

Abstract

TODO

Résumé

TODO

Remerciements

TODO

Sommaire

1 - Introduction	1
2 - Présentation de l'entreprise	2
2.1 - Le CSEP	2
2.2 - Les activités du CSEP	2
3 - Sujet et contexte du stage	3
3.1 - Les nanosatellites - CubeSats	3
3.2 - Contexte du stage	3
3.2.1 - Le projet IonSat	3
3.2.2 - L'équipe du projet IonSat	4
3.2.3 - Phases de développement du projet	4
3.2.4 - Présentation du Nanolab academy	5
3.3 - Sujets et objectifs du stage	5
4 - Architecture d'IonSat	7
4.1 - Composants matériels	7
4.1.1 - Télécommunications	7
4.1.2 - Orientation et déplacement	7
4.1.3 - Gestion de puissance	8
4.1.4 - Ordinateur de bord	8
4.1.5 - Interconnexion des composants	8
4.2 - Logiciel embarqué	8
4.2.1 - FPGA	8
4.2.2 - Logiciel de bord	9
5 - Réalisation d'une IP CAN	10
5.1 - Introduction	10
5.2 - Le CAN	10
6 - Architecture hardware de IonSat	11
7 - Conclusion	12
Bibliographie	13
Annexe 1 : auto-evaluation	14
Annexes	15

Abbreviations

CSEP : Centre Spatial de l'École Polytechnique

CSU : Centre Spatial Universitaire

CNES : Centre National d'Études Spatiales

LEO : Low Earth Orbit

VLEO : Very Low Earth Orbit

ASIC : Application-specific integrated circuit

FPGA : Field Programmable Gate Array

IP : Intellectual Property

HDL : Hardware Description Language

VHDL : Very High Speed Integrated Circuit Hardware Description Language

CAN : Controller Area Network



1 - Introduction

breve Introduction

2 - Présentation de l'entreprise

2.1 - Le CSEP

Le CSEP (Centre Spatial de l'École Polytechnique) est une structure rattachée à l'École Polytechnique, financée par le LPP (Laboratoire de Physique des Plasmas) via la chaire Espace - Sciences et Défis du Spatial et avec pour rôle d'affirmer la présence de l'École Polytechnique au niveau académique et mondial dans le domaine du spatial. Ses locaux se situent sur le campus de l'École Polytechnique à Palaiseau dans le bâtiment Drahi-X Novation Center au coté de l'incubateur de startup, du FabLab et de la salle blanche du CSEP.

Le CSEP fait partie des vingt Centres Spatiaux Universitaires (CSU) répartis en France. Ces centres ont pour mission principale de former des étudiants aux métiers du spatial à travers des projets d'ingénierie concrets tels que le développement de satellites, de fusées expérimentales ou d'expériences embarquées à bord de la Station Spatiale Internationale (ISS). Les CSU s'appuient généralement sur une équipe d'ingénieurs permanents qui assurent la continuité des projets, accompagnent les étudiants, supervisent les stages et prennent en charge les aspects techniques les plus complexes. Le CSEP compte actuellement cinq ingénieurs, dont un chef de projet, ainsi que des spécialistes en électronique, logiciels embarqués, télécommunications, etc.

Chaque années, en complément de cette équipe, de nombreux étudiants participent activement aux projets du CSEP, que ce soit dans le cadre de cours, de projets universitaires ou de stages, conformément à la vocation pédagogique des CSU.

2.2 - Les activités du CSEP

Le CSEP a été créé en 2012 pour encadrer le premier projet de nanosatellite de l'École Polytechnique, X-CubeSat, lancé en 2017 après cinq ans de développement, et qui était alors le premier satellite étudiant français opérationnel en orbite.

Depuis, le CSEP pilote plusieurs projets et initiatives, parmi lesquels :

- Le développement du nanosatellite IonSat (cf. section **TODO**)
- L'encadrement des Projets Scientifiques Communs (PSC) menés par les étudiants de l'École Polytechnique, qui participent à des projets en cours au CSEP ou en proposent de nouveaux ;
- La participation annuelle au programme C'Space, une campagne de lancement de fusées expérimentales étudiantes organisée en partenariat avec le CNES, à travers l'association étudiante AstronautiX.

Ces activités permettent d'accueillir chaque année plus de 80 étudiants, leur offrant une formation concrète et une porte d'entrée dans le domaine spatial.

De plus, au-delà de sa vocation pédagogique, le CSEP s'inscrit dans un écosystème spatial en pleine transformation, marqué par l'essor du New Space et par l'importance croissante des nanosatellites dans la recherche scientifique et les applications commerciales. En ce sens, ses objectifs stratégiques ne se limitent pas à la formation : il s'agit également de renforcer la visibilité scientifique de l'École Polytechnique, de développer des collaborations avec les acteurs institutionnels comme le CNES, et de préparer les étudiants à intégrer le secteur spatial, tant académique qu'industriel.

3 - Sujet et contexte du stage

3.1 - Les nanosatellites - CubeSats

Un CubeSat est un petit satellite répondant à un format standardisé, basé sur un cube de 10 cm de côté pesant environ 1 kg. Plusieurs unités (ou « U ») peuvent être assemblées pour former des satellites plus grands : par exemple, un satellite 3U mesurera 30 x 10 x 10 cm. Chaque unité supplémentaire permet d'embarquer davantage de charges utiles, des composants plus volumineux et, par conséquent, d'augmenter les capacités du satellite. Toutefois, cette augmentation de taille implique également un coût de lancement plus élevé.

L'intérêt principal du format CubeSat réside dans sa capacité à démocratiser l'accès à l'espace. En effet, il permet à des universités, des laboratoires et des petites entreprises de concevoir, développer et lancer leurs propres satellites à un coût réduit, en s'appuyant sur des composants commerciaux standards disponibles sur le marché. Le coût de lancement d'un CubeSat reste généralement bien inférieur à celui des satellites conventionnels, notamment parce qu'ils sont conçus pour être lancés en groupes, mutualisant ainsi les coûts logistiques.

En général, les satellites universitaires embarquent plusieurs missions scientifiques - appelées charges utiles - qui donnent tout leur intérêt au projet. Ces missions sont souvent menées en partenariat avec d'autres universités, entreprises ou laboratoires, ce qui permet de renforcer la portée scientifique et pédagogique des CubeSats tout en offrant aux partenaires une opportunité d'envoyer leurs expériences dans l'espace de manière plus accessible et économique.

La durée de vie d'un CubeSat peut varier de quelques mois à plusieurs années, selon sa conception, son orbite et la nature de sa mission. Ces satellites sont souvent pensés pour être opérationnels sur une période limitée, au terme de laquelle ils entrent dans une phase de désorbitation contrôlée.

Les CubeSats peuvent être lancés sur différentes orbites, selon les objectifs du projet. Cependant, ils sont majoritairement déployés en orbite basse terrestre (LEO), entre 200 et 2 000 km d'altitude. Cette configuration permet non seulement de répondre à de nombreux besoins scientifiques et techniques, mais aussi de limiter la durée de vie orbitale du satellite après la fin de la mission, contribuant ainsi à la réduction des débris spatiaux.

3.2 - Contexte du stage

3.2.1 - Le projet IonSat

À la suite du succès de son premier satellite, le CSEP a lancé en 2017 un nouveau projet de nanosatellite : IonSat. Il s'agit d'un CubeSat de format 6U, mesurant 30 x 20 x 10 cm, destiné à être placé en orbite terrestre très basse (VLEO), à environ 300 km d'altitude.

IonSat embarquera plusieurs charges utiles, dont la principale est un moteur à ions. En règle générale, les CubeSats ne disposent pas de moyen de propulsion, mais uniquement de systèmes d'orientation. Toutefois, en VLEO, la traînée atmosphérique est bien plus importante qu'à plus haute altitude, ce qui entraîne une perte progressive d'altitude. Afin de prolonger la durée de vie du satellite,

le moteur à ions permettra d'effectuer des manœuvres de correction d'orbite, évitant ainsi une désorbitation prématurée.

Parmi les autres charges utiles, on compte :

- un capteur d'oxygène atomique, nommé Resistack et fourni par l'Onera
- une caméra embarquée, la piCAM, pour prendre des images de la terre
- des gyroscopes expérimentaux, fournis par le CNES dans le but d'être testés dans l'espace
- une antenne LoRa
- une antenne radioamateur UHF / VHF
- un capteur mesurant l'effet de l'iode sur les panneaux solaires, fourni par le Von Karman Institute

Le lancement d'IonSat est actuellement prévu pour courant 2026, mais cette date reste à confirmer en fonction de l'avancement du projet, et des disponibilités des lanceurs.

3.2.2 - L'équipe du projet IonSat

L'équipe permanente en charge du projet IonSat est composée de cinq ingénieurs :

- Directeur du CSEP : Luca Bucciardini
- Chef de projet : Borhane Bendaci
- Ingénieur électronique & logiciel embarqué : Ahmed Ghoulli
- Ingénieur AIT (Assembly, Integration and Testing) : Nicolas Lequette
- Ingénieur télécommunications : Tony Colin

En complément, durant mon stage, quatre autres stagiaires travaillaient aux côtés des ingénieurs permanents, notamment sur le logiciel embarqué, les campagnes de tests, ainsi que sur la mise en place de la station sol. De plus, au cours de six dernières années de développement, de nombreux autres stagiaires et étudiants ont contribué au projet au travers de leurs stages et projets.

3.2.3 - Phases de développement du projet

Le développement d'un satellite suit un processus normé, structuré en plusieurs phases successives, comme présenté dans le tableau ci-dessous. Le projet IonSat se trouve actuellement en phase D, la plus longue, mais aussi la dernière étape avant le lancement. Cette phase concentre la majeure partie du travail de développement d'intégration électronique et logicielle pour relier tous les sous-systèmes du satellite.

Phase	Description
Phase 0	Analyse de la mission – Identification des besoins
Phase A	Étude de faisabilité
Phase B	Définition préliminaire
Phase C	Définition détaillée
Phase D	Production / Intégration / Qualification au sol
Phase E	Opérations en orbite
Phase F	Fin de vie / Retrait de service

3.2.4 - Présentation du Nanolab academy

Dans le cadre de son nouveau projet de nanosatellite, le CSEP participe au programme Nanolab Academy piloté par le CNES. Ce programme a pour objectif d'accompagner les Centres Spatiaux Universitaires (CSU) dans la conception et la réalisation de leurs satellites. Le CNES y joue un rôle de soutien technique en fournissant à la fois des bases technologiques, des documents de référence et une plateforme de partage de connaissances destinée à faciliter le développement des projets.

Le CNES a notamment développé, dans le cadre de ce programme, le nanosatellite EyeSat, lancé en 2019 et resté opérationnel pendant quatre ans et finalise actuellement un nouveau projet, AeroSat, dont le lancement est prévu pour début 2026.

Les composants matériels et logiciels conçus pour EyeSat et AeroSat ont été mis à disposition des CSU partenaires. Ces éléments servent de base technique commune sur laquelle chaque CSU peut s'appuyer pour intégrer ses propres sous-systèmes et développer des fonctionnalités spécifiques.

3.3 - Sujets et objectifs du stage

Dans le cadre du projet IonSat, mon stage d'ingénieur s'est inscrit dans le développement des systèmes électroniques embarqués du satellite. Plus précisément, en tant que stagiaire en électronique numérique spécialisé en FPGA, j'ai été chargé de deux missions principales.

La première mission portait sur la conception et l'implémentation d'un contrôleur CAN (Controller Area Network) sous forme d'IP matérielle dédiée, entièrement développée en VHDL. Ce composant a pour rôle de gérer les communications entre différents sous-systèmes du satellite via le bus CAN, un protocole robuste couramment utilisé dans les environnements embarqués pour ses performances en temps réel et sa tolérance aux erreurs.

La seconde mission consistait à intégrer plusieurs IPs sur la plateforme FPGA destinée à la mission. Ce travail comprenait la compréhension des IPs fournies par le CNES et l'adaptation de ces composants pour les adapter aux spécificités du projet IonSat. L'objectif était de garantir que toutes



les IPs fonctionnent de manière cohérente et efficace, en assurant la communication entre elles et avec les autres sous-systèmes du satellite.

4 - Architecture d'IonSat

4.1 - Composants matériels

En plus des éléments dédiés aux charges utiles, le satellite embarque de nombreux autres composants nécessaires à son bon fonctionnement dans l'espace et tout au long de la mission. Ces sous-systèmes incluent principalement les équipements de télécommunication, de contrôle d'attitude et d'orbite, de gestion de puissance, ainsi que l'ordinateur de bord.

4.1.1 - Télécommunications

Pour communiquer avec la station de contrôle au sol, le satellite utilise une bande de fréquences radio située entre 2 et 4 GHz, appelée **bande S**. Cette bande est couramment employée pour les communications satellitaires, notamment grâce à sa bonne capacité de pénétration de l'atmosphère terrestre.

À cette fin, IonSat est équipé :

- d'une antenne en bande S pour l'émission et la réception,
- ainsi que d'un transceiver externe, fourni par le CNES, entièrement dédié à cette tâche.

Dans le vocabulaire spatial, le satellite transmet des données de **télémétrie** (TM) et reçoit des **télécommandes** (TC). Ces échanges suivent le format normalisé par le CCSDS (**Consultative Committee for Space Data Systems**), garantissant l'interopérabilité et la fiabilité des communications espace sol.

4.1.2 - Orientation et déplacement

L'orientation du satellite est essentielle pour plusieurs fonctions critiques : assurer une liaison stable en TM/TC avec la station sol, orienter les panneaux solaires vers le Soleil afin d'optimiser la production d'énergie, et pointer les capteurs vers la Terre pour l'acquisition d'images.

Pour cela, IonSat dispose de nombreux capteurs permettant de déterminer son attitude :

- un accéléromètre pour mesurer les accélérations,
- un magnétomètre pour caractériser le champ magnétique terrestre,
- un gyroscope pour suivre la rotation du satellite,
- des capteurs solaires pour identifier la direction du Soleil.

L'ensemble de ces informations est exploité par le **système de contrôle d'attitude** (ADCS), capable de calculer l'orientation du satellite et d'agir en conséquence. Plusieurs actionneurs sont intégrés : des roues de réaction pour annuler ou ajuster les vitesses de rotation, des magnétoquer pour exploiter le champ magnétique terrestre, ainsi qu'un petit propulseur pour modifier l'orbite et effectuer des corrections de trajectoire.

4.1.3 - Gestion de puissance

Le satellite est alimenté par deux panneaux solaires déployables (repliés lors du lancement afin de réduire l'encombrement). Ces panneaux fournissent l'énergie nécessaire au fonctionnement de l'ensemble des systèmes et rechargent les batteries.

La gestion de la distribution électrique est assurée par deux cartes électroniques : une carte de gestion de puissance, responsable de l'alimentation des sous-systèmes, et une carte de passivation, permettant de déconnecter les batteries lors de la mise en service du satellite ou lors de son désorbitage en fin de vie.

4.1.4 - Ordinateur de bord

Le pilotage central de l'ensemble des sous-systèmes est confié à l'ordinateur de bord. Celui-ci est construit autour d'une puce FPGA SoC **Xilinx Zynq-7030**, intégrant deux cœurs ARM. En pratique, l'ordinateur de bord assure plusieurs fonctions critiques. Il orchestre la communication entre les différents sous-systèmes et supervise l'ensemble des séquences de mission, c'est également lui qui gère les communications de télécommande et de télémétrie. Enfin, il surveille en permanence l'état de santé du satellite en collectant des mesures issues des capteurs et en prenant, si nécessaire, des décisions correctives automatiques.

Grâce à cette architecture, l'ordinateur de bord constitue le centre d'IonSat, garantissant la cohérence et la fiabilité de l'ensemble des opérations, depuis le lancement jusqu'à la fin de vie du satellite. De plus, dû aux conditions difficiles de l'espace, la carte est renforcée contre les radiations afin de garantir un fonctionnement fiable dans l'environnement spatial tout au long de la mission.

4.1.5 - Interconnexion des composants

Tous les sous-systèmes sont reliés à l'ordinateur de bord, qui assure leur contrôle et la coordination des échanges. Le choix du protocole de communication dépend de plusieurs facteurs tels que le volume de données à transmettre, la criticité des échanges, la vitesse de transfert requise ou encore la disposition matérielle des cartes électroniques.

Ainsi, les composants jugés critiques, comme le propulseur ou le contrôleur d'attitude, s'appuient sur le bus **CAN**, réputé pour sa robustesse et sa tolérance aux erreurs, ce qui en fait un standard particulièrement adapté aux environnements contraints. Les charges utiles, quant à elles, exploitent d'autres protocoles plus légers, tels que **I²C**, **SPI** ou **OneWire**, mieux adaptés à des échanges de moindre volume et permettant une intégration plus simple.

4.2 - Logiciel embarqué

4.2.1 - FPGA

Très répandus dans le domaine spatial, les FPGA jouent un rôle essentiel en soulageant le processeur central des tâches les plus exigeantes. Leur architecture reconfigurable permet de traiter

efficacement des opérations qui seraient trop coûteuses en ressources CPU ou qui nécessitent une précision temporelle difficile à atteindre avec un processeur classique.

Dans le cadre d'IonSat, le FPGA est utilisé pour implémenter des contrôleurs dédiés à certains protocoles de communication non pris en charge nativement par le SoC. Il intervient également dans la gestion et le transfert des données entre sous-systèmes, ainsi que dans le codage et le décodage des trames de télémétrie et de télécommande. Ces fonctions sont critiques, car elles conditionnent à la fois la fiabilité des échanges avec la station sol et la bonne coordination interne du satellite.

Pour accomplir ces missions, le FPGA est configuré à l'aide de plusieurs blocs matériels décrits en VHDL, appelés **IPs**, qui sont intégrés dans la logique programmable. Ces IPs constituent des briques modulaires permettant d'optimiser le traitement matériel, tout en offrant une grande souplesse de reconfiguration en cas d'évolution des besoins de la mission. Cette flexibilité rend le FPGA bien plus adaptable qu'un circuit ASIC figé.

4.2.2 - Logiciel de bord

Enfin, le logiciel de bord constitue l'élément central qui coordonne l'ensemble des sous-systèmes et assure le déroulement des différentes missions du satellite. Il collecte en continu les données des capteurs, organise leur traitement puis les transmet à la station de contrôle via le système de télécommunication. Au-delà de ce rôle de supervision, il prend également en charge l'exécution des procédures automatiques essentielles, telles que les corrections d'orbite pour ajuster l'altitude, les manœuvres d'orientation vers la Terre ou vers le Soleil, ainsi que la gestion des modes de consommation d'énergie en fonction du niveau de charge des batteries.

Le logiciel embarqué est une composante à la fois cruciale et particulièrement complexe : la moindre défaillance pourrait compromettre la mission dans son ensemble. Pour limiter les risques, son architecture est conçue de manière modulaire. Chaque fonctionnalité est isolée dans une partition logicielle distincte, de sorte qu'en cas d'erreur, seule la partie concernée peut être redémarrée sans interrompre les autres services. Cette approche renforce la robustesse du système et garantit une continuité de fonctionnement, condition indispensable au succès d'une mission spatiale de longue durée.

5 - Réalisation d'une IP CAN

5.1 - Introduction

Pour IonSat, le CAN est une composante essentiel pour la communication de plusieurs system critique. Il relie l'ordinateur de bord, le propulseur, et le system de control d'attitude. C'est system sont cruciaux pour la survie du satellite et les communication doivent être gérer correctement pour prevenir les erreurs dû au perturbation electronique ou aux radiations spatiales.

Le PCB étant déjà existant, l'ordinateur de bord dispose d'un transceiver CAN pour la generation des signaux electroique sur le bus mais il faut aussi disposer d'un controller CAN pour le protocole. Ce controlleur peut etre implementer es plusieurs facon, soit par un puce dédié externe, soit si le CPU dispose d'n controlleur intégré ou sous forme d'IP pour FPGA. L'avantage des deux derniers solutions est que le controlleur est ainsi au plus proche du CPU et protogé contre les radiations. L'utilisation d'un FPGA apporte plus de flexibilité dans l'implentation et les fonctionnalités.

La premiere partie du stage à ainsi consisté en la realisation d'une IP CAN pour FPGA Xilinx.

5.2 - Le CAN

Tout d'abord, il convient d'expliquer brievement comment fonctionne le CAN. Le CAN, developé par Bosh, correspond a deux choses : un bus de communication et un protocole, il correspond donc au deux couches basse du model de communication OSI : la couche physique et la couche liaison de données. Le CAN est défini dans plusieurs norme ISO, dont la norme ISO-11898 de 2016 qui definie la version 2 du protocol de communication et qui est celle avec laquelle j'ai travaillé.

Très largement utilisé dans l'automobile, le CAN est particulièrement apprécié pour sa capacité à fonctionner sur de longues distances, supérieures à celles du SPI ou de l'I2C (jusqu'à 1 kilomètre de câble). Il se distingue également par sa robustesse face aux perturbations et sa gestion avancée des erreurs

Parmi ses principaux avantages, le protocole offre :

- une communication multi-maître asynchrone,
- une tolérance élevée aux erreurs
- un débit pouvant atteindre 1 Mbit/s (ceci inclut les bits de trame ; le débit utile est donc inférieur).



6 - Architecture hardware de IonSat

TODO



7 - Conclusion

TODO



Bibliographie

TODO



Annexe 1 : auto-évaluation

TODO



Annexes

TODO