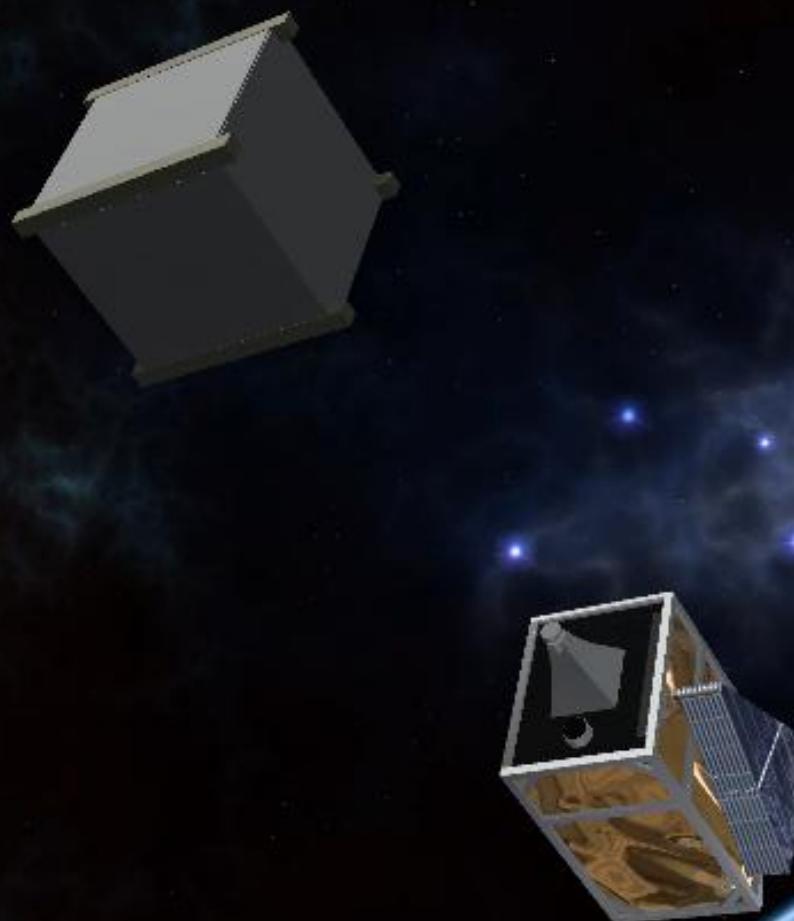


SOLARDOCK

Le futur du service en orbite, dès maintenant



Étudiants :

Théophane Ciolak

Riwan Ghobril

Louis-Melchior Giraud

Augustin Laouisset

Encadrants :

Frédéric Fereira

Vivien Tranier

Minh Nguyen Le

UVSQ 
université PARIS-SACLAY

Table des matières

Introduction	4
État de l'art	5
Docking.....	5
Bibliographie.....	5
Jalons historiques et technologies existantes	6
Contraintes opérationnelles et procédures courantes	7
Vers des systèmes adaptés aux CubeSats	9
Panneaux Solaires	10
Panneaux solaires fixes	10
Panneaux solaires déployables.....	11
Structure	14
Le CubeSat et son fonctionnement	16
La mission	16
Panneaux Solaires	17
Les pales en mouvement	18
La pale fixe	21
La pale mobile	25
Le serre-tige	28
Les engrenages.....	29
Le support du servomoteur	31
L'assemblage	32
Docking.....	34
Inspiration, base et développement	34
Version 1.....	36
Version 2.....	37
Version finale	39
Description de la pince	40
Dessin industriel	42
Spécifications fonctionnelles	43
Structure	45
Développement de la structure et des piliers du CubeSat	45
Conception de la face standard du cubesat	45
Développement de la face adaptée au système de docking	46
Évolution des piliers du CubeSat.....	48
Version 1 : Conception du pilier standard du cubesat	48

Version 2 : Réduction des contraintes mécanique	49
Version 3 : Un design adapté aux dimensions finales	50
Version 4 : Étuis pour vis et optimisation mécanique	51
Version finale	52
Choix des matériaux pour la structure du satellite	55
Description fonctionnelle du CubeSat.....	56
Ordinateur de bord	56
Système d'attitude et d'orientation.....	57
Télécommunications	58
Système de puissance électrique	59
Autres équipements	60
Caméra d'arrimage	60
Servomoteur	60
Équipement d'arrimage	61
Panneaux solaires et système de déploiement	62
Dimensionnement et bilans de masse/puissance du satellite	64
Dimensionnement	64
Bilan de puissance.....	67
Bilan de masse	68
Schéma électronique et programmes	69
Maquettes / Impressions 3D	73
Conclusion	75
Table des illustrations	77

Introduction

Dans le cadre de ce projet, notre équipe a été chargée de concevoir et de développer un prototype de structure de CubeSat. Ce projet s'inscrit dans un contexte où les missions spatiales, en particulier celles basées sur les CubeSats, exigent des solutions toujours plus performantes et modulaires pour répondre aux défis de l'exploration spatiale et des nouvelles technologies orbitales. L'objectif principal consistait à intégrer un système d'arrimage (docking), mais en complément de cette exigence, nous avons choisi de développer un mécanisme innovant pour le déploiement des panneaux solaires.

Le projet s'est également orienté vers la matérialisation des concepts en réalisant des prototypes grâce à l'impression 3D. Ces prototypes ont permis de valider nos choix de conception, de simuler les contraintes structurelles et de garantir la faisabilité du système dans un contexte réel.

Ce rapport détaille les différentes étapes de la réalisation du projet, de l'étude des besoins à la conception, en passant par la fabrication et les tests des prototypes. Il met en avant les défis techniques rencontrés et les solutions adoptées, tout en soulignant les contributions apportées par notre innovation mécanique et notre approche méthodologique.

Pour mener à bien ce projet, l'équipe a été structurée en plusieurs rôles spécifiques :

- Théophane était le chef de projet, chargé de coordonner l'ensemble des travaux garantir le respect des objectifs et des délais. Il était également responsable de la modélisation du satellite sur IDM CIC et de la création des bilans de puissance et de masse. Il a également assisté Augustin dans la conception des pièces des panneaux solaires.
- Augustin a réalisé beaucoup de conceptions assistées par ordinateur, principalement pour les panneaux solaires et les différentes pièces nécessaires à son bon fonctionnement. Il a également travaillé sur le logiciel STK pour définir l'orbite de nos CubeSat.
- Riwan travaillait principalement sur la structure et l'arrimage du CubeSat, il a réalisé plusieurs itérations de ces derniers tout au long du développement du projet. Il était également la personne ayant le plus d'expérience en impression 3D, c'était donc lui qui s'est principalement chargé de l'impression de nos différents composants et de leur intégration au sein de la structure du satellite.
- Louis-Melchior, ayant un bagage plus important dans le domaine de l'électronique par rapport au reste du groupe, a beaucoup travaillé sur cet aspect du CubeSat. Il a travaillé notamment sur le montage électronique et le programme de déploiement des panneaux solaires.

Cette organisation a permis une répartition équilibrée des tâches et une gestion efficace des ressources, tout en favorisant la collaboration et l'échange d'idées entre les différentes sous-équipes.

État de l'art

Docking

Bibliographie

Quand on évoque l'arrimage et le désarrimage de systèmes spatiaux, on pense tout de suite à ces moments décisifs où deux engins doivent se connecter en orbite. À l'origine, cette opération était surtout gérée mécaniquement : on reliait physiquement deux modules ou deux satellites. Puis, avec l'expérience, il a fallu intégrer des aspects un peu plus complexes, comme les connexions électriques et parfois même des transferts de fluides (ergols, eau, etc.). Au fil du temps, ces opérations se sont perfectionnées, devenant un élément central des missions habitées (arriver en sécurité à la Station Spatiale Internationale, par exemple) et des missions de service (ravitaillement, maintenance, réparations, etc.).



Figure 1: L'ISS (International Space Station)

On assiste aujourd'hui à un véritable tournant dans le spatial, surtout depuis l'essor du NewSpace et la multiplication des projets privés qui mettent en avant des solutions de plus en plus innovantes. Les opérations de service en orbite (prolongation de vie de satellites, recyclage, retrait de débris) exigent désormais des systèmes d'arrimage fiables, compatibles et surtout adaptables à divers véhicules et plateformes. On voit donc apparaître une nouvelle génération de mécanismes qui ne se limitent plus aux seuls besoins de docking habité (comme pour l'ISS), mais qui doivent aussi fonctionner de façon autonome sur de petits satellites, par exemple des CubeSats, et ce dans des missions de proximité parfois complexes (réapprovisionnement, inspection, réparation de satellites, etc.).

Jalons historiques et technologies existantes

Le premier arrimage en orbite remonte à 1966, lors de la mission Gemini 8 avec Neil Armstrong aux commandes. À l'époque, l'objectif était surtout de démontrer qu'on pouvait s'approcher d'une cible, s'y fixer et, si besoin, s'en séparer en sécurité. La NASA a continué à développer ces techniques pendant les missions Apollo, où il fallait assembler et séparer les modules en orbite lunaire. C'est là qu'on a véritablement pris conscience de la précision nécessaire à ces opérations et de la complexité mécanique et électrique qui va avec.

Plus tard, les Soviétiques (puis les Russes), les Américains et les Européens ont développé des systèmes d'arrimage plus avancés. Par exemple, sur la Station Spatiale Internationale, on trouve différents systèmes comme l'APAS (Androgynous Peripheral Attach System), héritier de la collaboration entre les anciens vaisseaux américains et soviétiques, ou encore le standard plus récent IDSS (International Docking System Standard), qui vise à uniformiser les interfaces d'arrimage pour différents véhicules (Crew Dragon, Starliner, futurs modules...). Les vaisseaux de ravitaillement (comme Progress, HTV, ATV) ont aussi leur propre mécanisme, mais reposent la plupart du temps sur un principe mécanique robuste avec des crochets, des verrous, puis une connexion électrique automatique une fois la fixation établie.

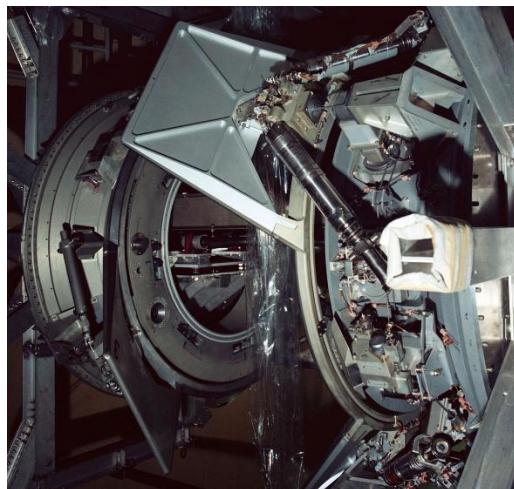


Figure 2: Système APAS (Androgynous Peripheral Attach System)

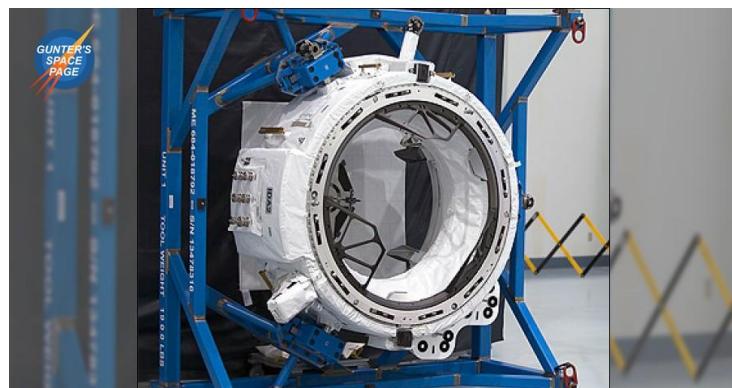


Figure 3: Système IDSS (International Docking System Standard)

En parallèle, on a vu émerger des expérimentations autour de l'assemblage et de la maintenance de satellites directement en orbite. Des missions de démonstration (RemoveDEBRIS, MEV-1, etc.) ont utilisé des harpons, des bras robotiques ou encore des systèmes à crochets pour capturer des objets et les repositionner. Ces essais prouvent qu'il est possible de s'attacher à un satellite qui n'a pas forcément été conçu pour ça au départ. Il est clair que, dans les années à venir, l'idée même d'arrimage va s'étendre bien au-delà du seul domaine des véhicules habités : on parlera de plus en plus d'opérations satellite-satellite en orbite basse ou géostationnaire, que ce soit pour prolonger leur vie ou les désorbiter en fin de mission.

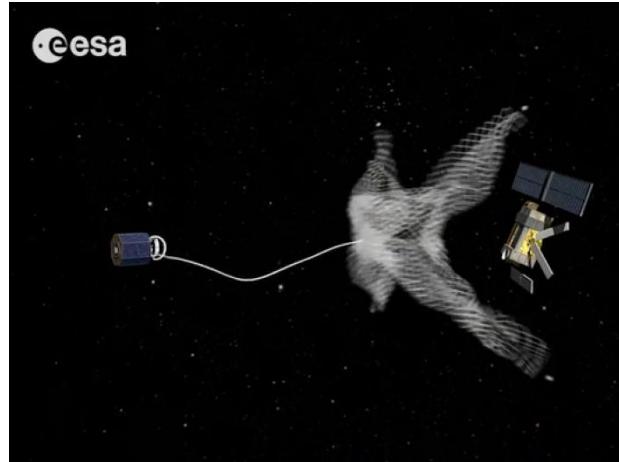


Figure 4: Le satellite RemoveDebris en action

Contraintes opérationnelles et procédures courantes

Dans la plupart des missions, on suit un schéma d'approche assez classique : d'abord, on s'assure que tous les systèmes fonctionnent (propulsion, capteurs, guidage), puis on amorce une phase d'approche où les engins se rapprochent doucement l'un de l'autre. Suivant les cas, cette approche est soit automatique (grâce à des capteurs de distance, des lidars, des caméras, etc.), soit supervisée par des opérateurs au sol ou par un équipage à bord (par exemple pour le bras robotique de l'ISS).

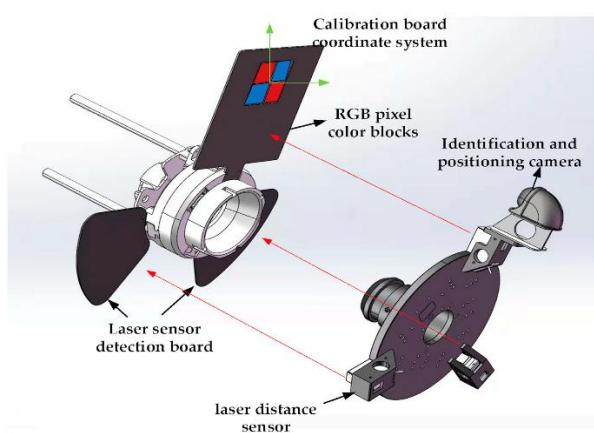


Figure 5: Exemple de procédure d'approche

Une fois la distance et l'alignement corrects, l'arrimage mécanique se fait : des verrous, des crochets ou tout autre dispositif similaire s'enclenchent pour garantir la fixation. Ensuite, on vérifie la connexion électrique (transfert de données, alimentation) et, si nécessaire, la possibilité de faire passer des fluides. Les phases de désarrimage suivent le chemin inverse, en veillant à séquencer correctement le déverrouillage mécanique et la déconnexion électrique/fluidique pour éviter toute anomalie

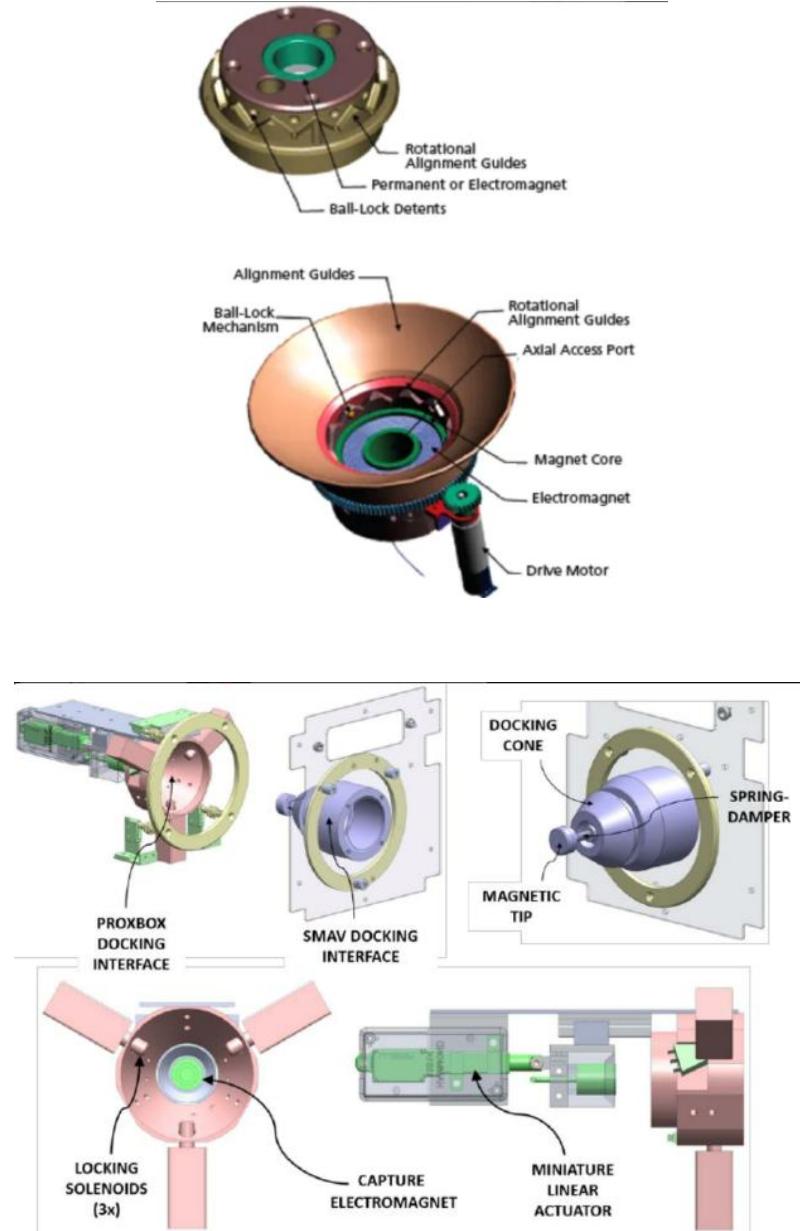


Figure 6: Exemples de système de docking en plusieurs coupes et prises de vue

Vers des systèmes adaptés aux CubeSats

Avec la popularité des CubeSats, l'idée d'intégrer un mécanisme d'arrimage sur un format aussi réduit (typiquement 1U, 10×10×10 cm) soulève de nouveaux défis : miniaturiser des verrous solides, assurer une bonne répétabilité de l'opération sans trop peser sur la masse ou la consommation d'énergie, et éventuellement prévoir des contacts électriques de part et d'autre. L'enjeu est d'autant plus grand que la fiabilité doit être irréprochable, mais avec un budget et une empreinte matérielle très limités.

Aujourd'hui, plusieurs laboratoires et entreprises s'intéressent à la possibilité de déployer ces mini-mécanismes dans l'optique de créer de véritables constellations modulaires : on pourrait imaginer des CubeSats capables de s'attacher entre eux pour former des structures plus grandes ou mutualiser des ressources (propulsion, énergie). C'est un domaine encore en pleine exploration, avec peu de standards, mais qui promet des avancées majeures si on arrive à maîtriser tous les aspects mécaniques et systèmes d'alimentation/communication.

En fin de compte, la question de l'arrimage et du désarrimage est devenue centrale pour de nombreuses missions spatiales, que ce soit pour des raisons de logistique (arriver à la station), d'exploration (ramener des échantillons), ou même de prolongation de vie des satellites en orbite. Les solutions mécaniques ont largement prouvé leur efficacité et continuent d'évoluer pour s'adapter à la diversité des applications, en particulier dans le cadre du NewSpace et de la multiplication des CubeSats. Les défis sont encore nombreux (miniaturisation, standardisation, résistance aux contraintes de l'environnement spatial) mais l'expérience acquise depuis Gemini 8 et Apollo jusqu'aux missions les plus récentes nous montre une progression constante. Et à l'avenir, on peut s'attendre à voir des systèmes d'arrimage de plus en plus automatisés et modulaires, au service d'une coopération spatiale croissante et de nouvelles architectures orbitales.

Panneaux Solaires

Dans tout type de satellite destiné à voyager dans le vide spatial, une des contraintes majeures réside dans l'alimentation de ce dernier. Les satellites étant impossible à atteindre et à alimenter directement, il faut qu'ils puissent produire leur propre énergie. Plusieurs manières sont envisageables, soit en intégrant des piles atomiques, soit en intégrant des panneaux solaires autour du satellite. Les piles atomiques sont très souvent mises de côté lors de la conception de CubeSats car elles prennent énormément de place et coûtent extrêmement chères, empêchant d'intégrer toute la charge utile voulue. Pour cette raison, les industriels et agences spatiales optent plus souvent pour des panneaux solaires. Dans l'industrie, nous pouvons assez facilement observer des designs récurrents de panneaux solaires.

Panneaux solaires fixes

En effet, le choix le moins coûteux et le moins risqué est celui de panneaux solaires fixes. Moins coûteux car moins complexe, et moins risqué car s'il vient à se passer un problème lors du déploiement des panneaux solaires, il peut y avoir une insuffisance énergétique empêchant le bon déroulement d'une mission. Avec ce type de panneaux solaires, les constructeurs posent simplement les cellules photovoltaïques sur les côtés du Cubesat sans les faire bouger. Cette configuration se retrouve le plus souvent utilisée sur les Cubesats de format 1U qui généralement n'ont pas besoin d'un apport énergétique très optimisé grâce à leur petite taille et leur faible consommation. C'est notamment le cas avec le Cubesat *M-Cubed/COVE-2* de l'Université du Michigan et du Jet Propulsion Lab (JPL) visant à faire des observations de la Terre ; ou avec les différents produits proposés par les constructeurs de l'industrie spatiale, comme DHV Technology, qui mettent en vente des structures 1U avec panneaux solaires fixes :



Figure 7: Cubesats COVE de l'Université du Michigan et du JPL



Figure 8: Panneaux Solaires 1U de chez DHV Technology

Panneaux solaires déployables

Les panneaux solaires déployables sont les types les plus répandus dans l'industrie spatiale, aussi bien pour les Cubesats que pour les grandes missions scientifiques de certaines agences. Ce qui rend très intéressant ces panneaux solaires, c'est le fait qu'il existe un très grand nombre de façon de les déployer.

Dans un premier temps, nous pouvons déterminer deux catégories : les panneaux solaires déployables « simples » et les panneaux solaires multi-déployables. Les panneaux solaires déployables simples sont trouvables sur des missions comme *PICASSO* (PICosatellite for Atmospheric and Space Science Observations) de l'ESA :

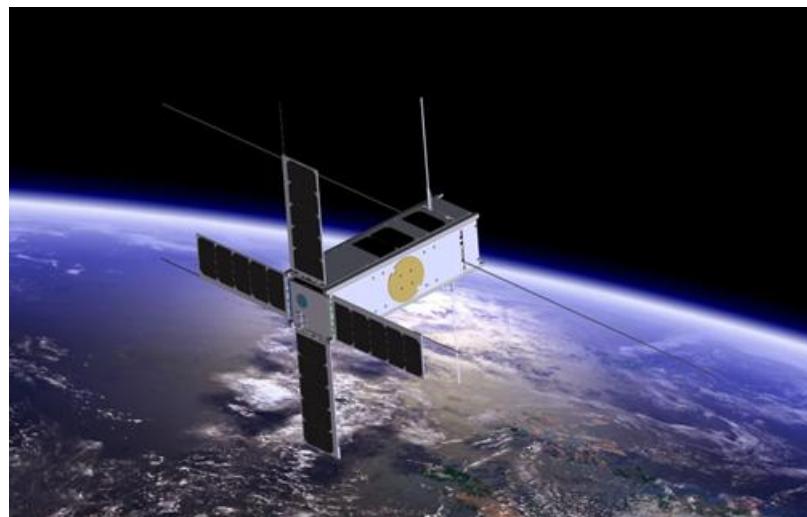


Figure 9: Cubesat PICASSO de l'ESA

Avec ce design de panneaux solaires, nous pouvons voir que les cellules se déplient une seule fois pour trouver leur position finale, à la différence des panneaux solaires multi-déployables qui eux possèdent des cellules solaires en plus à déployer une fois le premier panneau solaire en position. C'est le cas du Cubesat CAPSTONE de la NASA :

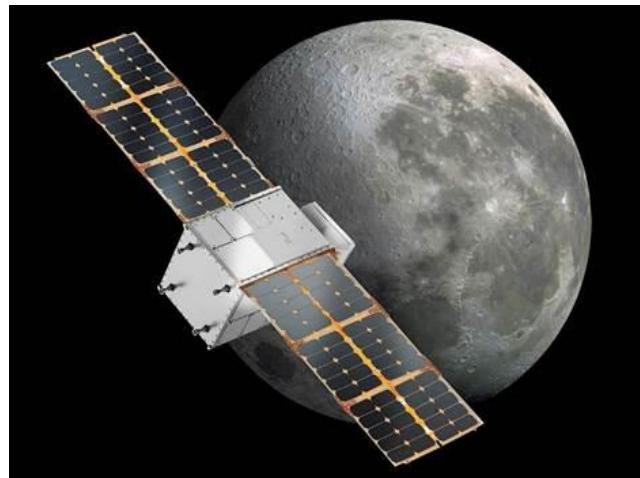


Figure 10: Cubesat CAPSTONE de la NASA

Au sein même de cette catégorie de panneaux solaires, on peut différencier deux types de panneaux solaires multi-déployables : les déploiements latéraux et longitudinaux.

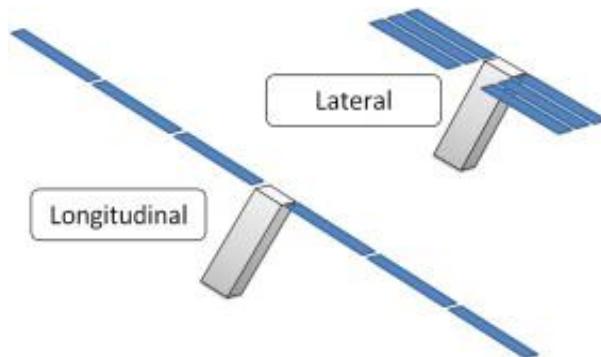


Figure 11: Configurations latérales et longitudinales de déploiement

Ces deux méthodes sont tout aussi efficaces l'une que l'autre et délivrent la même quantité d'énergie, cependant, un problème majeur peut apparaître. En effet, avec ce type de panneaux solaires, l'électricité générée par les cellules les plus à l'extérieur est transportée à travers les cellules se trouvant au plus proche du CubeSat. Si une défaillance technique venait à se produire lors de la mission au niveau des panneaux solaires se trouvant à la base de la chaîne d'acheminement, l'électricité générée par les cellules à l'extérieur ne pourrait jamais atteindre le CubeSat. Il faudrait donc trouver un compromis entre surface de panneaux solaires et faciliter d'acheminement d'énergie.

Pour cela, nous nous sommes inspirés de la mission *Insight* de la NASA. Une mission spatiale visant à étudier la surface de Mars ainsi que son activité géologique. Pour alimenter les équipements une fois sur le sol martien, *Insight* dispose de panneaux solaires déployables en cercle, comme une sorte d'éventail :



Figure 12: Panneaux solaires déployables d'Insight

Avec cette configuration, les panneaux solaires couvrent une grande surface, permettant un apport énergétique accru, mais surtout, chaque “pôle” de ces panneaux solaires est connectée à l’engin. Si une défaillance apparaît sur une des pôle, les autres ne seront pas affectées.

Nous avons donc décidé de reprendre cette forme circulaire, mais en modifiant la manière dont les panneaux solaires sont déployés. Avec *Insight*, les cellules solaires étaient toutes connectées, dans notre cas, nous allons utiliser un système de pôles qui ne seront pas connectées mécaniquement (par des vis ou autres méthodes). Elles seront seulement emboîtées à travers des “rails” se trouvant en dessous de ces pôles.

Structure

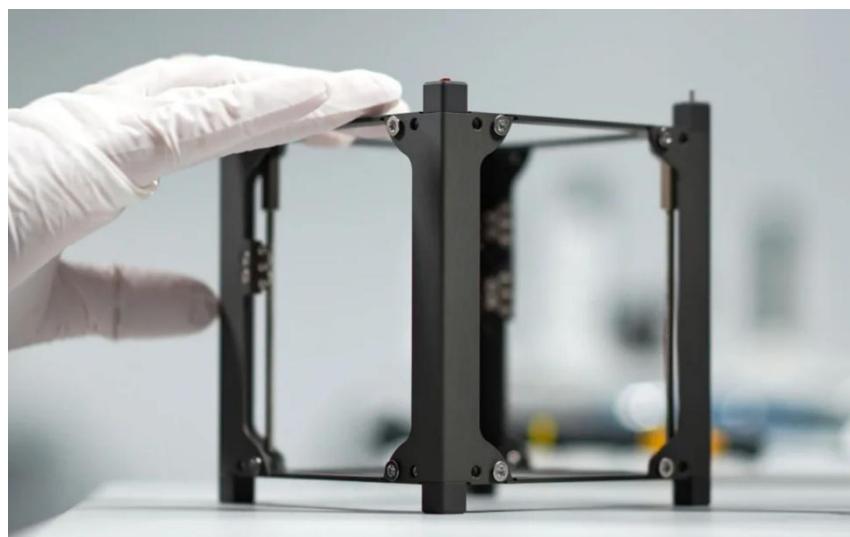
Dans la conception des Cubesat des structures primaires, souvent appelées cadres ou châssis, nous avons deux types de structure, la première sont les structures commerciales et du commerce (COTS) ces structures sont des composants usinés et ou imprimés sur étagère et ne peuvent que difficilement être adaptés si la complexité des exigences de la mission le demande. Elle représente la plupart des offres et principalement au Cubesat, elles sont souvent accompagnées et vendues avec des sous-systèmes et de la charge utile qui permet de fournir des satellites moins chers mais peu adaptable. Le deuxième type de conception de structure primaire sont les composants usinés sur mesure. Elles permettent une plus grande flexibilité dans la conception du système et de la charge utile spécifique à la mission d'optimiser le volume et les masses mais cela s'accompagne d'un développement supplémentaire et des coûts qui en suit. Les structures typiques disponibles dans le commerce ont été conçues pour des applications en orbite terrestre basse et des durées de mission limitées, où les exigences de protection sont limitées à une radioprotection limitée des ceintures de Van Allen. Ces conditions présentent alors les limites des COTS et le développement des structures faite sur mesure.

Les structures standard CubeSat ont évolué avec une utilisation de plus en plus nombreuse au fil des ans. Les structures standard CubeSat, représentent une norme de nanosatellite comprennent différentes formats, 1U, 1,5U, 2U, 3U, 6U et 12U. Où chaque structure CubeSat unitaire possède des spécifications de conception dans des limites nominales de poids et les dimensions. Il existe une option de volume supplémentaire (XL) disponible pour 3U, 6U et 12U CubeSats ; ce volume supplémentaire, communément appelé volume « canon », est associé à un type de distributeur individuel. Cet espace supplémentaire de XL permet des extensions structurelles du CubeSat qui peuvent être utilisées pour divers composants elle permet aussi de relever les normes de masse. Ces dimensions s'accompagnent d'une adaptation des boucliers et des panneaux solaires à leur format unitaire mais aussi à leur espace supplémentaire XL.

Tableau 1: Dimensions de structure standard du cube-tangage (Source : NASA – State of the art)

Tableau 6-1: Dimensions de structure standard du cube-tangage		
Type	Dimension (mm)	Poids moyen (kg)
1U	100 x 100 x 113,5	0,118
1,5U	100 x 100 x 170,2	0,142
2U	100 x 100 x 227	0,220
3U	100 x 100 x 340,5	0,352
6U	100 x 226,3 x 366	0,916
12U	226,3 x 226,3 x 366	1,84

Plusieurs entreprises fournissent des structures primaires CubeSat. La plupart sont usinés en alliage d'aluminium 6061 ou 7075 et sont pré-pensés pour accueillir plusieurs compositions et plusieurs emplacements de composants électroniques et de payload afin de permettre une flexibilité dans la configuration des missions spatiales. La communauté SmallSat a connu une augmentation de la configuration standard CubeSat au cours des 10 dernières années, passant de 1U à 3U, pour inclure 6U et 12U. Plus les unités sont nombreuses, plus les agencements possibles sont nombreux. Cela était dû à une demande plus élevée pour plus de science sur une plate-forme plus petite pour des missions plus spécifiques et moins coûteuses, mais aussi par la nécessité de concevoir plus de volume pour concevoir des CubeSats plus complexes qui puissent gérer une plus grande responsabilité comme des constellations de satellite et obtenir de la rentabilité. Parmi celles existant nous nous sommes fortement inspirés du châssis présenté par Endurosat visible ci-dessous.



[Figure 13: Cubesat 1U Endurosat](#)

Le CubeSat et son fonctionnement

La mission

Notre objectif est de concevoir un CubeSat 2U d'approvisionnement d'énergie en orbite, en tant que service aux CubeSats. Via nos panneaux solaires innovants, notre CubeSat a pour but de s'amarrer à d'autres CubeSats possédant la partie femelle du système de docking, qu'ils nous auraient acheté au préalable. En plus de la partie femelle, un code graphique lisible par la caméra de notre CubeSat est fourni et doit être placé à côté. Une fois le docking effectué, notre CubeSat sera d'approvisionneur en énergie. Il peut notamment servir d'extension au CubeSat nécessitant de la puissance, qui sera fournie grâce à notre système de panneaux solaires nouvelle génération : des panneaux solaires qui se déploient circulairement, et avec un système innovant de rails.

Pour la réussite et le bon déroulement de la mission, 6 phases ont été établies :

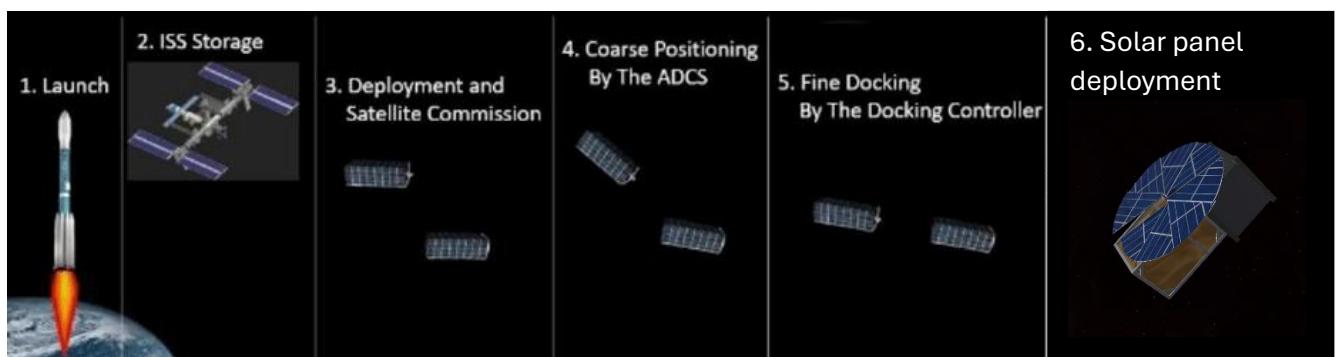


Figure 14: phase mission

- 1- Phase lancement
- 2- Phase stockage dans l'ISS
- 3- Largage, déploiement et début de vie du satellite.
- 4- Positionnement du satellite via l'ADCS
- 5- Docking
- 6- Déploiement des panneaux solaires et mise en circulation du courant.
- 7- Missions d'approvisionnement en orbite (avec les différents modes associés)
- 8- Fin de vie et rentrée atmosphérique

Le CubeSat sera stocké dans un premier temps dans l'ISS, située en LEO. Cela a pour but de pouvoir choisir la fenêtre de déploiement et ne pas dépendre d'un lancement trop rare et éloigné du satellite cible. Une fois la trajectoire optimisée, le CubeSat sera largué en direction du CubeSat cible. L'ADCS sera l'instrument principal pour le positionnement et l'arrimage aux différents satellites. Cela permettra d'utiliser et déployer les panneaux solaires pour fournir une source d'énergie importante à notre satellite cible.

Panneaux Solaires

Les panneaux solaires sont un élément essentiel de notre projet de docking de CubeSats. Leur apport en énergie permet de fournir de l'énergie à transférer aux CubeSats sur lesquels le nôtre se raccroche. Nous avons fait le choix d'une architecture jamais vue jusque-là sur des satellites. Des designs similaires ont néanmoins déjà été faits sur Terre (comme la « SmartFlower »). Le design des panneaux solaires se caractérise par un déploiement circulaire, avec un nombre de huit pales formant un cercle, reliées par un système de rail innovant. Parmi ces pales, six sont semblables et deux différentes. La première de ces dernières est la pale fixe. La pale fixe, comme son nom l'indique, ne bouge pas par rapport au CubeSat. Elle est en liaison d'encastrement avec le satellite. L'autre pale différente est la pale mobile. C'est celle qui est reliée à l'arbre et qui permet le mouvement des autres pales. Le moteur fait tourner l'arbre via un système d'engrenages, et la pale mobile, encastrée à l'arbre, tourne. Grâce au système de rails reliant les pales entre elles, toutes les autres pales sont entraînées dans le mouvement.

Afin de mieux comprendre le mécanisme de déploiement des panneaux solaires, voici un schéma représentant les différentes liaisons entrant en jeu lors de ce dernier :

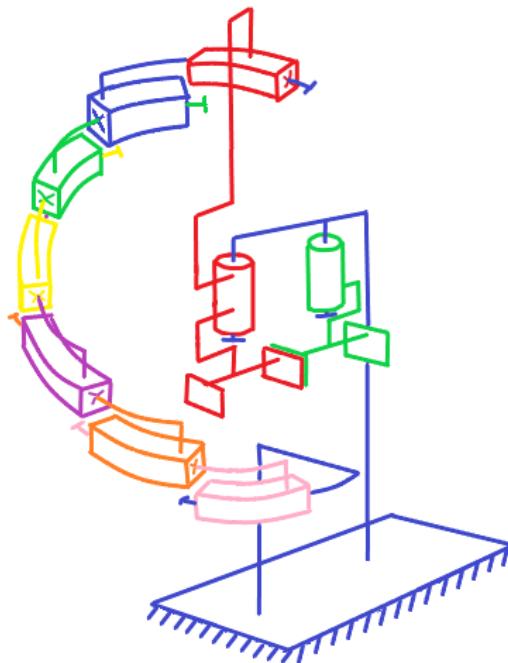


Figure 15: Schéma cinématique des panneaux solaires

Les pales en mouvement

Dans la réalisation des pales, nous avons réalisé plusieurs itérations avant de parvenir à des dimensions convenables.

Au départ, nous pensions déployer les différentes pales du panneaux solaires, en les faisant se tirer entre elles par leur côté latéral. Cependant, il s'est vite avéré que la solution n'était pas du tout optimale et faisable. Nous avons décidé d'utiliser un système de rail innovant pour permettre aux pales de se déployer, en suivant la pale dirigée par le moteur. La première idée de pale est la suivante :

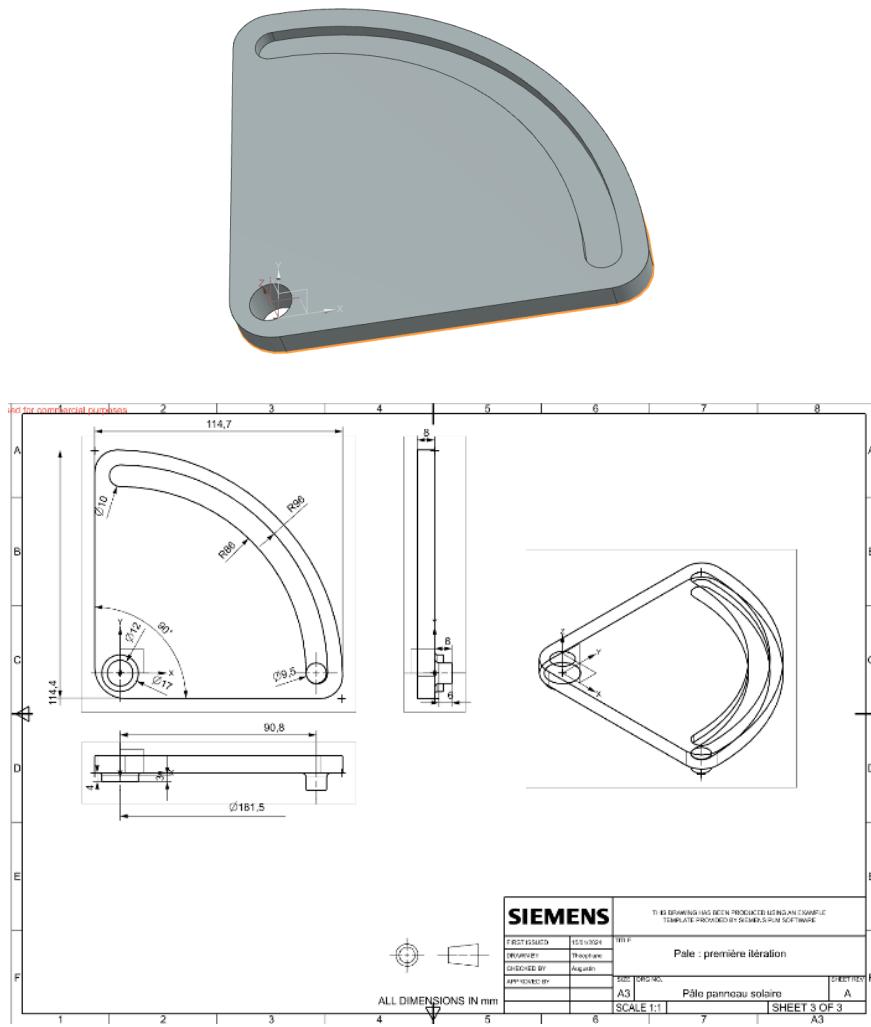


Figure 16: Pale, première itération

La pale est étendue sur un angle de 90 degrés, il en faut donc quatre pour atteindre 360 degrés. Une rainure de guidage de forme circulaire est réalisée sur chaque pale d'un côté, avec de l'autre côté un bossage permettant de suivre cette rainure et permettant à la pale de se déployer.

La taille de cette pale s'est vite avérée être trop grande en largeur pour notre CubeSat, qui fait une seule unité de large. Il fallait donc réduire cette taille latérale. Nous avons fait le choix de réduire cette taille de moitié, en passant à un angle de 45° :

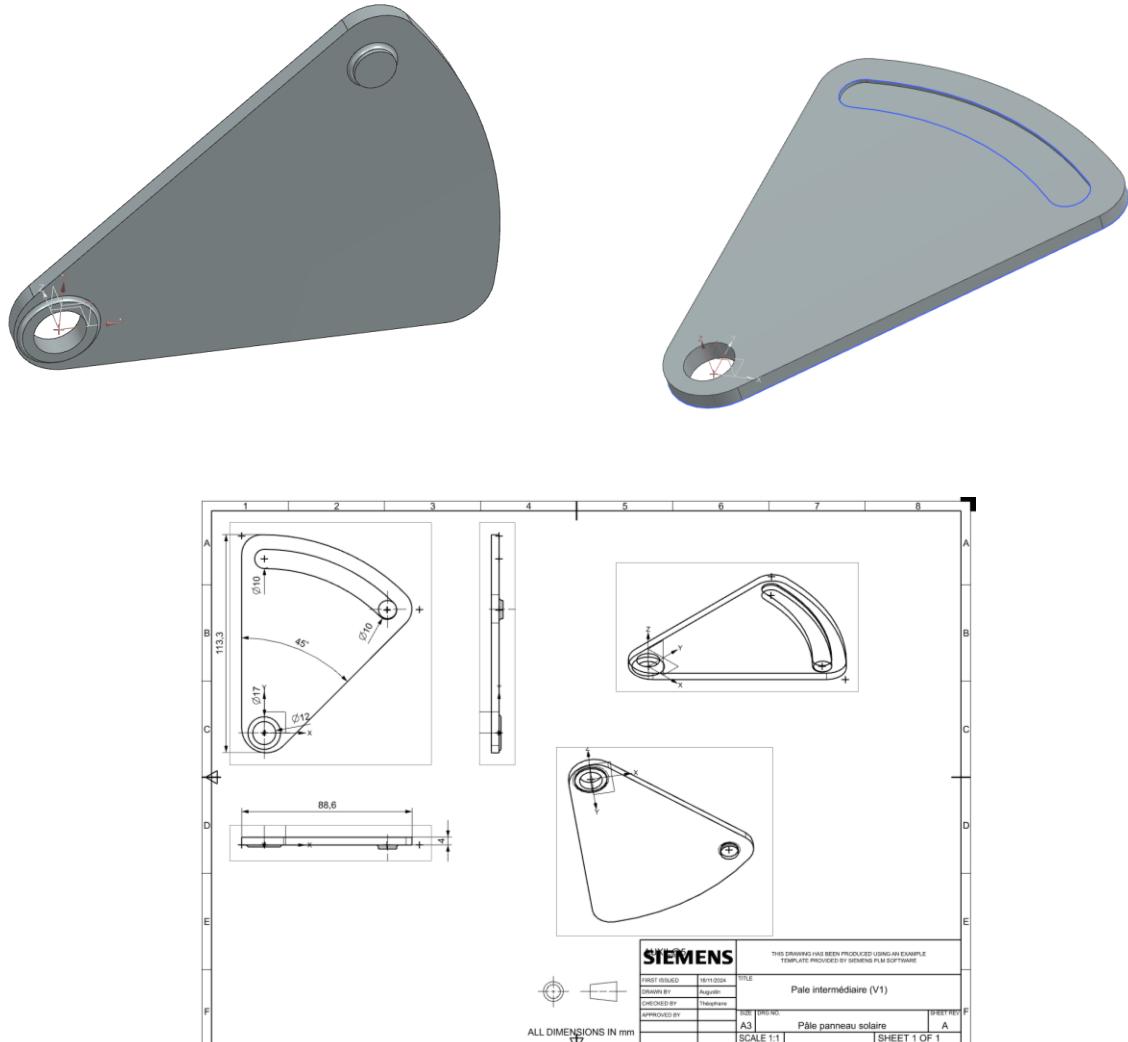


Figure 17: Pale intermédiaire (V1)

Avec ce système et une épaisseur de 4 mm par pale, les panneaux solaires avaient une épaisseur totale de 46 mm, ce qui était bien trop grand pour notre CubeSat 2U. Nous avons décidé de pousser l'épaisseur à la limite que peut mesurer un panneau solaire, en divisant l'épaisseur par deux. Nous sommes ainsi passés d'une épaisseur de 4 mm à une épaisseur de 2 mm. Cela permet d'avoir une épaisseur totale de 23 mm. La structure est optimisée pour laisser place aux panneaux solaires dans les 2U du satellite. La nouvelle version est la suivante :

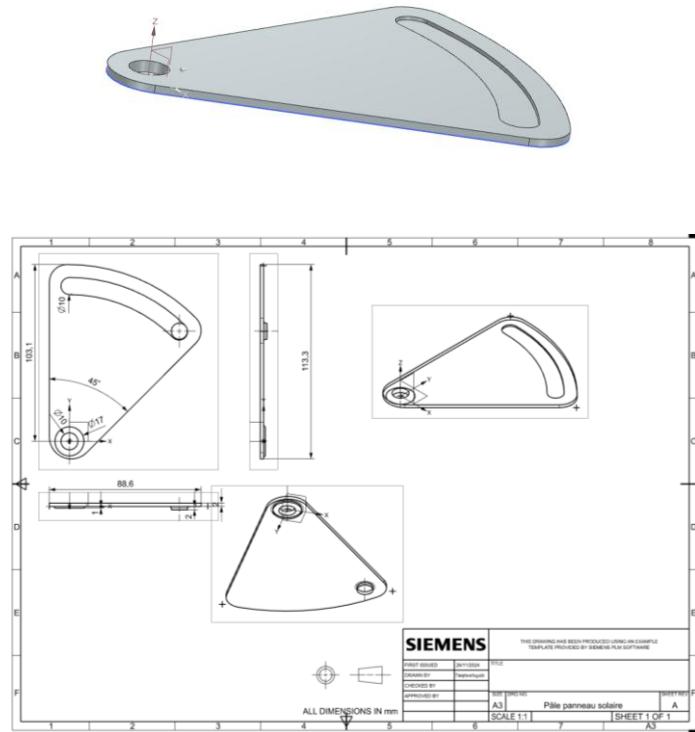
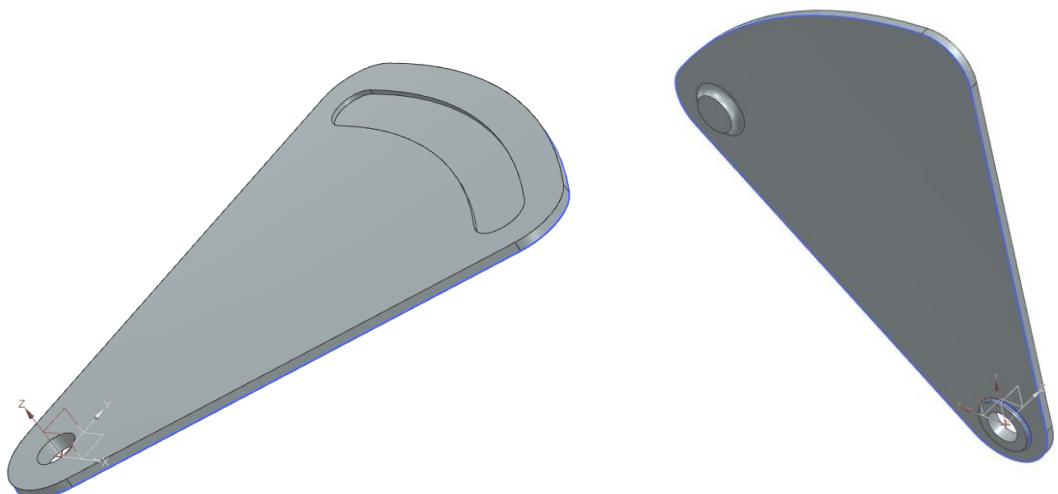


Figure 18: Pale panneau solaire

Un problème de taille de l'arbre subsistait : celui-ci était trop gros, prenait beaucoup de place et une masse assez importante, encore plus après usinage. Nous avons donc décidé de réduire la taille de tous les trous de rentrer dans l'arbre, en passant de 12 à 8 mm de diamètre. Cela nous donne les versions finales des pales en mouvement :



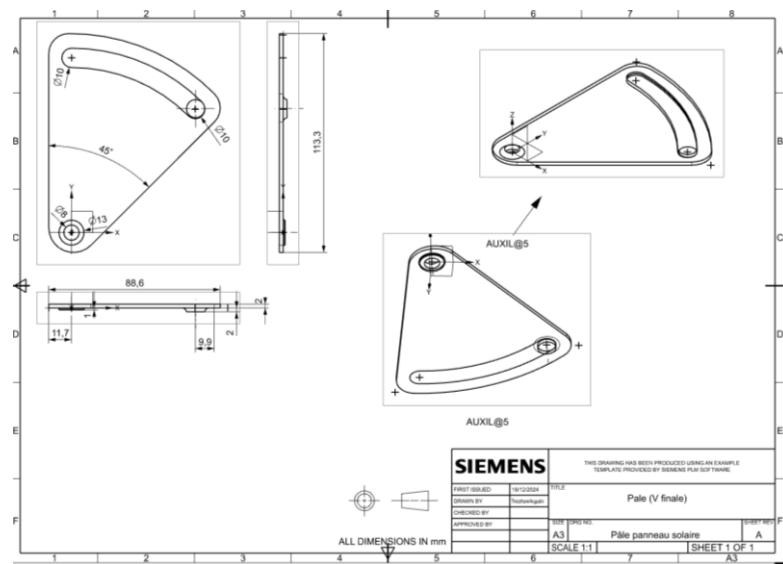
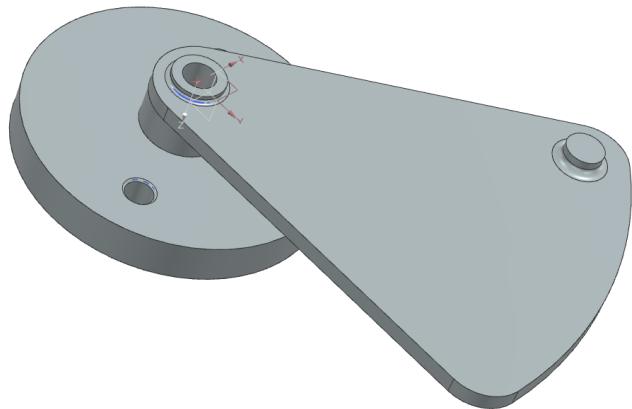


Figure 19: Pale V finale

La pale fixe

La pale fixe a suivi environ les mêmes modifications que les pales en mouvement. La première version est la suivante :



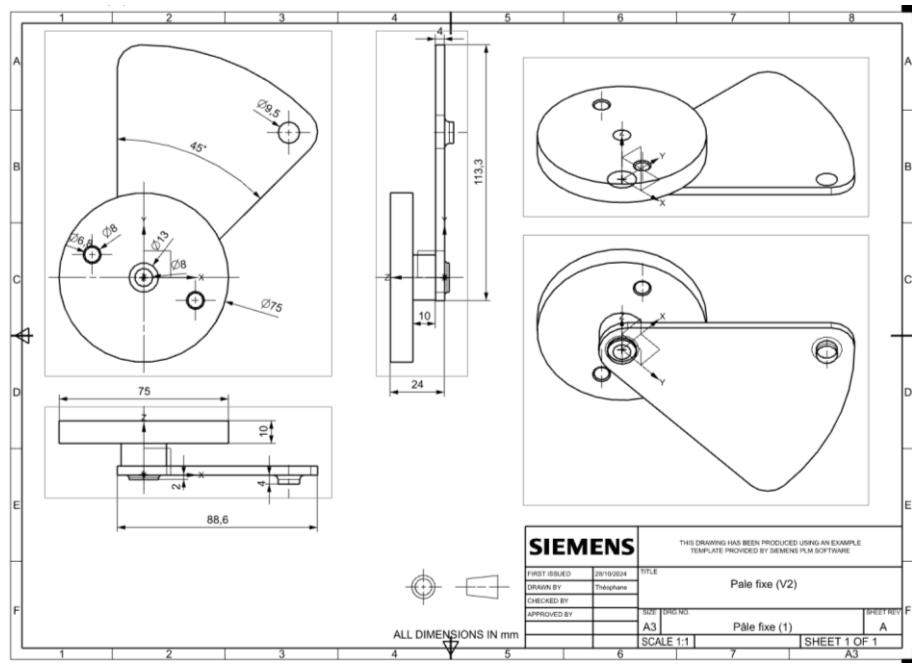
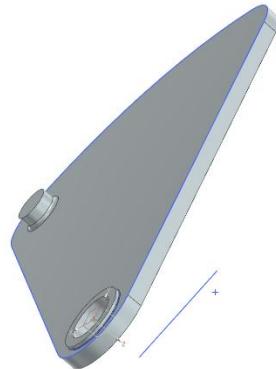


Figure 20: Pale fixe V2

Le cylindre est destiné à représenter la face du CubeSat sur laquelle la pale fixe est positionnée. Cette pale ne possède pas de rainure, car elle est immobile par rapport au CubeSat et ne nécessite pas d'être attirée via le système de rail. Cependant, le bossage est toujours nécessaire pour maintenant le contact entre la dernière pale en mouvement et la pale fixe. Dans la version suivante, nous avons décidé de retirer le cylindre, qui représentait le CubeSat, car la structure était prête pour les tests suivants. Cela nous a donc donné la pale de 4 mm d'épaisseur suivante :



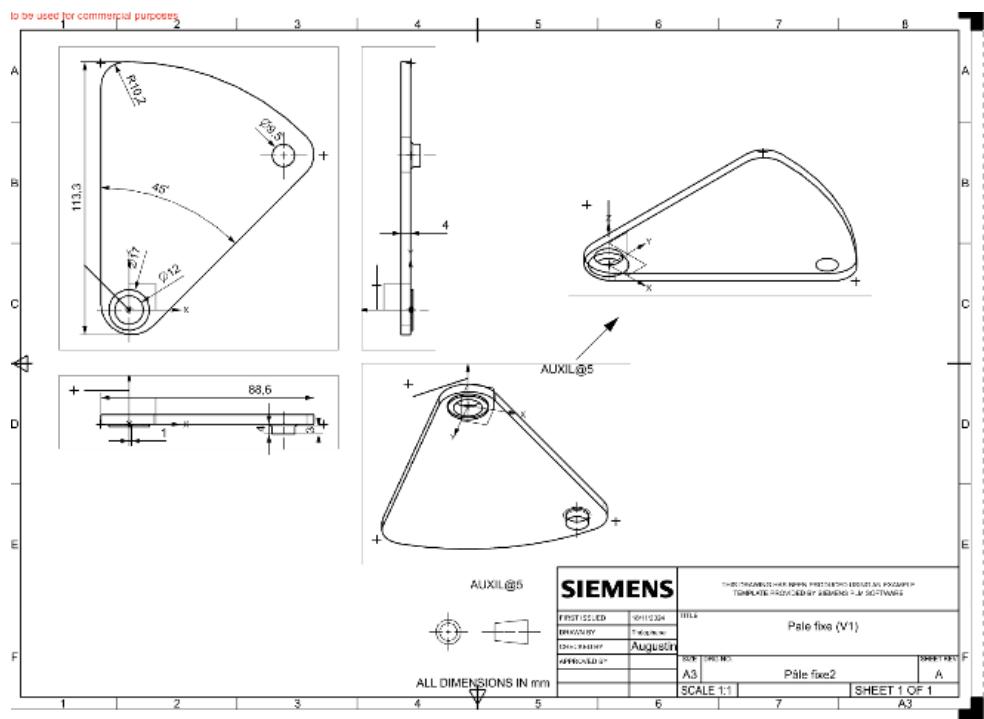
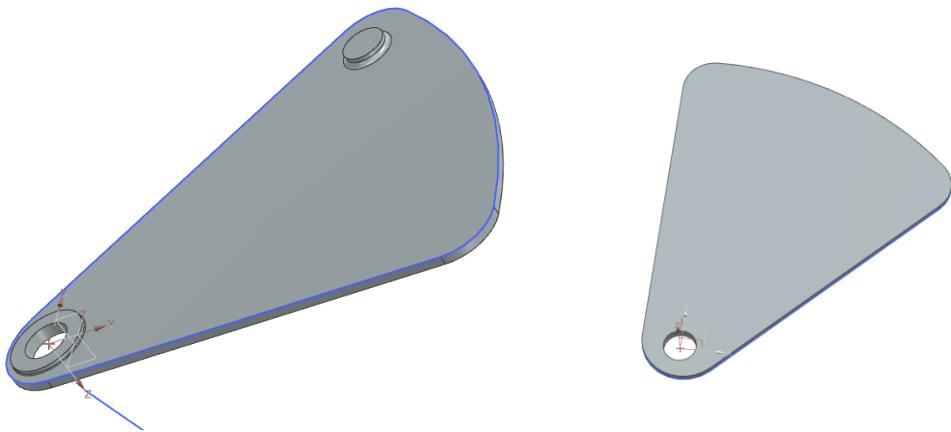


Figure 21: Pale fixe V1

Comme expliqué précédemment, nous avons ensuite réduit l'épaisseur de la pale :



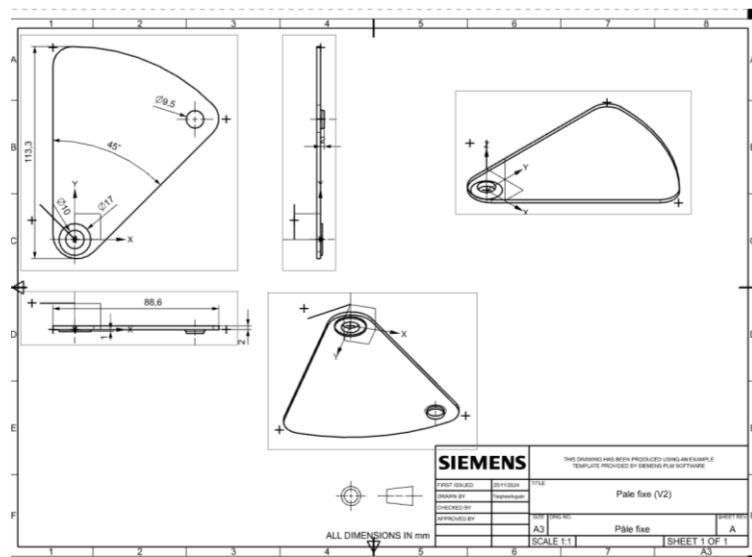


Figure 22: Pale fixeV2

Enfin, nous avons réduit le diamètre du perçage où l'arbre de la passe mobile passe :

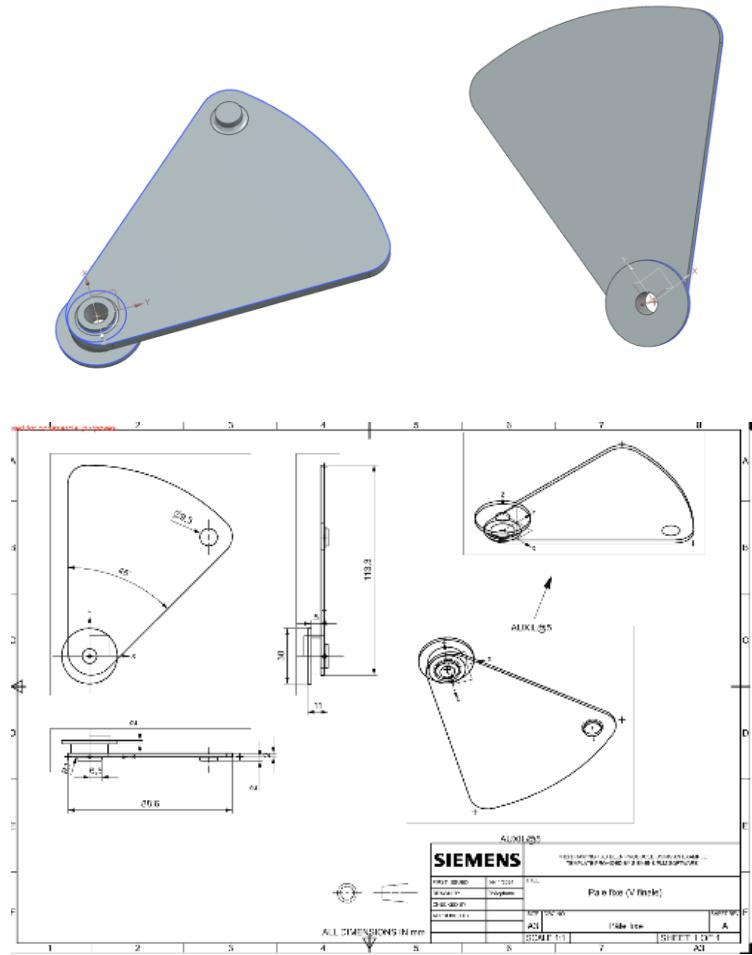


Figure 23: Pale fixe Version finale

Nous avons également ajouté un support permettant la bonne position de la pale sur la structure du CubeSat, après divers tests et mesures.

La pale mobile

La pale mobile est essentielle car c'est la pale mise en mouvement par le moteur via le système d'engrenage, et qui entraîne toutes les autres pales pour le déploiement. La première version de la pale, avec l'arbre, ressemble à cela :

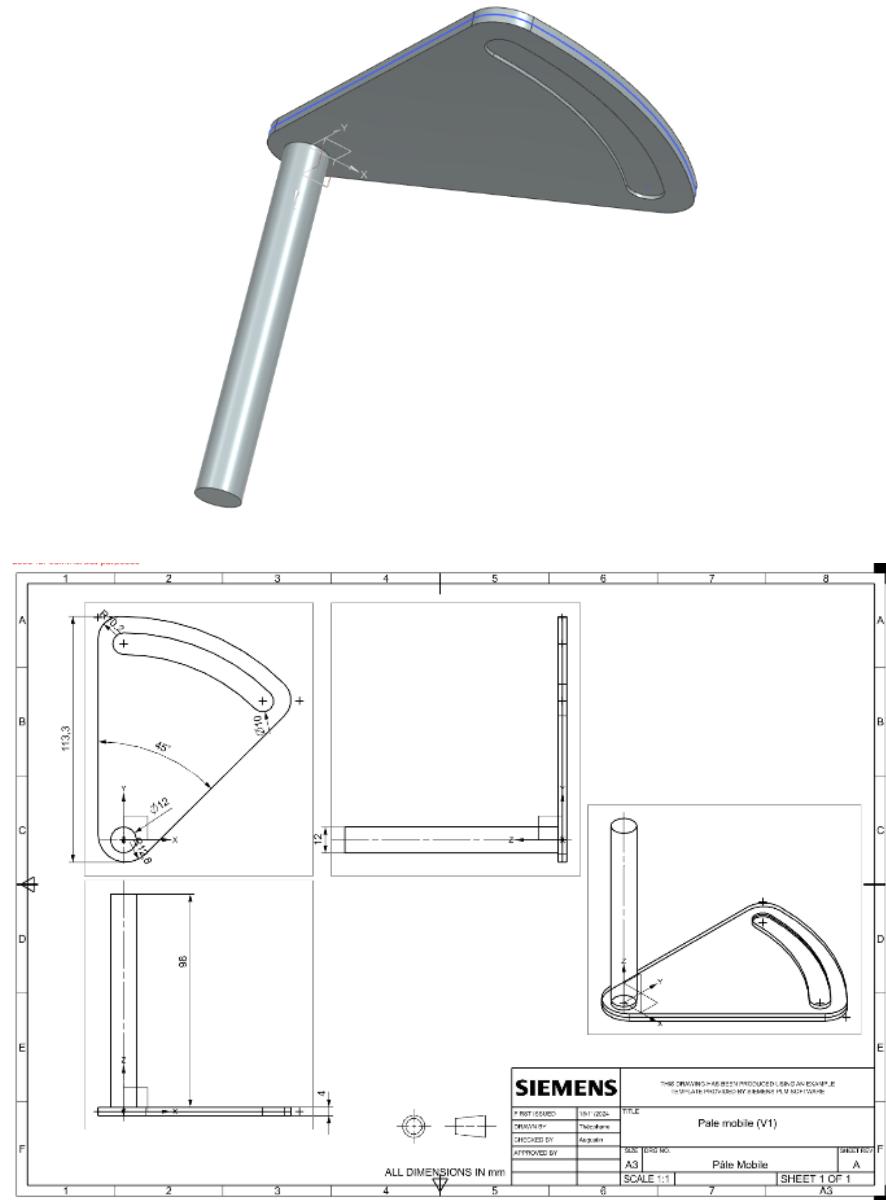


Figure 24: Pale mobile V1

Ensuite, le diamètre de l'arbre a été réduit, en même temps que les diamètres des trous des autres pales, car celui-ci était beaucoup trop épais et occupait plus de place et de masse que nécessaire. Aussi, il était trop long et dépassait du CubeSat. Nous avons donc réduit sa longueur, de façon à laisser un peu de place au serre-tige (évoqué plus tard dans le rapport) pour la tenir. La nouvelle version de la pale mobile est donc la suivante :

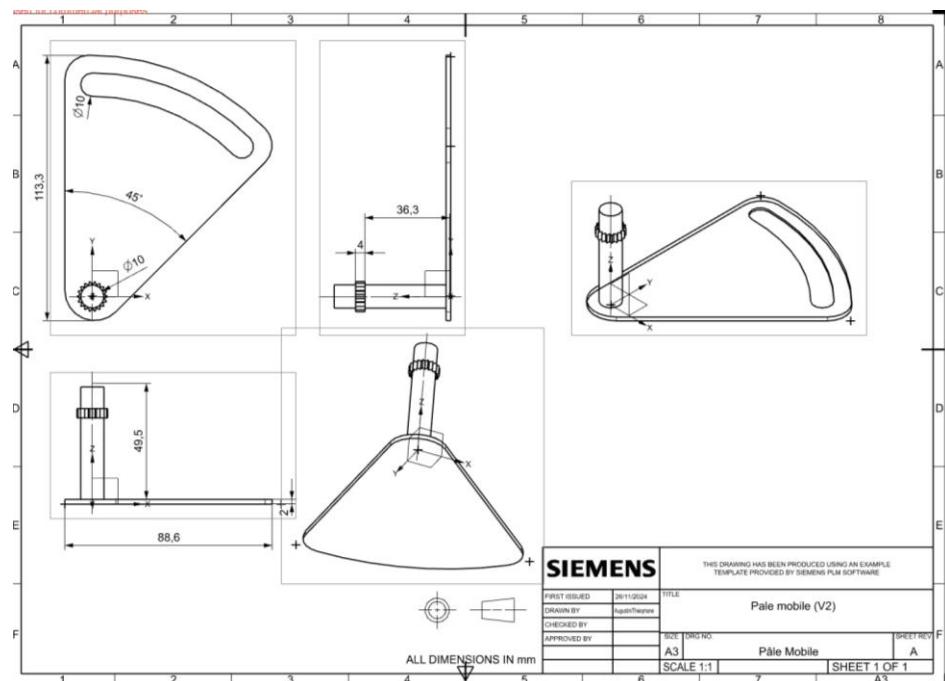
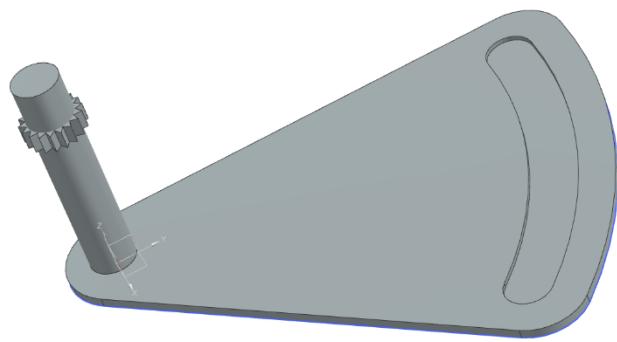


Figure 25: Pale mobile V2

Cette version introduit pour la première fois un engrenage. L'objectif initial était d'usiner cet engrenage en même temps que l'arbre, pour le fixer sur l'arbre et ainsi pouvoir tourner la pale directement avec le gros engrenage. Mais nous nous sommes rapidement rendu compte que l'usinage allait être compliqué, voire impossible. Ainsi, la version finale de la pale mobile est la suivante :

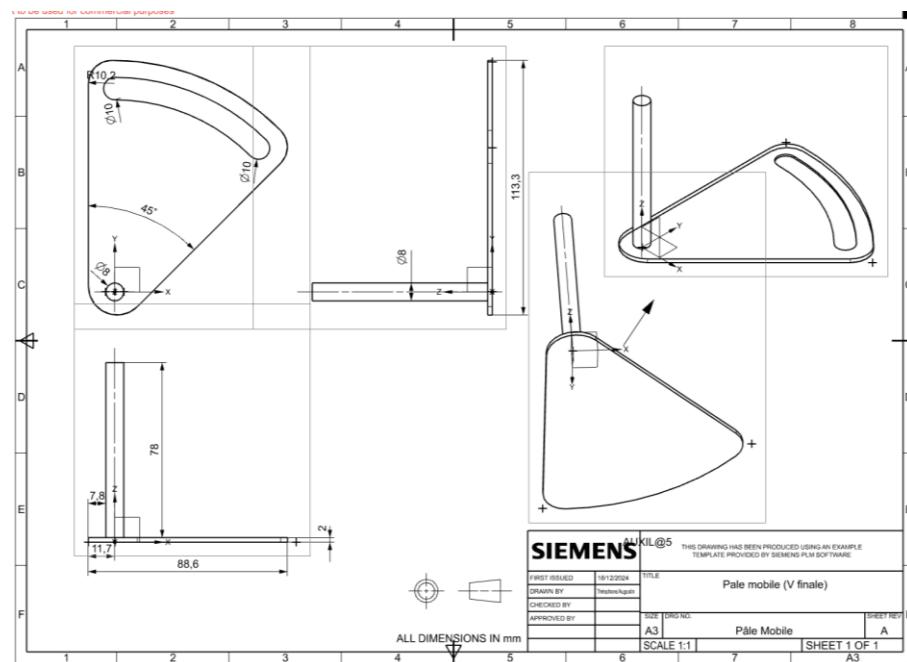
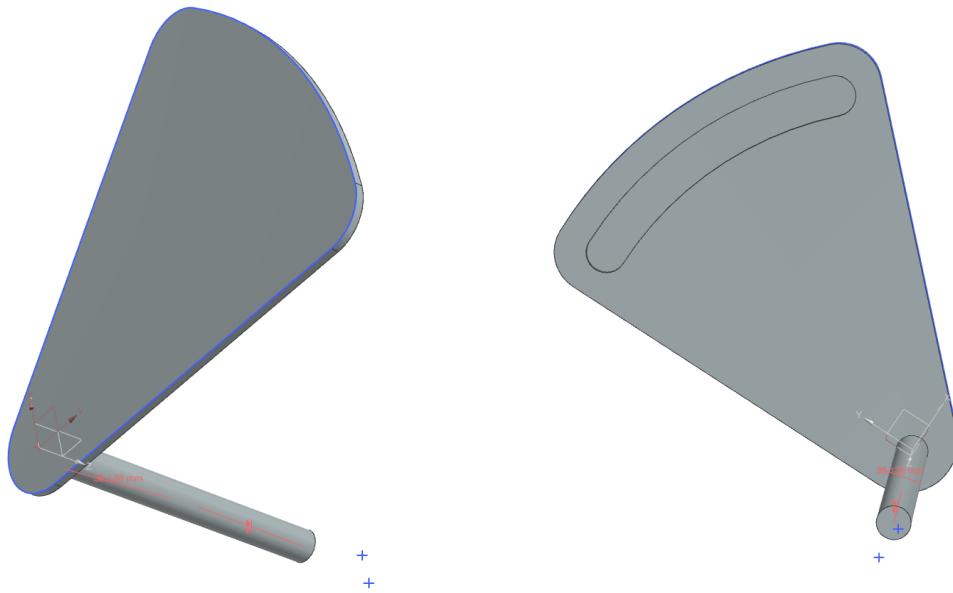


Figure 26: Pale mobile V finale

Cette pale a les dimensions convenables pour tenir dans les 2U du CubeSat, l'arbre d'une taille parfaite pour minimiser la taille et le poids, tout en pouvant être tenu par une bague de serrage (assemblage entier à la suite).

Le serre-tige

Nous avons introduit le serre-tige, une bague servant à fixer l'arbre au satellite sur l'axe de l'arbre, pour éviter que les pales ne tombent. Il a connu deux versions, correspondant aux deux diamètres différents de l'arbre. Un taraudage sera nécessaire pour créer le filetage qui permettra le maintien des deux bouts de la pièce, via des vis M2. La bague est divisée en deux parties identiques et ressemble à cela :

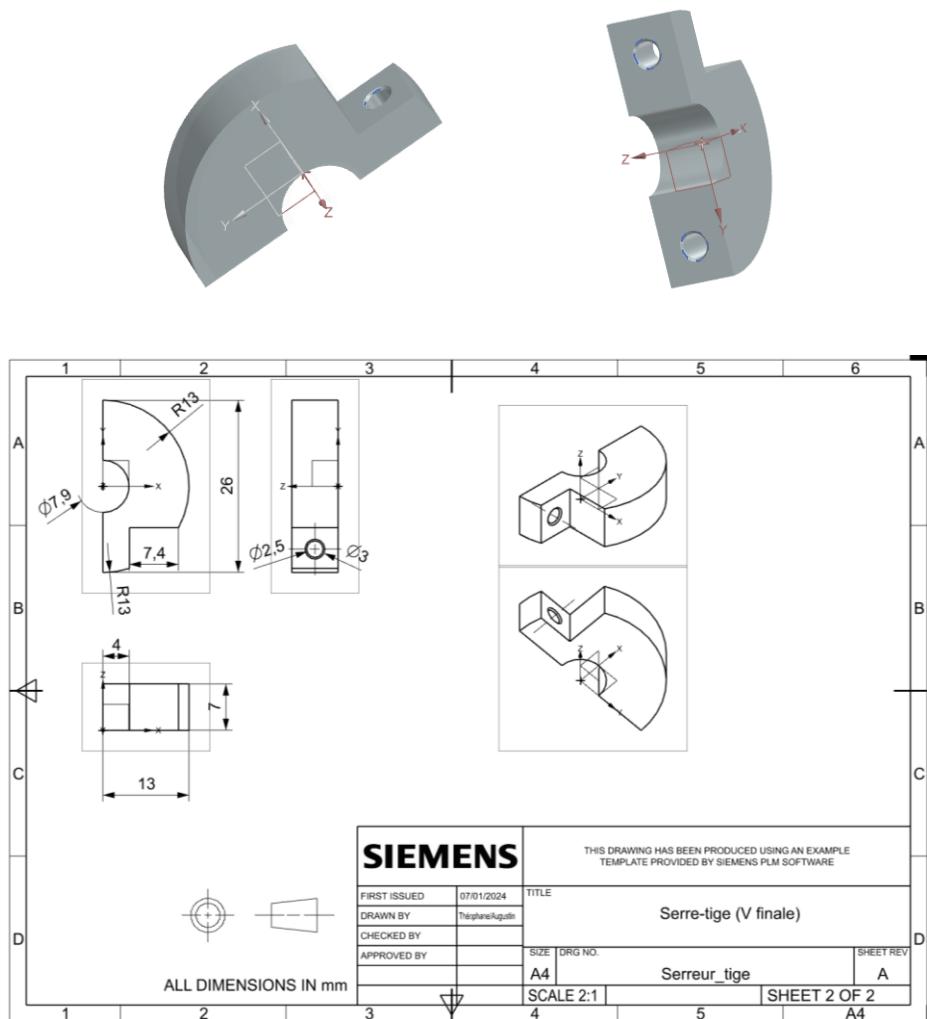


Figure 27: Serre tige

Nous verrons plus tard dans l'assemblage que ces tiges permettent d'accrocher efficacement l'arbre et de le maintenir.

Les engrenages

Les engrenages ont été dimensionné d'après nos besoins. Le servomoteur ne produit qu'un angle de 180°, tandis que notre système nécessite 360° de rotation pour un déploiement total. Il faut donc deux engrenages, donc l'un des deux possède deux fois plus de dents que l'autre, afin de doubler l'angle de rotation. Nous nous sommes basés sur la place restante dans le CubeSat pour dimensionner les rayons des deux engrenages. Le plus grand est celui-ci :

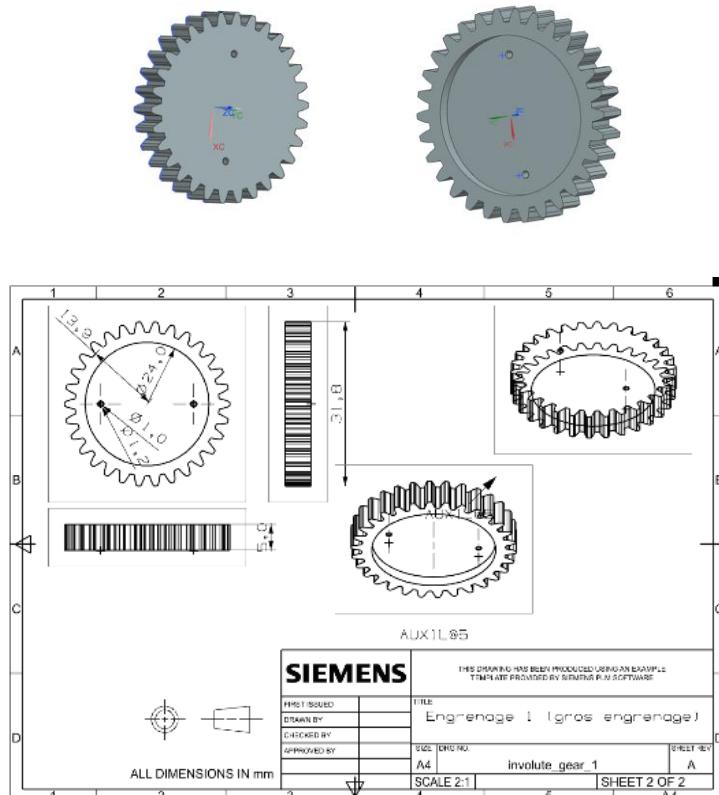
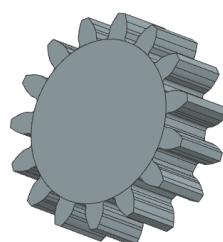


Figure 28: Grand engrenage

La rainure permet le clavetage de la tête du servomoteur dans l'engrenage, via des vis. Durant nos impressions 3D, il s'est avéré que l'impression a permis de ne pas avoir besoin d'utiliser de vis pour la maquette tant les diamètres correspondaient.

Le petit engrenage a d'abord ressemblé à cela :



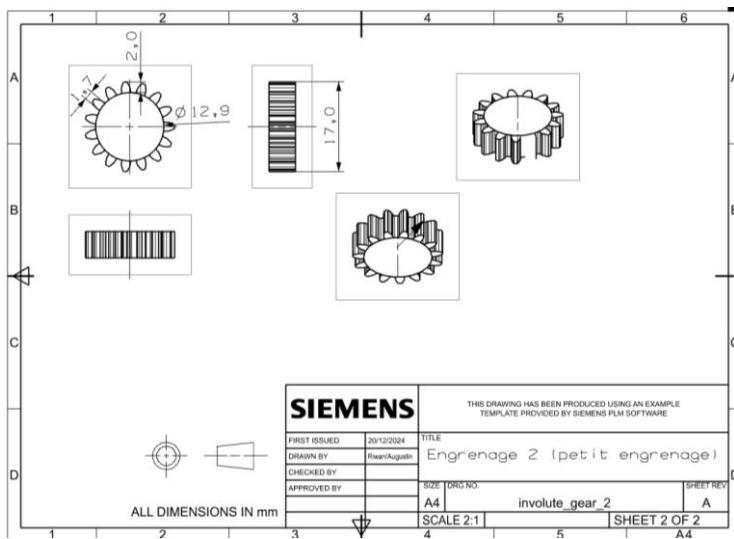


Figure 29: Petit Engrenage

Nous devions trouver une solution pour pouvoir accrocher le petit engrenage à l'arbre de la pale mobile. Nous avons donc modifié le petit engrenage pour ajouter des languettes permettant le fixage sur l'arbre. L'objectif est d'usiner l'arbre par fraisage pour pouvoir y insérer des vis M2 et ainsi tenir l'engrenage.

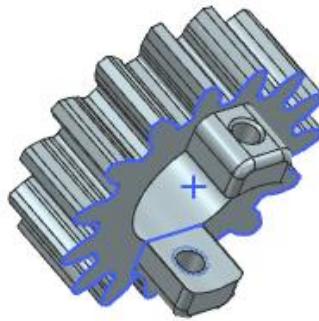


Figure 30: Petit engrenage version finale

Nous avons réalisé ce fraisage sur la maquette d'impression 3D, ce qui a parfaitement fonctionné.

Le support du servomoteur

Pour être maintenu dans le CubeSat, le servomoteur a besoin d'un support. Ce support permet deux choses :

- Maintenir le servomoteur
- Maintenir l'arbre de la pale mobile via une liaison pivot. Cela permet aussi au serre-tige de maintenir l'arbre dans le CubeSat. La pièce ressemble à cela :

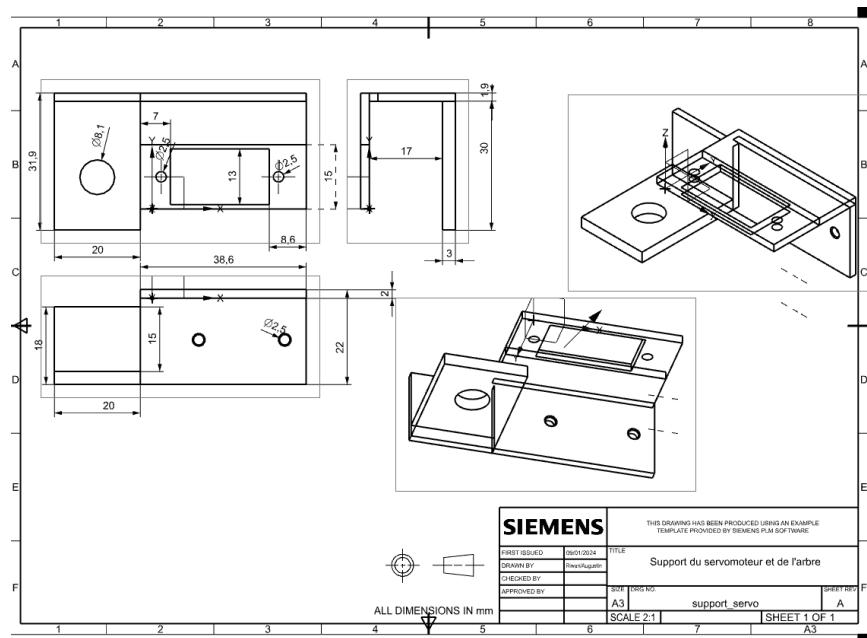
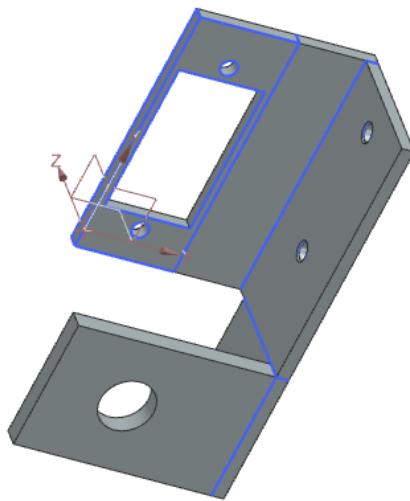
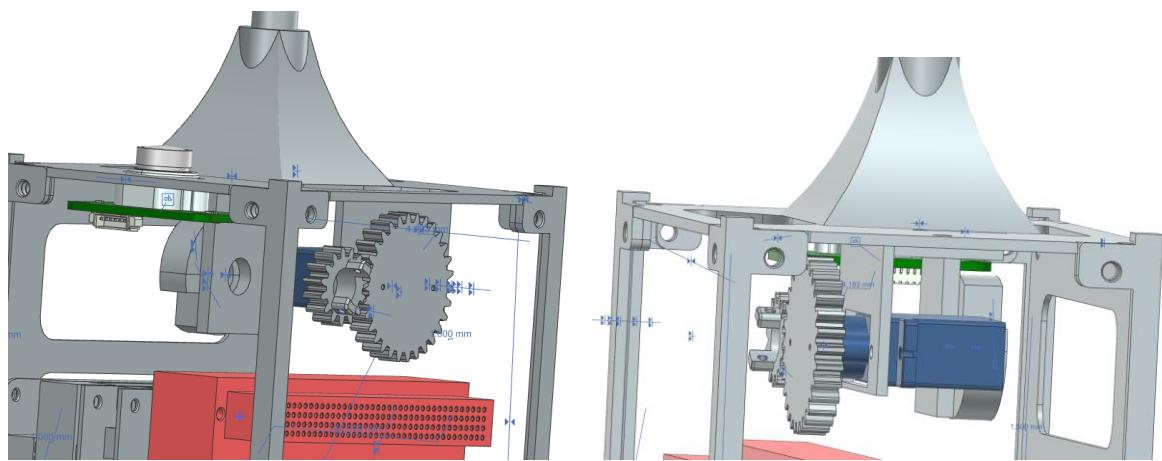
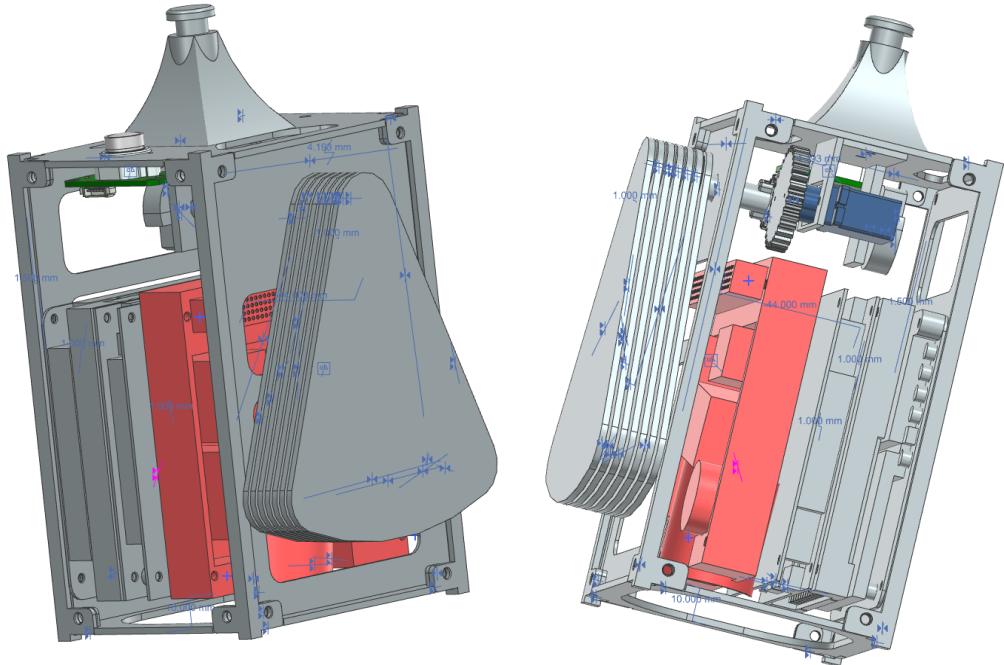


Figure 31: Support du servomoteur et arbre

L'assemblage

Enfin, l'assemblage final est le suivant :



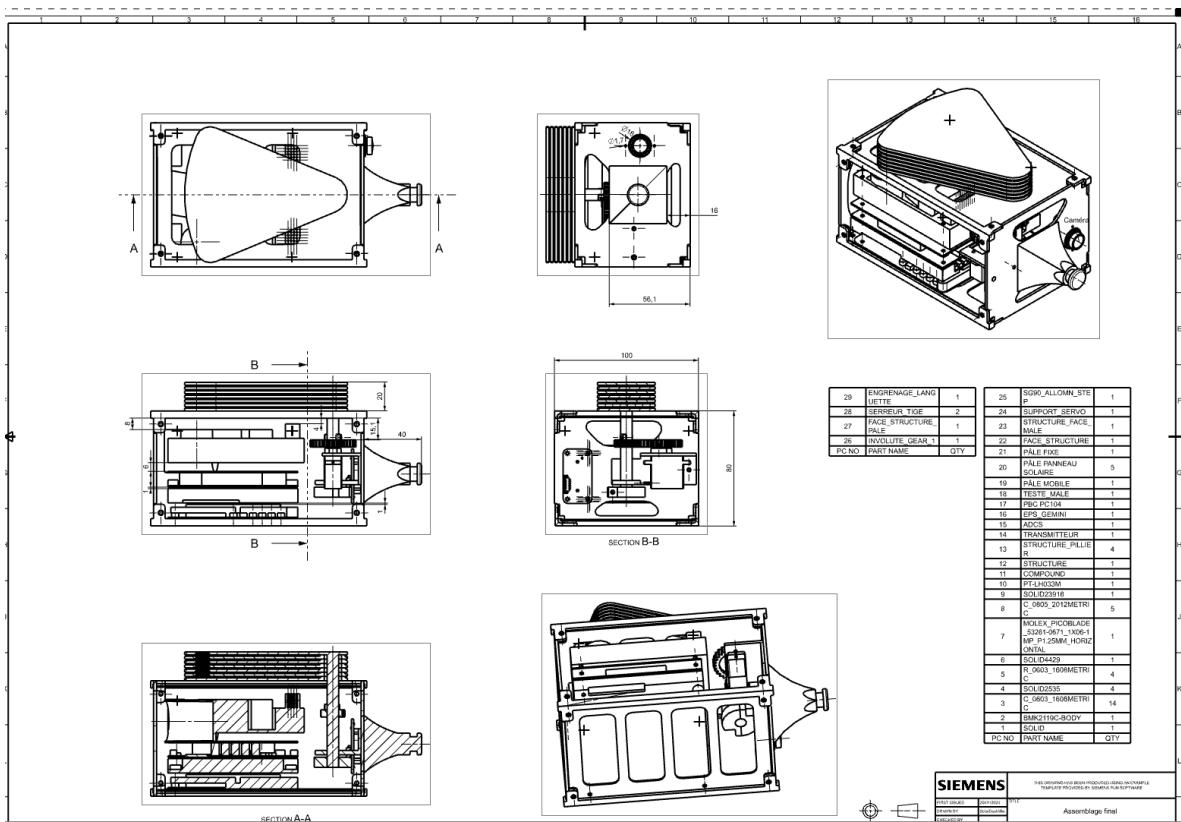


Figure 32: Assemblage Cubesat Final

A l'intérieur du CubeSat se trouvent donc :

- La structure du CubeSat
- Les différentes cartes servant au bon fonctionnement du CubeSat et de ses mécanismes
- La partie mâle du système de docking
- Le système de déploiement des panneaux solaires, évoqué plus tôt, contenant tous les éléments mécaniques et électriques
- La caméra permettant l'approche et le docking sur le CubeSat, et les trous nécessaires à son maintien
- L'ensemble des vis, qui sont quasiment tous des vis de type M2

Docking

Le docking, ou l'arrimage spatial, est une manœuvre complexe qui consiste à connecter deux véhicules spatiaux en orbite. Cette opération requiert une précision extrême et une parfaite synchronisation entre les systèmes de navigation et de propulsion, ce qui en fait l'un des défis les plus techniques du domaine spatial. Pour relever ce défi, nous avons développé un design innovant pour notre CubeSat, intégrant des mécanismes spécialement conçus pour permettre un arrimage fiable et efficace. Ce résultat est le fruit d'un long processus itératif : trois versions préliminaires ont été conçues, testées et améliorées avant d'aboutir à la version finale, qui combine robustesse, légèreté et précision.

Inspiration, base et développement

Pour renforcer la précision et la fiabilité de l'arrimage, nous avons initialement envisagé l'utilisation d'un système basé sur un laser traversant un réflecteur. Cependant, cette approche s'est révélée trop complexe à mettre en œuvre, en raison des exigences élevées en matière de calibration et précision. Nous avons donc opté pour une solution plus simple et efficace : l'intégration d'une mini-caméra sur le CubeSat. Comme dans l'exemple suivant qui nous a aidé à changer de méthode d'approche. Cette caméra se repère dans l'espace en détectant un motif visuel, tel qu'un damier, positionné sur le CubeSat d'arrimage. Ce système visuel offre une précision suffisante tout en simplifiant considérablement le processus d'intégration et d'exploitation.

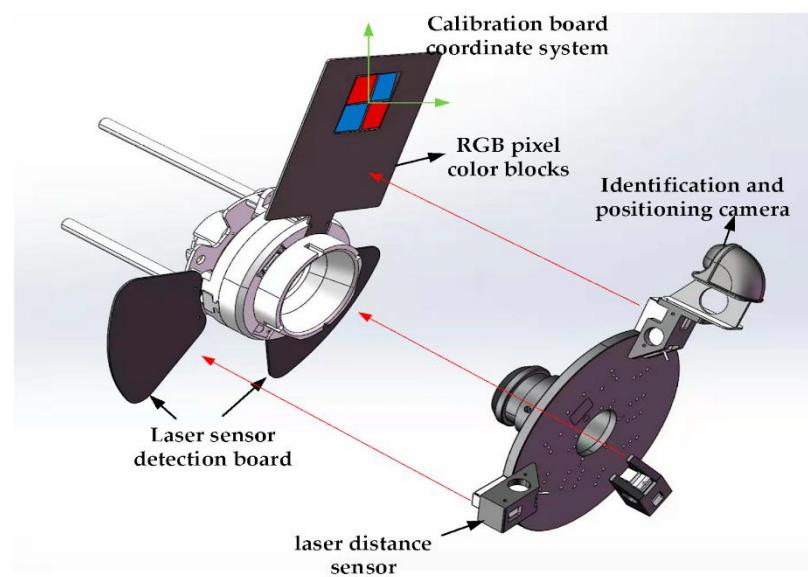


Figure 33: docking satellite existant

Pour la visualisation avec la mini-caméra nous avons décidé de prendre la KISSCAM V1.0 de chez MVP Aerospace, avec ses 160x120 degré avec une résolution maximum. La caméra permettra d'observer tout autour du satellite et ne pas louper le satellite d'arrimage. Grâce aux paramètres spécifiques aux temps d'exposition, qui par incrément de 89,5 microsecondes et peut varier entre 2 et 960. Par conséquent, la valeur par défaut de 672 correspond à un temps d'exposition de $672 \times 89,5 = 60,144$ millisecondes qui nous permet d'observer en temps réel et ne pas rater le satellite.

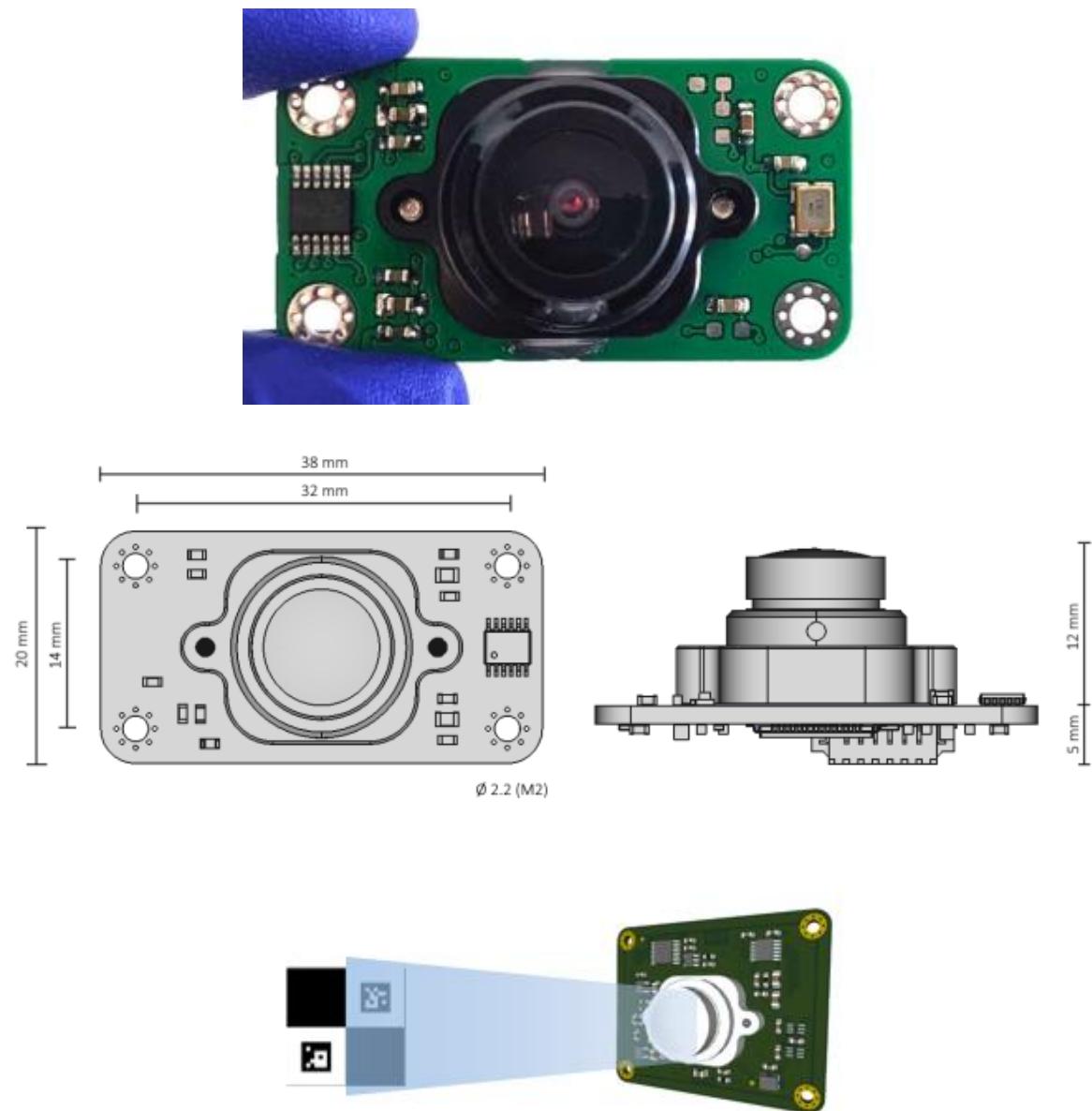


Figure 34: Camera de tracking pour le docking

Le principe de ce docking ne se limite pas à l'aspect mécanique, mais vise également à créer un lien électronique entre les deux CubeSats. L'objectif est de permettre un transfert d'énergie afin que le CubeSat "mâle" puisse alimenter le deuxième satellite. Cette capacité est rendue possible grâce à une innovation majeure au niveau des panneaux solaires de notre CubeSat. Ces panneaux ont été conçus pour augmenter drastiquement la surface exposée à la lumière solaire, maximisant ainsi la production d'énergie. Cette avancée permet non seulement d'assurer l'autonomie énergétique de notre CubeSat, mais également de fournir un surplus de courant à d'autres systèmes en orbite lors de l'arrimage.

La conception de notre système de docking a commencé par une première version inspirée d'un design existant, utilisé pour des opérations d'arrimage dans le cadre de manœuvres liées à la rentrée atmosphérique. Ce modèle servait de point de départ pour développer une solution adaptée aux spécificités de notre CubeSat. Nous avons conçu une structure en forme de dôme, avec des plaques agencées selon une géométrie pyramidale, dans le but de caler efficacement l'élément mâle. Ce dernier était conçu pour épouser parfaitement cette forme pyramidale, garantissant une connexion stable et un alignement précis entre les deux CubeSats. Cette approche semble prometteuse sur le papier et dans les premiers essais numériques.

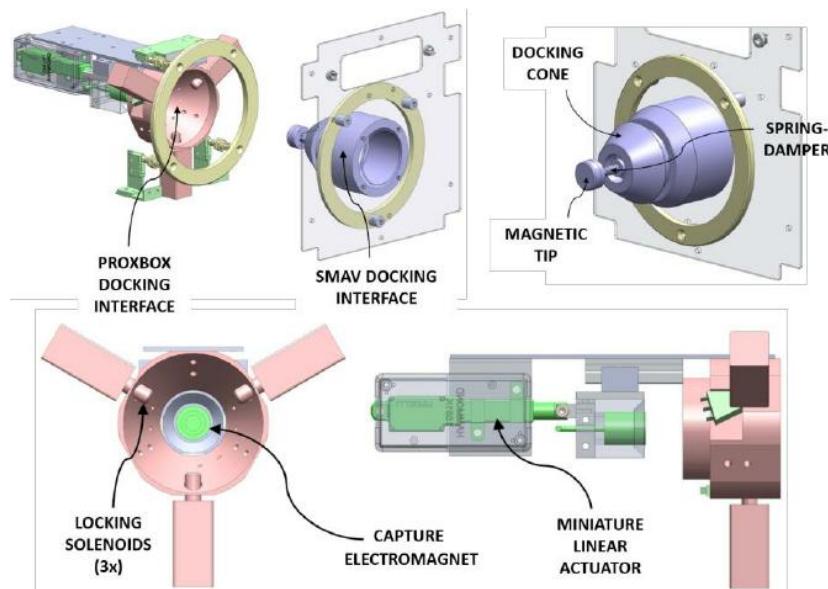


Figure 35: Modélisation de docking existant

Version 1

Cependant, la première itération présentait un problème notable : un anneau entourant la pièce principale jouait un rôle de guidage mais ajoutait une complexité mécanique importante dans l'alignement du cubesat qui n'était finalement pas obligatoire. Lors de l'élaboration de la version 1.5, nous avons retiré cet anneau pour simplifier la structure. Ce choix a permis de réduire certains problèmes initiaux, mais des limitations importantes sont rapidement apparues. Après des discussions approfondies avec un professionnel spécialisé dans la fabrication de pièces mécaniques, il a été conclu que la pièce, même sans l'anneau,

restait difficilement réalisable en raison de contraintes d'usinage. De plus, la pièce après impression possédait un jeu entre les pièces mâle et femelle très important, ce qui compromettrait la stabilité du système de docking. Une telle instabilité était jugée dangereuse pour le CubeSat, notamment en orbite, où des tolérances excessives peuvent entraîner des vibrations, une perte de contact ou des défaillances critiques.

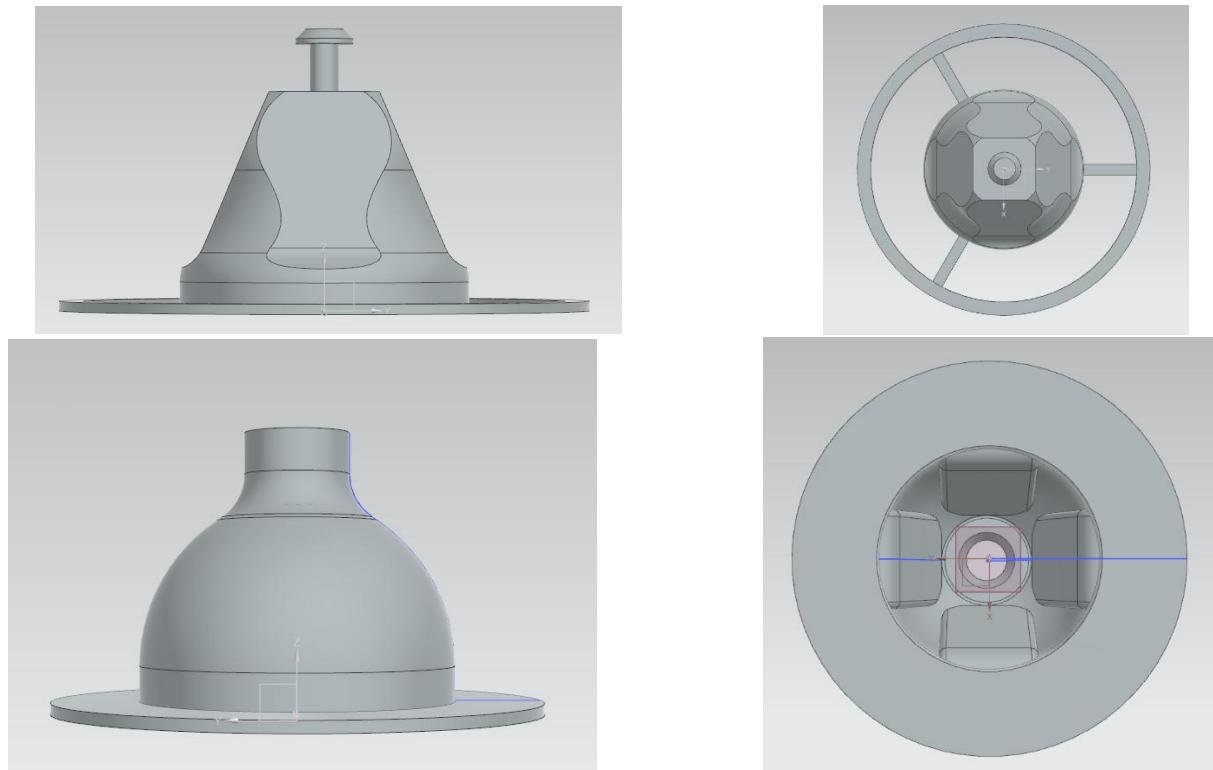


Figure 36: Modélisation 3D du système mâle/femelle de Docking itération 1

Face à ces constats, nous avons pris la décision de revoir complètement la conception de la pièce principale. L'objectif était non seulement de résoudre les problèmes d'usinage, mais également de réduire au maximum le jeu mécanique tout en garantissant la fiabilité du système. Cette étape de réflexion et de collaboration avec des experts a été essentielle pour avancer vers une version finale beaucoup plus robuste, adaptée aux contraintes du contexte spatial et à la précision nécessaire pour les opérations d'arrimage.

Version 2

Pour la deuxième version de notre système de docking, l'objectif principal était de rendre la pièce fabriquée à l'échelle industrielle tout en conservant ses fonctionnalités essentielles. Pour simplifier la conception et répondre aux contraintes de fabrication, nous avons opté pour des formes plus basiques. Ainsi, l'élément mâle a été conçu sous la forme d'un cube surmonté d'une demi-sphère. Cependant, cette simplification a également entraîné des ajustements sur l'élément femelle. Dans cette nouvelle version, nous avons dû conserver une forme pyramidale à

l'intérieur du cube femelle, mais avec une pente douce. Cette inclinaison avait pour but de guider l'insertion de l'élément mâle de manière progressive et efficace, en limitant les frottements et en augmentant la précision d'arrimage.

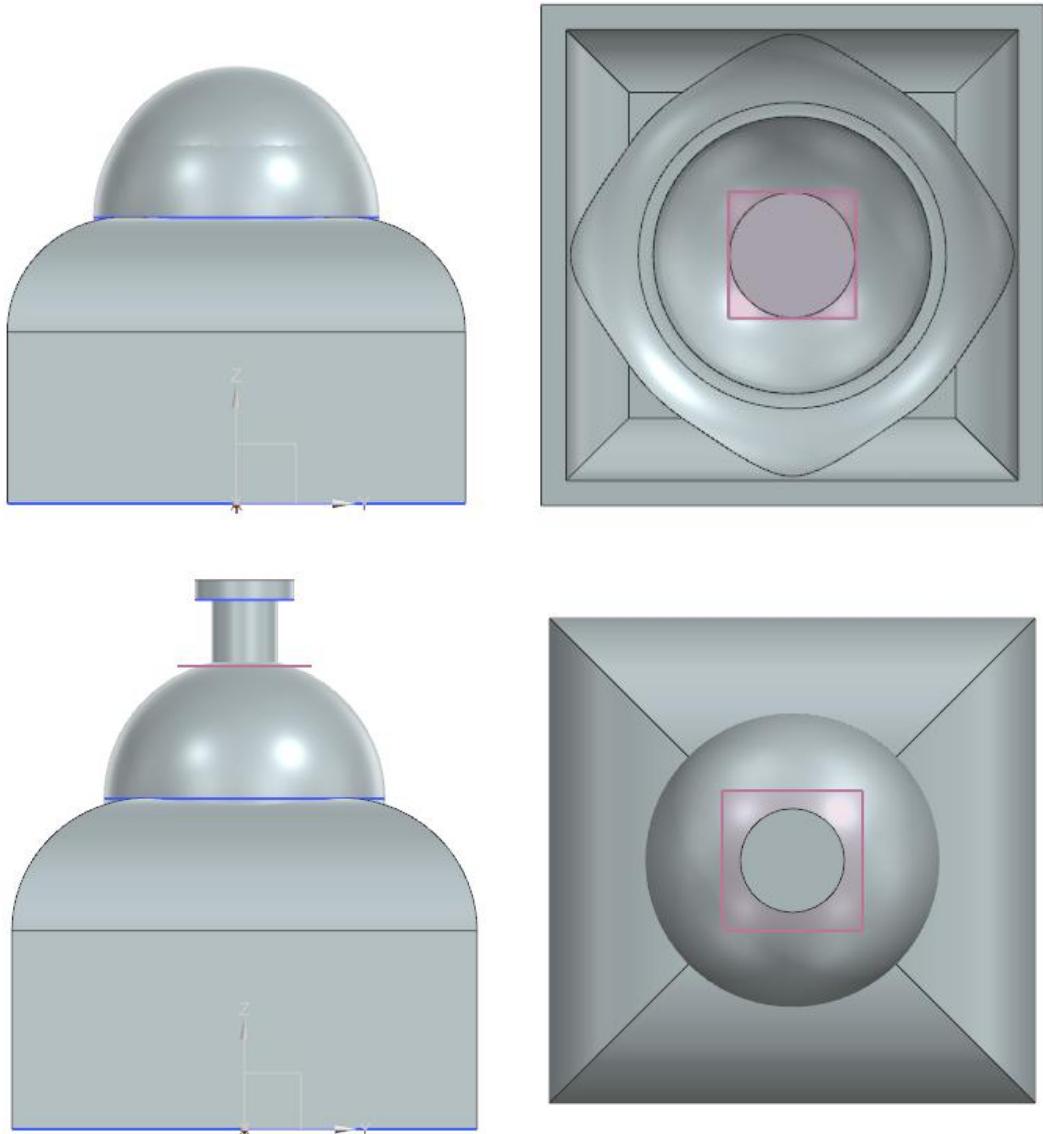


Figure 37: Modélisation 3D du système mâle/femelle de Docking itération 2

Malgré ces ajustements, des défis importants ont rapidement émergé. La jointure entre le cube et la demi-sphère de l'élément mâle s'est révélée particulièrement complexe à usiner, nécessitant des techniques avancées qui rendaient le processus coûteux et difficilement reproductible. Après de nouvelles discussions avec le spécialiste consulté lors de la première version, il est apparu que cette conception devait être entièrement repensée. De plus, le volume global de cette version était particulièrement élevé, ce qui n'était pas optimal dans un contexte où la minimisation de la masse et de l'encombrement est cruciale pour un CubeSat.

Version finale

Pour la version finale, il a été décidé de repenser la conception en réduisant drastiquement le volume de la pièce tout en maintenant sa fabricabilité. L'objectif était d'obtenir un système compact, efficace et conforme aux exigences des processus industriels, tout en respectant les contraintes mécaniques et fonctionnelles nécessaires pour garantir un arrimage sûr et fiable en orbite.

Pour la version finale de notre système de docking, nous avons adopté une approche optimisée combinant efficacité mécanique et minimisation du volume. Nous avons conçu une forme en trémie, transitionnant d'un rectangle à un cercle. Cette géométrie permet non seulement de réduire le volume global, mais aussi de garantir une insertion fluide et précise, sans jeu excessif. La tête en forme de T située au sommet de l'élément mâle est une innovation clé : elle est conçue pour s'enclaver parfaitement dans l'élément femelle. Afin d'isoler cette tête, l'élément femelle a été conçu plus court, ce qui permet à la tête d'être complètement enclavée et stabilisée.

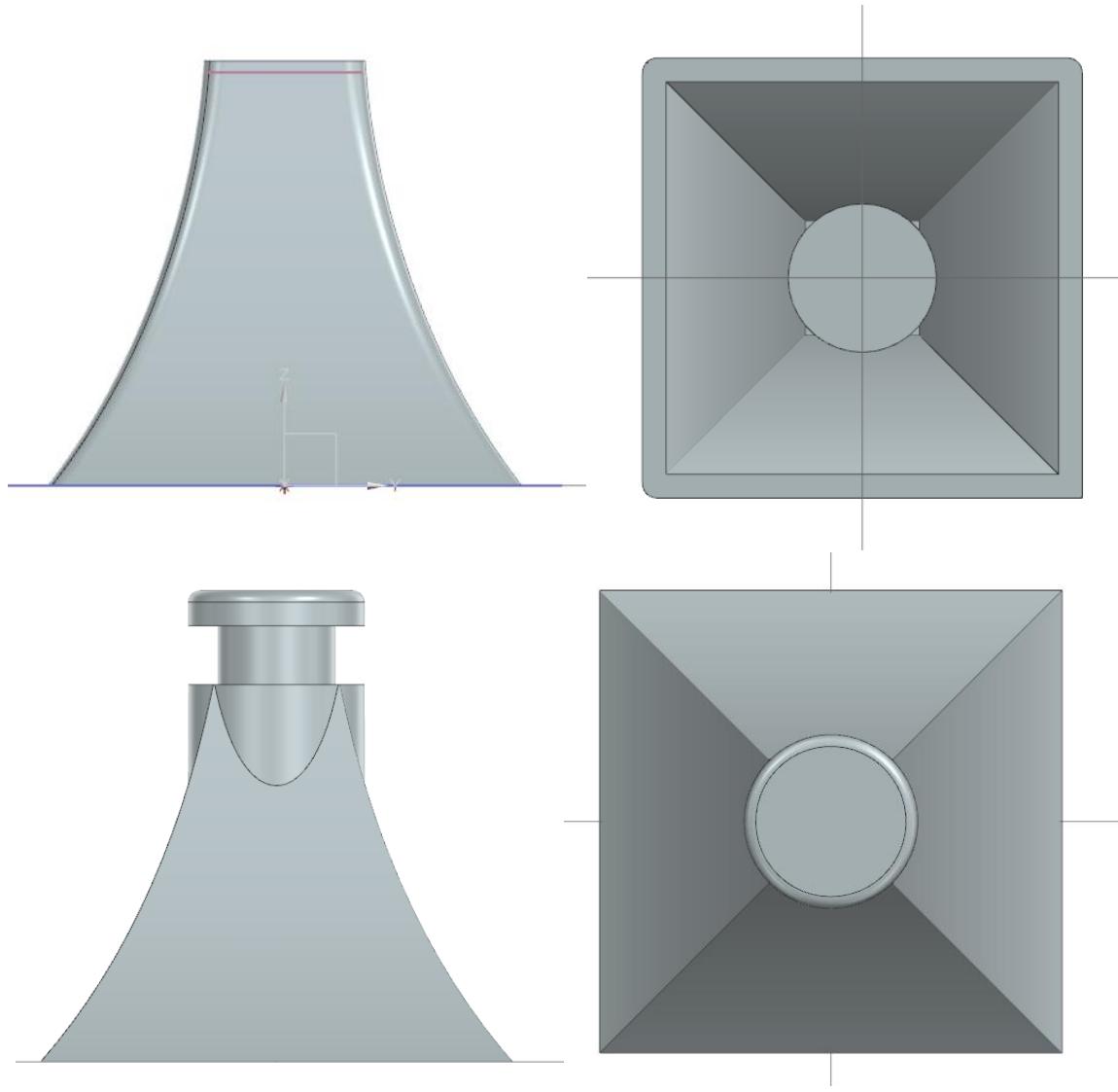


Figure 38: Modélisation 3D du système mâle/femelle de Docking version finale

Le système inclut une pince mécanique spécialement développée pour sécuriser l'arrimage. Cette pince est équipée d'un capteur de fin de course, qui détecte la présence de l'élément mâle. Une fois la pièce détectée, un piston s'active, déclenchant un mécanisme qui referme la pince sur l'élément mâle et le tire légèrement vers le haut. Ce mouvement empêche tout jeu et améliore considérablement la stabilité de l'ensemble. De plus, le piston possède une tête qui pousse sur la tête en T de l'élément mâle, la calant encore plus fermement. Cette configuration assure non seulement une fixation mécanique solide, mais permet également le passage du courant entre les deux CubeSats grâce à une connexion directe au niveau de la tête.

Description de la pince

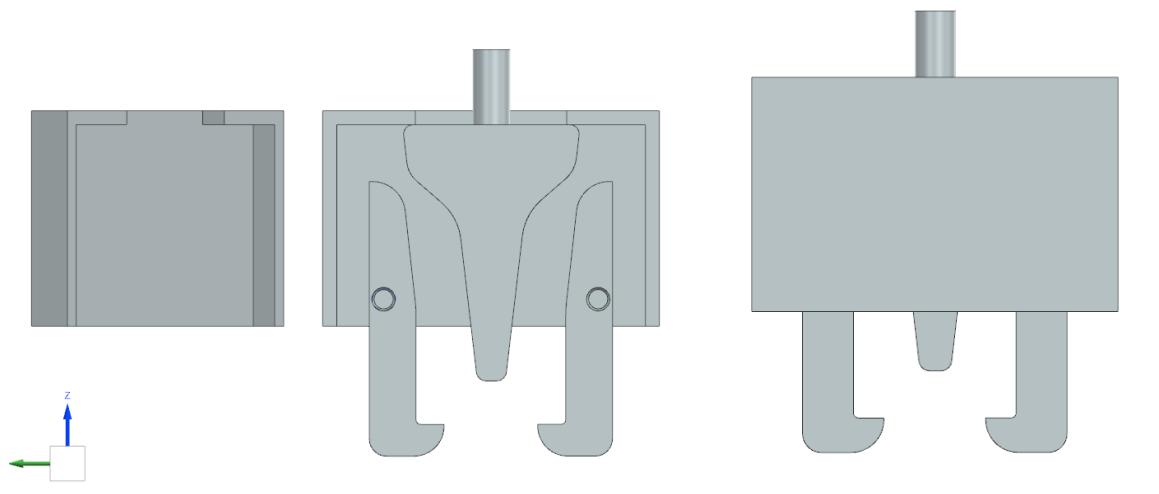


Figure 39: Modélisation 3D des pinces femelles

Comme illustré dans le schéma, la pince est composée des éléments suivants :

- Deux bras mobiles qui forment une structure en "T inversé" et saisissent fermement l'élément mâle.
- Un ressort de chaque côté des bras de la pince, qui les pousse vers l'intérieur pour maintenir une tension constante. Ces ressorts permettent également de libérer de l'espace pour le piston lorsqu'il s'avance, sans gêner le mécanisme.
- Un piston central qui actionne la fermeture de la pince et pousse la tête en T pour la verrouiller parfaitement en position.
- Une structure interne qui guide le mouvement du piston et maintient les bras de la pince dans un alignement optimal.

Ce design garantit une stabilité mécanique maximale, tout en minimisant les risques de désalignement ou de défaillance. Grâce à cette configuration, nous avons pu combiner simplicité, efficacité et fiabilité, répondant ainsi aux exigences d'un système de docking spatial.

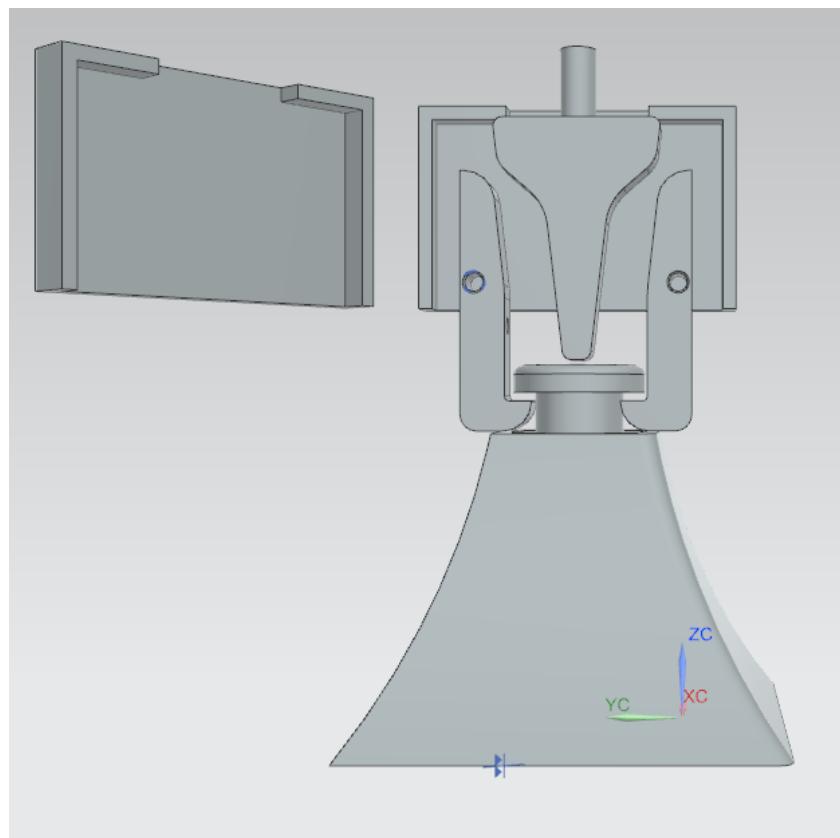
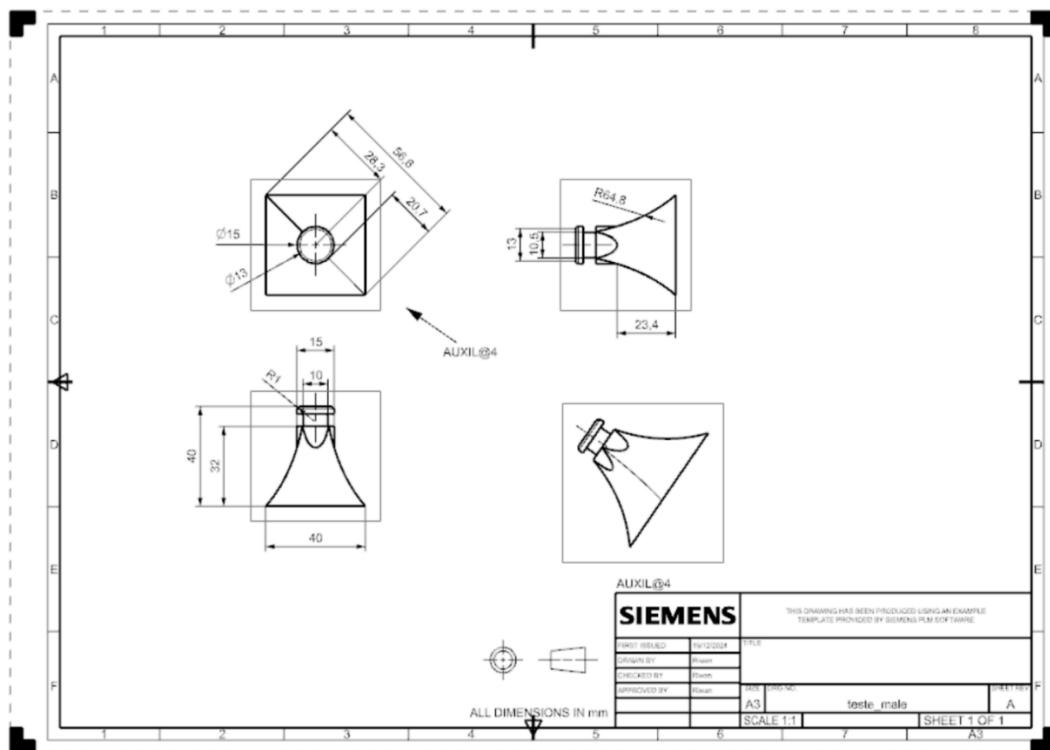
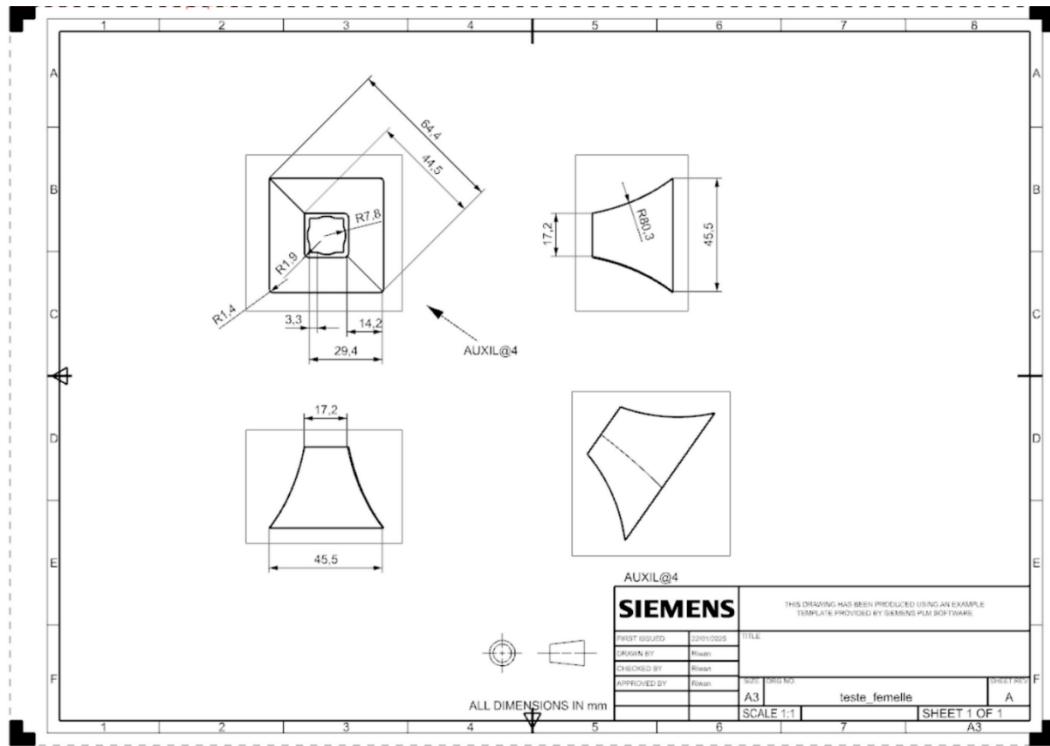


Figure 40: Système de docking entier

Dessin industriel

Nous avons donc un système de docking avec une pièce mâle, femelle et un système de maintien fini et nous pouvons alors développer les pièces en 3D via NX siemens. Nous pouvons alors obtenir les dessins mécaniques des différentes pièces développés :



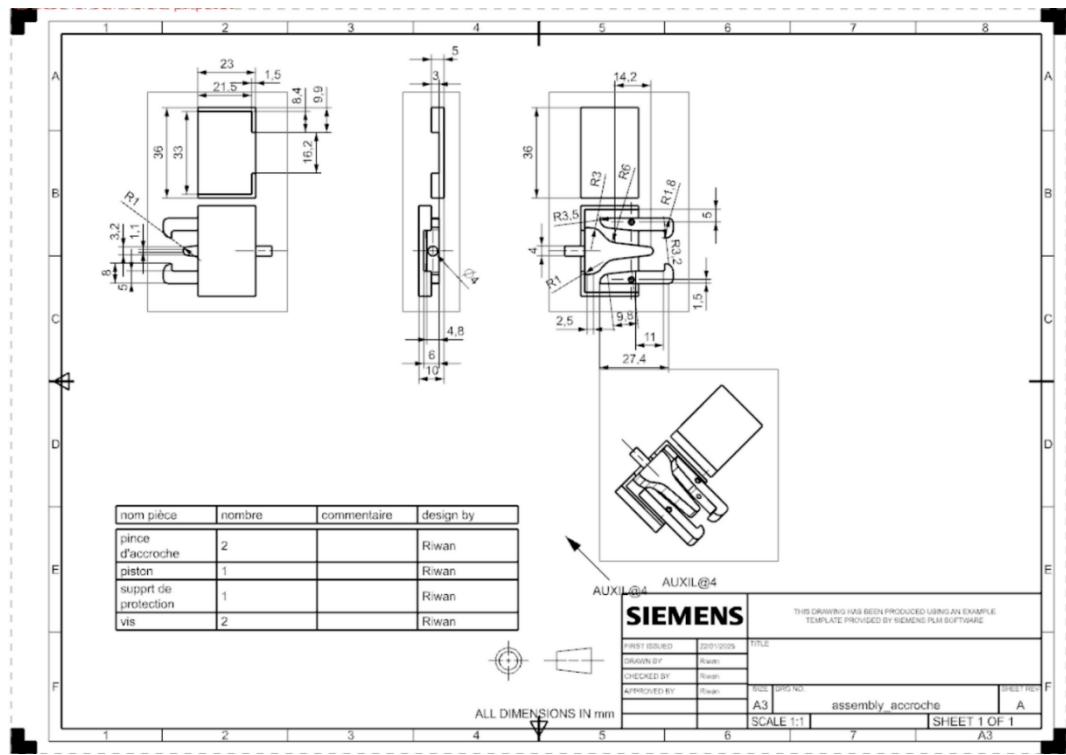


Figure 41: dessin industrielle docking

Spécifications fonctionnelles

Les spécifications fonctionnelles de notre CubeSat sont résumées dans ces deux schémas que nous avons remanié à plusieurs reprises au fur et à mesure de l'avancement du projet. Ils ont pour but de rendre accessible la structure globale du CubeSat et le processus itératif d'approche. À l'aide de l'algorithme schématisé en diagramme de flux, nous pouvons visualiser les étapes principales par lesquelles doit passer le satellite afin de se docker correctement.

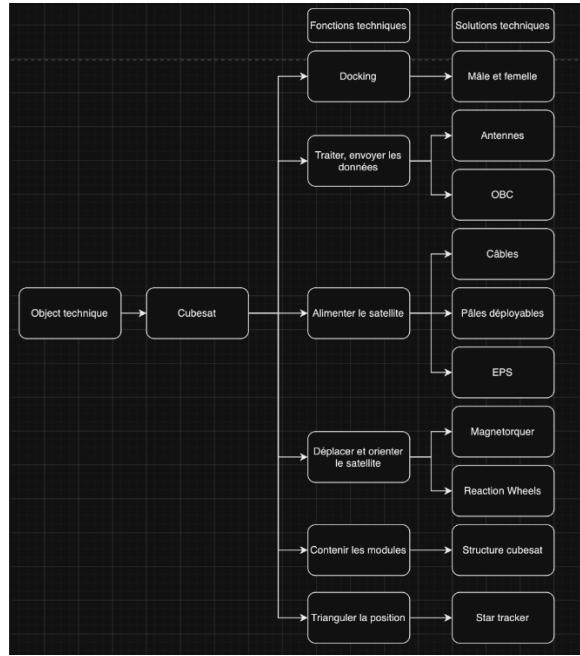


Figure 42: Schéma sur les liaisons

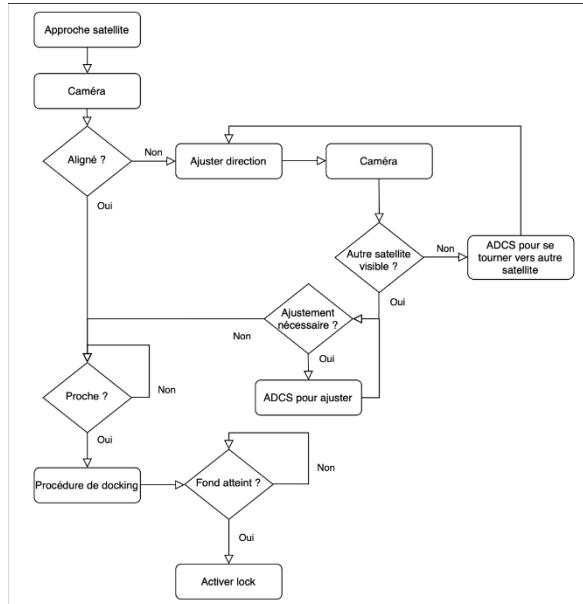


Figure 43: Différentes étapes du docking (schéma diagramme de flux)

Le graphique ci-dessus retrace bien la phase d'approche et les états jusqu'au docking final. Le satellite doit d'abord s'assurer d'avoir l'autre satellite dans son champ de vision. Pour cela, l'ADCS joue un rôle critique. A l'aide des roues à réaction, il peut orienter notre satellite dans la direction souhaitée.

Ensuite, notre satellite fait des ajustements en continu jusqu'à la phase de docking. Il s'assure donc les meilleures conditions pour ne surtout pas rebondir et sortir les deux satellites de leur trajectoire lorsqu'ils seront au plus proche l'un de l'autre.

Quand le satellite se rapproche, il attend que le capteur de fin de course donne l'information que le fond est atteint pour activer les servomoteurs qui vont bloquer les deux satellites ensemble.

Structure

Développement de la structure et des piliers du CubeSat

Pour concevoir un CubeSat 2U capable d'accueillir nos innovations technologiques, il a été nécessaire de développer une nouvelle structure adaptée aux normes spécifiques des CubeSats tout en respectant les dimensions requises. Le design s'est appuyé sur une inspiration initiale du CubeSat 1U d'EnduroSat, puis a évolué à travers plusieurs itérations pour optimiser la structure et les piliers.

Conception de la face standard du cubesat

Lors de la première phase de développement, nous avons travaillé sur la face du CubeSat en nous inspirant directement des designs existants d'EnduroSat. La structure initiale reprenait les dimensions classiques d'un CubeSat 1U, à savoir une plaque carrée avec un trou central permettant de fixer des composants spécifiques. Aux quatre coins de cette face, des emplacements pour les piliers étaient prévus.

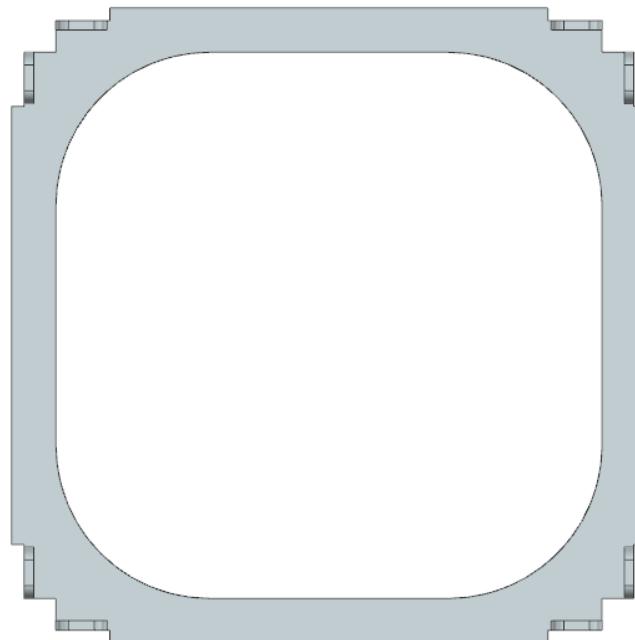




Figure 44: Modélisation 3D face structure 1U

Ces emplacements comprenaient deux points d'accroche par pilier, chacun équipé de deux trous de vissage. Cette configuration garantissait une fixation robuste et stable pour les piliers, et ce design fut retenu comme une base qui resterait constante tout au long du développement.

Cependant, cette version standard de la face ne permettait pas de répondre à nos besoins spécifiques. Les dimensions du CubeSat 2U étant plus grandes que celles d'un 1U, il a fallu adapter cette face pour accueillir des composants additionnels tout en respectant les normes structurelles et mécaniques.

La structure a ensuite été modifiée pour correspondre aux dimensions d'un CubeSat 2U, avec une face mesurant 100 x 80 mm. Ce changement a permis d'intégrer des éléments additionnels, comme des anneaux solaires pour la collecte d'énergie. Ces adaptations ont également visé à conserver la solidité structurelle tout en réduisant le poids total.

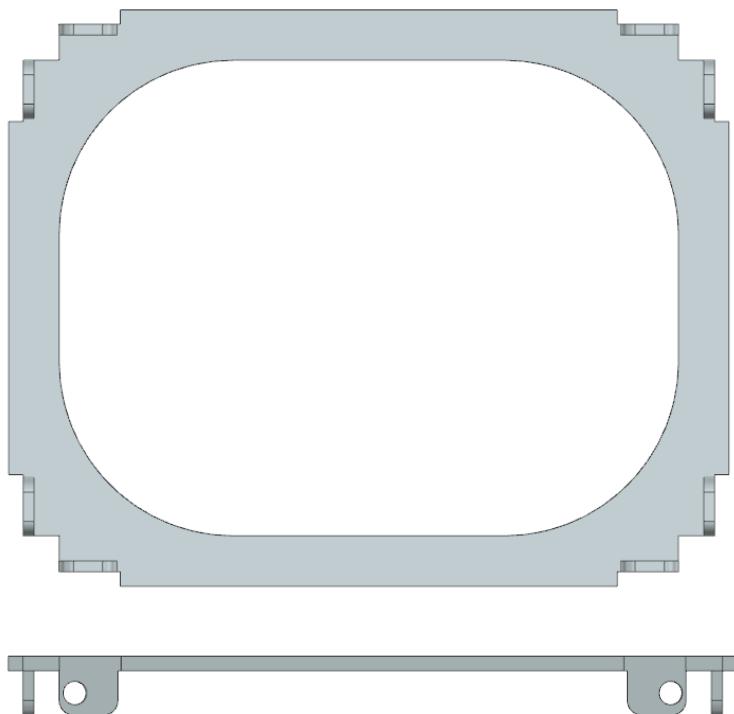


Figure 45: Modélisation 3D face structure version finale

Développement de la face adaptée au système de docking

Après le développement de la pièce de docking mâle, il a été décidé de concevoir une face entièrement dédiée à cette fonctionnalité. Cette nouvelle version de la face devait non seulement

accueillir le système de docking, mais également inclure les emplacements nécessaires pour les composants du système de guidage.

Initialement, nous avons envisagé d'utiliser un laser pour le guidage, mais une caméra fut finalement préférée pour ses avantages en termes de précision et de robustesse. La face intégrait également des trous de vissage pour fixer un support mécanique destiné au moteur de déploiement des panneaux solaires. Cette version fut conçue pour optimiser l'espace tout en assurant une compatibilité avec l'ensemble des technologies embarquées.

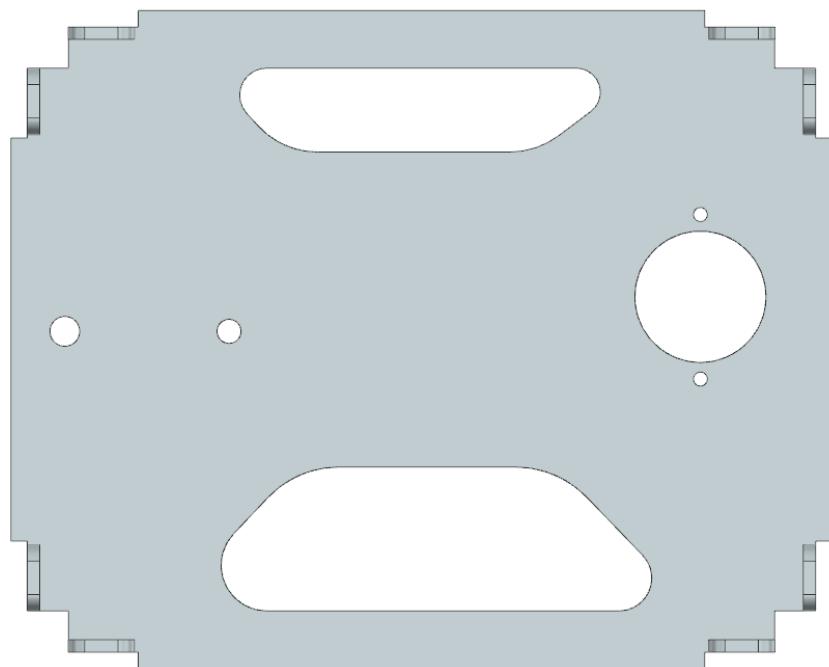


Figure 46: Modélisation 3D face docking structure

Évolution des piliers du CubeSat

Les piliers constituent des éléments centraux de la structure du CubeSat, car ils assurent le maintien de l'ensemble des composants internes (cartes électroniques, payloads) tout en garantissant une solidité suffisante face aux contraintes mécaniques et vibrationnelles. Leur conception a évolué à travers plusieurs versions pour résoudre des problématiques spécifiques.

Version 1 : Conception du pilier standard du cubesat

La première version des piliers s'inspirait directement du modèle d'EnduroSat. Chaque pilier mesurait 100 mm de hauteur et comportait un trou traversant permettant d'y insérer une vis de fixation. Ces vis servaient à maintenir les cartes électroniques ainsi que le payload en place.



Figure 47: Modélisation 3D pilier structure Version 1

Cependant, ce design posait un problème critique. Les cartes électroniques étaient fixées à quatre vis, réparties sur les quatre piliers, ce qui exposait les cartes à des contraintes mécaniques et vibrationnelles importantes. Avec les vibrations subies lors des phases de

lancement et d'opération, les cartes risquent de se déformer, voire de se casser, compromettant ainsi la mission.

Version 2 : Réduction des contraintes mécanique

Pour remédier à ce problème, la deuxième version introduit une modification importante : les vis n'étaient plus fixées directement aux deux extrémités des piliers. À la place, un support spécifique fut conçu pour permettre aux vis de se déplacer uniquement selon un axe de translation. Cette modification visait à réduire les contraintes mécaniques exercées sur les cartes électroniques.

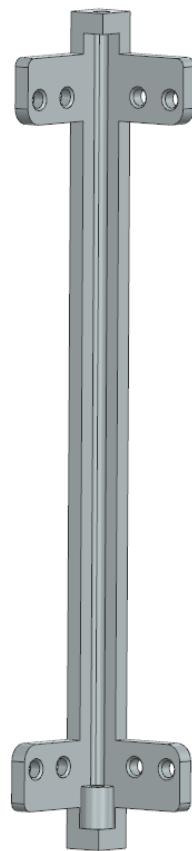


Figure 48: : Modélisation 3D pilier structure Version 2

Malgré cette amélioration, le problème de contraintes persistait dans une moindre mesure. Après consultation avec un spécialiste, il fut confirmé que cette solution réduisait les risques, mais ne les éliminait pas complètement.

Version 3 : Un design adapté aux dimensions finales

Avec les dimensions définitives du CubeSat établies à 150 x 100 x 80 mm, les piliers furent entièrement redessinés pour répondre aux nouveaux besoins structurels.

Chaque pilier fut allongé à 150 mm pour s'adapter à la hauteur du CubeSat. De plus, deux trous supplémentaires furent ajoutés sur la longueur de chaque pilier afin de permettre la fixation des cartes électroniques sur les côtés, plutôt que perpendiculairement aux piliers. Ce design visait à répartir les contraintes mécaniques sur une surface plus large.

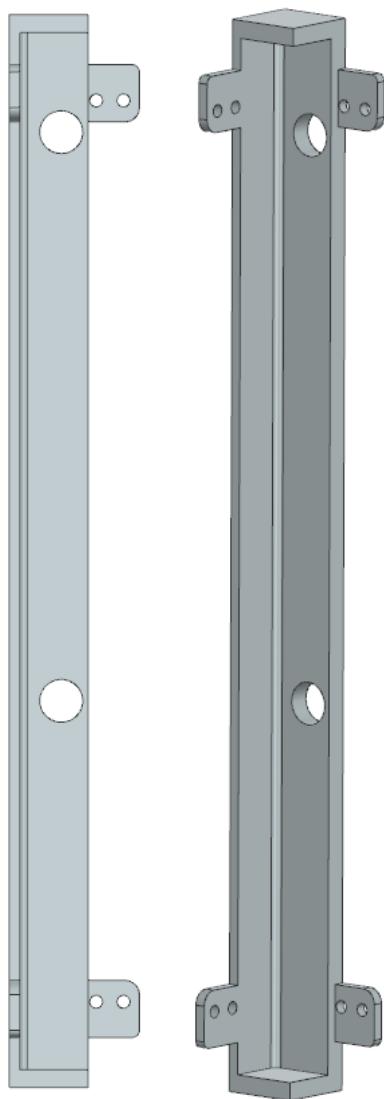


Figure 49: Modélisation 3D pilier structure Version 3

Cependant, malgré ces changements, les cartes électroniques étaient toujours fixées directement aux piliers, ce qui maintenait un risque de déformation ou de casse en cas de fortes vibrations.

Version 4 : Étuis pour vis et optimisation mécanique

Pour réduire les contraintes mécaniques et optimiser la structure, la quatrième version des piliers intégra des étuis pour vis, permettant d'isoler ces dernières des cartes électroniques afin de limiter les déformations. Par ailleurs, la gestion du volume ayant posé problème, les piliers furent affinés pour réduire leur encombrement tout en améliorant leur maniabilité, notamment en évitant que les fixations ne se bloquent lors de l'assemblage.

De plus, nous avons modifié la taille des vis utilisées pour fixer la structure du CubeSat : au lieu de simples trous de 1 mm, nous sommes passés à des points d'ancrage M2,5, mais avec un seul pas de vis par ancrage, ce qui a permis de simplifier la fixation tout en augmentant la robustesse. Cependant, malgré ces améliorations, les cartes électroniques restaient toujours fixées à seulement deux piliers, ce qui entraînait une distribution inégale des forces et ne réglait pas entièrement les problèmes de contraintes mécaniques.

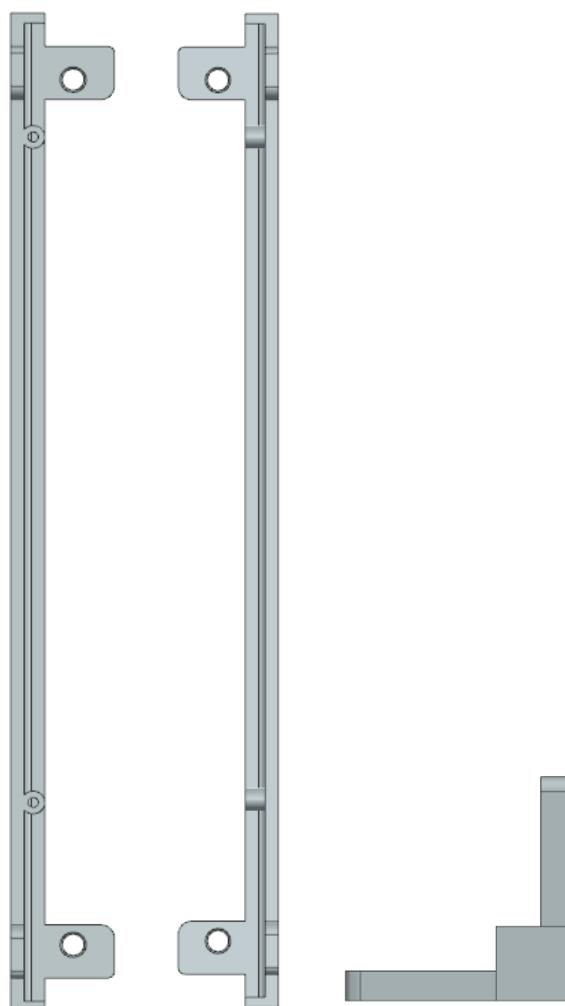


Figure 50: Modélisation 3D pilier structure version 4

Version finale

La version finale marqua une refonte complète du système de fixation des cartes électroniques. Les extrémités des piliers sont réduites de 5 mm à 2 mm, diminuant ainsi le poids total de la structure.

Surtout, il fut décidé de ne plus fixer les cartes électroniques directement sur les piliers. À la place, une pièce indépendante fut conçue pour être intégrée à l'une des faces du CubeSat. Cette pièce permettait d'isoler totalement les cartes électroniques des contraintes mécaniques et de vibrations, tout en rendant leur manipulation plus simple et plus sécurisée.

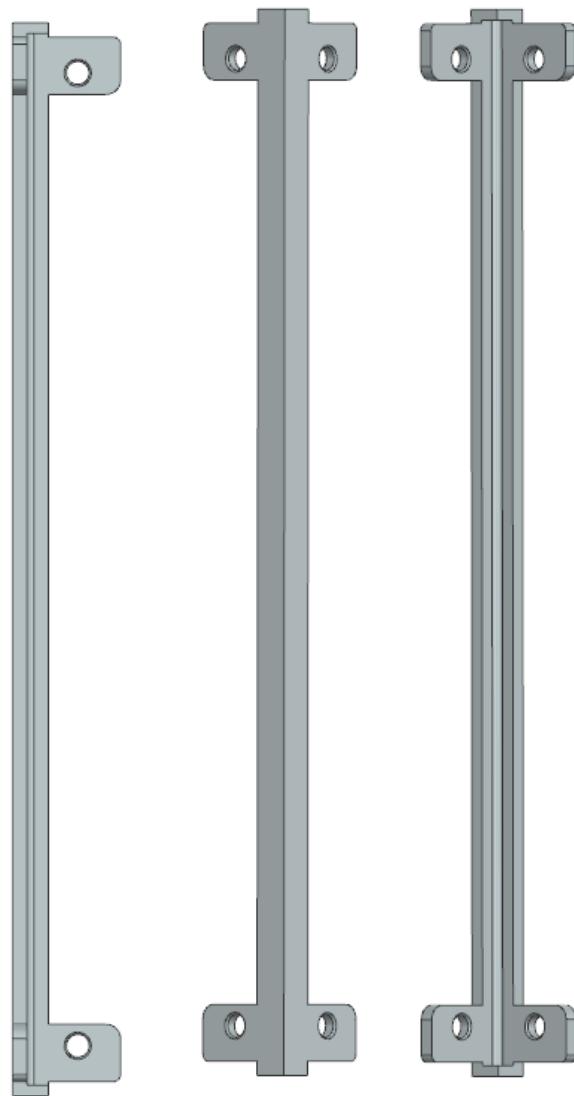
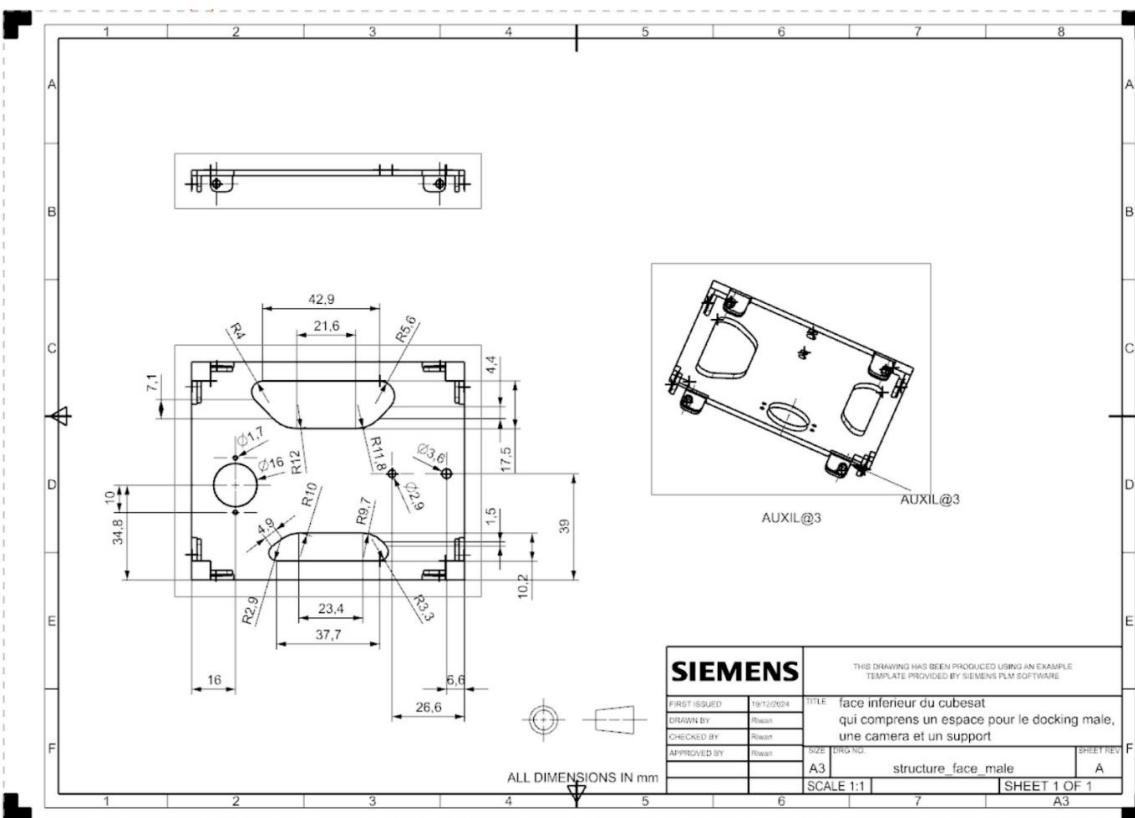
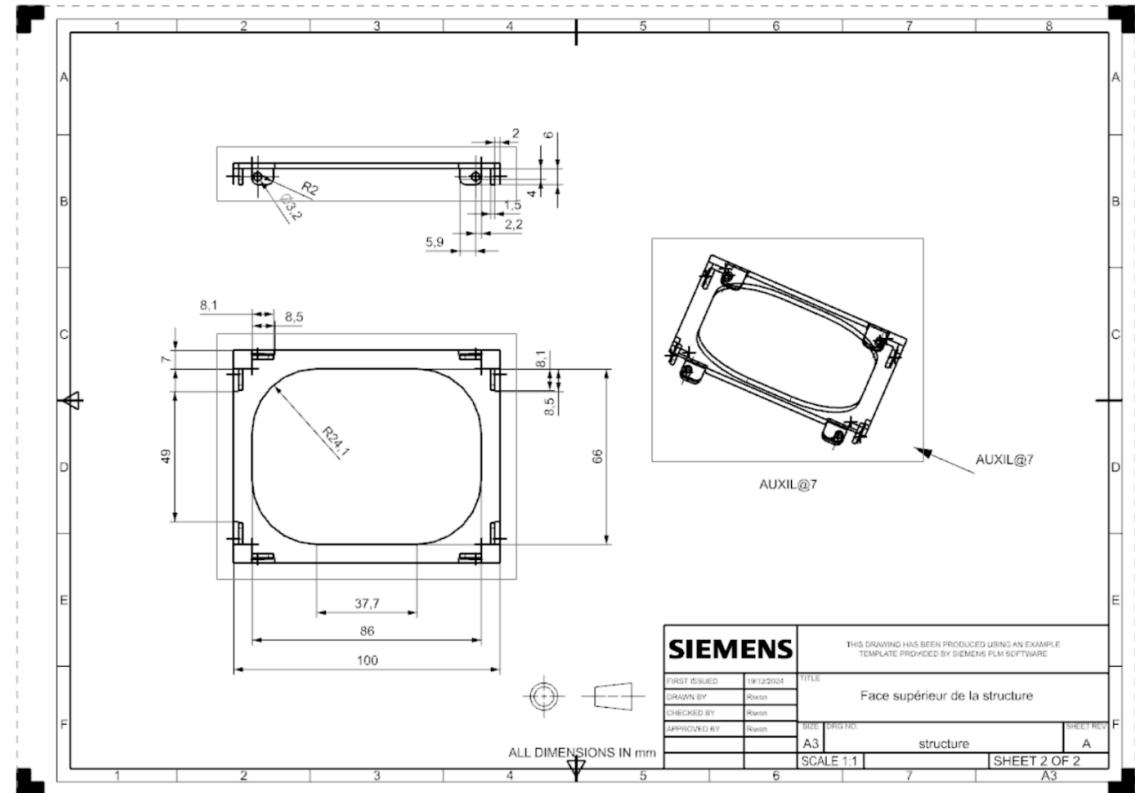
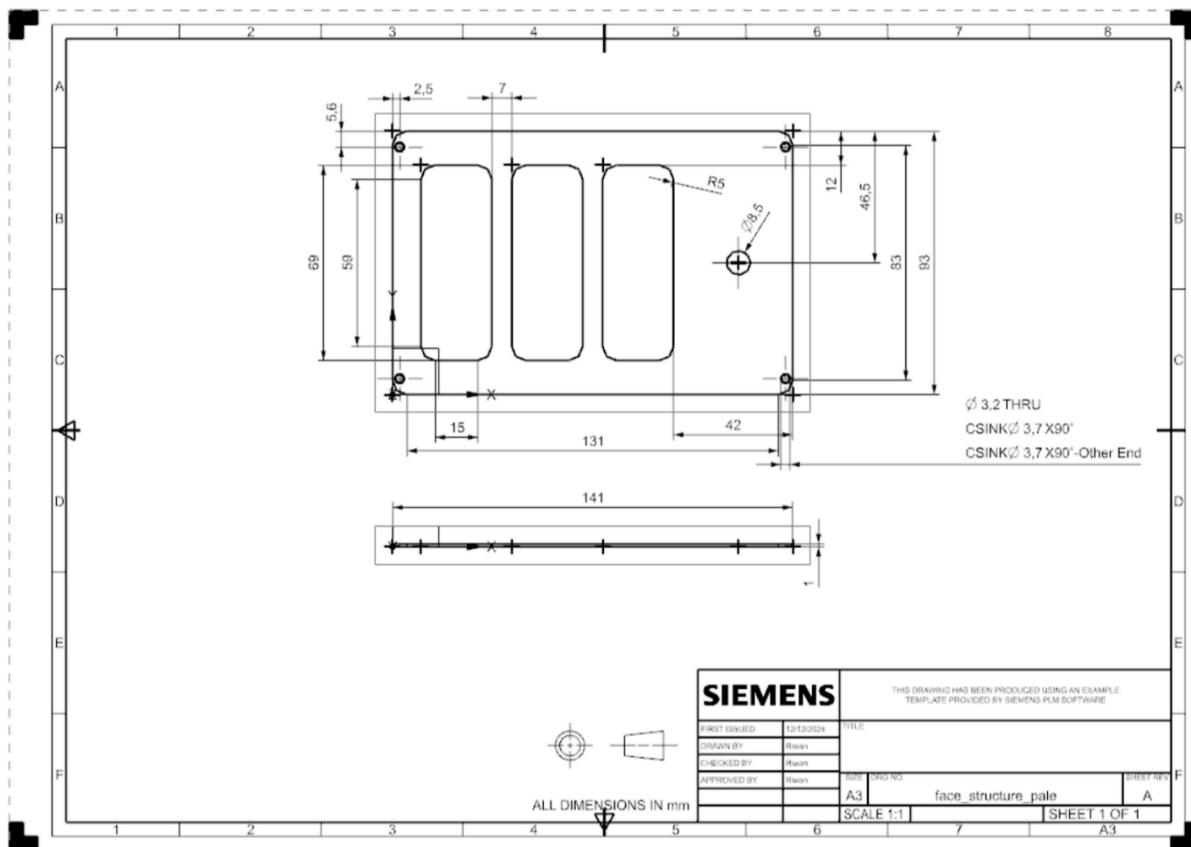
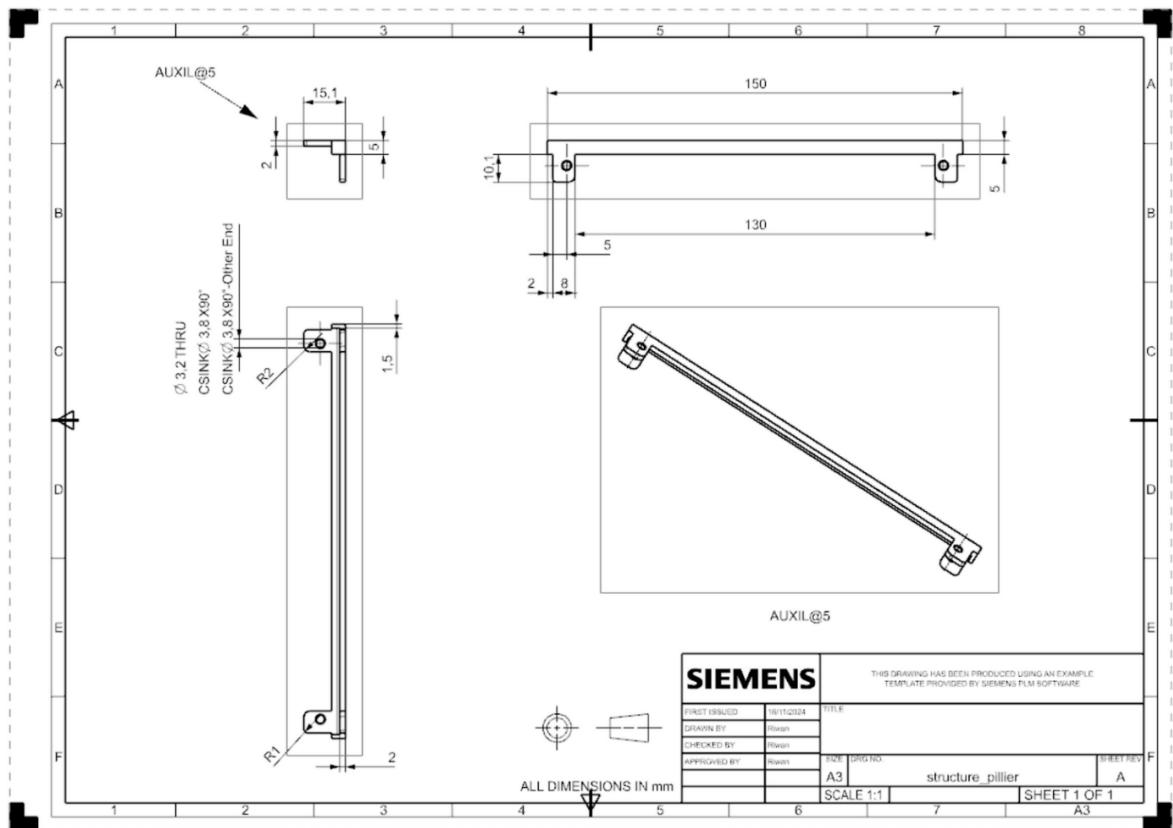


Figure 51: Modélisation 3D pilier structure Version finale

Ce nouveau design garantissait une meilleure protection des composants électroniques et une plus grande facilité d'assemblage, tout en respectant les contraintes spatiales et mécaniques imposées par les standards CubeSat.

Nous avons donc un châssis de cubesat fini et nous pouvons alors développer les pièces en 3D via NX siemens. Nous pouvons alors obtenir les dessins mécaniques des différentes pièces développés :





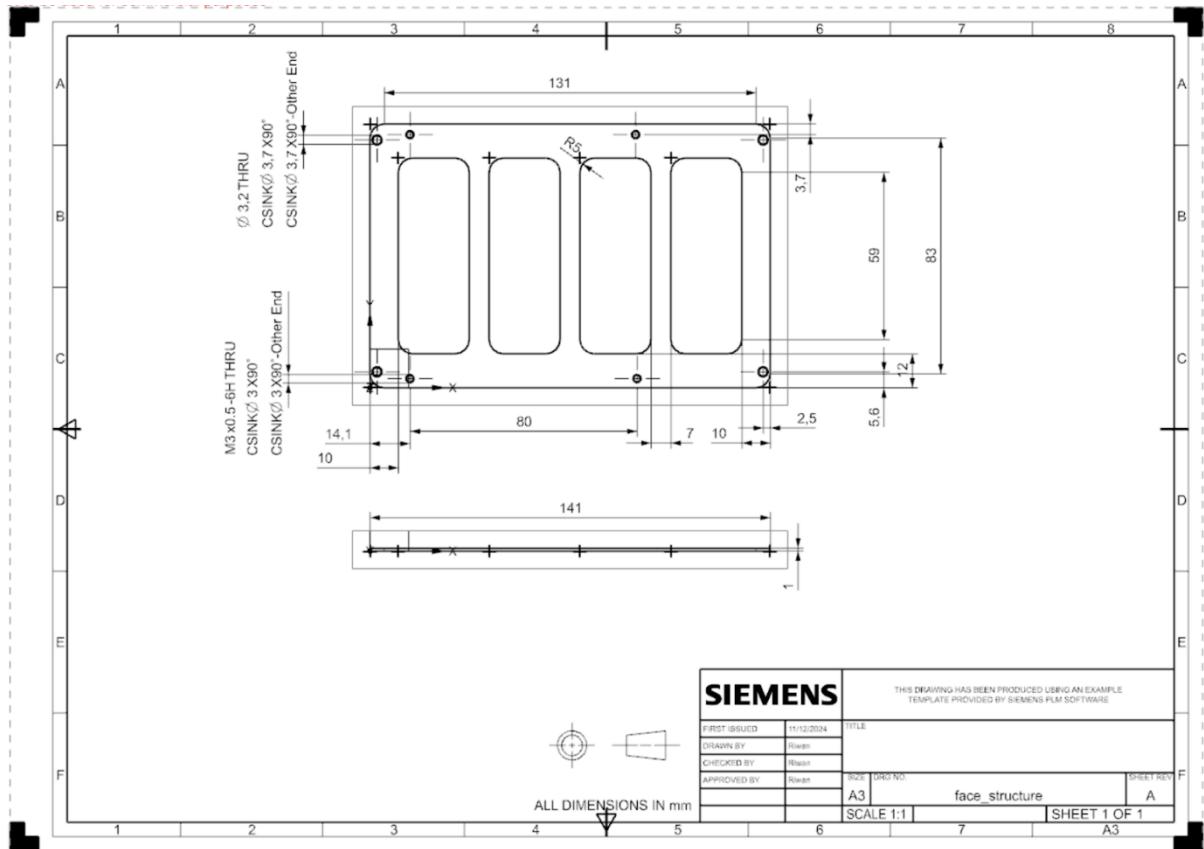


Figure 52: dessins industriels structure primaire

Choix des matériaux pour la structure du satellite

Pour la conception de la structure primaire du satellite, nous avons opté pour des matériaux largement utilisés dans l'industrie spatiale : des alliages d'aluminium 6061 et 7075, avec de bons facteurs de légèreté, de résistance mécanique et de résistance à la corrosion. L'alliage 6061 est privilégié pour sa facilité d'usinage et son bon rapport résistance/poids, tandis que le 7075 est choisi pour des applications nécessitant une résistance mécanique accrue. Les fixations, telles que les vis, sont fabriquées en acier ou en aluminium selon les besoins, permettant d'assurer un équilibre optimal entre robustesse et légèreté, indispensable pour faire face aux contraintes spatiales.

Description fonctionnelle du CubeSat

Lors de l'élaboration d'un satellite, ou dans notre cas d'un CubeSat, il faut prendre en compte que des éléments sont vitaux pour le bon déroulé de la mission. En effet, au-delà de la charge utile ou des innovations apportées, il faut penser aux équipements nécessaires à la survie du satellite. Pour que notre CubeSat fonctionne, nous devons y intégrer les sous-systèmes suivants :

- un ordinateur de bord (OBC)
- un système d'attitude et d'orientation (ADCS/AOCS)
- de la télécommunication
- un système de puissance électrique avec batterie (EPS)

Ordinateur de bord

L'ordinateur de bord est l'élément coordinateur du satellite. C'est celui qui va organiser toutes les tâches effectuées par chaque sous-système pour que ces dernières soient faites dans l'ordre et correctement. Sans cet équipement, les autres sous-systèmes ne pourraient pas se coordonner et fonctionner correctement : c'est le cœur du satellite. Dans notre cas, nous avons décidé d'utiliser l'*OBC-Cube-104* de CAVU Aerospace UK :

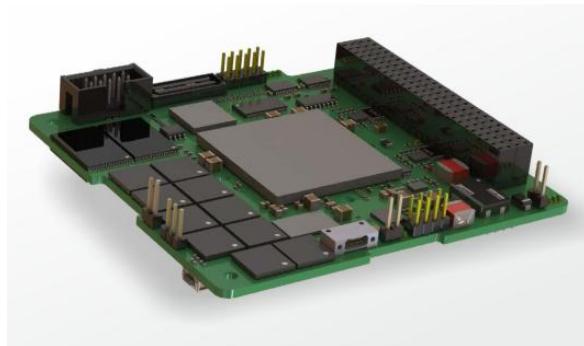


Figure 53: OBC-Cube-104

Cet ordinateur de bord correspond parfaitement à nos besoins pour plusieurs raisons. D'une part, il est de petite dimension, ce qui nous permet d'avoir largement la place d'intégrer le reste de nos équipements. De plus, il utilise un microprocesseur *ARM Cortex-M3* FPGA qui a largement fait ses preuves dans l'industrie spatiale étant donné leur résistance aux interférences liées aux particules chargées et aux rayonnements cosmiques. Il a également une durée de vie de 3 à 5 ans, ce qui montre que c'est un équipement fiable. Cet instrument remplacera l'Arduino UNO que nous avons utilisé dans le prototypage de notre CubeSat.

Système d'attitude et d'orientation

L'ADCS est un sous-système indispensable dans un satellite, c'est celui qui sera chargé de faire pivoter le satellite sur lui-même : soit le positionner dans un sens particulier, soit pour effectuer le “detumbling” de ce dernier. Il est particulièrement utile pour trois étapes de notre mission :

- lors du docking avec le satellite femelle, le satellite doit être dans la bonne orientation pour s'arrimer
- lors des communications avec la Terre, l'antenne doit faire face à la station sol
- lors de la recharge des batteries, les panneaux solaires doivent être dirigés vers le Soleil

Nous avons choisi d'utiliser l'*iADCS200* de AAC Clyde Space pour notre satellite. Cet élément est équipé d'un magnétomètre, permettant de connaître précisément l'attitude et l'orientation du satellite en se référant au magnétisme terrestre. Pour nous permettre de faire pivoter notre CubeSat, cet équipement dispose également de roues à inertie et de magnéto-coupleurs. Les roues à réaction permettent de réaliser des manœuvres très précises et sont par conséquent assez lentes. Les magnéto-coupleurs permettent de réaliser des changements plus rapides mais sont moins précis, ils sont là pour diminuer la charge de travail des roues à réaction. Cet instrument est également équipé d'interfaces permettant l'ajout de capteurs solaires qui nous seraient très utiles lors des phases de recharge du CubeSat. L'*iADCS200* est une carte très peu énergivore (1 à 4 W) et qui prend peu de place, parfaite pour notre projet.



Figure 54: iADCS de AAC Clyde Space

Télécommunications

Un autre sous-système indispensable, la télécommunication, n'est pas à négliger. En effet, c'est ce sous-système qui va gérer toutes les communications entre la station sol et le CubeSat, permettant son suivi et donc le bon déroulé de la mission. Pour assurer une communication stable, nous devons équiper notre satellite d'instruments délivrant une puissance suffisante pour que les signaux descendants et montants arrivent bien à destination et en entier. Trois équipements sont nécessaires pour effectuer cette tâche : l'OBC, l'émetteur/récepteur et l'antenne. L'OBC, que nous avons déjà choisi, sera nécessaire pour pré-traiter le signal et le compresser. L'émetteur/récepteur devra coder/décoder et moduler/démoduler le signal pour le rendre plus fiable et mieux interprétable. L'antenne sera chargée de l'envoi et de la réception du signal. Nous avons décidé de retenir le *S-Band Transmitter* de Alén Space et la *PATCH1-S-R* de Space Inventor.



Figure 55: S-Band Transmitter de Alén Space

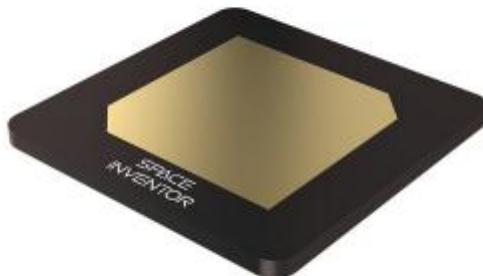


Figure 56: PATCH1-S-R de Space Inventor

Système de puissance électrique

Le sous-système de gestion de l'énergie, ou EPS (Electrical Power System), est essentiel pour assurer le fonctionnement d'un satellite en lui fournissant une alimentation électrique fiable et continue. Il gère la production d'énergie, généralement à partir de panneaux solaires, son stockage dans des batteries pour une utilisation pendant les périodes d'éclipse, ainsi que sa distribution aux différents sous-systèmes (ADCS, télécommunications, charge utile, etc.). L'EPS inclut également des régulateurs et des convertisseurs pour adapter les tensions et protéger les composants électroniques contre les surtensions ou les fluctuations. Pour notre satellite, nous avons choisi d'utiliser l'EPS *GEMINI* de NPC Spacemind, car il offre une efficacité énergétique élevée, une capacité de stockage flexible et une compatibilité avec différents types de batteries (50 à 200 Wh). De plus, son design compact et sa robustesse face aux environnements spatiaux le rendent particulièrement adapté à des missions exigeantes comme la nôtre.



Figure 57: GEMINI de NPC Spacemind

Autres équipements

Des équipements supplémentaires sont à prévoir dans notre satellite mais qui ne sont pas toujours nécessaires dans le cas général. Nous avons à notre bord :

- une caméra nécessaire pour l'arrimage du CubeSat mâle avec le CubeSat femelle
- un servomoteur permettant le déploiement des panneaux solaires
- un équipement d'arrimage mâle et femelle

Caméra d'arrimage

Pour assurer l'arrimage et que le satellite mâle repère le satellite femelle, nous avons décidé de l'équiper d'une caméra *KissCam V2* de la marque MVP Aerospace Ltd. Son petit format et son poids très réduit en font un candidat très intéressant.



Figure 58: KissCam V2 de MVP Aerospace Ltd

Servomoteur

Pour déployer nos panneaux solaires nous avons besoin d'un moteur de petite taille et générant assez de couple pour un bon déploiement. Pour notre prototype nous avons décidé d'utiliser un petit servomoteur Arduino mais qui n'est pas adapté pour l'environnement spatial. Il existe beaucoup d'équipements permettant le déploiement de nos panneaux solaires, c'est notamment le cas des moteurs miniaturisés de LIN Engineering. Ils sont de très petite taille et offrent un couple suffisant pour le bon déroulé de la phase de déploiement des panneaux solaires. De plus, cette marque offre une très grande variété de tailles et de puissances, nous aurons un très grand choix et pourrons choisir le meilleur compromis.



Figure 59: Exemples de moteur miniaturisés de LIN Engineering

Équipement d'arrimage

Pour assurer l'arrimage de nos deux satellites, il nous faut intégrer deux équipements pouvant s'emboîter et se fixer. Nous avons créé ces pièces à l'aide de NX Siemens, un logiciel de conception assistée par ordinateur. Ces pièces seront placées sur les bords de nos deux satellites et seront faites dans des matériaux adaptés à l'environnement spatial, comme l'aluminium ou le titane.

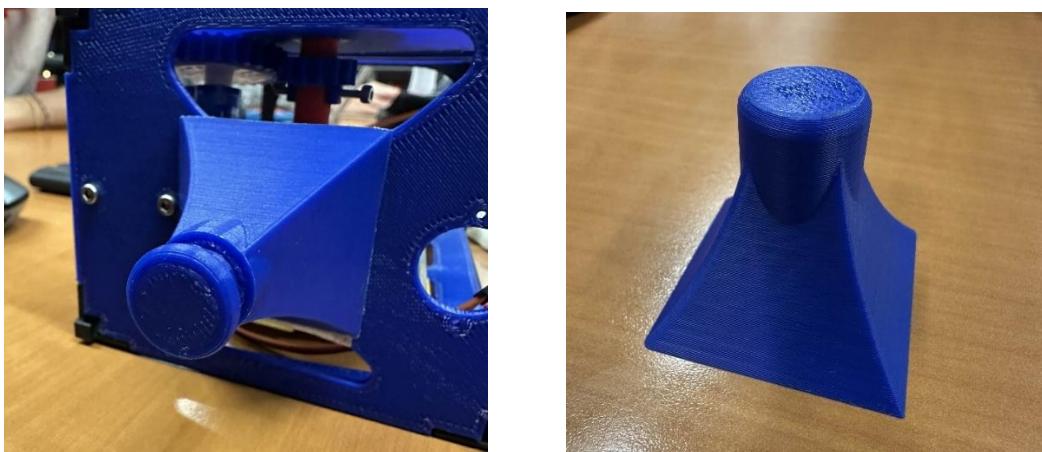


Figure 60: Photos des prototypes mâle/femelle du docking

Panneaux solaires et système de déploiement

Les panneaux solaires sont un élément essentiel du CubeSat. Ils permettent de fournir de l'énergie à la fois au CubeSat amarreur et au CubeSat arrimé grâce au système de docking. Le design des panneaux repose sur une architecture innovante et unique, inspirée de concepts terrestres tels que la « SmartFlower ». Ce système circulaire se compose de huit pales, dont trois types distincts : la pale fixe, la pale mobile et les pales en mouvement. La pale fixe, comme son nom l'indique, reste immobile par rapport au CubeSat et constitue la base du système. La pale mobile est connectée à un arbre motorisé qui, grâce à un mécanisme d'engrenages, entraîne le mouvement des autres pales. Enfin, les six pales en mouvement sont interconnectées via un système de rails bossage-rainure, permettant leur déploiement séquentiel pour former un cercle complet.

Un servomoteur et un système d'engrenages assurent le mouvement rotatif de 360° (180° du servomoteurs convertis en 360° grâce au système d'engrenages), permettant le déploiement total des panneaux solaires.

Avec un rayon de 10 cm, leur surface totale est de 0.31 m^2 . Cela permet de faire les calculs de puissance suivants :

Le flux solaire reçu par le CubeSat est égal à :

$$F = \frac{L_\odot}{4\pi d^2}$$

Avec $L_\odot = 3.80\text{e}26 \text{ W}$ et $d = 1.5\text{e}11 \text{ m}$. Cela donne :

$$F = 1351 \text{ W/m}^2$$

En multipliant par la surface totale de 0.31 m^2 , on obtient une puissance reçue est de 42.45 W. Avec un rendement de 30%, l'énergie finale produite par les panneaux solaires est de 12.73 W. Ainsi, les panneaux solaires permettent de fournir 12.73 W de puissance au CubeSat amarreur et sur le CubeSat sur lequel il s'amarre.

Cette énergie est ensuite utilisée pour alimenter les sous-systèmes critiques du CubeSat ainsi que le CubeSat arrimé lors du docking.

Les panneaux solaires sont conçus pour résister aux contraintes de l'environnement spatial. Chaque pale est fabriquée à partir de matériaux légers et robustes, comme un alliage d'aluminium, avec un revêtement protecteur contre les radiations et les températures extrêmes. Des capteurs de position angulaire vérifient le bon déploiement des pales, pour un déploiement et une exposition solaire optimaux.

Ces panneaux solaires sont accompagnés des éléments permettant le bon fonctionnement de leur déploiement :

- Le servomoteur
- La carte Arduino Mega 2560
- Le support du servomoteur et de l'arbre
- Les engrenages
- Le serre-tige
- Les différentes vis de maintien (principalement des vis M2)

Dimensionnement et bilans de masse/puissance du satellite

Dimensionnement

Afin de modéliser notre satellite et vérifier sa faisabilité, nous avons décidé de nous aider d'IDM CIC. C'est un logiciel développé par le Centre National d'Études Spatiales (CNES) pour pouvoir dimensionner des satellites et effectuer des bilans de masse et de puissance pour analyser leurs faisabilités. Sur ce logiciel nous pouvons créer tous les sous-systèmes de notre CubeSat et y intégrer tous les instruments de ces derniers. Pour créer ces instruments, nous devons simplement créer des "formes", renseigner leurs dimensions, et les placer suivant les systèmes de coordonnées intégrés.

Tableau 2: Instruments du sous-système "Structure"

Import	↑↓	ID	Name	Hidden	Type	Categories	Qty	Opt	Unit content			Color		Shapes definition								Positions							
									Id	Name	Hidden	Layers	Front	Back	Topology	3D	Help	d1 [mm]	d2 [mm]	d3 [mm]	d4 [mm]	A1 [°]	A2 [°]	S/R [mm]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rot. order	R1 [°]
+ Ed	+	1	ZSide	No	Eq	None	2	No	Import data			30%																	
+ Ass	-	2	Face sup	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ed	+	3	Piler	No	Eq	None	4	No	Import data			30%																	
+ Ass	-	4	1 pilier	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ed	+	4	XSide	No	Eq	None	2	No	Import data			30%																	
+ Ass	-	5	1 coté haut	No	Defaut				Import data			30%																	
+ Ed	+	6	YSide	No	Eq	None	2	No	Import data			30%																	
+ Ass	-	7	Box 1	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ed	+	8	Pattern	No	Eq	None	2	No	Import data			100%																	
+ Ass	-	9	1 Box 1	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ed	+	10	Box 2	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ass	-	11	Box 3	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ed	+	12	Box 4	No	Defaut				Import data			100%																	
+ Ass	-	13	Box 5	No	Defaut				Import data			100%																	

Une fois tous les équipements créés et placés, nous pouvons visualiser notre satellite sur deux logiciels différents : IDM CAD et IDM View. IDM CAD est plus pratique pour placer les équipements car les changements effectués sur IDM CIC s'actualisent en temps réel. IDM View permet de visualiser des scénarios, de faire de belles images de notre satellite en ayant un rendu plus réaliste. Nous avons donc créé deux satellites sur IDM CIC, le satellite mâle et le satellite femelle. Tous nos équipements principaux se trouvent sur le satellite mâle, nous nous concentrerons plus sur ce dernier par la suite en ce qui concerne les bilans de puissance et de masse.

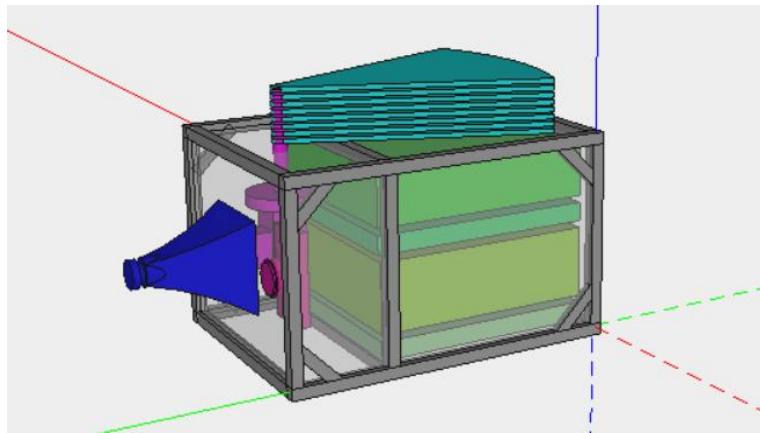


Figure 61: CubeSat mâle, panneaux solaires non déployés (IDM CAD)

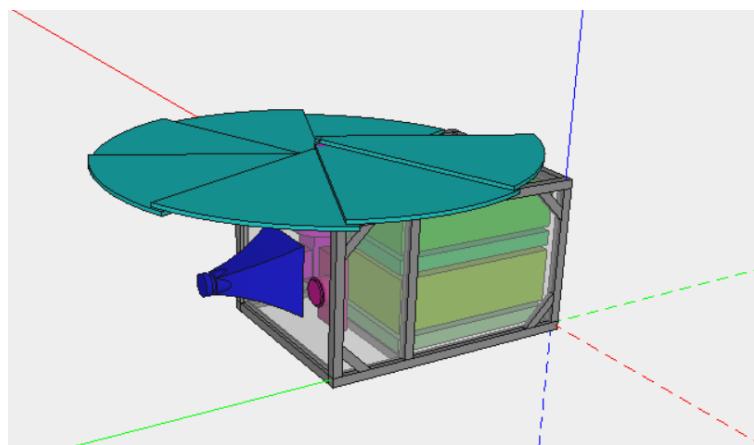


Figure 62: CubeSat mâle, panneaux solaires déployés (IDM CAD)

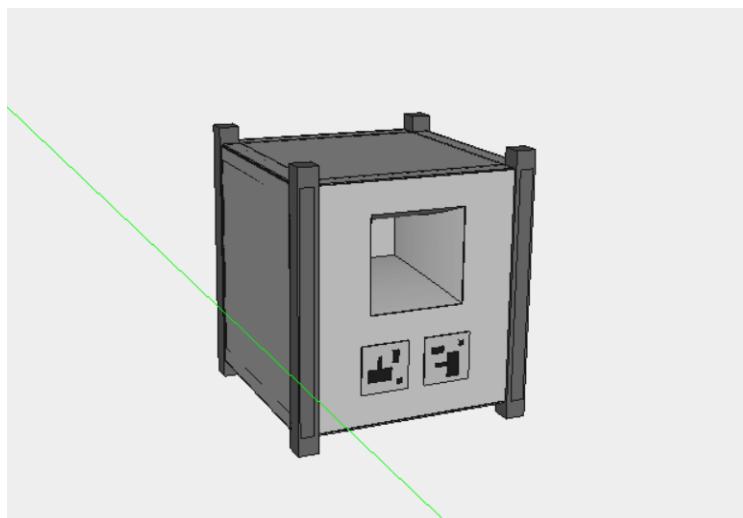


Figure 63: CubeSat femelle (IDM CAD)

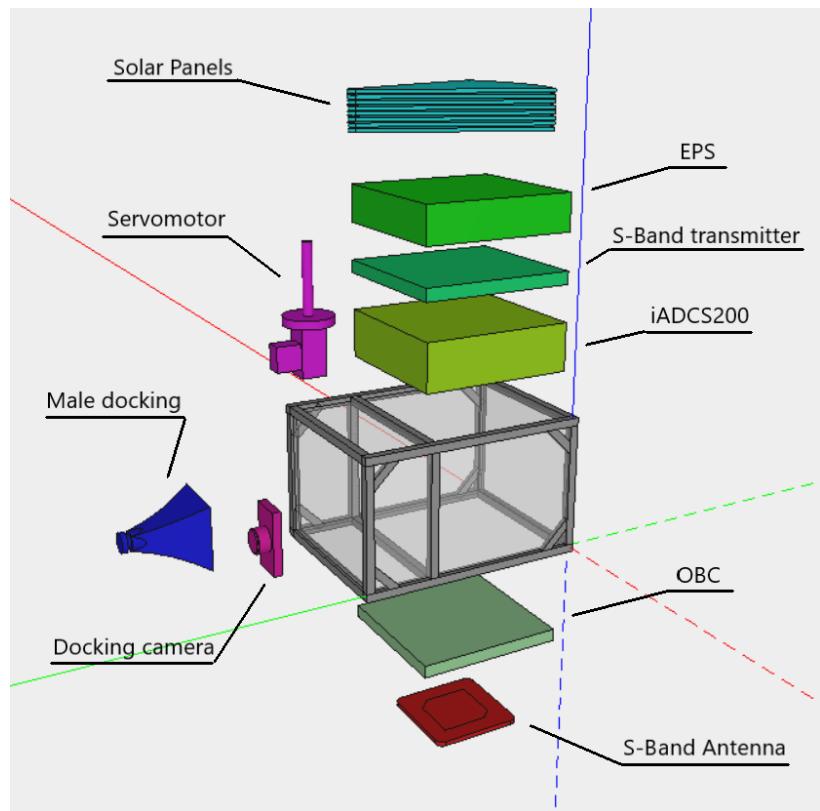


Figure 64 : Vue éclatée du CubeSat mâle (IDM CAD)



Figure 65: CubeSat mâle (IDM View)

Bilan de puissance

Afin de déterminer si notre satellite peut survivre lors de sa mission, il faut s'assurer que la puissance générée/stockée permet au satellite de subvenir à ses besoins énergétiques. En effet, chaque sous-système consomme une certaine quantité d'énergie pour chaque phase de vol. Il est nécessaire de la calculer pour conclure sur la cohérence de la production énergétique des panneaux solaires ou sur le stockage énergétique de l'EPS. Pour ce faire, nous allons nous servir des bilans de puissance que permet de générer IDM CIC. En effet, nous pouvons dans un premier temps assigner des modes de fonctionnement à chaque équipement ("Stand-By", "Idle", "Operating", etc...). Ensuite, nous pouvons créer des "scénarios" pour déterminer les phases de vol. Enfin, nous pouvons choisir pour chaque phase de vol le mode de fonctionnement de chaque équipement. Nous aurons alors finalement la consommation totale du satellite pour chaque phase. Voici le bilan de puissance obtenu dans notre cas :

Tableau 3: Bilan de puissance (IDM CIC)

cubesat				Element Modes Without margin [W] Including margin [W]	COM		APPROACH		SOLAR		MAXPWR	
+ -	Subsystem	+ -	Unit	Instance	Element mode COM	Element mode APPROACH	Element mode SOLAR	Element mode MAXPWR	Element mode SOLAR	Element mode MAXPWR		
carte de control					6,4	0	5,5	0	2,2	0	7,5	0
▼ OBC 104				1	Power mode >	Operating	Operating	Operating	Operating	Operating	Operating	Operating
					Without margin [W]	1	0	1	0	1	0	1
					Margin (0%) [W]	0	0	0	0	0	0	0
					Including margin [W]	1	0	1	0	1	0	1
▼ iADCs200				1	Power mode >	Idle	Peak	Idle	Average			
					Without margin [W]	1	0	4	0	1	0	1,4
					Margin (0%) [W]	0	0	0	0	0	0	0
					Including margin [W]	1	0	4	0	1	0	1,4
▼ transmitter Alcn				1	Power mode >	Operating	Idle	Idle	Operating			
					Without margin [W]	2,4	0	0	0	0	0	2,4
					Margin (0%) [W]	0	0	0	0	0	0	0
					Including margin [W]	2,4	0	0	0	0	0	2,4
▼ Servomotor				1	Power mode >	Idle	Idle	Operating	Operating			
					Without margin [W]	0	0	0	0,2	0	0,2	0
					Margin (0%) [W]	0	0	0	0	0	0	0
					Including margin [W]	0	0	0	0,2	0	0,2	0
▼ S-Band Antenna				1	Power mode >	Operating	Idle	Idle	Operating			
					Without margin [W]	2	0	0	0	0	0	2
					Margin (0%) [W]	0	0	0	0	0	0	0
					Including margin [W]	2	0	0	0	0	0	2
▼ KissCam				1	Power mode >	Idle	Operating	Idle	Operating			
					Without margin [W]	0	0	0,5	0	0	0	0,5
					Margin (0%) [W]	0	0	0	0	0	0	0
					Including margin [W]	0	0	0,5	0	0	0	0,5
Power without margin						6,4	0	5,5	0	2,2	0	7,5
Power including margin						6,4	0	5,5	0	2,2	0	7,5
System power margin						0,00%	0	0	0	0	0	0
Total power including system margin						6,4	0	5,5	0	2,2	0	7,5

Nous avons défini quatre phases de vol qui seront les plus importantes et les plus énergivores : les phases de communication, la phase d'approche pour l'arrimage, le déploiement des panneaux solaires et une phase fictive dans laquelle tous les équipements sont allumés. La phase critique, celle qui consomme le plus, est celle de la communication entre le satellite et la station sol avec un total de 6,4 W. Nous ne considérons pas la phase "MAXPWR" comme étant critique car nous n'utilisons jamais tous les sous-systèmes en même temps, d'où le terme "fictive" précédemment employé. Les panneaux solaires permettent un apport énergétique de 12,73 W, largement suffisants lorsque le satellite se trouve côté jour. Lorsque le satellite se trouvera côté nuit, il devra se servir des batteries.

Bilan de masse

Pour pouvoir déterminer si notre CubeSat est trop lourd ou pas assez, nous pouvons nous aider de la fonctionnalité de bilan de masse d'IDM CIC. Ce bilan nous permet de pouvoir savoir si le poids est suffisamment bas pour que le satellite soit envoyé. En effet, les constructeurs de lanceurs et les entreprises louant des caissons de lancement nous empêchent d'excéder un certain poids. Cette information est alors essentielle pour ne pas dépasser les limites imposées.

Tableau 4: Bilan de masse du satellite (IDM CIC)

▼ cubesat			Target wet mass [Kg] :			0		Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
+	-	Subsystem	Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]				
▼	STRUCTURE	Z Side	2	0,10	20,00%		0,90	20,00%	0,18	1,08		33,90%
		Piller	4	0,05	20,00%		0,20	20,00%	0,04	0,24		
		X Side	2	0,10	20,00%		0,20	20,00%	0,04	0,24		
		Y Side	2	0,10	20,00%		0,20	20,00%	0,04	0,24		
		Ribs	1	0,10	20,00%		0,10	20,00%	0,02	0,12		
		Pattern	2	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
▼	carte de control	IBC 104	1	0,08	20,00%		1,01	20,00%	0,20	1,21		37,91%
		iADCS200	1	0,45	20,00%		0,45	20,00%	0,09	0,54		
		Transmitter Alen	1	0,13	20,00%		0,13	20,00%	0,03	0,16		
		EPS GEMINI	1	0,30	20,00%		0,30	20,00%	0,06	0,36		
		Servomotor	1	0,05	20,00%		0,05	20,00%	0,01	0,06		
		S-Band Antenna	1	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
		KissCam	1	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
▼	DOCKING	Male	1	0,35	20,00%		0,35	20,00%	0,07	0,42		13,15%
		accroche	1	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
		Female	1	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
▼	panneaux solaires	Rotation	1	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
		Steady	1	0,00	20,00%		0,00	20,00%	0,00	0,00		
		▼ Assembly 4	1	0,40	20,00%		0,40	20,00%	0,08	0,48		
		Others	8	0,05	20,00%		0,40	20,00%	0,08	0,48		
►	Subsystem SAT2						0,00	0,00%	0,00	0,00		0,00%
Total dry mass without system margin							2,66	20,00%	0,53	3,19		
System margin								10,00%	0,32	3,51		
Total wet mass including all margins										3,51		

Sur ce tableau nous pouvons voir qu'en comptant des marges (10%), nous arrivons à un poids total de 3,51 kg. Ce poids est tout à fait raisonnable et rentre dans les standards concernant les satellites de format 2U qui ont un poids allant de 2 à 4 kg en moyenne.

Schéma électrique et programmes

Pour les schémas électriques nous avons essayé de modéliser d'abord le système des deux CubeSats mâle et femelle sur tinkercad. Tinkercad est le meilleur logiciel pour la modélisation rapide et interactive de montages électriques. Il possède aussi un éditeur de code facile à prendre en main qui permet de simuler quasi en temps réel le fonctionnement du montage.

Nous nous sommes ensuite servis de ces simulations pour faire le montage final que nous avons implémenté dans le CubeSat mâle. Il sert à déployer les pâles et à détecter la distance avec le CubeSat femelle. Dans la simulation nous avons mis un simple détecteur de distance à ultrasons mais en réalité ce composant sera une caméra.

Ci-dessous, nous avons mis les captures du montage tinkercad et du schéma de câblage associé ainsi que le code implémenté dans les deux cartes Arduino. Le code est expliqué plus en détails juste après.

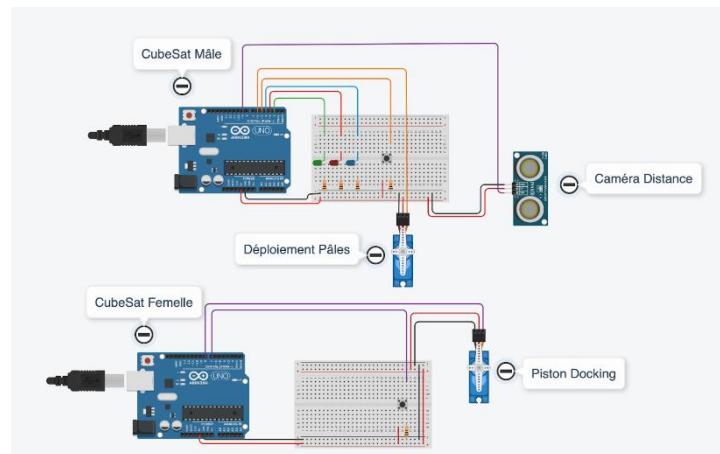


Figure 66: Montage des composants simulé sur tinkercad

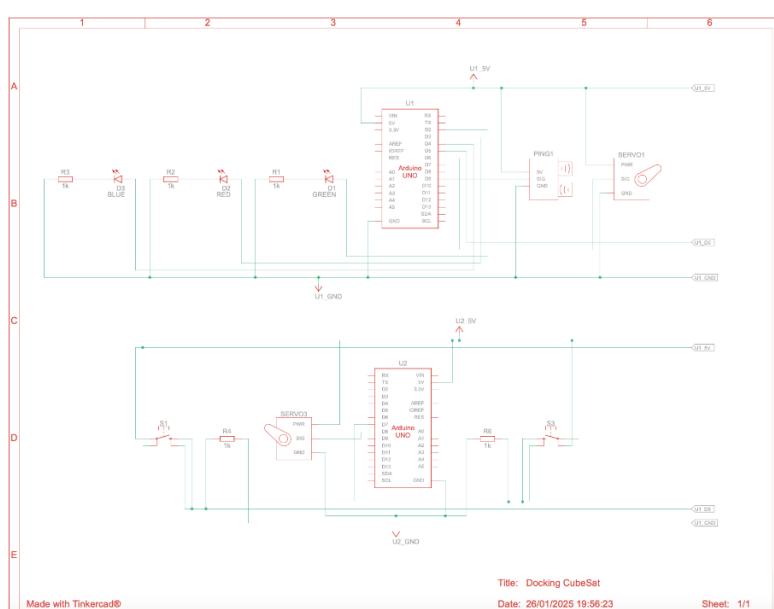


Figure 67: Schéma de câblage

```

#include <Servo.h>

int buttonPin = 5; // Pin du bouton
int LED_GREEN = 2; // Pin LED verte
int LED_RED = 3; // Pin LED rouge
int LED_BLUE = 4; // Pin LED bleue
Servo servo;
Servo servo2;
int buttonState = 0; // État du bouton
int buttonState2 = 0;
int pos = 0;
int etat = 0; // État du système (0: replié, 1: déployé)
int etat2 = 0;
int button2 = 7;

void deploiement() {
    for (pos = 0; pos <= 180; pos += 1) {
        servo.write(pos);
        if (pos == 60) {
            digitalWrite(LED_GREEN, HIGH);
        } else if (pos == 120) {
            digitalWrite(LED_RED, HIGH);
        } else if (pos == 180) {
            digitalWrite(LED_BLUE, HIGH);
        }
        delay(15); // Attente pour que le servo atteigne la position
    }
}

void rangement() {
    for (pos = 180; pos >= 0; pos -= 1) {
        servo.write(pos);
        if (pos == 120) {
            digitalWrite(LED_BLUE, LOW);
        } else if (pos == 60) {
            digitalWrite(LED_RED, LOW);
        } else if (pos == 0) {
            digitalWrite(LED_GREEN, LOW);
        }
        delay(15); // Attente pour que le servo atteigne la position
    }
}

void deploiement2() {
    for (pos = 0; pos <= 180; pos += 1) {
        servo2.write(pos);
        delay(15); // Attente pour que le servo atteigne la position
    }
}

void rangement2() {
    for (pos = 180; pos >= 0; pos -= 1) {
        servo2.write(pos);
        delay(15); // Attente pour que le servo atteigne la position
    }
}

void ledSequence() {
    // Séquence d'allumage des LEDs
    digitalWrite(LED_GREEN, HIGH);
    delay(300);
    digitalWrite(LED_GREEN, LOW);
}

```

```

digitalWrite(LED_RED, HIGH);
delay(300);
digitalWrite(LED_RED, LOW);
digitalWrite(LED_BLUE, HIGH);
delay(300);
digitalWrite(LED_BLUE, LOW);
// Flash rapide des 3 LEDs ensemble
digitalWrite(LED_GREEN, HIGH);
digitalWrite(LED_RED, HIGH);
digitalWrite(LED_BLUE, HIGH);
delay(200);
digitalWrite(LED_GREEN, LOW);
digitalWrite(LED_RED, LOW);
digitalWrite(LED_BLUE, LOW);
}

void setup() {
pinMode(buttonPin, INPUT);
pinMode(button2, INPUT);
pinMode(LED_GREEN, OUTPUT);
pinMode(LED_RED, OUTPUT);
pinMode(LED_BLUE, OUTPUT);
servo.attach(6); // Pin du servo moteur
servo.write(0); // Position initiale
servo2.attach(8);
servo2.write(0);
ledSequence(); // Vérification des LEDs au démarrage
}

void loop() {
buttonState = digitalRead(buttonPin);
buttonState2 = digitalRead(button2);

if (buttonState == HIGH && etat == 0) {
    etat = 1;
    deploiement();
} else if (buttonState == HIGH && etat == 1) {
    etat = 0;
    rangement();
}
if (buttonState2 == HIGH && etat2 == 0) {
    etat2 = 1;
    deploiement2();
} else if (buttonState2 == HIGH && etat2 == 1) {
    etat2 = 0;
    rangement2();
}

delay(50); // Anti-rebond pour éviter les lectures multiples
}

```

Le code ci-dessus permet de :

- déployer les pâles du panneau solaire grâce au premier servomoteur contrôlé par un bouton
- ranger les pâles du panneau solaire
- enclencher le système de Docking avec le deuxième bouton
- détacher le système de Docking
- afficher l'état de déploiement du panneau solaire avec les LEDs

Au début, plusieurs variables sont initialisées. Les broches associées aux boutons et aux LEDs sont définies (buttonPin pour le premier bouton, button2 pour le second, et LED_GREEN, LED_RED, et LED_BLUE pour les trois LEDs), ainsi que deux servomoteurs (servo et servo2). Des variables comme buttonState et buttonState2 permettent de lire l'état des boutons, tandis que etat et etat2 gèrent les états des systèmes (respectivement déploiement/rangement du panneau solaire et activation/désactivation du docking). La variable pos est utilisé pour contrôler progressivement la position des servomoteurs.

Le programme comprend plusieurs fonctions pour organiser les tâches. La fonction *deploiement* permet de déployer les pâles du panneau solaire en déplaçant progressivement le premier servomoteur de 0 à 180 degrés. Pendant ce processus, les LEDs s'allument séquentiellement pour indiquer les étapes clés : à 60 degrés, la LED verte s'allume, à 120 degrés, la LED rouge s'allume, et enfin à 180 degrés, la LED bleue s'allume. À l'inverse, la fonction *rangement* effectue l'opération inverse : elle ramène les pâles à leur position initiale, en éteignant les LEDs dans l'ordre inverse (bleue, rouge, verte).

Les fonctions *deploiement2* et *rangement2* s'occupent du second servomoteur, utilisé pour gérer le système de docking. Ces fonctions font également bouger le servomoteur de 0 à 180 degrés, puis de 180 à 0 degrés, respectivement, mais sans l'implication des LEDs, car leur rôle est uniquement mécanique.

Une fonction supplémentaire, *ledSequence*, est utilisée lors du démarrage du programme pour tester les LEDs. Elle réalise une séquence d'allumage et d'extinction des LEDs une par une, suivie d'un flash rapide des trois LEDs simultanément, permettant de vérifier leur bon fonctionnement.

Dans la fonction *setup*, les broches des boutons sont configurées en entrée, celles des LEDs en sortie, et les servomoteurs sont attachés à leurs broches respectives. La séquence d'initialisation des LEDs est appelée pour vérifier visuellement le système au démarrage.

Enfin, la fonction *loop* gère la logique principale du programme. Elle lit l'état des boutons et vérifie les états des systèmes pour déterminer quelle action exécuter. Si le premier bouton est pressé, le programme alterne entre le déploiement et le rangement des pâles en fonction de l'état actuel (etat). De même, si le deuxième bouton est pressé, le système de docking est activé ou désactivé selon son état (etat2). Une pause de 50 ms est intégrée pour éviter les rebonds des boutons.

Maquettes / Impressions 3D



Figure 68 : Maquette 3D de la première itération du panneau solaire, non déployé et déployé



Figure 69 : Itération 2 d'une pâle de panneau solaire



Figure 70 : Dernière itération de la pâle mobile du panneau solaire



Figure 71 : Premières impressions de la structure



Figure 72 : Prototypes de docking mâle/femelle



Figure 73 : Servomoteur intégré à la structure

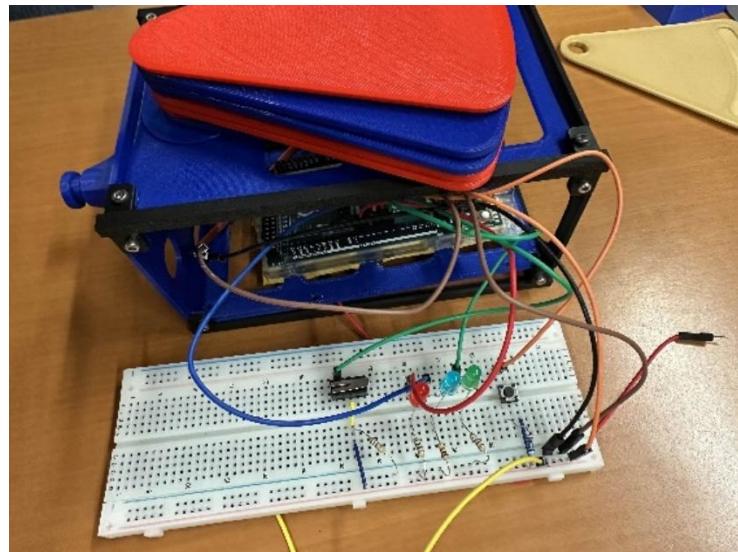


Figure 74 : Montage électronique du CubeSat

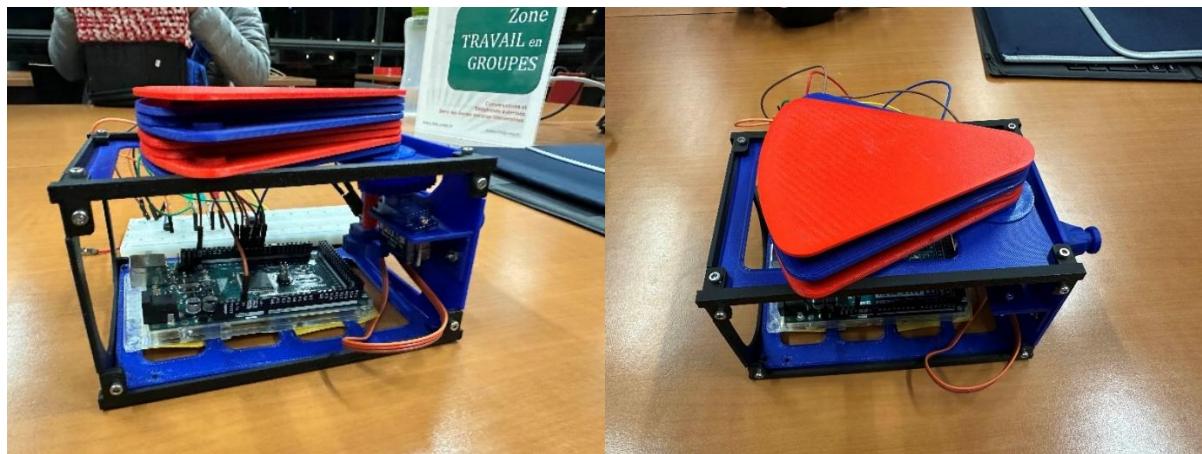


Figure 75 : Vue d'ensemble du CubeSat final

Conclusion

En conclusion, nous avons conçu un CubeSat 2U ayant deux fonctions principales : la récupération d'énergie via un système innovant de panneaux solaires, et l'arrimage du CubeSat à d'autres CubeSats possédant la partie femelle du système de docking. Cette mission, mission de service aux opérateurs de CubeSats, a pour objectif de fournir ces derniers en énergie et en puissance électrique.

Le projet est divisé en trois grandes parties :

- Les panneaux solaires et leur système de déploiement
- Le système de docking
- Le bus et la structure du satellite

Pour ce faire, nous avons utilisé divers outils tels que NX pour la conception assistée par ordinateur et IDM CIC pour la représentation et les bilans de masse et de puissance. Nous avons pu profiter des installations du FabLab du LATMOS, et notamment des multiples imprimantes 3D et outils électroniques pour Arduino, pour mener le projet à travers plusieurs itérations afin d'arriver à la version finale et fonctionnelle du CubeSat.

Ce projet nous a permis d'acquérir plusieurs compétences en dimensionnement de systèmes de CubeSats, modélisation assistée par ordinateur, impression 3D, systèmes électroniques Arduino et la programmation en C++/Arduino associée. Aussi, nous avons pu mieux comprendre comment organiser un projet spatial et l'itérer au sein d'une équipe aux spécialités diverses.

Table des illustrations

Figure 1: L'ISS (International Space Station)	5
Figure 2: Système APAS (Androgynous Peripheral Attach System)	6
Figure 3: Système IDSS (International Docking System Standard)	6
Figure 4: Le satellite RemoveDebris en action	7
Figure 5: Exemple de procédure d'approche	7
Figure 6: Exemples de système de docking en plusieurs coupes et prises de vue	8
Figure 7: Cubesats COVE de l'Université du Michigan et du JPL	10
Figure 8: Panneaux Solaires 1U de chez DHV Technology	11
Figure 9: Cubesat PICASSO de l'ESA	11
Figure 10: Cubesat CAPSTONE de la NASA	12
Figure 11: Configurations latérales et longitudinales de déploiement	12
Figure 12: Panneaux solaires déployables d'Insight.....	13
Figure 13: Cubesat 1U Endurosat	15
Figure 14: phase mission	16
Figure 15: Schéma cinématique des panneaux solaires	17
Figure 16: Pale, première itération	18
Figure 17: Pale intermédiaire (V1)	19
Figure 18: Pale panneau solaire.....	20
Figure 19: Pale V finale.....	21
Figure 20: Pale fixe V2	22
Figure 21: Pale fixe V1	23
Figure 22: Pale fixeV2	24
Figure 23: Pale fixe Version finale	24
Figure 24: Pale mobile V1	25
Figure 25: Pale mobile V2.....	26
Figure 26: Pale mobile V finale.....	27
Figure 27: Serre tige	28
Figure 28: Grand engrenage	29
Figure 29: Petit Engrenage.....	30
Figure 30: Petit engrenage version finale	30
Figure 31: Support du servomoteur et arbre	31
Figure 32: Assemblage Cubesat Final.....	33
Figure 33: docking satellite existant.....	34
Figure 34: Camera de tracking pour le docking	35
Figure 35: Modélisation de docking existant	36
Figure 36: Modélisation 3D du système mâle/femelle de Docking itération 1	37
Figure 37: Modélisation 3D du système mâle/femelle de Docking itération 2	38
Figure 38: : Modélisation 3D du système mâle/femelle de Docking version finale	39
Figure 39: Modélisation 3D des pinces femelles.....	40
Figure 40: Système de docking entier	41
Figure 41: dessin industrielle docking.....	43
Figure 42: Schéma sur les liaisons.....	44
Figure 43: Différentes étapes du docking (schéma diagramme de flux)	44
Figure 44: Modélisation 3D face structure 1U	46

<i>Figure 45: Modélisation 3D face structure version finale</i>	46
<i>Figure 46: Modélisation 3D face docking structure</i>	47
<i>Figure 47: Modélisation 3D pilier structure Version 1</i>	48
<i>Figure 48: : Modélisation 3D pilier structure Version 2.....</i>	49
<i>Figure 49: Modélisation 3D pilier structure Version 3</i>	50
<i>Figure 50: Modélisation 3D pilier structure version 4</i>	51
<i>Figure 51: Modélisation 3D pilier structure Version finale</i>	52
<i>Figure 52: dessins industriels structure primaire.....</i>	55
<i>Figure 53: OBC-Cube-104</i>	56
<i>Figure 54: iADCS de AAC Clyde Space</i>	57
<i>Figure 55: S-Band Transmitter de Alén Space</i>	58
<i>Figure 56: PATCH1-S-R de Space Inventor.....</i>	58
<i>Figure 57: GEMINI de NPC Spacemind.....</i>	59
<i>Figure 58: KissCam V2 de MVP Aerospace Ltd</i>	60
<i>Figure 59: Exemples de moteur miniaturisés de LIN Engineering.....</i>	61
<i>Figure 60: Photos des prototypes mâle/femelle du docking</i>	61
<i>Figure 61: CubeSat mâle, panneaux solaires non déployés (IDM CAD)</i>	65
<i>Figure 62: CubeSat mâle, panneaux solaires déployés (IDM CAD)</i>	65
<i>Figure 63: CubeSat femelle (IDM CAD)</i>	65
<i>Figure 64 : Vue éclatée du CubeSat mâle (IDM CAD)</i>	66
<i>Figure 65: CubeSat mâle (IDM View).....</i>	66
<i>Figure 66: Montage des composants simulé sur tinkercad.....</i>	69
<i>Figure 67: Schéma de câblage</i>	69
<i>Figure 68 : Maquette 3D de la première itération du panneau solaire, non déployé et déployé...73</i>	73
<i>Figure 69 : Itération 2 d'une pâle de panneau solaire</i>	73
<i>Figure 70 : Dernière itération de la pâle mobile du panneau solaire.....</i>	73
<i>Figure 71 : Premières impressions de la structure</i>	74
<i>Figure 72 : Prototypes de docking mâle/femelle</i>	74
<i>Figure 73 : Servomoteur intégré à la structure</i>	74
<i>Figure 74 : Montage électronique du CubeSat.....</i>	75
<i>Figure 75 : Vue d'ensemble du CubeSat final</i>	75