass of the SERB nano-satellite is 4.5 kg as seen in Table 2.

Table 2. Nano-satellite mass budget with margin.

Component	Mass [kg]	Margin [%]	Mass with margin [kg]
Batteries	0.46	5	0.48
Electronic power supply board	0.31	5	0.33
S-band board	0.40	5	0.42
On board computer (NINANO)	0.12	5	0.13
GPS board, antenna, and harness	0.06	10	0.07
CubeADCS 3-Axis bundle	0.46	10	0.51
S-band patch antenna (x2)	0.16	5	0.17
Payload board	0.19	10	0.21
Payload and harness	0.73	20	0.88
Structure, solar panels, harness, <i>etc.</i>	1.20	10	1.32
Total	4.09	–	4.52

3.2 Detailed electrical power budget

The detailed electrical power budget of the SERB nano-satellite is shown in Table 3. Power consumption with margin of the SERB nano-satellite is less than 13.6 W.

Table 3. Detailed power consumption of the SERB nano-satellite.

Component	Power [W]	Margin [%]	Power with margin [W]
Batteries	0.11	10	0.12
Electronic power supply board	0.36	10	0.40
S-band board	2.82	10	3.10
On board computer (NINANO)	3.10	10	3.41
GPS board and antenna	0.80	10	0.88
CubeADCS 3-Axis bundle	0.80	10	0.88
S-band patch antenna (x2)	–	–	–
Payload board	0.97	10	1.07
Payload and harness	3.37	10	3.71
Structure, solar panels, harness, <i>etc.</i>	–	–	–
Total	12.33	–	13.57

3.3 Description of the main components of the SERB platform nano-satellite

3.3.1 Structure of the nano-satellite and solar panels

The structure will be carried out with aluminium. Stainless steel tie-rods will be used to support all electronic boards of the SERB nano-satellite. Moreover, all materials (A7075 aluminium for the structure, steel screw for all the fasteners, polyimide printed circuit board, *etc.*) and coating selection (black paint, white paint, alodine, black anodization, *etc.*), must be compliant with specific requirements such as total mass loss (TML) less than 1% and collected volatile condensable material (CVCMM) less than 0.1%, according to guidelines for spacecraft cleanliness control (ESA-PSS-51 European Space Agency).

The nano-satellite will use a minimum of 22 cells on deployable solar panels. 30% triple junction GaAs solar cells from AzurSpace (Germany) will be used. During the solar pointing mode (June solstice), the average power generated is ~ 19 W (see Table 4), which is much greater than the nano-satellite power consumption (13.6 W). The SERB nano-satellite is on a SSO orbit at an altitude of 680 km, allowing continuous observations of the Sun, except for short periods during a November-January “eclipse season” when the Earth comes within the nano-satellite payload line-of-sight once per orbit. During this period, the orbit average power generated is near 15 W (eclipse duration ~ 20 mn). In order to show that the power budget is sustainable, an initial depth of discharge (DoD) of the batteries of 10% is assumed and it can be seen that at the start of the next orbit the DoD is recovered to less than 10%, meaning a minimum power budget. Therefore, the minimum power generated by the nano-satellite during the “eclipse season” is near 13.6 W, which is compliant with the nano-satellite power consumption (Table 3).

Table 4. Typical power allowable for observations – June solstice (Solar flux of 1320 Wm^{-2} and albedo of 0.3).

Parameter	Values
Solar panel section (one element)	30.18 cm^2
Solar panel location and cells number	22 cells
Cells efficiency	~ 0.28
EPS efficiency	~ 0.9
Incident power	75.2 W
Minimum power generated	18.9 W

3.3.2 Electronic power supply board and batteries

For the EPS board, we have two options. Nowadays, the nominal solution is the one proposed by the Clyde Space company. Clyde space third generation (3g) electronic power supply for higher-power cubesats could be used. It is suitable for cubesats with deployable solar panels such as the SERB nano-satellite. Main typical features of the Clyde Space 3g EPS are:

- 1×3 W and 8×12 W battery charge regulators,
- 3.3 V (@4.5 A), 5 V (@4.5 A), 12 V (@1.5 A), and raw battery voltage (@4.5 A) buses,
- Watch-dog timer ensures system reboot if no new commands are received after a selectable time period,
- Inclusion of 10 latch-up current limiter (LCL) switch channels on motherboard to switch payloads on and off as required,
- Bus over-current, battery over/under-voltage protection,
- Universal serial bus (USB) battery charger for ground testing as part of the platform umbilical,
- And separation switch.

The EPS board shall distribute power through the interface in groups of 3.3V, 5V, 12V, and power of the battery. Furthermore, the SERB nano-satellite will use the VES16 batteries that are specially adapted for space applications. Main typical performances of the Saft VES16 battery are a nominal capacity of 4.5 Ah, a mean voltage of 3.6 V, and an energy around 16 Wh.

3.3.3 S-band telemetry (TM) and tele-command (TC) transceiver

The SERB payload can be embarked on very small platform but it requires to download a large volume of data with a high telemetry bit rate subsystem. The EWC31 S-band transceiver module for nano-satellite (Syrlinks, France) will be used. For the TM, the equipment operates in the 2200–2290 MHz range. The radio frequency (RF) output power can be adjusted from +27 to +33 dBm (at duplexer output) with data rates from 10 kbps to 1 Mbps. For the TC, the equipment operates in the 2025–2110 MHz frequency range at a data rate, which can be selected from 8 kbps to 256 kbps. Nominal power consumption (TC) is close to 1.2 W typical. Power consumption (TM and TC) is less than 12 W for +33 dBm RF output power that represents no more than 15% during an orbit (link with the ground-based S-band antenna).

3.3.4 SERB on board computer

OBC will be provided by Steel Électronique (France). The NINANO (Numeric Intensive Node for Applications mono-module adaptation for nano-satellites) OBC will be used. Main Steel Électronique OBC internal features are: 1 Gbyte DDR3 (Double Data Rate type three), 8 Kbyte FRAM (Ferroelectric Random-Access Memory), 16 Mbyte QSPI (Quad-Serial Peripheral Interface) flash for boot loader and programmable logic (PL) configuration, 8 Gbits NAND (Negative-AND) flash for data storage (PS) or 128 Gbits if handled by PL, and 33.33 MHz ultra-stable Crystal Oscillator (XO). Indeed, the ultra-stable crystal oscillator is required to have a knowledge of the time acquisition with a high accuracy.

3.3.5 Global positioning system board and antenna

We will use the GPS electronic board and the antenna sold by Surrey Satellite Technology (SSTL). Thus, SERB positioning and timing information can be processed to obtain orbital information. Main typical performance of the SSTL Space GPS Receiver (SGR-05U) is a knowledge of the nano-satellite position at 10 meters (at 95% confidence levels). The knowledge of the satellite position is required to determine the Earth-Sun distance and to achieve a radiation budget of the Earth with high accuracy. In addition, the SSTL antenna (weighing 12 g with $13 \times 13 \times 40$ mm dimensions) will be used.

3.3.6 Orbit and active attitude control: the CubeADCS 3-Axis bundle

The Attitude Determination and Control System (ADCS) chosen for the SERB mission is a 3-Axis ADCS bundle developed by the Electronic Systems Laboratory (ESL) of Stellenbosch University (South Africa). It provides attitude sensing and control capabilities to the nano-satellite. The unit consists of three subsystems integrated into a compact bundle as seen in Figure 6.

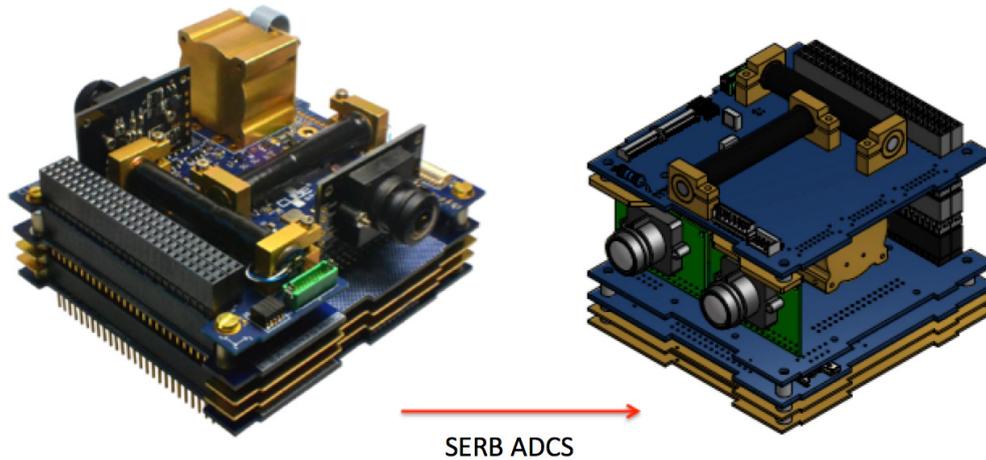


Figure 6. (left) Standard CubeADCS 3-Axis bundle. (right) Solution for the SERB CubeADCS 3-Axis bundle. Credits: Stellenbosch University (South Africa).

The first module is a sensor module that interfaces with two magnetometers (one deployable and one redundant) and ten coarse solar sensors mounted on each face of the nano-satellite. The second module is a Sun and nadir sensor that uses two cameras with a 160° field of view. The third module is a generic CubeSat on-board computer and the last module is composed of three reaction wheels magnetically shielded and mountable in three axes. This bundle should be able to match the precision requirements of the nano-satellite, and to stay within reasonable mass and power budget.

There are three modes of active attitude control (AAC):

- Sun pointing: the platform is three-axes stabilised. ADCS is required to provide a pointing accuracy of $\pm 0.2^\circ$ for the -Z-axis of the nano-satellite (along the payload line of sight) and a stability of 30 arc-seconds per second of the X and Y-axis. This level of performance is higher than the performance that is guaranteed by a standard nano-satellite platform.
- Nadir pointing: the -Z-axis of the nano-satellite is pointed towards the Earth (payload line of sight) with an accuracy better than 0.4° .
- Stars pointing: the -Z axis of the nano-satellite is pointed towards the stars during a short period. This is the method of calibration of our instruments (reference with the cold space).

3.4 Description of the main components of the SERB payload

The payload encompasses four instruments in a $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ space. Payload instruments are:

- A solar radiometer (SR) of new instrumental design, used for the measurement of the total solar irradiance,
- Two Earth radiometers (ER1 and ER2) that measure OLR radiations (IR flux) and shortwave radiations (albedo) of the Earth,
- A UV solar photometer (SP) to measure the Herzberg solar continuum (200-242 nm),
- And a SERB camera (SC).

3.4.1 Description of the solar radiometer of the SERB payload

A solar radiometer (SR) of new instrumental design (Figure 7) will be used for the TSI measurement. It covers the spectral range 0.2 to 3 μm , with a mass of 0.32 kg, and with dimensions of 47 mm diameter by 95 mm length.

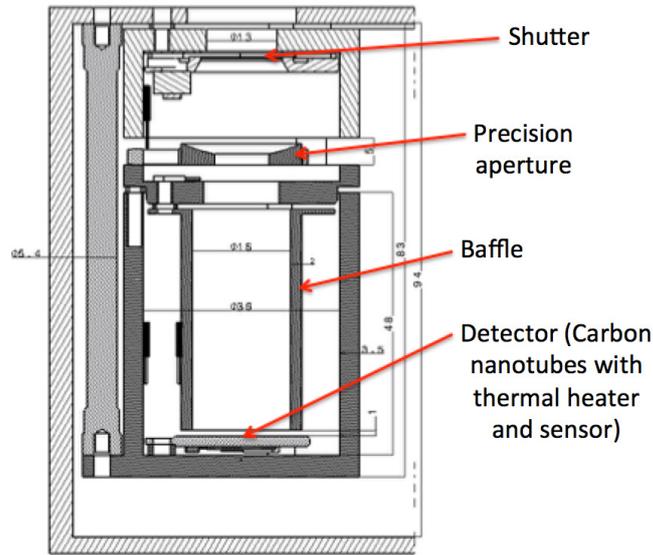


Figure 7. Main design of the SERB solar radiometer.

3.4.2 Description of the solar photometer of the SERB payload

A solar photometer (SP) of new instrumental design (Figure 8) will be used for the SSI measurement at 215 nm. The maximum mass of the SP photometer is close to 0.36 kg and with dimensions of 50 mm diameter by 95 mm length.

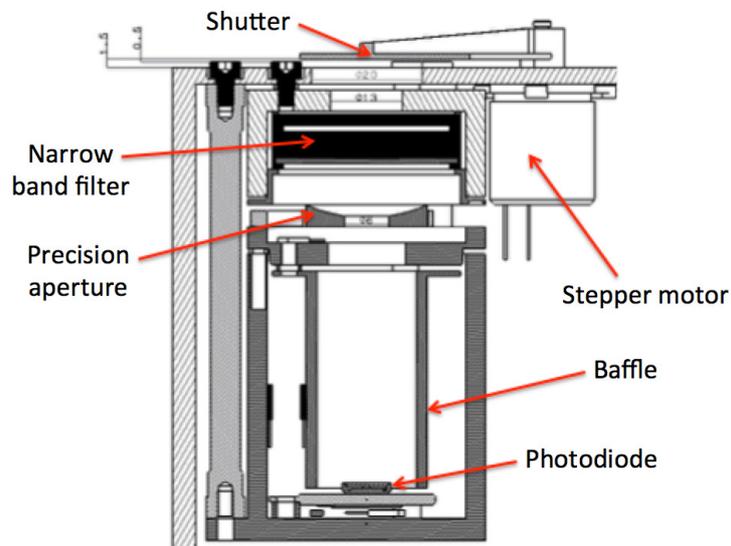


Figure 8. Main design of the SERB solar photometer.

3.4.3 Description of the Earth radiometers of the SERB payload

Two Earth radiometers (ER1 and ER2) are simple systems (Figure 9) with a mass of 0.03 kg each, covering 0.2 to 100 μm spectral range and with maximum dimensions of $22 \times 22 \times 22 \text{ mm}^3$.

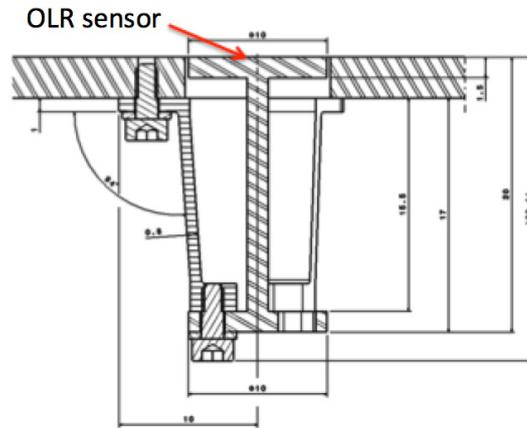


Figure 9. General view of the ER1 Earth radiometer.

3.4.4 Description of the camera of the SERB payload

The SERB nano-satellite will also use a charge-coupled device (CCD) with its optic, which represents the SERB camera (SC). SC role is to take images of the Earth in the VIS or in the NIR spectra. The main features are:

- A mass of 0.13 kg (with margin),
- A power consumption of 1.9 W (with margin),
- A volume of $53 \times 36 \times 66 \text{ mm}^3$,
- A 1 Mega pixels CCD detector,
- and an optic with 32° wide field of view.

3.5 Flight software

The flight software includes several tasks, which are:

- Supervisor task: to ensure in case of contingency actions are taken,
- Flight planner: provide time stamped instructions to the system,
- Timekeeping task: to track and log time and events,
- Housekeeping task: to collect housekeeping data,
- Localisation task: to transmit a simple beacon to locate the nano-satellite,
- Downlink task: to downlink housekeeping and payload data,
- AOCS task: to set the attitude and orbit control mode and orientation of the nano-satellite,
- Payload software task: communication between the payload and the OBC.

3.6 Link budget of the nano-satellite

Communication system has been analysed and link budget was calculated. The Downlink volume (S-band) is less than 400 Mbyte per day. There is ~ 6 visible passages per day of the nano-satellite by the ground-based antenna (located in France) as shown in Figure 10. During each passage, the visibility of the nano-satellite is less than 10 minutes. Thus, it is possible to empty the whole TM with a downlink speed (S-band) of 1 Mbps. This work is in progress.

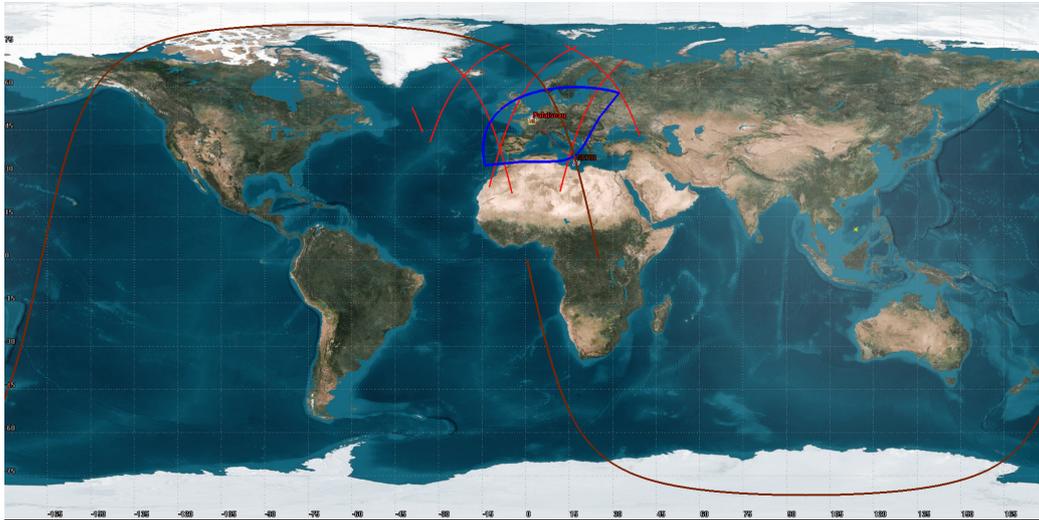


Figure 10. Visibility of the SERB nano-satellite by the ground-based S-band antenna (Palaiseau, France).

4. CONCLUSION

The role of nano-satellites for education is well established. Space sciences remain very attractive for young people interested in new technologies. The SERB project was conducted by students. Lately, we have seen a new interest in space exploration grow in the public. Such interest was unseen since the end of the seventies, and one of the consequences is that more and more students want to work in space engineering. In this regard, nano-satellites provide an excellent way for students to introduce themselves to the vast world of space missions and real world engineering projects, requiring skills in design and conception, but also in management and communication.

As for the core scientific principles of such missions, the relatively low cost of nano-satellites allows for components with low technical maturity to be sent in orbit for evaluation purposes. CubeSat missions provide a cheap way to test instruments in real conditions before sending them on more complex and more expensive orbits.

Even then, it would be unfair to call such missions “simple”. The SERB project is a prime example of an ambitious scientific goal pursued by a nano-satellite. As such, it is a perfect example of a cost-effective mission focusing on technological research and commercial proof-of-concept. This project was enabled through the joint effort of a multidisciplinary consortium of partners, including academic research, institutions, and industries. This enables us to precisely control the framework for implementation and costs, since the nano-satellite will be developed using units of already qualified subsystems from our industrial partners.

In summary, this mission will allow to measure TSI variability and to extend previous measurements, to improve the knowledge of the TSI absolute value with an accuracy better than 0.5 Wm^{-2} , to establish a radiation budget of the Earth with an accuracy better than 5%, and to monitor SSI at 215 nm (Herzberg solar continuum). Such missions bring forth a new horizon of exciting possibilities: constellation, accompanying/completing a large mission, *etc.*

ACKNOWLEDGMENTS

We thank CNRS (Centre National de la Recherche Scientifique), École polytechnique, CNES, and RMIB for their support as well as all participants who have devoted their expertise to this study. In addition, we wish to thank Gérard Auvray (École polytechnique), Alain Gaboriaud (CNES), Jean-Luc Legal (CNES), Guillaume Morice (AKKA), and Professor Herman Steyn (University of Stellenbosch).

REFERENCES

1. Puig-Suari, J., Schoos, J., Turner, C., Wagner, T., Connolly, R., and Block, R., “CubeSat developments at Cal Poly: the standard deployer and PolySat,” in [*Small Payloads in Space*], Horais, B. J. and Twiggs, R. J., eds., *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series* **4136**, 72–78 (Nov. 2000).
2. Twiggs, R. J., “Space system developments at Stanford University: from launch experience of microsattellites to the proposed future use of picosatellites,” in [*Small Payloads in Space*], Horais, B. J. and Twiggs, R. J., eds., *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series* **4136**, 79–86 (Nov. 2000).
3. Foukal, P., Fröhlich, C., Spruit, H., and Wigley, T. M. L., “Variations in solar luminosity and their effect on the Earth’s climate,” *Nature* **443**, 161–166 (Sept. 2006).
4. Foukal, P., “A New Look at Solar Irradiance Variation,” *Solar Physics* **279**, 365–381 (Aug. 2012).
5. Vieira, L. E. A., Solanki, S. K., Krivova, N. A., and Usoskin, I., “Evolution of the solar irradiance during the Holocene,” *Astronomy & Astrophysics* **531**, A6 (July 2011).
6. Kopp, G. and Lean, J. L., “A new, lower value of total solar irradiance: Evidence and climate significance,” *Geophys. Res. Lett.* **38**, 1706 (Jan. 2011).
7. Schmutz, W., Fehlmann, A., Finsterle, W., Kopp, G., and Thuillier, G., “Total solar irradiance measurements with PREMOS/PICARD,” in [*American Institute of Physics Conference Series*], *American Institute of Physics Conference Series* **1531**, 624–627 (May 2013).
8. Meftah, M., Dewitte, S., Irbah, A., Chevalier, A., Conscience, C., Crommelynck, D., Janssen, E., and Mekaoui, S., “SOVAP/ Picard, a Spaceborne Radiometer to Measure the Total Solar Irradiance,” *Solar Phys.* **289**, 1885–1899 (May 2014).
9. Yeo, K. L., Krivova, N. A., Solanki, S. K., and Glassmeier, K. H., “Reconstruction of total and spectral solar irradiance from 1974 to 2013 based on KPVT, SoHO/MDI, and SDO/HMI observations,” *Astron. Astrophys.* **570**, A85 (Oct. 2014).
10. Dewitte, S., Crommelynck, D., and Joukoff, A., “Total solar irradiance observations from DIARAD/VIRGO,” *Journal of Geophysical Research (Space Physics)* **109**, 2102 (Feb. 2004).
11. Barkstrom, B., Harrison, E., Smith, G., Kibler, J., and Green, R., “Earth Radiation Budget Experiment (ERBE) archival and April 1985 results,” *Bulletin of the American Meteorological Society* **70**, 1254–1262 (Oct. 1989).
12. Hansen, J., Sato, M., Kharecha, P., and von Schuckmann, K., “Earth’s energy imbalance and implications,” *Atmospheric Chemistry & Physics Discussions* **11**, 27031–27105 (Sept. 2011).
13. Martin-Puertas, C., Matthes, K., Brauer, A., Muscheler, R., Hansen, F., Petrick, C., Aldahan, A., Possnert, G., and van Geel, B., “Regional atmospheric circulation shifts induced by a grand solar minimum,” *Nature Geoscience* **5**, 397–401 (June 2012).
14. Haigh, J. D., Winning, A. R., Toumi, R., and Harder, J. W., “An influence of solar spectral variations on radiative forcing of climate,” *Nature* **467**, 696–699 (Oct. 2010).

Glossaire

ACRIM	<i>Active Cavity Radiometer Irradiance Monitor</i>
CCD	<i>Charge-Coupled Device</i>
CNES	<i>Centre National d'Études Spatiales</i>
CSLI	<i>CubeSat Launch Initiative</i>
ELaNa	<i>Educational Launch of Nanosatellites</i>
ERBS	<i>Earth Radiation Budget Satellite</i>
IDM-CIC	<i>Integrated Data Management – Centre d'Ingénierie Concourante</i>
LATMOS	<i>Laboratoire Atmosphères, Milieux, Observations Spatiales</i>
LOS	<i>Loi sur les Opérations Spatiales</i>
NOAA	<i>National Oceanographic and Atmospheric Administration</i>
OLR	<i>Outgoing Longwave Radiation</i>
PMOD-WRC	<i>Physikalisch-Meteorologisches Observatorium Davos – World Radiation Center</i>
SATIRE	<i>Spectral And Total Irradiance Reconstructions</i>
SERB	<i>Solar irradiance and Earth Radiation Budget</i>
SoHO	<i>Solar and Heliospheric Observatory</i>
SORCE	<i>Solar Radiation and Climate Experiment</i>
SSI	<i>Spectral Solar Irradiance</i>
TSI	<i>Total Solar Irradiance</i>
VIRGO	<i>Variability of solar Irradiance and Gravity Oscillations</i>

Bibliographie

- [1] B. Barkstrom, E. Harrison, G. Smith, J. Kibler, and R. Green. Earth Radiation Budget Experiment (ERBE) archival and April 1985 results. *Bulletin of the American Meteorological Society*, 70 :1254–1262, October 1989.
- [2] C. Cheng, R. Chandrasekara, Y. C. Tan, and A. Ling. Space qualified nanosatellite electronics platform for photon pair experiments. *ArXiv e-prints*, May 2015.
- [3] V. Chmyrev, A. Smith, D. Kataria, B. Nesterov, C. Owen, P. Sammonds, V. Sorokin, and F. Vallianatos. Detection and monitoring of earthquake precursors : TwinSat, a Russia-UK satellite project. *Advances in Space Research*, 52 :1135–1145, September 2013.
- [4] CNES. Mission PICARD – Instruments. https://picard.cnes.fr/fr/PICARD/Fr/GP_instruments.htm, July 2014.
- [5] C. Conscience, M. Meftah, A. Chevalier, S. Dewitte, and D. Crommelynck. The space instrument SOVAP of the PICARD mission. In *SPIE*, volume 8146 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers Conference Series*, September 2011.
- [6] Steven Dewitte, Özgür Karatekin, Andre Chevalier, Nicolas Clerbaux, Mustapha Meftah, Abdanour Irbah, and Tjorven Delabie. The Sun-earth Imbalance radiometer for a direct measurement of the net heating of the earth. EGU General Assembly 2015, April 2015. Poster.
- [7] P. Ehrenfreund, A. J. Ricco, D. Squires, C. Kitts, E. Agasid, N. Bramall, K. Bryson, J. Chittenden, C. Conley, A. Cook, R. Mancinelli, A. Mattioda, W. Nicholson, R. Quinn, O. Santos, G. Tahu, M. Voytek, C. Beasley, L. Bica, M. Diaz-Aguado, C. Friedericks, M. Henschke, D. Landis, E. Luzzi, D. Ly, N. Mai, G. Minelli, M. McIntyre, M. Neumann, M. Parra, M. Piccini, R. Rasay, R. Ricks, A. Schooley, E. Stackpole, L. Timucin, B. Yost, and A. Young. The O/OREOS mission—Astrobiology in low Earth orbit. *Acta Astronautica*, 93 :501–508, January 2014.
- [8] P. Foukal. A New Look at Solar Irradiance Variation. *Solar Physics*, 279 :365–381, August 2012.
- [9] P. Foukal, C. Fröhlich, H. Spruit, and T. M. L. Wigley. Variations in solar luminosity and their effect on the Earth’s climate. *Nature*, 443 :161–166, September 2006.
- [10] J. D. Haigh, A. R. Winning, R. Toumi, and J. W. Harder. An influence of solar spectral variations on radiative forcing of climate. *Nature*, 467 :696–699, October 2010.
- [11] J. Hansen, M. Sato, P. Kharecha, and K. von Schuckmann. Earth’s energy imbalance and implications. *Atmospheric Chemistry & Physics*, 11 :13421–13449, December 2011.
- [12] A. Irbah, M. Meftah, A. Hauchecorne, E. h. M. Cisse, M. Lin, and M. Rouzé. How Earth atmospheric radiations may affect astronomical observations from low-orbit satellites. In *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, volume 8442 of

- Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, page 5, September 2012.
- [13] T. Jennewein, C. Grant, E. Choi, C. Pugh, C. Holloway, J. Bourgoïn, H. Hakima, B. Higgins, and R. Zee. The NanoQEY mission : ground to space quantum key and entanglement distribution using a nanosatellite. In *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, volume 9254 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, page 2, October 2014.
- [14] J. T. Kiehl and K. E. Trenberth. Earth's Annual Global Mean Energy Budget. *Bulletin of the American Meteorological Society*, 78 :197–197, February 1997.
- [15] N. A. Krivova, S. K. Solanki, and Y. C. Unruh. Towards a long-term record of solar total and spectral irradiance. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 73 :223–234, February 2011.
- [16] Mustapha Meftah, S. Dewitte, Abdanour Irbah, A. Chevalier, C. Conscience, D. Crommelynck, E. Janssen, and S. Mekaoui. SOVAP/Picard, a spaceborne radiometer to measure the Total Solar Irradiance. *Solar Physics*, 289(5) :1885–1899, 2014.
- [17] Mustapha Meftah, Abdanour Irbah, Luc Damé, Alain Hauchecorne, Alain Sarkissian, Philippe Keckhut, P.-O. Lagage, S. Dewitte, and A. Chevalier. A nano-satellite to study the Sun and the Earth. In Khanh D. Pham ; Joseph L. Cox, editor, *Proc. SPIE 9085, Sensors and Systems for Space Applications VII*, volume 9085 of *Proceedings of the SPIE*, page 90850Y, Baltimore, France, May 2014. SPIE. ISBN : 9781628410228.
- [18] Royal Observatory of Belgium. Proba2 Science Payload. <http://proba2.sidc.be/about/sciencePayload>, 2015.
- [19] J. Puig-Suari, J. Schoos, C. Turner, T. Wagner, R. Connolly, and R. Block. CubeSat developments at Cal Poly : the standard deployer and PolySat. In B. J. Horais and R. J. Twiggs, editors, *Small Payloads in Space*, volume 4136 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, pages 72–78, November 2000.
- [20] Mission Design Division Staff. Small Spacecraft Technology State of the Art. Technical report, NASA, July 2014.
- [21] R. J. Twiggs. Space system developments at Stanford University : from launch experience of microsatellites to the proposed future use of picosatellites. In B. J. Horais and R. J. Twiggs, editors, *Small Payloads in Space*, volume 4136 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, pages 79–86, November 2000.
- [22] L. E. A. Vieira, S. K. Solanki, N. A. Krivova, and I. Usoskin. Evolution of the solar irradiance during the Holocene. *Astronomy & Astrophysics*, 531 :A6, July 2011.
- [23] W. W. Weiss, S. M. Rucinski, A. F. J. Moffat, A. Schwarzenberg-Czerny, O. F. Koudelka, C. C. Grant, R. E. Zee, R. Kuschnig, S. Mochnecki, J. M. Matthews, P. Orleanski, A. Pamyatnykh, A. Pigulski, J. Alves, M. Guedel, G. Handler, G. A. Wade, and K. Zwintz. BRITE-Constellation : Nanosatellites for Precision Photometry of Bright Stars. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, 126 :573–585, June 2014.