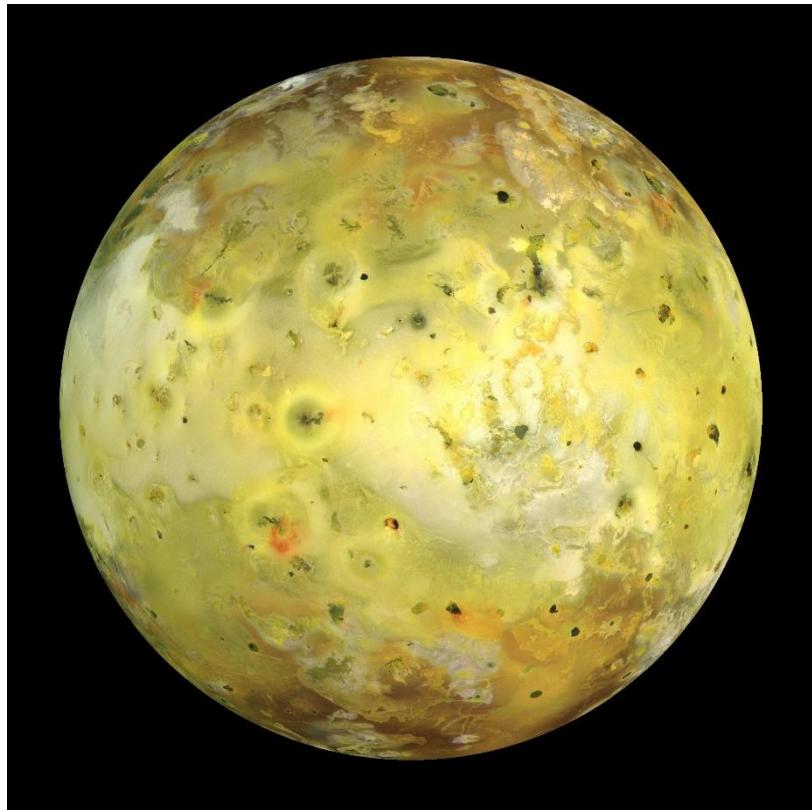




Master 2 – Enjeux du spatial et nouvelles applications - NewSpace

TIDE – Tidal Io Dynamics Explorer

UE5 – Projet spatial instrumental



BLOUIN Antoine

DOUILLARD-JACQ Grégoire

GHOBRIL Riwan

GIRAUD Louis-Melchior

GUILLEMIN Eloi

19/01/2025

Table des matières

Résumé	6
Liste des figures	7
Introduction	10
1 - Contexte du projet	10
2 – Présentation générale de notre mission	10
1 - Contextualisation	11
1.1 – Description de Io	11
1.1.1 Volcanisme tidal	11
1.1.2. Géomorphologie et surface de Io	12
1.1.3. Interaction magnétique entre Io et Jupiter	12
1.1.4. Atmosphère de Io	12
1.2 – Environnement jovien	13
1.3 - Historique des missions autour de Io	14
2 - Enjeux scientifiques de la mission	16
2.1 - Formation de montagnes tidales	17
2.2 - Dynamique du volcanisme tidal	19
3 - Gestion du projet	22
3.1 - Organisation générale du projet	22
3.1.1 - Réunions de travail	22
3.1.2 - Jalons	22
3.2 - Besoins, ressources et risques	23
3.2.1 - Besoins	23
3.2.1.A Moyens matériels	23
3.2.1.B Compétences et connaissances académiques	24
3.2.1.C Logiciels informatiques	24
3.2.2 - Ressources	24
3.2.2.A Ressources humaines	24
3.2.2.B Ressources matérielles	25
3.2.2.C Ressources informatiques et logicielles	25
3.2.2.D Ressources numériques	25
3.2.2.E Infrastructures de travail	25
3.2.3 – Risques	26

3.3 - Division du travail et des axes de recherche (WBS)	26
3.3.1 Recherches scientifiques	27
3.3.2 Données	28
3.3.3 Mécanique orbitale	28
3.3.4 Ingénierie des systèmes	28
3.3.5 Instrumentation scientifique	28
3.3.6 Energie	28
3.5 - Experts	29
4 - Première version de Tide	30
4.1 – Définition de l'orbite	30
4.1.1 – Trajet jusqu'à Jupiter	30
4.1.1.A – Etat de l'art des missions allant sur Jupiter	31
4.1.1.B – Conditions du voyage vers Jupiter	32
4.1.2 – Propulsion	36
4.1.2.A – Choix du carburant	36
4.1.2.B – Choix du propulseur	38
4.1.2 – Orbite autour de Io	39
4.1.2.A – Définition de l'orbite	39
4.1.2.B – Couverture des zones d'intérêts	41
4.2 – Instrumentation et sites d'étude	42
4.2.A - MultiScape100 CIS	43
4.2.2 – Caméras HyperScout	43
4.3 – Télécommunication et traitement des données	44
4.3.1 - Télécommunications	44
4.3.2 - Données	47
4.4 – Gestion de l'énergie	51
4.4.1 Source d'énergie	52
4.4.2 Choix de la batterie	55
4.4.3 Distribution de l'énergie	56
4.5 – Résistance à l'environnement	56
4.5.1 Thermique	56
4.5.1.A Introduction	56
4.5.1.B Étude préliminaire	57
4.5.1.C Comprendre l'environnement thermique	57
4.5.1.D Identifier les besoins des systèmes	60
4.5.2 - Radioactivité	61

4.5.2.A Introduction	61
4.5.2.B Première étude	62
4.6 – Bilan système sur IDM CIC	63
4.6.1 Présentation IDM-CIC	63
4.6.2 Première esquisse, Version 0	63
4.6.3 Bilan de masse	64
4.6.4 Mise en phase de la version 0	65
5 – Seconde version de Tide	66
5.1 – Amélioration de la charge utile	67
5.2 – Télécommunication et traitement des données	69
5.2.1 - Télécommunications	69
5.2.2 - Stratégies de gestion des données	72
5.3 – Réduction des coûts énergétiques	76
5.3.1 – Changement des composants	76
5.3.2 – Scénario de consommation énergétique	77
5.3.3 – Bilan énergétique :	78
E.3.4 – Bilan d'énergie	79
5.4 – Modification de l'agencement des systèmes	81
5.4.1 - Modifications apportées	81
6 – Version finale	83
6.1 – Protection contre les radiations	83
6.1.1 Résistance des systèmes	83
6.1.2 État de l'art	83
6.2 – Bilan thermique	85
6.2.1 - Simulations	85
6.3 – Gestion de la propulsion	88
6.3.1 – Orbite de transfert	88
6.4 – Scénarios mission	90
6.4.1 - Transmission	91
6.4.2 - Gestion de l'énergie	91
6.4.3 - Propulsion	92
6.4.4 - Orbite	93
6.4.5 - Radiations	93
6.5 – Modélisation système finale	94
6.5.1 – Bilan de masse et thermique final	94
6.5.2 – Bilan final d'énergie	95

6.5.3 – Résultat final	95
7 – Budget	96
Conclusion	101
Références bibliographiques	102
Annexes	106
A – 1 Batterie V0 :	106
A – 2 IDM-CIC	106
A – 2.1 Version-0 :	106
A – 2.1.1 Mass Budget :	106
A – 2.1.2 CAD :	107
A – 2.2 Version-1 :	107
A – 2.2.1 Mass budget :	107
A – 2.2.2 Element Power Budget :	108
A – 2.2.2 Systeme Power Budget :	109
Version-2 final:	110
Budget	117
Couts Phase :	121
A – 3 Thermique	128

Résumé

Fiche de synthèse : Mission TIDE

Objectif principal

Explorer les caractéristiques géophysiques et géologiques de Io, notamment son volcanisme tidal et ses interactions avec la magnétosphère jovienne, afin de mieux comprendre les dynamiques internes des corps célestes soumis à des forces de marée extrêmes.

Enjeux scientifiques

Étudier les mécanismes de formation des montagnes tidales, un processus unique dans le système solaire.

Analyser la dynamique thermique et physique des volcans et des lacs de lave pour déterminer leur structure et leur composition.

Localiser et caractériser les zones d'émission volcanique via des mesures spectrales et thermiques.

Observer les interactions entre Io et la magnétosphère de Jupiter, notamment l'impact sur son atmosphère et le tore de plasma.

Plan de mission	Contraintes environnementales
<ul style="list-style-type: none">Phase 1 : Décollage et mise en orbite en ferrouillage (piggyback) avec JUICE.Phase 2 : Transfert vers Io et tests des sous-systèmes.Phase 3 : Acquisition des données scientifiques et transmission vers la Terre.	<ul style="list-style-type: none">Résistance aux radiations et températures extrêmes dans l'environnement jovien.Gestion de l'énergie et des communications dans un contexte de mission de type CubeSat.
Résultats attendus	Innovations et impacts
<ul style="list-style-type: none">Cartographie détaillée de plusieurs zones prioritaires sur Io, incluant des montagnes et sites volcaniques atypiques.Mesures thermiques et spectrales inédites des zones actives pour des modélisations géophysiques améliorées.Données comparatives sur les interactions Io-Jupiter pour étoffer les modèles de dynamique magnétosphérique.	<p>Durabilité : Usage de technologies "propulsif vert" pour limiter l'impact écologique de la mission.</p> <p>Miniaturisation : Exploration avancée avec une architecture CubeSat démontrant son potentiel pour des missions interplanétaires.</p> <p>Contribution aux sciences planétaires : Avancée significative dans la compréhension des processus liés au volcanisme et aux interactions magnétiques.</p>

Liste des figures

Figure A Dynamique globale à l'interface entre l'atmosphère et la subsurface de Io [De Pater et al., 2021].	13
Figure 2 : Magnétosphère et Tore de plasma de Jupiter [ref]	14
Figure 3 : Densité du Tore de plasma [ref]	14
Figure 4 : A gauche, toute première image de Io (zone polaire septentrionale), prise par Pioneer 11. A droite, image de Io (avec le volcan Prométhée au centre) prise par la sonde Galileo en 1999.	15
Figure E : Sites prioritaires sélectionnés pour la poursuite des différents objectifs de la mission, avec leurs différentes caractéristiques [Schenk et al., 2002 ; Tsang et al., 2014 ; Turtle et al., 2001].	16
Figure 6 : Localisation des sites sélectionnés pour la mission. Les sites indiqués en bleu sont des chaînes de montagnes et ceux indiqués en noir sont des sites volcaniques.	17
Figure 7 : Modèle de formation des montagnes ionniennes [Schenk et Bulmer, 1998]. L'orogenèse ionienne diffère de l'orogenèse terrestre par l'absence de tectonique des plaques.	18
Figure 8: A: Boësaule Montes (Voyager 1). B : Euboea Montes (Voyager 1). C : Hi'iaka Montes (Galileo). D : Mongibello Montes (Galileo). E : Tvashtar Paterae (Galileo). F : Zal Montes (Juno).	18
Figure 9: Carte des 343 sources thermales identifiées à la surface de Io par de multiples observations terrestres et in-situ de Io de 1974 à 2023, classées par puissances d'émission [Davies et al., 2024].	19
Figure 10: Image de la région de Pelé en éruption, comprenant également Boësaule Montes, prise par la sonde Voyager 1 en 1979.	19
Figure 11 : A gauche, coulées de lave issues de Ra Patera (Voyager 1). Au centre, le volcan Amirani et sa coulée de lave (Galileo). A droite, le volcan Prométhée et sa coulée de lave (Galileo).	20
Figure 12: A gauche, Loki Patera et terrains clairs d'origine volcanique autour de divers centres éruptifs (Voyager 1). A droite, vue d'artiste (© NASA) de Loki Patera, avec son volcan et ses anciennes coulées de lave solidifiées au milieu de son vaste lac de lave.	20
Figure 13: A gauche, panache volcanique de 140 km de hauteur émis par Pillan Patera en 1997 (Galileo). A droite, panache volcanique de plus de 350 km de haut émis par Tvashtar lors de sa grande éruption de 2007, qui s'est accompagnée de multiples autres éruptions.	20
Figure 14: Diagramme de Gantt du projet TIDE, réalisé avec le logiciel Gantt Project.	23
Figure 15: Définitions des domaines de compétences et d'appétence des membres du groupe.	24
Figure 16: Estimations des besoins et ressources en termes de temps de travail.	25
Figure 17: Risques personnels, matériels et informatiques majeurs définis.	26
Figure 18: Organigramme de division du travail (WBS : work breakdown structure).	27
Figure S Pôles de recherches initialement définis, avec les responsables et suppléants définis selon les domaines de compétence et d'appétence de chaque membre.	27
Figure T Liste d'experts par pôle, avec leurs spécialités respectives.	29
Figure U Organisation des phases de la mission.	30
Figure V Comparatif des missions ayant exploré le système jovien (hors missions transitoires).	32
Figure 23 : Organisation de la mission Juice.	33
Figure 24 : Valeurs d'accélération au cours du temps lors du décollage.	33
Figure Y Phases 1 et 2 de la mission	34
Figure Z Solutions existantes aux contraintes subies par une sonde lors d'un voyage spatial.	35
Figure 27 Image de la phase de Drop pour quitter le piggyback.	35
Figure 28: Orbite de JUICE autour de Jupiter.	35
Figure 29: Diagrammes des différents carburants chimiques. "Gary Quinsac"	36
Figure 30: Comparaison des différents carburants. [Gary Quinsac, Systèmes de propulsion]	37
Figure 22: Comparaison du HPGP, LMP-103S à l'hydrazine. [ecaps.se]	38
Figure EE Image du propulseur IN HPGP Ecaps	39
Figure FF Modélisation de notre cubesat sur STK	39
Figure GG Modélisation sur STK de l'orbite circulaire de 500km d'altitude autour de Io	40
Figure HH Latitudes couvertes par la sonde à la surface de Io avec une orbite inclinée de 40 deg	40
Figure II Latitudes couvertes par la sonde à la surface de Io avec une orbite équatoriale	40
Figure JJ Représentation des durées de couverture des zones d'intérêt (s/day)	41
Figure KK Couverture moyenne, maximum et minimum des latitudes de Io par Tide	42
Figure LL Prérequis techniques estimés de l'instrumentation pour la réalisation des objectifs.	42

Figure MM Fiche technique des Hyperscout	44
Figure NN Fiche technique 2 des Hyperscouts	44
Figure OO Visualisation de la distance entre Io et JUICE avec l'outil de la NASA (Eyes on the solar system)	45
Figure PP Spectre des bandes de fréquences selon leur secteur d'utilisation	46
Figure QQ La sonde JUICE en orbite autour de Jupiter	47
Figure RR Tableau récapitulatif des scénarios de compression des images	48
Figure SS Le transpondeur Iris v2.2 développé par le Jet Propulsion Laboratory de la NASA	48
Figure TT L'Ordinateur De Bord (ODB) FERMI Deep Space d'Argotech	49
Figure UU Diagramme du chemin de la donnée lors de la première itération	50
Figure VV Diagramme fonctionnel de la plateforme lors de la première itération	51
Figure WW Schéma bloc du fonctionnement du système énergétique du cubesat. [Yoshihiro Tsuruda]	52
Figure XX Photo des panneaux solaires DMSA 6U/A	53
Figure YY A : Lithium-Polymer / B : Lithium-Ion / C : Ni-MH / D : Ni-Cd / E : Lead	55
Figure ZZ Nombre de cycles possibles de la batterie	55
Figure AAA Flux thermique du satellite	58
Figure BBB Evolution de la température due à l'environnement	59
Figure CCC Bilan thermique des composants	61
Figure DDD Tableau récapitulatif de tous les composants de la première version	63
Figure EEE Modélisation 3D avec IDM-CIC de la première version de Tide	64
Figure FFF Tableau des phases de la mission	66
Figure GGG Image de Alice Mulga par la HyperScout 2	67
Figure HHH Carte de brillance des températures du volcan Etna de HyperScout 2, Sentinel 3, Landsat 8	68
Figure JJJ Le transpondeur VHF uplink/UHF downlink d'Isispace	70
Figure KKK Le transmetteur S-band à haute performance de transfert d'Isispace	70
Figure LLL Les antennes déployables UHF/VHF d'Isispace	71
Figure MMM Le patch antenne S-band d'Isispace	71
Figure NNN Tableau récapitulatif des composants de télécommunication choisis	71
Figure OOO Image originale avec nuages (gauche) et identification des nuages par le réseau neuronal embarqué (droite)	72
Figure PPP Schéma d'une transformé en ondelettes d'une image	73
Figure QQQ Transformée Discrète en Ondelettes 2-d (un niveau)	73
Figure RRR Décomposition à Transformée Discrète en Ondelettes 2-d à trois niveaux d'une image	73
Figure SSS Diagramme du chemin de la donnée, deuxième itération	75
Figure TTT Diagramme fonctionnel de la plateforme, deuxième itération	75
Figure UUU Consommation maximale d'énergie	76
Figure VVV Photo du pack endurosat EPS 2 + batterie	76
Figure XXX Gestion des Power Modes et leur impact énergétique	78
Figure YYY Modélisation du cubesat avec IDM-VIEW	82
Figure XXX Tableau des différentes orbites	88
Figure YYY Simulation des orbites A (rose), B (bleu clair) et C (jaune) de Tide avec STK	89
Figure ZZZ Modélisation des itérations de STK afin de trouver la bonne orbite	89
Figure AAAA Image de l'orbite finale	90
Figure BBBB Modélisation de l'orbite de transfert à la sortie de galileo	90
Figure CCCC Structure d'empilement des couches de la batterie à énergie atomique	91
Figure FFFF Modélisation IDM-VIEW	95
Figure 38: Tableau mass Budget version 0	106
Figure 39: CAD version 0	107
Figure 40: Tableau mass Budget version 1	107
Figure 41: Tableau Element Power version 1	108
Figure 42: Systeme Power Budget version 1	109
Figure 43: CAD version 1	110
Figure 46: Tableau Système management Version final	110
Figure 47: Tableau Geometrical configuration version final	111
Figure 48: Tableau Saved Configuration version final	111
Figure 49: Tableau Mass Budget version final	112
Figure 50: Tableau Thermal configuration version final	113
Figure 43: Tableau Element Power version final	114
Figure 43: Systeme Power Budget version final	115

<i>Figure 38: Subsystem structure (STR)</i>	115
<i>Figure 39: Subsystem Communication (COM)</i>	116
<i>Figure 40: Subsystem Power (PWR)</i>	116
<i>Figure 41: Subsystem On-Bord Computer (OBC)</i>	116
<i>Figure 42: Subsystem Thermal control (THC)</i>	116
<i>Figure 43: Subsystem Attitude Determination Control System (ADCS)</i>	116
<i>Figure 44: Subsystem Propulsion (PPS)</i>	116
<i>Figure 45: Subsystem Payload (PLD)</i>	117
<i>Figure 52: CAD version final</i>	117
<i>Figure 107: Test avec Aluminium machine non-polished</i>	128
<i>Figure 108 Test Aluminium based coating</i>	129
<i>Figure 109 Test Aluminium silicon coating</i>	129

Introduction

1 - Contexte du projet

Le projet a pris place dans le cadre d'une simulation d'une réponse à un appel d'offre de la NASA appelé SIMPLEx. Le plan Small Innovative Missions for PLanetary EXploration (SIMPLEx) est un programme de la NASA destiné au financement par appel d'offres de missions d'exploration spatiale à faible coût. Il comprend notamment des missions de développement de systèmes robotiques, d'atterrisseurs, de rovers et de satellites destinés à l'étude des planètes, satellites naturels et astéroïdes du Système Solaire. Le financement de missions liées à l'étude d'objets extérieurs et de thématiques astrophysiques est également envisageable.

Le budget de développement d'une mission du programma SIMPLEx est fixé à une valeur maximale de 55 millions US\$, hors coûts associés au lancement de la mission dans l'espace et à l'exploitation et au traitement de ses données d'exploration, un budget bien inférieur à celui de missions spatiales traditionnelles. Le principal objectif de ce programme est d'encourager le développement de missions spatiales à faibles coûts et initiées par un plus grand nombre d'acteurs.

Afin de pouvoir intégrer ce programme, une mission est tout d'abord soumise à un critère de masse, devant comprendre moins de 180 kg (400 lbs) d'équipements totaux : instruments, charge utile, structure. Elle doit ensuite permettre l'étude d'un sujet de recherche présentant un intérêt scientifique notable et dont les coûts de développement sont considérés comme justifiés au regard de ce dernier.

2 – Présentation générale de notre mission

Corps le plus volcanique du système solaire, Io, satellite de Jupiter, est un monde présentant des caractéristiques exceptionnelles, et à ce jour uniques, pour étudier l'effet des forces de marée extrêmes, tant sur sa surface que dans ses couches internes. Comprendre son volcanisme, son orogenèse d'origine tidale ainsi que ses interactions intenses avec la magnétosphère de Jupiter constituent un enjeu majeur de la planétologie comparée.

C'est dans ce contexte qu'est née la mission TIDE (Tidal Io Dynamics Explorer). Conçue selon une approche « New Space », elle s'appuie sur l'utilisation d'un CubeSat de format 6U XL afin de répondre à des exigences de poids, de consommation électrique et de coût raisonnables, tout en maintenant un niveau d'exigences scientifiques élevé. Elle vise à bénéficier d'une fenêtre de lancement en ferroulage (piggyback) avec la sonde JUICE (ou, à titre alternatif, avec une autre mission jovienne comme Galileo), afin de rejoindre le système jovien. Une fois à proximité de Io, TIDE sera libérée et devra mettre en œuvre ses propres moyens de propulsion, de télécommunication et de gestion de l'énergie pour mener à bien ses objectifs.

À travers cette mission, le groupe de travail de la mission TIDE vise à illustrer la faisabilité d'une exploration approfondie de la géologie et de la dynamique interne de Io au moyen d'une plateforme miniaturisée. Le développement d'instruments hyperspectraux, la mise en place de stratégies avancées de compression de données et l'optimisation de l'enveloppe énergétique pour soutenir des transmissions dans un environnement extrême font partie des innovations clés de ce projet. À terme, TIDE vise à fournir des cartes inédites de plusieurs zones ionniennes d'intérêt, ainsi qu'à analyser les fondements de son volcanisme, afin de contribuer à mieux cerner les processus géologiques.

1 - Contextualisation

1.1 – Description de Io

Io est un satellite naturel de Jupiter, le plus proche de cette planète en excluant les satellites internes, et considéré comme le corps ayant l'activité volcanique la plus intense du Système Solaire, observable depuis la Terre. Bien que présentant des similitudes avec le volcanisme terrestre dans ses manifestations, le volcanisme ionien puise son origine dans des phénomènes physiques très différents, jamais observés auparavant et issus d'un dynamique géophysique à très grande échelle, faisant de lui un sujet d'étude extrêmement singulier, inexploré et complexe. Il présente également la particularité d'entretenir une importante dynamique magnétique et radioactive avec Jupiter, au travers de son imposant tore de plasma.

1.1.1 Volcanisme tidal

Io effectue une révolution complète autour de Jupiter en approximativement 42 heures selon une rotation synchrone, avec un périapse à 420.000 km et un apoapse à 423.000 km. La variation de distance de près de 1% qui en résulte en 21 heures, également accentuée à moindre échelle par les phénomènes de résonance orbitales entre Io, Europe et Ganymède [Peale et al., 1979], entraîne une variation rapide et importante de la force de marée exercée par la planète géante sur sa lune, à l'origine d'une importante friction interne, entraînant elle-même une très importante production de chaleur, comprise entre 6,5 et $12,5 \cdot 10^{13} \text{ W.h}^{-1}$. Cette dernière, qui rendrait possible l'existence d'un océan magmatique de subsurface [Miyazaki et Stevenson, 2022], est estimée entre 2 et 4 fois celle de la production de chaleur interne totale de la Terre, $3 \cdot 10^{13} \text{ W.h}^{-1}$ (alors que l'aire de la surface de Io représente 8% de celle de la Terre), et se manifeste en particulier sous la forme d'un volcanisme très dense, exclusivement d'origine tidale [Peale et al., 1979], contrairement au volcanisme terrestre, issu d'une chaleur interne majoritairement produite par désintégrations radioactives. Un effet secondaire de cette variation d'effet de marée est la variation relativement marquée du rayon de Io dans les zones sujettes à ces variations, pouvant dépasser les 100 mètres au niveau du point subjovien entre le périène et l'apozène, au cours d'un intervalle de 21 heures.

Ce volcanisme, d'origine tidale et très ancien [De Kleer et al., 2024], provoque le recouvrement régulier de la quasi-intégralité de la surface de Io par une successions de couches de roche silicatée volcanique, surchargée en volatiles sulfurés, à raison de 1 cm par an en moyenne. Cette dernière présente une épaisseur totale comprise entre 3 et 30 km ainsi qu'une composition minéralogique mal déterminée (basaltique ou ultramafique, pouvant provenir de mécanismes géologiques différents), issue d'éruptions volcaniques d'âge inférieur au million d'années [Breuer et al., 2022]. Près de 350 points chauds sont ainsi actuellement identifiés, majoritairement de type boucliers, répartis sur l'ensemble de la surface de la lune, avec des densités plus marquées entre 30 et 60° à l'est du point subjovien et du point anti-subjovien. Il est estimé qu'à tout instant, au moins 10 de ces points chauds sont en éruption. Certains de ces sites présentent par ailleurs une régularité marquée des événements éruptifs, tels que le *patera* de Loki dont les éruptions se produisent tous les 540 jours [Rathbun et al., 2002], explicable en grande partie par les résonances orbitales qu'Io entretient avec Ganymède et Europe et contribuant également au maintien de ces résonances [Yoder, 1979].

1.1.2. Géomorphologie et surface de Io

La surface de Io est recouverte de chaînes de montagnes de dimensions variables, la plus longue et la plus haute d'entre elles, Boösaule Montes, mesurant plus de 500 km de longueur et présentant une altitude maximale de 17.500 m par rapport aux plus basses régions, les paterae.

Le mécanisme de formation de ces montagnes est sujet à de nombreuses hypothèses, Io ne présentant pas de tectonique des plaques. La variation importante et rapide des forces de marée fait partie des différents modèles théoriques avancés pour en expliquer la formation, du moins partiellement, ce qui pourrait faire de ces montagnes un cas unique connu, dans le Système Solaire, d'orogenèse tidale.

De multiples structures liées au volcanisme sont observables sur l'ensemble de la surface ionienne : rivières magmatiques telles que Ra Patera, lacs volcaniques directement reliés à des chambres magmatiques (Loki Patera), laves de lave perpétuellement liquide, anneaux de cendre géants (Pélé), ainsi que des éruptions à intervalles réguliers liées aux résonances orbitales [Rathbun et al., 2002].

1.1.3. Interaction magnétique entre Io et Jupiter

La magnétosphère de Jupiter est la plus vaste et la plus puissante du Système Solaire, s'étendant sur près de 700 millions de km dans la direction opposée au Soleil et présentant des valeurs d'induction magnétique comprises entre 1 et 40 mT, soit 20 à 800 fois supérieures à celle du champ magnétique terrestre. Également très radioactif et chargé en énergie, ce champ magnétique présente de nombreuses interactions avec ses différents satellites naturels, et tout particulièrement avec Io, sous la forme d'un tore de plasma, contribuant à rendre l'environnement de la lune particulièrement inhospitalier, à l'instar de tout le système jovien intérieur [Connerney et al., 1982 ; Connerney et al., 2017].

1.1.4. Atmosphère de Io

L'atmosphère de Io est extrêmement ténue, avec des valeurs de pression comprises entre 10^{-9} bar en zone diurne et 10^{-9} bar en zone nocturne, et des températures moyennes de 130K hors des zones d'émissions volcaniques, bien plus chaudes. Concentrée majoritairement autour de l'équateur ionien [Strobel et al., 2001], elle est principalement composée de SO₂, ainsi que de S, SO et de NaCl, directement issus du dégazage de ces émissions. Elle est généralement décrite comme une ionosphère, avec une exobase dont l'altitude estimée varie, selon l'angle d'incidence solaire, entre 30 et 465 km [Wong et Smyth, 2000], et dont la densité de matière, décroissante avec l'altitude et fortement impactée par la magnétosphère jovienne, est estimée entre 10^{10} et 10^{12} molécules.cm⁻³ au niveau de la surface de Io [McElroy et Yung, 1975], et à environ 6.10^4 électrons.cm⁻³ à 100 km d'altitude [Kliore et al., 1974 ; Kliore et al., 1975].

Cette atmosphère subit de façon permanente une ionisation par la magnétosphère hautement énergétique de Jupiter, entraînant l'érosion de près de 1000 kg de matière par seconde (majoritairement du SO₂). Le dioxyde de soufre ionisé contribue ainsi de façon constante et importante à cette magnétosphère au travers du tore de plasma réalisant le joint entre la lune volcanique et sa planète.

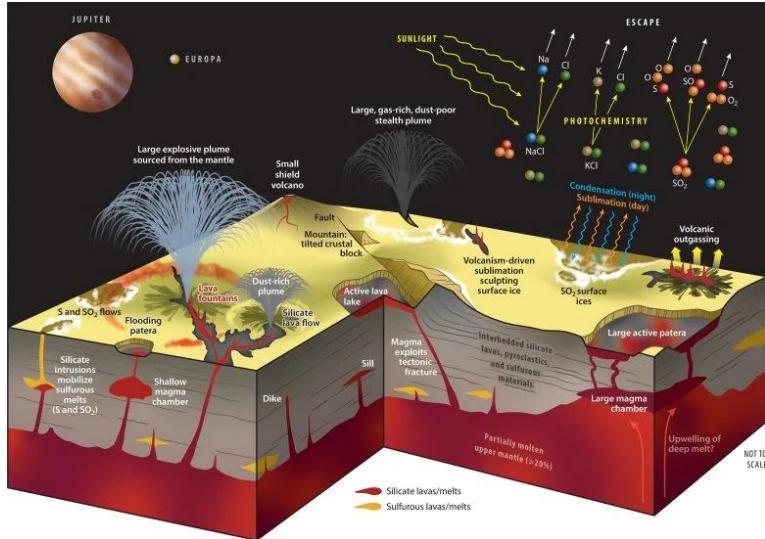


Figure A Dynamique globale à l'interface entre l'atmosphère et la subsurface de Io [De Pater et al., 2021].

Le complexe dynamique atmosphérique de Io, étroitement intriquée à son complexe dynamique interne et fortement impactée par la magnétosphère jovienne, souffre actuellement d'un manque de données afin de pouvoir être correctement déterminée, la dynamique de la magnétosphère et les interactions entre Io et celle-ci n'étant actuellement pas déterminées. Des données complémentaires relatives à la détection de SO₂ autour de Io pourraient s'avérer utiles à l'analyse de ce problème.

L'atmosphère de Io, dont les gaz émettent majoritairement dans le domaine ultraviolet, est très difficile à observer en raison de sa très faible densité, entraînant des longs temps de pose, de l'ordre de plusieurs heures pour détecter du SO₂ hors des zones volcaniques.

Les zones situées au-dessus des volcans en éruption présentent quant à elles des densités beaucoup plus élevées de gaz, observables non seulement en ultraviolet mais également en domaine infrarouge en raison de leurs températures [Claris et al., 2012].

1.2 – Environnement jovien

Le principal voisinage de Io consiste en la magnétosphère de Jupiter qui est une cavité créée dans le vent solaire par le champ magnétique de la planète. C'est la plus vaste et la plus puissante magnétosphère planétaire au sein du Système solaire, et la plus grande structure continue du Système solaire après l'héliosphère. Elle s'étend sur plus de sept millions de kilomètres en direction du Soleil, et au-delà l'orbite de Saturne dans la direction opposée.

De plus la magnétosphère jovienne interne est peuplée de particules chargées, principalement émises par le satellite Io. En effet, les éruptions volcaniques sur la lune Io éjectent de grandes quantités de dioxyde de soufre, de souffre et d'oxygène dans l'espace. Ces espèces sont ionisées et ainsi piégées par le champ magnétique de Jupiter, elles forment alors un tore de plasma. Celui-ci mesure entre 5 et 10 rayons joviens (RJ) [ref]. Ces ions sont ensuite accélérés selon les lignes magnétiques entre les pôles de Jupiter, ce qui crée d'intenses ceintures de rayonnements semblables à la ceinture de Van Allen, seulement beaucoup plus intense.

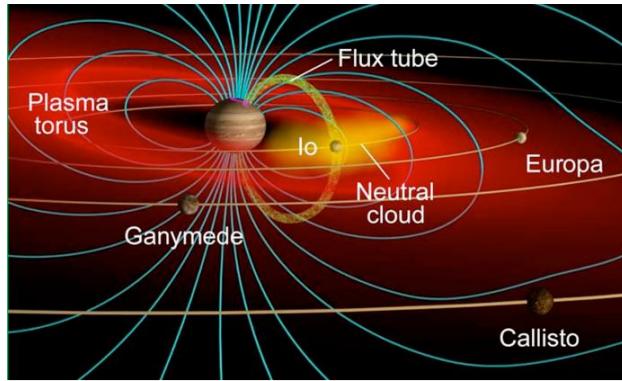


Figure 2 : Magnétosphère et Tore de plasma de Jupiter [ref]

Ce tore de plasma se décompose en plusieurs zones : le Tore Froid, le Ribbon et le Tore Chaud. Chacune correspond à une certaine densité d’ions, qui possèdent différents niveaux d’énergies appelées “température”.

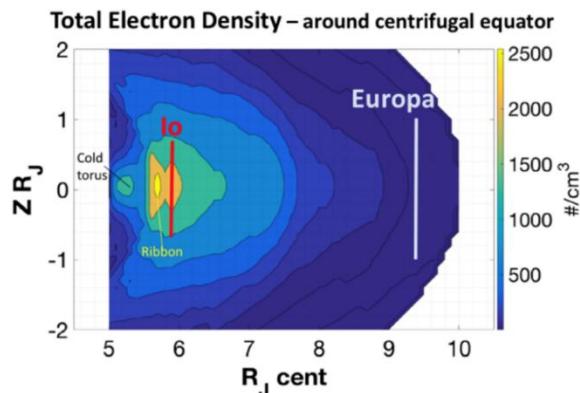


Figure 3 : Densité du Tore de plasma [ref]

Comme nous pouvons le constater ci-dessus, Io se situe entre deux zones, la zone la plus dense du Tore : le Ribbon et le Tore Chaud qui s’étend très loin mais qui possède les électrons et ions avec le plus haut niveau d’énergie aux alentours du satellite jovien (jusqu’à 90eV pour les ions). Dans ces zones les radiations sont monnaie courante et elles constituent les principales raisons de l’hostilité de l’environnement de Io. Effectivement, la surface de la lune subit 3,6 krad par jour, cela correspond à 5 fois la dose létale pour un être humain [ref]. Celles-ci empêtent au niveau des pôles à cause des ondes d’Alfen, car elles possèdent une très grande vitesse de propagation.

Ces niveaux élevés sont à prendre en considération pour notre mission, ils mettent en péril les composants électroniques des différents systèmes. Nous en parlerons plus en détail dans la partie radiation de la première itération.

1.3 - Historique des missions autour de Io

Découverte au XVII^e siècle par l’astronome Galilée, Io est observée en proximité pour la toute première fois en 1974 par les sondes Pioneer 10 et 11, qui identifient une surface silicatée, alors qu’elle était jusqu’à ce moment supposée glacée, à l’instar des autres satellites galiléens [Anderson et al., 1974]. Les sondes ne disposent alors que d’une imagerie à résolution limitée, ne permettant une observation ni prolongée ni approfondie.

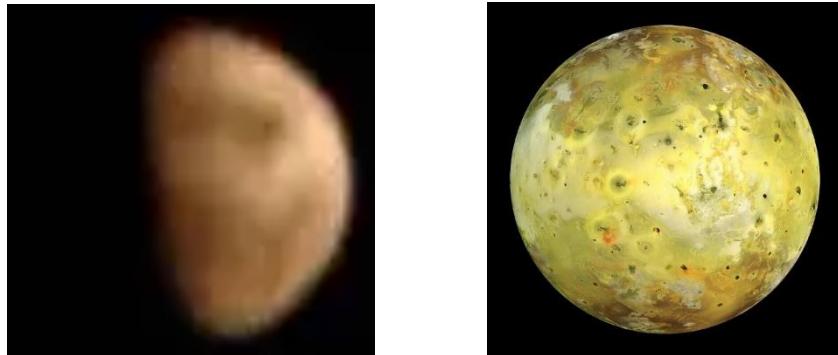


Figure 4 : A gauche, toute première image de Io (zone polaire septentrionale), prise par Pioneer 11. A droite, image de Io (avec le volcan Prométhée au centre) prise par la sonde Galileo en 1999.

En 1979, Io est de nouveau survolée par les sondes Voyager 1 et 2, qui traversent l'environnement jovien en se dirigeant vers l'extérieur du Système Solaire, et dont les caractéristiques techniques permettent l'observation d'une plus grande quantité de détails que leurs prédecesseuses de 1974. Les images révèlent ainsi pour la toute première fois, en dépit de cette courte phase d'observations, les chaînes de montagnes, l'absence de cratères d'impact ainsi que la présence de panaches, permettant d'en déduire la présence d'une activité volcanique [Strom et al., 1979].

A la suite de cela, Io est de nouveau explorée à la fin des années 1990 par la sonde Galileo, permettant une exploration beaucoup plus détaillée, avec une résolution spatiale pouvant localement atteindre quelques mètres par pixel, et globalement de l'ordre de quelques centaines de mètres par pixel et lui permettant d'acquérir des images et des données relatives à des dizaines de chaînes de montagnes et autres sites particuliers (mesae, plateaux, massifs) avec une grande précision [Schenk et al., 2002]. Une des principales observations concerne ce qui est connu comme étant la plus haute chaîne de montagnes du Système Solaire, Boösaule Montes, située sur le flanc nord-ouest d'un volcan de grandes dimensions du nom de Pelé, dont un panache est observé lors de son émission au cours d'un éruption ininterrompue s'étant produite entre 1996 et 2001 [Radebaugh et al., 2004]. La mission permet également de corroborer une hypothèse selon laquelle la structure interne de Io serait similaire à celle des planètes telluriques [Anderson et al., 1996].

Io est ensuite très brièvement observée par la sonde Cassini-Huygens en 2001, lors de son voyage vers le système saturnien, lui permettant d'observer deux gigantesques panaches volcaniques, l'un étant celui émis par le volcan Pelé au cours de sa longue éruption également observée par Galileo, le second par la caldeira de Tvashtar.

Un nouveau survol très bref est de nouveau effectué en 2007 par la sonde New Horizons, qui se dirige vers l'extérieur du Système Solaire à l'instar du programme Voyager, et qui observe alors le début de ce qui constitue l'une des éruptions volcaniques les plus importantes jamais observées, avec un panache s'élevant à plus de 350 km d'altitude [Spencer et al., 2007].

En 2016, une nouvelle mission dédiée à l'étude du système jovien, Juno, fait son entrée dans l'environnement de la planète géante et effectue 11 survols de Io. Equipée, entre autres instruments, d'un spectro-imageur infrarouge, JIRAM, initialement dédiée à l'observations de l'atmosphère et des aurores joviennes, cette dernière réalise une série d'observations du SO₂ ionisé, ainsi que de nombreux spectres et images de Io en domaine infrarouge, lui permettant d'effectuer une cartographie spectrale d'un quart de la surface de la lune, avec une résolution spatiale allant de 58 à 162 km par pixel [Tosi et al., 2020]. Ces observations permettent d'établir une composition de surface dominée par de la glace de SO₂, provenant de retombées de panaches volcaniques, et d'identifier près de 250 points chauds [Zambon et al., 2023].

2 - Enjeux scientifiques de la mission

La diversité des structures volcaniques et géomorphologiques présentes à la surface de Io permet non seulement une étude approfondie de ce corps, mais également de pouvoir étudier les mécanismes du volcanisme, de l'orogenèse et de la géodynamique interne dans leur globalité.

L'objectif principal de cette mission porte sur l'étude de la formation des montagnes ionniennes, présumément d'origine tidale, par l'observation de leur structure et de leur géomorphologie dans l'intégralité du domaine visible, permettant notamment d'analyser les contraintes auxquelles elles sont soumises et les comparer à la géologie structurale des montagnes d'origine tectonique principalement observées sur notre planète.

Le second objectif s'intéresse à la dynamique thermique et physique des différents systèmes volcaniques, telles que les volcans, lacs de lave, fluctus et coulées de lave, au moyen d'observations en domaine infrarouge permettant l'estimation de leurs températures. L'utilisation de l'infrarouge thermique devrait permettre une identification approximative de ces températures par l'emploi de la loi de Wien et l'inversion des données de réflectance infrarouge de ces épanchements.

Compte tenu de ces différents éléments et des contraintes liées au volume du CubeSat, le choix de l'instrument doit se porter sur une caméra permettant l'observation dans les domaines visible et infrarouge proche et thermique, avec une excellente résolution spectrale dans le domaine visible en particulier.

La gamme ultraviolette n'est pas employée, compte tenu de la faible quantité d'émissions issue de la réflexion très faible de l'atmosphère, nécessitant des temps de pose particulièrement longs. Un troisième objectif initialement prévu, portant sur l'étude de la dynamique atmosphérique de Io, et tout particulièrement de l'étude de l'érosion de cette dernière par la magnétosphère jovienne et observable tout particulièrement au moyen des bandes d'absorption présentées par le spectre des produits sulfurés du volcanisme, a de ce fait été finalement abandonné.

Site d'étude	Type	Description du site	Lat	Lon	Résolution spatiale maximale actuelle	Dimensions
Boosaule	Monts	Plus grande chaîne de montagnes de Io, supposée formée par le volcanisme tidal.	S10	W272	900 m/pixel (Voyager)	Altitude : 17 km 540 x 90 km
Euboea	Monts	Chaîne de montagne présumée formée par contrainte due à la poussée du nouveau matériel magmatique extrudé. Partiellement formé de ce qui semble constituer le plus important glissement de terrain du Système Solaire.	S49	W338		Altitude : 13.5km 260 x 160 km
Hiiaka	Site complexe	Région présentant une structure très complexe. Nombreuses géomorphologies, dont double mesa décalée et montagnes.	S4	W81	250 m/pixel (Galileo)	Altitude : 11 km Ouest : 220 x 90 km Est : 240 x 80 km
Mongibello	Monts	Se distingue par sa double crête parallèle aux pentes très abruptes.	N22	W67	2.5km/px (entier) 335m/px (partie) (Galileo)	Altitude : 9 km 168 x 73 km
Tvashtar	Site complexe	Caldeira volcanique, théâtre d'un panache en 2007 s'élevant à 400 km d'altitude et à la structure inexpliquée.	N62	W123	180m/px (Galileo)	Altitude : 9.5 km 280 x 100 km
Zal	Monts	Zone montagneuse à volcanicité très forte. Nombreuses extrusions volcaniques de surface ou de subsurface (dykes) observées par Juno.	N38	W77	260m/px (Galileo)	Altitude : 7.5 km 227 x 61 km
Loki	Volcan/Patera	Plus puissant volcan du Système Solaire, situé au milieu d'un grand lac de lave continuellement liquide relié à une chambre magmatique intérieure. Entre en éruption tous les 540 jours.	N13	W309		200 km de diamètre
Pélé	Volcan/Patera	Plus actif volcan du Système Solaire. Panache de 300 km de haut retombant en anneau.	S18	W255		30 x 20 km Anneau : 1200 km
Prométhée	Volcan	Volcan en éruption continue au moins depuis 1979.	S2	W154		28 km de diamètre
Amirani	Volcan	Présence d'une coulée de lave de 330 km de long.	N24	W114		37 km de diamètre
Kanehekili	Lava flow	Lac de lave de subsurface.	S18	W34		34500km ² de surface
Masubi	Volcan	Terrains clairs, larges panaches. Coulées de lave de centaines de km de longueur.	S50	W56		Centaines de km de longueur
Thor	Volcan	Panache de plus de 400 km de haut en 2001.	N39	W133		50 x 17 km
Surt	Volcan	2001 : Plus importante éruption volcanique connue.	N45	W336		75 x 40 km

Figure E : Sites prioritaires sélectionnés pour la poursuite des différents objectifs de la mission, avec leurs différentes caractéristiques [Schenk et al., 2002 ; Tsang et al., 2014 ; Turtle et al., 2001].

Afin d'optimiser la qualité et la quantité de données scientifiques nouvelles, plusieurs sites prioritaires d'étude ont été choisis pour répondre à chacun des objectifs (Tableau 1), sur la base de différents critères. Les zones choisies concernent des sites de grandes dimensions, avec davantage de détails à observer, des montagnes et sites volcaniques à la structure atypique ou produisant des événements atypiques, ainsi que des zones pour lesquelles existent déjà des ressources scientifiques utiles à titre de comparaison, mais pour lesquelles des améliorations spatiales ou spectrales des données sont néanmoins possibles.

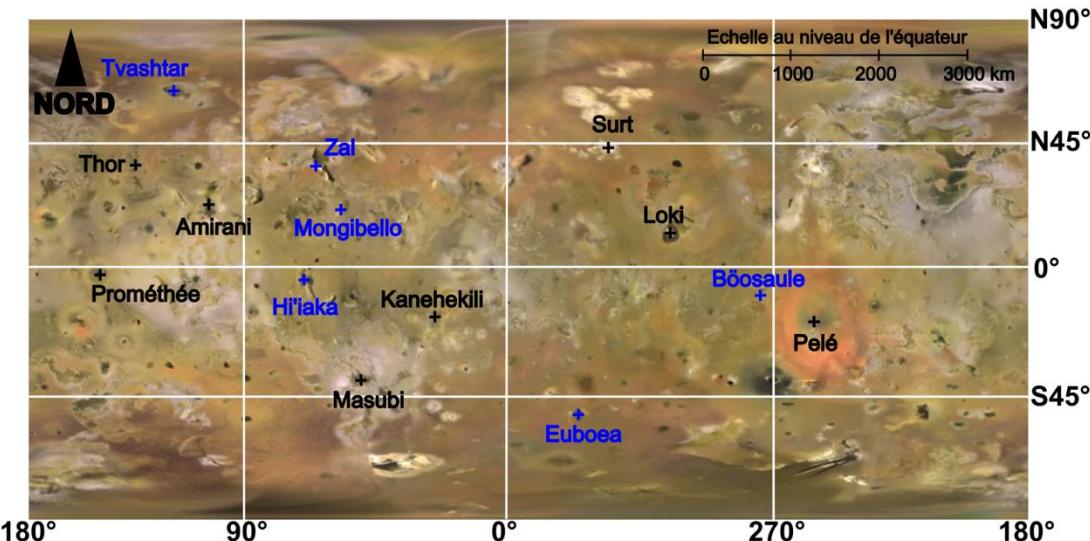


Figure 6 : Localisation des sites sélectionnés pour la mission. Les sites indiqués en bleu sont des chaînes de montagnes et ceux indiqués en noir sont des sites volcaniques.

2.1 - Formation de montagnes tidales

La grande majorité des études scientifiques de l'orogenèse (mise en place des chaînes de montagnes) menées jusqu'à aujourd'hui a été réalisée sur Terre, où celle-ci est exclusivement liée à la tectonique des plaques, elle-même liée à la dynamique convective au sein du manteau. Quelques études sporadiques de planétologie comparée ont été réalisées sur des montagnes extraterrestres, en particulier sur la Lune, Vénus et Mars, où les effets de marées subis de la part des autres corps sont extrêmement peu marqués en comparaison de ceux éprouvés par Io, mais expérimentant ou ayant très vraisemblablement expérimenté la tectonique des plaques par le passé [Monin, 1982].

Les différentes missions ayant survolé Io ont permis de mettre en évidence des chaînes de montagnes de grandes dimensions, en dépit de l'absence de chaleur interne endogène et de tectonique des plaques au sein de cette lune. L'apparition de Io s'étant produite à une époque sensiblement identique à celle de l'ensemble du Système Solaire, et compte tenu de ses dimensions, auxquelles sont corrélées les quantités de matière radioactive pouvant se désintégrer et produire cette chaleur interne, il est considéré que cette lune a cessé depuis longtemps de produire sa propre chaleur.

Le survol de Io par les sondes Voyager 1 et 2 en 1977 a permis de réaliser des clichés des chaînes de montagnes de Io avec des résolutions spatiales de plusieurs centaines de mètres par pixel. A la fin des années 1990, la sonde Galileo a quant à elle pu effectuer des observations similaires avec des résolutions spatiales maximales de quelques mètres par pixel, mais avec une faible résolution spectrale (8 canaux spectraux couvrant tout le spectre visible) [Schenk et al., 2002]. Enfin, en 2023, la mission Juno a pu observer un certain nombre de ces chaînes, avec une résolution spatiale globale de l'ordre de 15 kilomètres par pixel à une distance de 4000 km (Tableau 1).

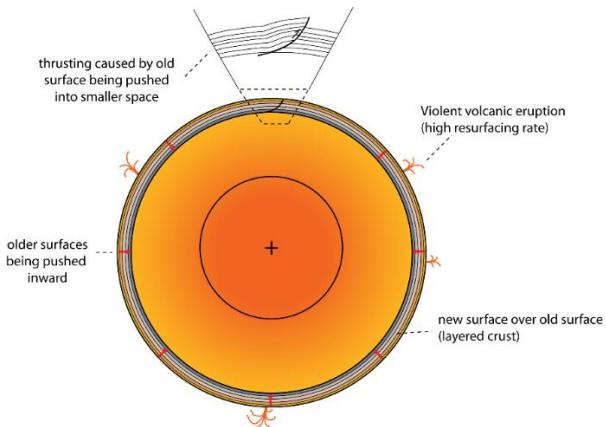


Figure 7 : Modèle de formation des montagnes ionniennes [Schenk et Bulmer, 1998]. L'orogenèse ionniennes diffère de l'orogenèse terrestre par l'absence de tectonique des plaques.

Le premier objectif de cette mission vise à effectuer l'observation de la géologie structurale de ces monts avec une meilleure résolution spatiale globale, ainsi qu'une meilleure résolution spectrale dans le domaine visible. Cette observation détaillée devrait permettre une identification plus méticuleuse de la structure de ces montagnes, afin de pouvoir apporter davantage d'indices quant à leur structure, et de surcroît pouvoir identifier partiellement ou totalement leurs mécanismes de mise en place.

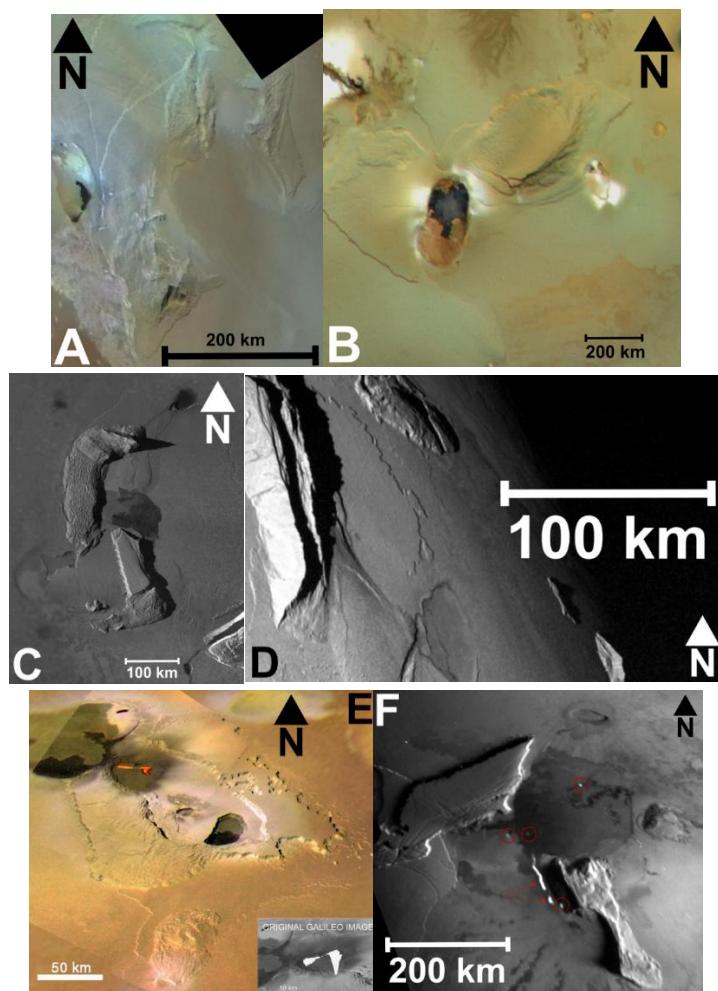


Figure 8: A: Boësaule Montes (Voyager 1). B : Euboea Montes (Voyager 1). C : Hi'iaka Montes (Galileo). D : Mongibello Montes (Galileo). E : Tvashtar Paterae (Galileo). F : Zal Montes (Juno).

Plusieurs sites de Io, par leur morphologie, leurs dimensions ou leur complexité, présentent un intérêt scientifique majeur. L'un d'entre eux, Boësaule Montes présente ainsi une altitude maximale de 17,5 km par rapport à sa propre base, elle-même située à 1 km d'altitude par rapport au point le plus

profond de la surface ionienne, faisant d'elle la plus haute montagne de Io et troisième plus haute montagne connue du Système Solaire après Olympus Mons et la crête équatoriale de Japet.

2.2 - Dynamique du volcanisme tidal

Avec la Terre, Vénus, Triton et Encelade, Io fait partie des corps du Système Solaire disposant d'un volcanisme actif, dont l'intensité est toutefois nettement supérieure en termes de volume et de puissance. La surface d'Io présente 343 sources thermiques (figure 9) et plus de 400 édifices volcaniques, majoritairement de type bouclier en raison d'un magmatisme fluide issu grâce à de très hautes températures et à un important dégazage de SO₂ [Schenk et al., 2004]. Leur répartition sur l'intégralité de la surface est hétérogène et régie majoritairement par les forces de marée de Jupiter, bien qu'un paramètre complémentaire entraîne un décalage cette répartition vis-à-vis de l'action de ces forces. Ce paramètre, actuellement mal contraint et également à l'origine d'une variabilité de la puissance émise par ces points chauds [Mura et al., 2024], est supposé de façon non unanime être la présence d'un océan magmatique de subsurface [Hamilton et al., 2013].

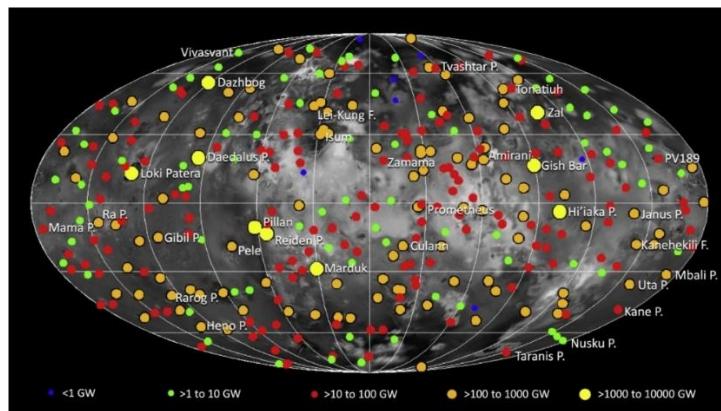


Figure 9: Carte des 343 sources thermales identifiées à la surface de Io par de multiples observations terrestres et in-situ de Io de 1974 à 2023, classées par puissances d'émission [Davies et al., 2024].

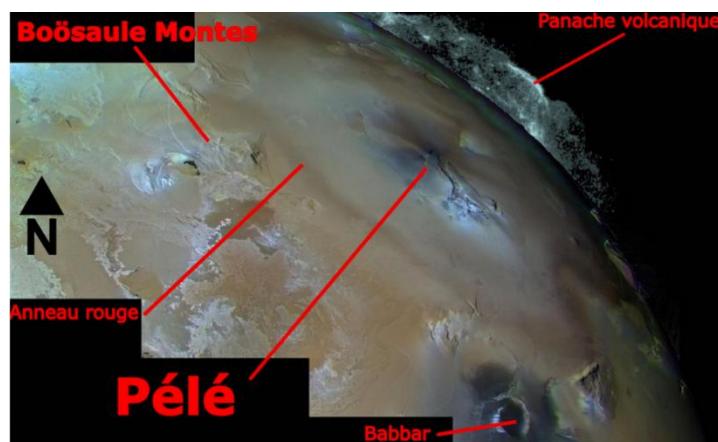


Figure 10: Image de la région de Pelé en éruption, comprenant également Boësaule Montes, prise par la sonde Voyager 1 en 1979.

De multiples reliefs et géomorphologies découlant de ce volcanisme sont observables. Nombre de ces structures, en dépit de différentes dimensions dues aux volumes de magma extrudé et de différences liées aux conditions environnementales de Io, sont très similaires en termes de phénomènes physiques à celles présentes sur les autres mondes volcanisés, dont la Terre. Elles comprennent notamment des traces

de coulées et de vastes épanchements de lave, des émissions de panaches de gaz lors d'éruptions, des dépôts de cendres circulaires autour des centres éruptifs, ainsi que la formation de caldeiras.

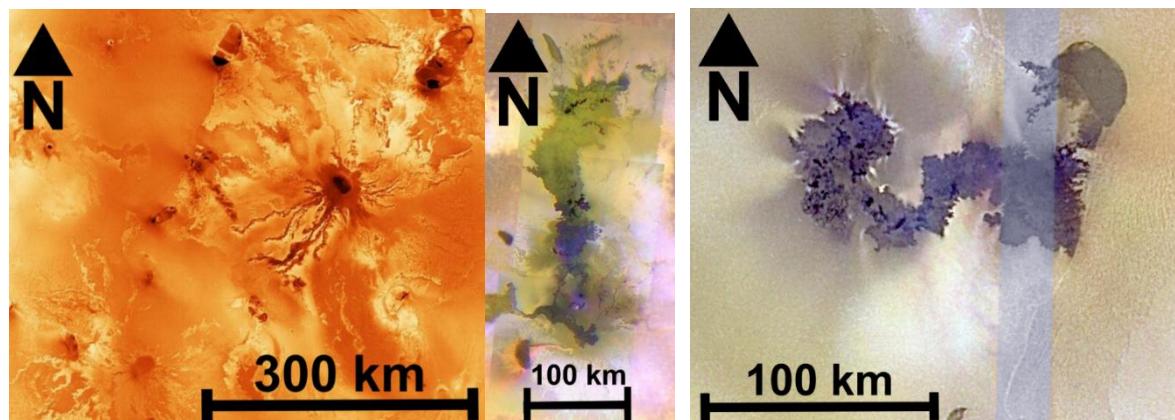


Figure 11 : A gauche, coulées de lave issues de Ra Patera (Voyager 1). Au centre, le volcan Amirani et sa coulée de lave (Galileo). A droite, le volcan Prométhée et sa coulée de lave (Galileo).

Des structures géomorphologiques assez spécifiques sont également identifiées, telles que le vaste lac de lave de Loki Patera, continuellement liquide, soumis à la solidification cyclique de sa surface sous l'effet des températures de l'atmosphère, puis alors à son engloutissement par poussée d'Archimède. Cette perpétuelle fluidité du magma serait liée à l'alimentation continue de ce lac par le plus puissant point chaud de Io [Walker et al., 2011].



Figure 12 : A gauche, Loki Patera et terrains clairs d'origine volcanique autour de divers centres éruptifs (Voyager 1). A droite, vue d'artiste (© NASA) de Loki Patera, avec son volcan et ses anciennes coulées de lave solidifiées au milieu de son vaste lac de lave.

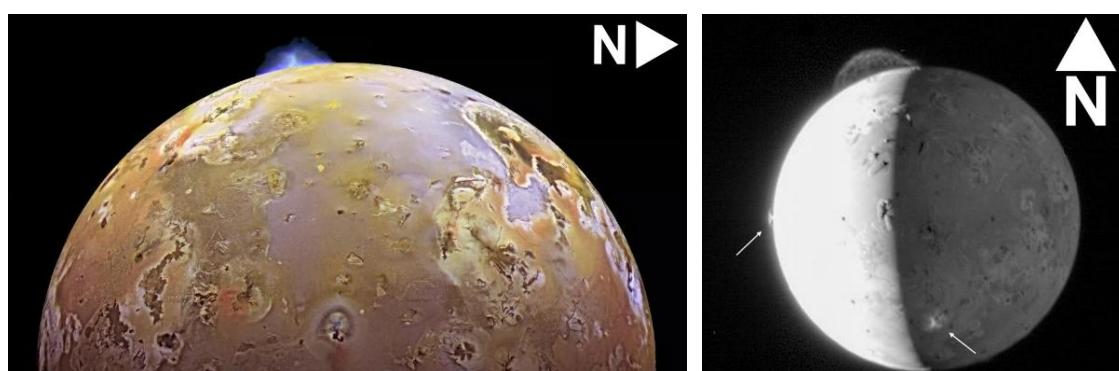


Figure 13: A gauche, panache volcanique de 140 km de hauteur émis par Pillan Patera en 1997 (Galileo). A droite, panache volcanique de plus de 350 km de haut émis par Tvashtar lors de sa grande éruption de 2007, qui s'est accompagnée de multiples autres éruptions.

Une analyse pointue de cette dynamique éruptive à grande échelle est requise afin d'apporter davantage de contraintes au modèle de structure interne de Io, et peut notamment être rendue possible par l'étude de la stratification thermique des sites volcaniques au cours ou peu après une éruption. Cela pourrait notamment être effectué par la quantification approximée des émissions du corps noir de ces différents sites, avec la loi du rayonnement de Wien.

Le second objectif de cette mission s'attachera de ce fait à réaliser une série d'acquisitions spectrales, dans le domaine de l'infrarouge thermique, de données relatives à cette stratification thermique. Compte tenu du manque de prévisibilité des éruptions sur les différents sites (à l'exception de Prométhée dont l'éruption continue doit probablement se maintenir lors de l'arrivée de TIDE dans l'environnement de Jupiter, et de Loki Patera dont les éruptions se produisent de façon cyclique et régulière), la liste de zones à étudier n'est pas exhaustive et peut inclure de nombreux sites complémentaires, en particulier s'ils sont situés dans des zones observables depuis la trajectoire planifiée. Le développement d'un système de reconnaissance automatisée de sites d'intérêt peut ainsi être envisagé pour une phase future.

3 - Gestion du projet

3.1 - Organisation générale du projet

3.1.1 - Réunions de travail

Le projet TIDE a démarré le 18 septembre 2024, avec la toute première réunion consacrée à la formation du groupe de travail et des outils employés pour la communication et l'organisation. Plusieurs propositions de thématiques sur lesquelles travailler ont été abordées, et deux ont été retenues : l'étude de la biologie dans l'espace et l'étude géologique de Io. Il a été décidé que le choix serait définitivement réalisé à la réunion suivante, sur la base d'arguments liés à la pertinence scientifique de ces sujets ainsi que des préférences individuelles des membres.

La seconde réunion, qui s'est tenue le 25 septembre, a permis de choisir le projet d'étude de la géologie ionienne, une problématique scientifique, différents sous-objectifs au sein de cette mission, ainsi que de définir des besoins, moyens et risques en termes de ressources humaines, informatiques et matérielles. Différents pôles de recherches ont été définis (cf. *C.4. Pôles de recherches*) et attribués à chacun des membres selon des critères de compétences et d'appétence (cf. *C.3.1. Besoins et ressources*).

Plusieurs réunions se sont succédé à celles-ci, portant notamment sur la communication des avancées au sein des différents axes de travail, sur la définition progressive des sous-systèmes et sur la gestion du projet en vue des objectifs et des jalons. Certaines de ces réunions, réalisées en vue de communiquer ces avancées à l'encadrement, ont notamment permis de rediriger certains axes et de reconsiderer certaines dispositions du projet afin de remédier à des problèmes techniques ou organisationnels majeurs.

3.1.2 - Jalons

Le premier jalon de ce projet, la revue des éléments préliminaires (Preliminary element review), s'est déroulé le 30 septembre. Cette réunion a eu pour objectif de valider la planification et l'organisation générale du projet : division des tâches, définition des outils de travail, des ressources, des jalons, ainsi que des rôles des différents membres du groupe

Le 20 octobre s'est tenu le second jalon, la revue préliminaire du projet (preliminary project review), visant à la validation de la question scientifique du projet, ainsi que de ses objectifs et sous-objectifs.

Le troisième jalon a eu lieu le 8 novembre : la revue préliminaire du sujet et de la question scientifique (preliminary science/object review). A cette date, la définition précise de l'étude scientifique, comprenant les techniques scientifiques mises en oeuvre, les instruments, les types de sites sélectionnés pour l'étude, ainsi que l'organisation de la mission en elle-même, a été réalisée.

Enfin, le 1er décembre a eu lieu la revue de définition préliminaire (preliminary design review), permettant de valider une version initiale de la phase 0 du projet. Une seconde version a été proposée le 8 décembre, et une troisième, l'actuelle, confirmée le 7 janvier.

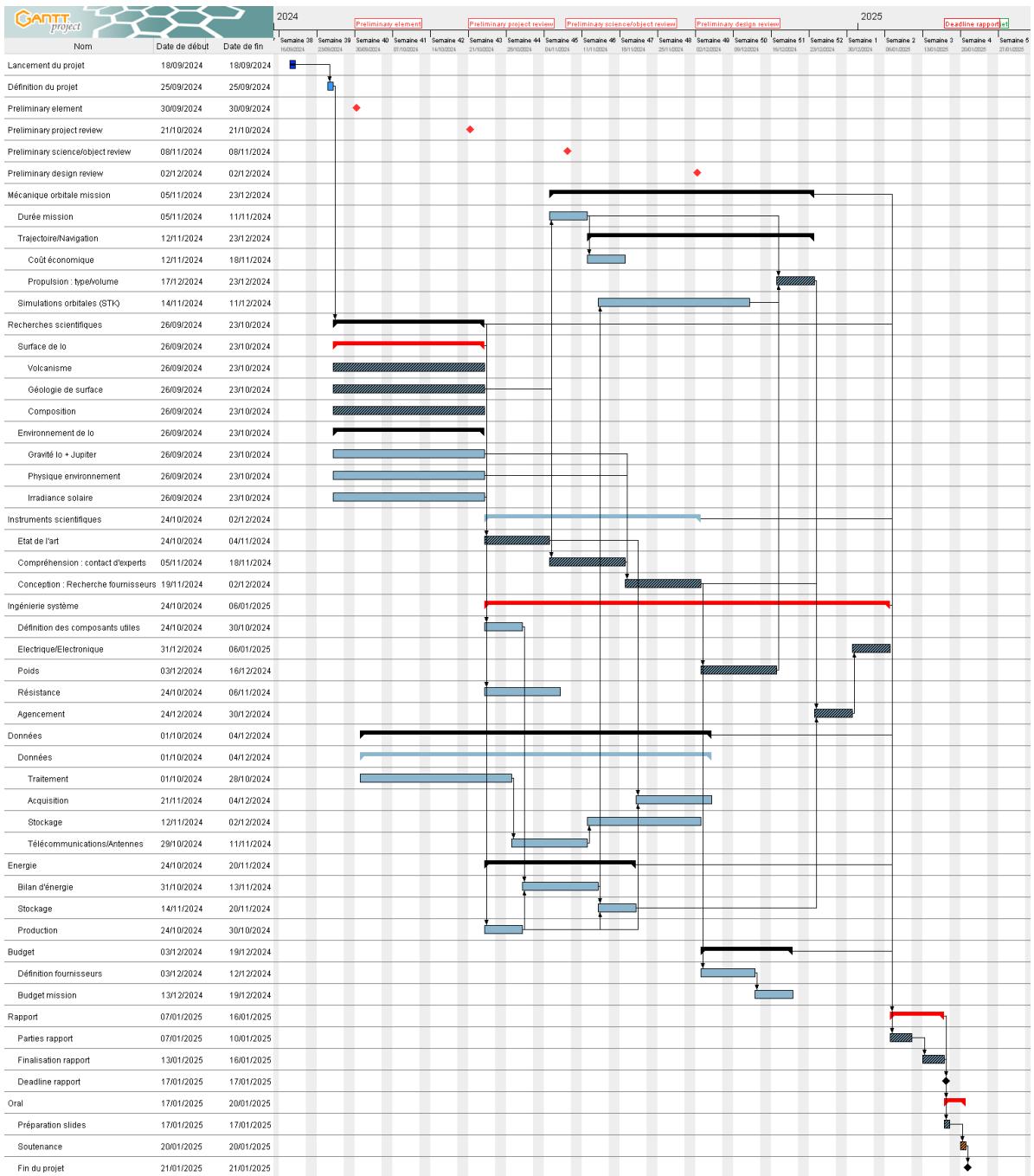


Figure 14: Diagramme de Gantt du projet TIDE, réalisé avec le logiciel Gantt Project.

3.2 - Besoins, ressources et risques

3.2.1 - Besoins

La réalisation de ce projet a nécessité un ensemble de ressources comprenant tout d'abord un important investissement en termes de temps, ainsi que des moyens matériels, des compétences académiques ciblés et la maîtrise de logiciels informatiques dédiés à des applications variées.

3.2.1.A Moyens matériels

Le projet est entièrement réalisable au moyen d'ordinateurs personnels et ne nécessite pas de matériels physiques ni de capacités particulièrement élevées de stockage. Il requiert néanmoins l'organisation régulière de réunions des membres, préférentiellement en présentiel.

3.2.1.B Compétences et connaissances académiques

Un large panel de compétences académiques et de connaissances relatives au sujet d'étude constitue l'un des prérequis fondamentaux de la réalisation de ce projet. Les géosciences doivent permettre une analyse rigoureuse du sujet étudié ici, afin de comprendre les implications scientifiques de long terme liées à celui-ci, dans les domaines de la géologie, de la planétologie, de la géophysique, de la physique des intérieurs planétaires et de l'étude des atmosphères et ionosphères planétaires.

Des compétences en mécanique céleste, en physique des plasmas, en électromagnétisme, en radioactivité et en transfert radiatif sont requises afin de pouvoir définir les contraintes environnementales auxquelles la mission est soumise. La définition de l'acquisition des données nécessite des compétences en instrumentation scientifique, en spectroscopie et en télédétection ; celle du traitement des données nécessite des connaissances en intelligence artificielle, en automatisation, en électronique et en télécommunications.

Enfin, des compétences en recherches bibliographiques, en gestion de projets et en conception de mission spatiale seraient complémentaires à l'ensemble des compétences citées ci-dessus.

3.2.1.C Logiciels informatiques

La définition détaillée des trajectoires orbitales est indispensable à la réalisation de ce projet, et requiert l'emploi d'un logiciel de modélisation de mécanique orbitale, tel que le logiciel Systems Tool Kit (STK), permettant notamment d'effectuer des calculs d'assistance gravitationnelle, de changements de vitesse, ainsi que des simulations d'orbite, de paramètres environnementaux et de couvertures satellitaires de surfaces de planètes et lunes. L'utilisation d'un logiciel de management de mission spatiale est nécessaire, afin de pouvoir définir de façon détaillée les différents composants du système et des sous-systèmes, les phases de missions, ainsi que les bilans d'énergie, de masse et de volume. Enfin, la conception et l'assemblage de l'infrastructure mécanique des sous-systèmes demande l'utilisation d'un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO).

3.2.2 - Ressources

Afin de pouvoir répondre aux besoins cités ci-haut, la liste de l'ensemble des ressources humaines, matérielles, informatiques, logicielles, numériques et relatives aux infrastructures a été réalisée au cours des premières séances de travail.

3.2.2.A Ressources humaines

Le projet comprend 5 élèves en dernière année d'étude, issus de parcours académiques variés et disposant chacun de différents champs de compétences utiles à ce projet. Ces dernières ont, en grande partie, servi à définir les rôles des membres.

	"+"	"+"
Affinités	Riwan : Informatique, CAO, électronique, spatial Antoine : Environnement, matériaux, CAO Grégoire : Informatique, topologie, CAO, environnement, AIT/AIV Eloi : Informatique, géologie, électronique, télécommunications Louis-Melchior : IA, électronique	Riwan : Télécommunications, IA Antoine : IA, propulsion Grégoire : Calculs théoriques, mécanique Eloi : Mécanique Louis-Melchior : CAO, environnement
Compétences	Riwan : Informatique, CAO, électronique, spatial, STK, management Antoine : Environnement, géologie Grégoire : Programmation, optique, CAO, IA Eloi : IA, télécommunications, informatique Louis-Melchior : IA, électronique, CAO	Riwan : Géologie, télécommunications, mécanique Antoine : IA, propulsion, magnétisme Grégoire : Propulsion, thermique, mécanique des fluides Eloi : Géologie, électronique, mécanique Louis-Melchior : Propulsion, géologie, environnement

Figure 15: Définitions des domaines de compétences et d'appétence des membres du groupe.

De façon complémentaires aux compétences et savoir-faire des membres du projet, l'appel à l'expertise de scientifiques, ingénieurs et professeurs d'universités et d'écoles est à intégrer dans les ressources humaines, ces derniers disposant de savoirs étendus dans des champs disciplinaires pointus et complexes, et auxquels il est possible de faire ponctuellement appel afin de contribuer à la réalisation de ce projet.

3.2.2.B Ressources matérielles

Chacun des membres du projet dispose d'un ou de plusieurs ordinateurs, indispensables à la réalisation de ce projet. Des ordinateurs sont également présents à la bibliothèque universitaire. Du matériel électronique est à disposition des membres du groupe au sein du LATMOS pour la conception électrique et électronique du projet.

3.2.2.C Ressources informatiques et logicielles

La communication est effectuée au moyen des applications WhatsApp et Discord. Le management de projet peut être réalisée avec les logiciels Microsoft Excel, Asana, InstaGantt (logiciel payant) et Gantt Project, maîtrisés par tout ou une partie des membres du groupe. L'assemblage des sources et données du projet est réalisable avec les outils de communication, ainsi que, de façon plus efficace, avec les différentes fonctionnalités de Google Drive et de Miro. La rédaction des écrits est possible avec les logiciels Microsoft Word et Google Doc, et la réalisation des supports de présentation avec Microsoft Powerpoint et Google Slide.

La conception assistée par ordinateur peut être réalisée avec le logiciel Siemens NX pour la partie mécanique, dont les membres disposent d'une licence étudiante. Le management de la mission est réalisé avec le logiciel du CNES IDM-CIC. Les simulations orbitales sont réalisées avec le logiciel Systems Tool Kit (STK).

3.2.2.D Ressources numériques

Les plateformes en ligne ResearchGate, Google Scholar, ainsi que les sites internet des revues scientifiques, des agences spatiales et bases de données de missions spatiales passées sont employées pour l'acquisition de données scientifiques. L'acquisition de données techniques relatives à des instruments scientifiques ou équipements spatiaux est partiellement possible sur les sites des constructeurs de ces éléments. Une prise de contact avec les concepteurs est parfois nécessaire pour l'acquisition de données techniques plus précises.

3.2.2.E Infrastructures de travail

Le projet étant entièrement réalisable sur ordinateur, les infrastructures permettant le travail sont nombreuses : le LATMOS (salles accessibles aux élèves selon les dispositions académiques), bibliothèque universitaire (dont la salle Cube et les salles de réunion), le FabLab de l'OVSQ, ainsi que les domiciles personnels des membres du groupes (comprenant les réunions en distanciel) et tout autre lieu adapté à un travail informatique. Le projet peut être entièrement réalisé en distanciel, bien que la proximité physique soit préférable pour la communication.

Personnes	Nombre d'heures/semaine	Nombre de semaines	Total d'heures	Estimation (en heures) pour réussir le projet
Riwan	4	17	68	80
Antoine	6	17	102	80
Eloi	4,5	17	76,5	80
Grégoire	5	17	85	80
Louis-Melchior	4	17	68	80
Total	23,5	85	399,5	400

Figure 16: Estimations des besoins et ressources en termes de temps de travail.

3.2.3 – Risques

Un ensemble de risques, pouvant compromettre la bonne conduite du projet, sinon en retarder l'exécution, a été établi, avec pour chacun d'entre eux une quantification estimée de sa probabilité d'occurrence et de sa gravité, dont le produit a permis de définir une valeur de criticité.

L'incidence représente la probabilité de survenue de tels événements en dépit des actions des personnels du projet, très élevée dans le cas d'événements considérés comme difficilement évitables, tandis que la gravité représente l'impact négatif de ces événements sur le projet.

Ces risques sont liés aux personnels impliqués dans le projet, au matériel utilisé pour le travail ainsi qu'aux ressources informatiques, académiques et bibliographiques disponibles. Pour chacun d'entre eux ont été définies des solutions destinées à en minimiser de façon optimale l'incidence et/ou à remédier de façon efficace aux conséquences de leur survenue.

Les risques aux criticités les plus élevées concernent majoritairement des événements liés à l'organisation de chaque membre du projet vis-à-vis des attendus académiques tels que les examens et autres projets, à la capacité de chacun à concilier le projet avec ces derniers, ainsi qu'avec sa vie personnelle, considérée comme contraignante. Ils comprennent cependant également le risque de maladie, en particulier durant la période hivernale, fortement difficile à anticiper et à éviter. Être conscient de l'existence de ces risques est considéré par le groupe de travail comme important, afin de ne négliger aucun élément pouvant porter atteinte au projet et en anticiper les conséquences.

Sous-risque	Probabilité d'occurrence /5	Gravité /5	Criticité (Probabilité x Gravité) /25	Actions de prévention	Action de remédiation
Débordement de travail avec les autres attendus	4.5	4		18 Bon rythme de travail, anticipation, travail en groupe	Meilleure répartition du travail, rattrapage
Mauvaise organisation	4	4		16 Rappels et to-do lists	Prendre du temps sur d'autres projets
Maladie	4	4		16 S'habiller chaudement, éviter les coups de froid	Médication, travail à rythme plus réduit
Saturation, surcharge de travail	3.5	4		14 Mieux organiser le temps de travail	Se reposer
Se heurter à un gros problème technique	3	4		12 Effectuer un état de l'art préalable	Appel à un expert
Mauvaise estimation de la quantité de travail	4	3		12 Agir en concertation avec le reste du groupe	Réorganisation progressive
Mauvaise compréhension des consignes	3	3		9 Agir en concertation avec le reste du groupe	Réorienter son travail
Appréhensions vis-à-vis du projet	3	3		9 Avancer étape par étape	Demander de l'aide à un professionnel
Perte de motivation	2	4		8 Favoriser le travail de groupe	Communiquer avec les autres membres
Vie personnelle trop chargée	2	2.5		5 Organiser la semaine en fonction du travail à faire	Travailler plus pour rattraper le retard
Accident, blessure	1	5		5 Limiter les sources de blessure : déplacements à risques, sport	Médication
Perte d'ordinateur, perte de données locales	1	5		5 Faire des sauvegardes régulières, utiliser un drive	Augmenter fortement la charge de travail
Mangue d'inspiration	4	1		4 Etablir une bibliographie conséquente	Demander des idées aux autres
Panne d'ordinateur	1	4		4 Déléguer le travail à un autre membre du groupe	Demander le partage de document
Panne/absence de courant	1	3.5		3.5 Prévoir l'accès à un autre lieu de travail	Accéder à un autre lieu de travail
Mauvaises connaissances sur un domaine	5	0.5		2.5 Se former, s'intéresser au sujet plus en profondeur	Lecture, recherche de ressources
Accident de voiture	0.5	5		2.5 Ne pas prendre la voiture	Confier le travail à un autre membre
Réduction du temps de travail à cause des trajets	2	1		2 Moyens de transport rapides, lieux de travail proches	Rattraper le travail de façon ultérieure
Panne de réveil	1.5	1		1.5 Se coucher tôt	Système de réveil quotidien

Figure 17: Risques personnels, matériels et informatiques majeurs définis.

3.3 - Division du travail et des axes de recherche (WBS)

Le projet TIDE a été divisé en 7 axes de travail, correspondant à des pôles de recherche de données particulières à domaine technique, et utiles à l'organisation de la mission. Chacun de ces pôles comprend un ensemble de sous-axes eux-mêmes stratifiés en différentes composantes. Cette division du travail vise tout d'abord à lister l'ensemble des éléments de mission, ainsi qu'à les discréteriser, et à pouvoir définir leur ordre de réalisation.

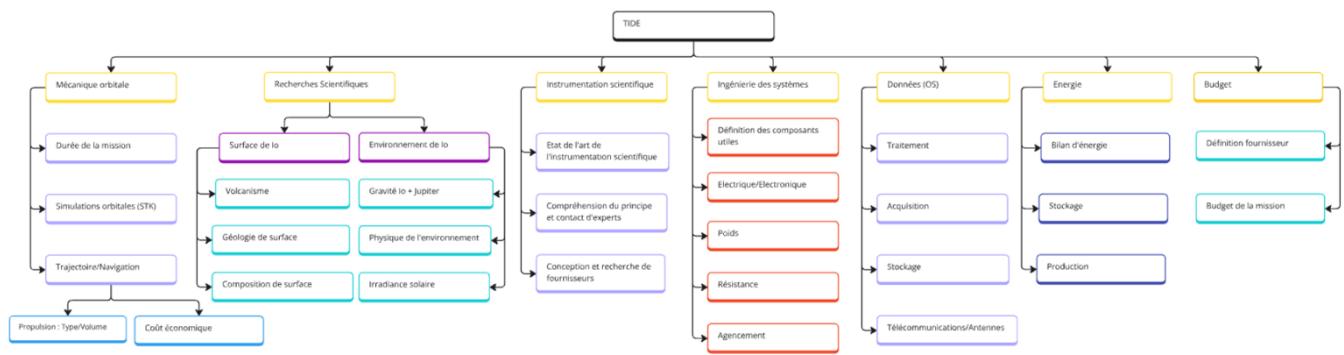


Figure 18: Organigramme de division du travail (WBS : work breakdown structure).

Les 6 pôles de recherches majeurs et interdépendants, comprenant chacun des sous-parties indispensables au développement de certaines sous-parties d'autres pôles, ont été organisés comme présentés dans le diagramme de Gantt présenté ci-dessous, et délimités de façon précise.

Pour chaque pôle a été défini un membre responsable, principal chargé des recherches et du développement de cette facette de la mission, ainsi qu'un suppléant chargé de le seconder. Il est à noter que l'attribution des rôles a évolué au fur et à mesure du projet pour différentes raisons : défauts d'installation de certains logiciels, mauvaises estimations de la difficulté de certaines tâches et mauvaises estimations initiales de la quantité de travail au sein de certains pôles, ayant amené certains membres à échanger certains rôles ou à endosser des tâches supplémentaires.

Partie	Responsable	Backup actif	Backup passif
Orbite	Eloi	Riwan, Grégoire	Antoine
Recherche scientifique	Antoine	LM	Eloi
Instrumentation	Grégoire	Eloi	Riwan
Ingénierie système	Riwan	Antoine	Grégoire, Eloi
Données & télécom	LM	Eloi	Grégoire, Riwan
Budget	Riwan	LM	Eloi Grégoire, Antoine
Énergie	Grégoire	Antoine	LM

Figure 5 Pôles de recherches initialement définis, avec les responsables et suppléants définis selon les domaines de compétence et d'appétence de chaque membre.

3.3.1 Recherches scientifiques

Le pôle Recherches scientifiques peut être scindé en deux catégories : la première est portée sur l'étude bibliographique de Io, la réalisation d'un état de l'art des avancées scientifiques au moment du projet, la définition des acquisitions de données possibles et de leur pertinence et utilité scientifiques, ainsi que la définition des sites où réaliser l'acquisition de données. La seconde partie du pôle vise à définir les caractéristiques environnementales particulièrement de Io et du système jovien, auxquelles la mission sera soumise et auxquelles elle devra s'adapter, sous peine de ne pas remplir ses objectifs, voire de subir des dysfonctionnements majeurs ou une destruction pure et simple. Les paramètres gravitationnels sont destinés à organiser la trajectoire orbitale de la mission. Les paramètres environnementaux s'intéressent à la radioactivité et au magnétisme de l'environnement jovien. Enfin, l'irradiance solaire est nécessaire à la définition de l'acquisition d'énergie solaire.

3.3.2 Données

La définition du système des données se décompose en l'organisation détaillée de la gestion des données liées au fonctionnement du système et des sous-systèmes au cours des différentes phases de la mission, à la gestion des télécommunications entre TIDE et la Terre, à la gestion de l'acquisition des données de télédétection par les instruments de la charge utile, à leur stockage et à leur traitement par l'ordinateur de bord.

3.3.3 Mécanique orbitale

Techniques de mécanique orbitale vise la définition de la trajectoire orbitale à réaliser en fonction des sites à étudier, du bilan énergétique auquel doit se confronter la mission (en termes de carburant à stocker, comprenant également le bilan économique de cette trajectoire), de l'assistance gravitationnelle offerte par Jupiter et Io, ainsi que des capacités instrumentales, et la définition du trajet à réaliser et des prérequis techniques associés afin d'atteindre cette mise en orbite. Il comprend une importante phase de modélisation de mécanique orbitale sur le logiciel STK.

3.3.4 Ingénierie des systèmes

Cette partie s'intéresse à la définition des équipements nécessaires à la correcte exécution de la mission selon les besoins liés aux objectifs, à l'environnement d'évolution de la mission et à l'offre commerciale disponible, et à l'articulation technique détaillée des interfaces entre les différents sous-systèmes. Ce pôle comprend la définition de l'ensemble de fonctionnalités et sous-systèmes requis au sein de la mission, ainsi que leur agencement cohérent au sein du satellite, leur adaptation aux contraintes environnementales (résistance thermique, résistance à la radioactivité et à l'électromagnétisme présents dans l'environnement jovien) et aux contraintes non environnementales, comprenant également les contraintes de dimensions imposées par le format CubeSat.

En raison de la grande complexité de l'analyse des contraintes environnementales de cette mission, et en particulier de la quantité importante et mal anticipée de travail associée aux calculs de résistance thermique et de calculs de l'impact de la radioactivité sur la mission, un pôle distinct dédié à ces deux éléments s'est progressivement créé.

3.3.5 Instrumentation scientifique

Le pôle Instrumentation scientifique couvre la définition des technologies d'acquisition de données nécessaires à l'atteinte des objectifs scientifiques, l'état de l'art des instruments scientifiques existant et disposant de ces technologies et la détermination des équipements choisis, compatibles avec les caractéristiques de la mission. L'état de l'art de l'instrumentation scientifique vise à définir les limites du panel actuel des méthodes d'acquisition de données.

En parallèle de cette étape, la compréhension du principe physique de ces technologies est requise afin de pouvoir définir les limites d'action de ces instruments, le contact d'ingénieurs et de scientifiques disposant d'une expertise à propos de ces techniques étant à inclure. Une fois ces deux phases effectuées, ce pôle comprend la conception et l'assemblage des sous-systèmes, après avoir effectué le choix des composants et la prise de contact avec des acteurs industriels proposant des solutions commerciales adaptées à la mission et financièrement accessibles.

3.3.6 Energie

Les tâches présentes au sein du pôle Energie incluent l'évaluation de la consommation énergétique du système au cours des différentes phases de la mission, la définition d'un système de stockage d'énergie cohérent avec la consommation durant ces différentes phases, celle des différents modes de production

d'énergie, ainsi que la quantification de cette dernière et l'ensemble des bilans d'énergie pour les différentes phases de la mission. Ces derniers consistent établir des modes de consommation cohérents à la fois sur le court et le long terme, avec des modulations de stockage et de production d'énergie permettant de compenser les dépenses d'énergie par les différents composants.

3.5 - Experts

Afin de pouvoir accroître la pertinence de certaines données techniques et scientifiques au sein de certains pôles, une liste d'experts, composée principalement d'enseignants-chercheurs de différents ensembles académiques et laboratoires de recherche, a été dressée.

Pôle	Expert	Entité	Spécialité
Recherches scientifiques	Léa Griton-Noël	LIRA	Plasmas
	Camille Bergez-Casalou	IAS	Astrophysique
	Anica Lekic	IPSA	Plasmas, thermodynamique, électromagnétisme
	Hagay Amit	LPG Nantes	Intérieurs planétaires
	Gaël Choblet		
	Gabriel Tobie		
Mécanique orbitale	Vincent Robert	IMCCE	Mécanique céleste

Figure T Liste d'experts par pôle, avec leurs spécialités respectives.

4 - Première version de Tide

L'objectif ici était de trouver la base de travail afin de mieux visualiser les contraintes et les choix que nous devrons réaliser lors de futures itérations. Pour cela nous devons définir les besoins et les objectifs de la mission afin de sélectionner les composants adéquats pour que l'objectifs scientifique de la mission se réalise mais aussi de résister et respecter les contraintes. La gestion de l'énergie, des données, de l'espace et de la masse sont cruciaux pour un cubesat et encore plus lorsqu'il s'agit d'une mission de « Deep space » qui demande encore plus de précision.

Afin de comprendre le fonctionnement de la mission et sa chronologie, nous avons défini des phases mission telles que présentées dans le tableau 4.

Phases mission :	Types de phases	Description
1	Mise à poste et décollage	Installation du satellite dans le lanceur
2	Transfer to Jupiter	Piggy back de Juice
3	Drop	Arrivée en orbite autonome
4	Beginning of life	Test de tous les sous-systèmes
5 Modes mission une fois autour de Io		Acquisition - Alimentation panneaux solaires - Pas de transmission
		Acquisition - Alimentation batterie - Pas de transmission
		Acquisition - Alimentation batterie - Transmission de données
		Acquisition - Alimentation panneaux solaires - Transmission de données
		Pas d'acquisition - Alimentation panneaux solaires - Pas de transmission
		Pas d'acquisition - Alimentation batterie - Pas de transmission
		Pas d'acquisition - Alimentation panneaux solaires - Transmission de données
		Pas d'acquisition - Alimentation batterie - Transmission de données

Figure U Organisation des phases de la mission.

4.1 – Définition de l'orbite

Afin de définir notre orbite et de mieux visualiser notre mission, nous avons beaucoup utilisé le logiciel Ansys STK. C'est un logiciel développé par AGI (Analytical Graphics, Inc.), conçu pour la modélisation, l'analyse et la visualisation de systèmes complexes, notamment dans les domaines de l'aérospatiale, de la défense et des télécommunications. Cela nous a permis de simuler la trajectoire de notre cubesat, mais également la gestion de l'énergie, les systèmes de télécommunication et la gestion des intérêts scientifiques.

4.1.1 – Trajet jusqu'à Jupiter

Dans un premier temps, nous devons définir comment rejoindre Io depuis la Terre. Effectivement, un cubesat 6U peut difficilement, dû aux contraintes de taille, de poids, d'énergie, rejoindre une planète aussi loin que Jupiter par ses propres moyens. En intégrant un cubesat à une mission principale déjà planifiée, comme JUICE ou Europa Clipper, les coûts liés au lancement, à la propulsion, et à l'entrée dans le système jovien sont considérablement réduits. La solution est donc de partie en piggyback sur une sonde envoyée dans les alentours de Jupiter afin de limiter les coûts en ressources, économiques et de réduire les délais et les risques liés au voyage.

4.1.1.A – Etat de l'art des missions allant sur Jupiter

Il nous faut donc à présent, déterminer la mission la plus adaptée à nos besoins pour nous permettre de rejoindre Io dans les meilleures conditions.

Mission Galileo (1995-2003)

La mission Galileo, lancée par la NASA en 1989, fut la première sonde à se placer en orbite autour de Jupiter. Pendant sa durée opérationnelle, Galileo a effectué plusieurs survols rapprochés de Io, révélant l'ampleur de son activité volcanique et fournissant des données précises sur sa composition et sa magnétosphère. Son succès illustre la faisabilité d'opérations prolongées dans le système jovien. Son orbite était une orbite elliptique autour de Jupiter, avec une période d'environ deux mois, lui permettant de survoler plusieurs lunes joviennes à des distances variées. Elle se place ainsi sur une orbite très allongée de $21\,500 \times 19$ millions de kilomètres autour de Jupiter avec une inclinaison de cinq degrés. Cette orbite d'une période de sept mois est retenue parce qu'elle permet de limiter la consommation des ergols au moment de l'insertion en orbite. Cependant, elle est trop longue pour répondre aux besoins scientifiques car la phase durant laquelle la sonde peut recueillir des données n'est que de quelques jours à chaque orbite.



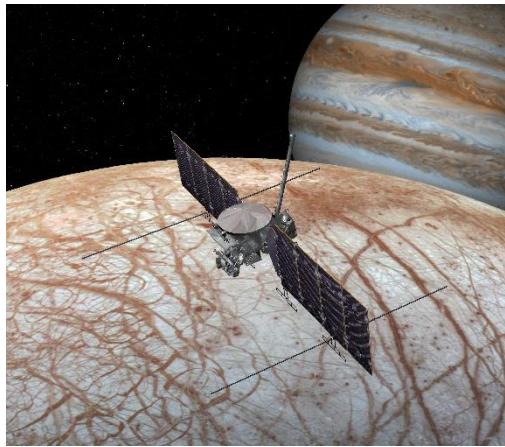
Mission Juno (2016 - présent)

La sonde Juno, en orbite autour de Jupiter depuis 2016, est principalement consacrée à l'étude de la structure interne, de l'atmosphère et de la magnétosphère de la planète. Cependant, ses instruments ont également permis d'obtenir des images et des données scientifiques sur Io lors de survols récents. Son orbite polaire lui permet de survoler régulièrement les pôles de la planète tout en réduisant l'exposition prolongée à son intense ceinture de radiation. Par ailleurs, la conception robuste de Juno face à l'environnement radiatif intense de Jupiter ainsi que les données, fournissent de bonnes bases pour le développement de notre cubesat.



Mission JUICE (Jupiter Icy Moons Explorer)

La mission JUICE de l'Agence spatiale européenne (ESA), lancée en 2023, est actuellement en route vers le système jovien, avec une arrivée prévue en 2031. Bien que JUICE se concentre principalement sur les lunes glacées Ganymède, Callisto et Europe, son transit vers Jupiter pourrait être utilisé pour transporter un cubesat en piggyback. JUICE étant conçue pour des observations prolongées dans l'environnement jovien, elle constitue une plateforme idéale pour intégrer des opportunités de missions secondaires. JUICE entrera dans une orbite elliptique autour de Jupiter pour effectuer plusieurs survols des lunes glacées.



Mission Europa Clipper

Europa Clipper, une mission de la NASA dont le lancement est prévu en 2024, vise à explorer Europe pour évaluer son habitabilité. Cette mission utilisera une trajectoire de croisière à travers le système jovien, offrant potentiellement des opportunités de piggyback pour des charges utiles secondaires, y compris un cubesat ciblant Io. La mission dispose d'une architecture modulaire et d'une capacité à transporter des instruments additionnels, ce qui pourrait faciliter l'intégration d'un cubesat. Toutefois, le défi sera d'adapter les objectifs différents des deux missions pour maximiser les retombées scientifiques sans perturber les priorités d'Europa Clipper.

Mission	Organisation	Année de lancement	Objectif principal	Orbite principale autour de	Période orbitale	Focus sur Io	Opportunités piggyback
Galileo	NASA	1989	Étude de Jupiter et de ses lunes	Jupiter	~60 jours	Oui	Potentielles
Juno	NASA	2011	Structure interne de Jupiter	Jupiter (orbite polaire)	~53 jours	Partiel	Limitées
JUICE	ESA	2023	Exploration des lunes glacées	Jupiter	Variable	Non	Potentielles
Europa Clipper	NASA	2024	Habitabilité d'Europe	Europe	Variable	Non	Potentielles

Figure V Comparatif des missions ayant exploré le système jovien (hors missions transitoires).

Pour nos premières itérations, nous avons choisis JUICE pour nous emmener dans le système Jovien. C'est une mission européenne qui a été lancée dernièrement et qui n'arrivera dans le système jovien qu'en 2031. Nous voulions choisir une mission récente ou future (JUICE arrive dans environ 7 ans autour de Jupiter) et non une ancienne mission des années 1990 non-européenne. La modernité de la mission nous assure une technologie récente et optimisé afin de protéger au mieux notre cubesat lors du long voyage dans le système solaire. En tant que plateforme européenne, JUICE bénéficie d'un cadre de coopération scientifique et technologique bien établi, permettant d'accéder à des données et des infrastructures cruciales pour maximiser les retombées scientifiques du cubesat. Étant donné son architecture, JUICE est spécifiquement conçue pour être compatible avec l'intégration de charges utiles secondaires charges utiles secondaires sans perturber son objectif principal.

Néanmoins, la mission Galileo présente beaucoup d'avantages comme les nombreux survols réalisés autour de Io avec une altitude par rapport à sa surface, allant jusqu'à 900km. Cette option reste à envisager et nous y reviendrons par la suite.

4.1.1.B – Conditions du voyage vers Jupiter

La sonde JUICE sort de l'atmosphère terrestre le 14 avril 2023 et va voyager pendant 7,6 années afin de rejoindre le système Jovien. Jupiter se situant à 800 millions de kilomètre de la Terre, si l'itinéraire

consistait en une ligne droite entre la Terre et Jupiter cela nécessiterait 60 tonnes d'ergols [4]. Afin de réduire la quantité de carburant nécessaire, JUICE réalise des manœuvres d'assistance gravitationnelles autour de Vénus et de la Terre. Il survolera le système Terre-Lune en août 2024, puis Vénus en août 2025, s'en suivront deux survols de la Terre en 2026 et 2029 afin d'arriver autour de Jupiter en juillet 2031.

Durant ce long voyage, TIDE devra résister à des contraintes extrêmes, du décollage avec des niveaux de vibration énormes jusqu'à la durabilité des composants afin qu'ils soient opérationnels au moment du drop de JUICE.

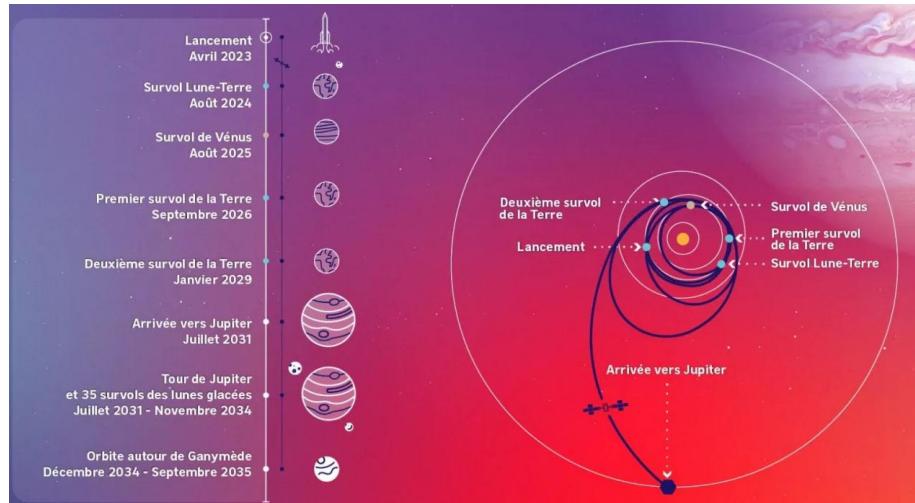


Figure 23 : Organisation de la mission Juice.

Afin de résister aux conditions extrêmes, il sera nécessaire de préparer notre Cubesat afin de réduire au maximum les risques liés à ceux-ci.

Vibrations :

Dans un premier temps lors de la phase 1, le décollage, en raison des forces extrêmes générées par les moteurs, il va se créer des turbulences aérodynamiques, des interactions structurelles... Dans les contraintes vibratoires on retrouve :

Les **vibrations structurelles aléatoires** sont non périodiques et se répartissent sur une large bande de fréquences, allant de 20 Hz à plusieurs milliers de Hertz. Elles sont générées par :

- **Sources** : Les turbulences aérodynamiques à l'extérieur de la fusée, surtout pendant le passage à la Max-Q (pression dynamique maximale), les flux instables de gaz dans les moteurs à propergol liquide ou solide et les interactions entre les ondes acoustiques et les structures flexibles.
- **Risques** : Fatigue structurelle, décalages des optiques et des circuits électroniques.
- **Solutions** : Test de vibration aléatoire sur les trois axes (X, Y, Z) avec des vibrateurs électrostatiques (shakers) en appliquant des ondes ayant une densité spectrale de puissance (PSD) similaire à celles spécifiées par le lanceur.

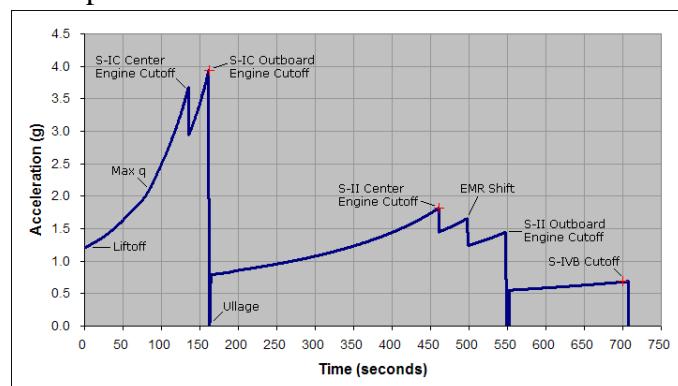


Figure 24 : Valeurs d'accélération au cours du temps lors du décollage.

Les **ondes acoustiques** sont modélisées par des densités spectrales d'amplitude similaires aux vibrations mécaniques avec des fréquences dominantes aux alentours de 500 Hz.

- **Sources :** générées par les moteurs de fusée (majoritairement ceux à propergol liquide) génèrent des ondes sonores allant jusqu'à 180 dB. Les ondes rebondissent sur les parois comme le sol et la structure de la fusée formant un champ acoustique aléatoire.
- **Risques :** Les parois fines ou les petites pièces comme les connecteurs et les vis peuvent de desserrer sous l'effet des hautes fréquences.
- **Solutions :** Utilisation de chambres acoustiques pour simuler un cas réel et mesure des déplacements et des réponses structurelles du Cubesat.

Les **Phénomènes de résonance** se produisent lorsque la fréquence propre de la charge utile correspond à une fréquence d'excitation imposée par le lanceur. Cela amplifie les réponses vibratoires d'un système et donc les risques de casse.

- **Solutions :** Suivre les normes de l'agence spatiale concernée (NASA GEVS, ECSS) et mesurer la fréquence de résonnance de TIDE et vérifier qu'elle n'est pas inférieure à 300 Hz.

Températures extrêmes et radiations :

Afin de résister aux changements de température extrême que Tide va subir à l'extérieur de Juice, nous utiliserons des réchauffeurs thermiques passifs mais aussi des réchauffeurs actifs. Nous utiliserons également un bouclier pour se protéger des radiations.

Communication et énergie :

Lors du trajet, nous voulons effectuer les premiers tests afin de vérifier le bon état de fonctionnement des sous-systèmes :

# Phases mission:	Nom des phases	Description	Composants actifs	Durée
1	Mise à poste et décollage	Installation du satellite dans le lanceur	Aucun	/
2	Transfer to Jupiter	Piggyback de Juice	ADCS OBC Batterie EPS Payload	8 years

Figure Y Phases 1 et 2 de la mission

Cela représente les phases 1 et 2 de notre mission qui sont respectivement la « mise à poste dans le lanceur plus décollage » ainsi que le « transfert jusqu'à Jupiter ». Pour cela nous allumerons les sous-systèmes un par un et attendrons la réponse envoyée sur Terre. Pour ce faire il nous faut donc une source d'énergie et un moyen de transmettre les données d'état de santé des composants. En termes d'énergie, nous ne pouvons évidemment pas déployer nos panneaux solaires, donc dans la logique on devrait utiliser les ressources de notre batterie. Seulement, le gros avantage d'être transporté par une grosse mission comme JUICE est que nous avons accès à ses ressources d'énergie mais également au système de communication. Nous sommes branchés en filaire à la source d'énergie et aux systèmes de télécommunication donc nous n'avons pas à nous occuper des problèmes de batterie ou de transmission.

Résumé des contraintes principales

Type de contrainte	Source	Solutions
Vibrations et chocs	Lancement et séparation	Système de déploiement réduisant les contraintes / Tests vibratoires préalables
Températures extrêmes	Environnement spatial	Isolation thermique passif, résistances, systèmes actifs de régulation thermique

Radiations	Ceintures de Van Allen, Jupiter	Blindage, composants durcis, redondance électronique
Communication	Distance croissante	Branchements filaires aux communications de JUICE.
Gestion d'énergie	Panneaux solaires non déployés	Branchements directs aux ressources en énergie de JUICE.

Figure Z Solutions existantes aux contraintes subies par une sonde lors d'un voyage spatial.

Une fois insérée dans le système jovien, la sonde JUICE adoptera une orbite elliptique autour de Jupiter, avec une période d'environ 14 jours. Ces caractéristiques orbitales reflètent une orbite scientifique typique, conçue pour permettre des observations prolongées des lunes galiléennes, ainsi que de l'environnement magnétosphérique de Jupiter. Cette orbite est caractérisée par les paramètres suivants :

`Satellite-Juice_satellite: orbit_basic_parameters`

Classical.Eccentricity	Classical.Inclination (deg)	Classical.RAAN (deg)	Classical.RadiusOfApoapsis (km)	Classical.SemimajorAxis (km)
0.606767	0.590	147.108	2740175.495655	1705397.113544

Nous avons ensuite déterminé la date à laquelle JUICE atteindra son point de passage le plus proche de Jupiter (le périjove). Ce point est critique, car c'est à cette étape que notre nanosatellite quittera son état de "piggyback" (transport passif sur JUICE) pour entamer sa propre mission autour de Io. Après une analyse approfondie des données orbitales à l'aide du fichier SPICE de JUICE, nous avons identifié la date du 2 juillet 2032 comme moment clé où la sonde sera au périjove.

Cela marque le début de la phase autonome de notre nanosatellite. Pour visualiser son orbite et sa distance avec Io nous avons intégré son fichier SPICE sur STK. Cela nous permettra de définir l'orbite de transfert et par la suite de définir les périodes d'accès entre Juice et Tide.

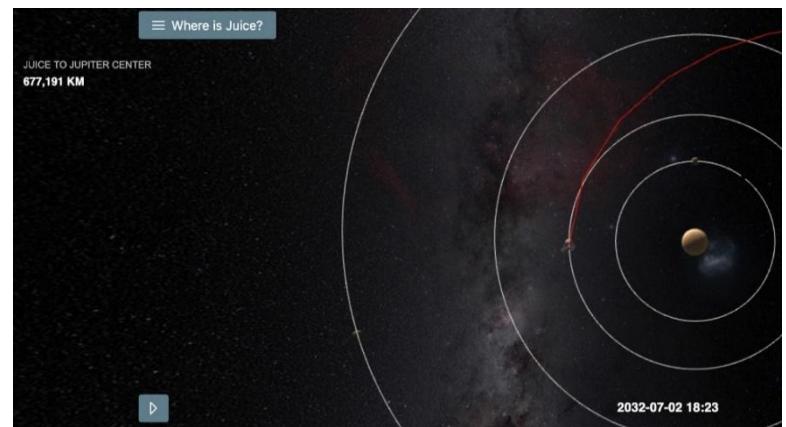


Figure 27 Image de la phase de Drop pour quitter le piggyback.

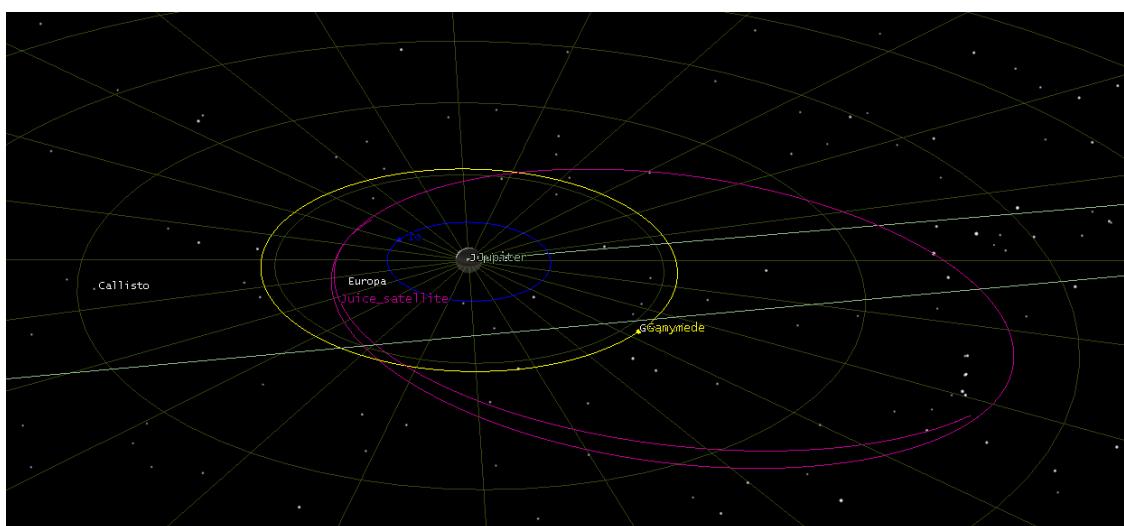


Figure 28: Orbite de JUICE autour de Jupiter.

4.1.2 – Propulsion

Tous les satellites et engins spatiaux qui orbitent autour de la Terre ou sont en mission dans l'espace lointain n'ont pas besoin de « carburant » pour voyager dans l'espace. La première loi du mouvement stipule : un objet au repos reste au repos, et un objet en mouvement reste en mouvement à vitesse constante et en ligne droite à moins qu'une force déséquilibrée n'agisse sur lui. Une fois au-delà de l'atmosphère terrestre, aucune force déséquilibrée n'agit sur les véhicules. Dans l'atmosphère terrestre, la friction avec l'air agit comme une force de résistance, contre laquelle les machines volantes ont besoin de puissance pour maintenir leur vol. Dans le contexte de la relativité générale, on peut dire que les satellites et les engins spatiaux sont en « chute libre » une fois dans l'espace. La chute libre correspond au mouvement d'un objet uniquement dû à la gravité, sans qu'aucune autre force n'intervienne.

4.1.2.A – Choix du carburant

Cependant, les engins spatiaux et les satellites ont besoin d'une source d'énergie pour leur donner une vitesse initiale et pour réaliser des manœuvres orbitales. Actuellement, nous avons plusieurs options en ce qui concerne les carburants pour alimenter les missions spatiales :

- **La propulsion chimique**, qui est la technologie la plus mature et de loin la plus simple à utiliser. Elle se divise en deux principaux groupes qui sont les gaz froids et les gaz chauds. Le premier groupe est généralement caractérisé par une Impulsion spécifique (Isp) très basse comparé aux gaz chauds, et de même pour leur poussée respective. Cependant les deux types de gaz sont économiques en énergie et sont fiables.
- **La propulsion ionique/électrique**, qui offre une poussée très faible mais une efficacité exceptionnellement élevée. Divisée en trois types, l'électrothermique, l'électromagnétique et l'électrostatische, ils sont tous caractérisés par un Isp extrêmement haut mais une fiabilité plutôt faible. Ils consomment également énormément d'énergie.
- **La propulsion plasma-électrique**, une technologie plus récente qui n'a pas encore été testée dans l'espace, montre des caractéristiques prometteuses. Elle exige une quantité importante d'énergie électrique, bien supérieure à celle requise par les moteurs ioniques, mais offre des niveaux de poussée plus élevés. Si elle est mise en œuvre avec succès, cette technologie nécessiterait une importante source d'énergie électrique, probablement sous forme de réacteurs nucléaires de grande échelle dans l'espace, un exploit encore jamais réalisé à cette échelle pour des applications spatiales.
- **La propulsion nucléaire électrique (NEP)**, une technologie qui puise son énergie dans la fission plutôt que dans des réactions chimiques traditionnelles, offre une densité énergétique pratiquement illimitée, ouvrant ainsi la voie à des missions habitées vers Mars et à des recherches dans l'espace lointain. La NASA envisage deux types de systèmes de propulsion nucléaire : thermique et électrique.

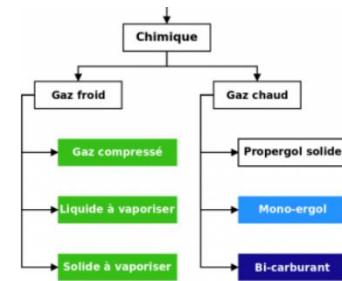


Figure 29: Diagrammes des différents carburants chimiques. "Gary Quinsac"

En nous basant sur ces informations, nous avons décidé de ne pas utiliser la propulsion ionique, car elle n'est pas suffisamment puissante et trop coûteuse en énergie ce qui n'est pas réaliste avec une mission Cubesat. Nous excluons également la propulsion plasma-électrique, car elle n'a pas encore été suffisamment testée pour une mission de cette envergure. Cela nous laisse deux possibilités : soit la propulsion nucléaire électrique, soit la propulsion chimique.

L'utilisation de la propulsion nucléaire est réglementée de manière différente dans le monde. Aux Etats-Unis ils sont autorisés à utiliser cette technologie alors qu'en Europe il est interdit d'avoir recours à ce type de propulsion. Dans le cadre de l'appel d'offre SIMPLEx, nous pouvons probablement y avoir recours seulement étant donné la difficulté de notre mission déjà élevée, nous voulons trouver des composants TRL9 uniquement. En effet, cette technologie n'est pas encore développée pour des cubesats.

Finalement, la propulsion chimique est le type de propulsion le plus courant et il a déjà été utilisé pour des missions « Deep space ». Nous avons une grande confiance en cette technologie. Nous avons donc le choix entre les gaz froids ou les gaz chauds.

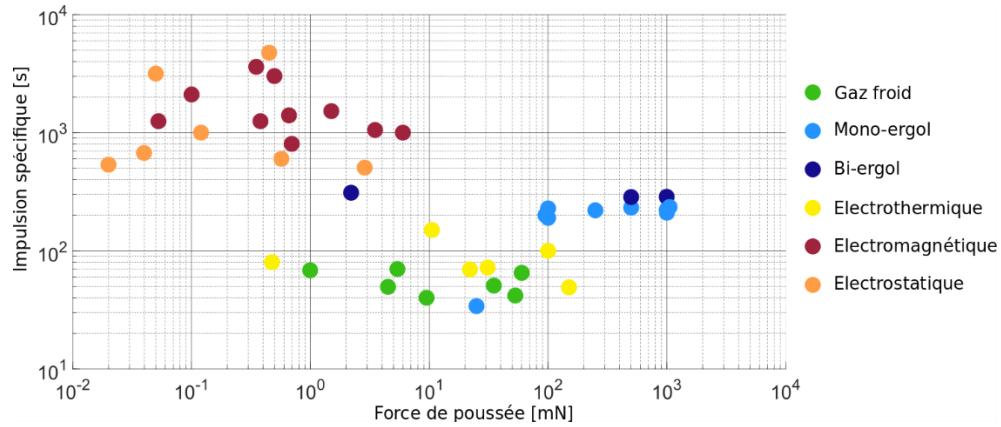


Figure 30: Comparaison des différents carburants. [Gary Quinsac, Systèmes de propulsion]

Figure Comparaison des différents carburants. [Gary Quinsac, Systèmes de propulsion]

Comme décrit dans le graphique, la proposition la plus polyvalente en termes d'impulsion spécifique et de force de poussée sont les gaz chauds. Les gaz froids sont principalement utilisés pour des contrôles d'attitudes plus que pour des manœuvres orbitales. La simplicité de ces systèmes les rend intéressants pour les CubeSats. Néanmoins, du fait de la nécessité de pressuriser le carburant, ils ne respectent pas le cahier des charges décrit par le CDS ("CubeSat Design Specification"). Pour les missions requérant des niveaux de poussée et d'impulsion supérieurs, les gaz froids ne sont plus adaptés et il est nécessaire d'utiliser des carburants plus énergétiques générant des gaz chauds. Les systèmes à gaz chaud sont le type le plus commun de propulsion spatiale et principalement l'hydrazine qui est un mono-ergol. Les ergols des systèmes à gaz chaud sont stockés à l'état liquide ou solide. Une réaction de combustion exothermique de l'ergol est nécessaire pour obtenir des produits à haute température qui sont ensuite expulsés dans la tuyère. Ils nécessitent donc généralement une étape de plus que les gaz froids.

Le secteur aérospatial est le plus grand consommateur d'hydrazine pure. En effet, l'hydrazine pure et ses dérivés sont utilisés depuis plus de 50 ans comme carburants, notamment en combinaison avec le tétraoxyde d'azote dans les fusées (comme Ariane). L'hydrazine est généralement utilisée seule comme carburant dans les moteurs à faible poussée (mais à haute précision) permettant le positionnement des satellites et les manœuvres. Aujourd'hui, les carburants les plus courants sont composés d'hydrazine. Ce composé chimique d'azote et d'hydrogène est hautement toxique et instable. En général, les carburants à base d'hydrazine sont si dangereux et cancérigènes qu'il est impératif de porter des vêtements de protection adaptés pour les manipuler, comme le font les astronautes. Bien que des mesures soient prises pour limiter sa présence dans l'atmosphère, plus de 10 000 tonnes de carburants à base d'hydrazine sont encore relâchées chaque année.

Pour cette raison, nous avons choisi une variante de mono-ergol qui est l'HPGP. Beaucoup moins毒ique, il est considéré comme plus respectueux de l'environnement, d'où son appellation « propulsif

vert ». Il a également une impulsion spécifique légèrement supérieur à l'hydrazine ainsi qu'une densité énergétique plus élevée, permettant un stockage plus compact. Ne nécessitant pas d'équipements de protection spécifiques lors de sa manipulation, cela permettra également de réduire les coûts de la mission.

Parameter	LMP-103S	Hydrazine (ultra-pure)	High-test peroxide (HTP)
Chemical composition by weight	63.0% ADN, 18.4% Methanol, 4.6% Ammonia and 14.0% Water	99.5% Hydrazine and 0.5% Water	85% to 98% Hydrogen peroxide and 2% to 15% Water
Specific impulse (theoretical)	~253 s	~239 s [-6%]	~192 s [-24%]
Density (20°C)	1.24 kg/dm ³	1.02 kg/dm ³ [-17%]	1.20 to 1.44 kg/dm ³ [-3% to +16%]
Stability	Long-term storable (> 20 years, STANAG 4582)	Long-term storable (> 20 years)	Limited storability
Hazard pictograms according to GHS			
Carcinogenic	No	Yes	No
SCAPE required for handling	No	Yes	No
Freezing point	-90 °C (ADN saturation at -7 °C)	1°C	-15 °C to -2 °C
Normal operation temperatures	10 °C to 50 °C	10 °C to 50 °C	*Room temperature*
Exhaust gases	H ₂ O, CO ₂ , N ₂ , H ₂ and CO	N ₂ H ₂ and NH ₃	H ₂ O and O ₂
Shipping	Class 1.4S, UN0481 (5L containers permitted on passenger aircraft)	Class 8, UN2029 (no airfreight)	Class 5.1, UN2014 (no airfreight of >40%)

Figure 31: Comparaison du HPGP, LMP-103S à l'hydrazine. [ecaps.se]

Figure Comparaison du HPGP, LMP-103S à l'hydrazine. [ecaps.se]

Le LMP-103S vendu par la société suédoise ECAPS, est l'un des plus populaires du marché. Il représente le carburant idéal car pour un même volume de réservoir, il est possible de stocker davantage de propulsif, augmentant ainsi l'autonomie des systèmes spatiaux. Utilisé avec succès dans plusieurs missions spatiales, le LMP-103S s'impose comme un propulsif de choix en termes de performances et de respect de l'environnement.

4.1.2.B – Choix du propulseur

Le choix du système de propulsion employé dépend de différentes contraintes relatives au volume disponible pour le propulseur, devant être non seulement d'un volume mais également de dimensions adaptées à sa disposition dans un CubeSat. Cela comprend également le volume disponible pour le stockage du carburant, en particulier dans le cas de l'utilisation d'un propulseur à carburant thermique, qui présente généralement une impulsion spécifique (valeur proportionnelle au rapport entre la puissance déployée et le volume) inférieure, et à l'énergie nécessaire et au temps disponible (liée quant à lui à la résistance de TIDE aux radiations, limitant son temps de mission) pour l'utilisation d'un propulseur électrique, employant généralement un carburant solide (type iodure ou indium), un liquide ionique ou un gaz liquide.

En tenant compte de ces différents paramètres et du changement de vitesse requis, les différents propulseurs électriques existants ont été écartés, tout d'abord en raison de leurs trop faibles puissances généralement comprises entre 10^{-4} et 10^{-2} N, impliquant des temps de réduction de vitesses trop importants au vu de la mission (temps), mais également en raison de leur importante consommation électrique, comprise entre 20 et 65 Wh, puissances ne pouvant être soutenues pendant de telles durées.

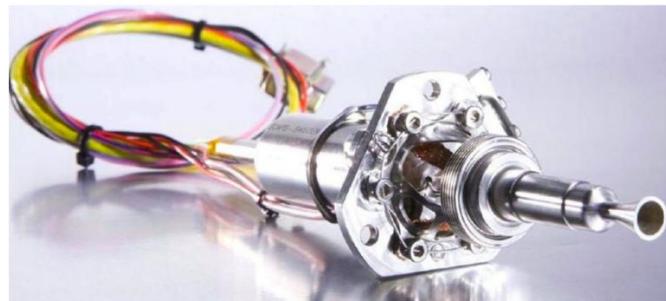


Figure FF Image du propulseur 1N HPGP Ecaps

Finalement, nous utiliserons donc ce carburant avec le propulseur 1N HPGP Thruster de chez ECAPS également. Conçu pour le contrôle d'attitude et d'orbite des petits satellites il a une poussée entre 0,25 N et 1 N et permet donc des manœuvres de changement d'orbite. Il a également une poussée spécifique de 231 secondes ainsi qu'une pression atteignant les 22 bars nous permettant de stocker une plus grande quantité de carburant dans un espace restreint. De plus, il a une impulsion de densité allant jusqu'à 2815 Ns/L ce qui représente la quantité de poussée produite par unité de volume. Soit, à quel point le carburant est dense en termes de génération de poussée. Ce propulseur est spécifiquement conçu pour fonctionner avec le LMP-103S.

4.1.2 – Orbite autour de Io

Afin de définir l'orbite optimale pour notre mission, il a fallu prendre en compte de nombreux critères en lien avec les objectifs scientifiques et les contraintes techniques. Pour mieux comprendre et visualiser les choix à effectuer, nous avons modélisé notre mission dans le logiciel STK (Systems Tool Kit), en intégrant dans un premier temps notre nanosatellite Tide.

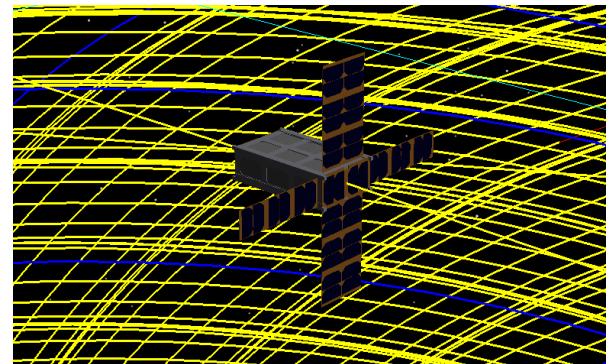


Figure GG Modélisation de notre cubesat sur STK

4.1.2.A – Définition de l'orbite

Pour déterminer l'altitude optimale de l'orbite, nous avons commencé par examiner l'étendue de l'atmosphère de Io. Comme mentionné précédemment, l'atmosphère de Io est extrêmement fine et de faible densité, principalement composée de dioxyde de soufre. Elle s'étend jusqu'à une altitude d'environ 200 à 400 km, avec une pression estimée à 10^{-7} pascals à son sommet. En tenant compte de ces caractéristiques, nous avons initialement envisagé une orbite à 500 km d'altitude qui sont donc bien dans la sphère de Hill. Cette altitude offre une marge de sécurité par rapport à l'atmosphère et permet d'obtenir une résolution suffisante pour cartographier précisément les zones d'intérêt à la surface.

L'un de nos objectifs scientifiques majeurs est d'étudier l'évolution des éruptions volcaniques, des points chauds et des variations topographiques de Io. Pour cela, il était essentiel de définir une orbite garantissant des survols fréquents des régions présentant un intérêt scientifique élevé. Afin d'éviter de longues périodes durant lesquelles le satellite serait trop éloigné pour effectuer des observations significatives, nous avons opté pour une orbite circulaire. Ce choix permet de maintenir une distance constante par rapport à la surface, offrant une couverture régulière et homogène des zones étudiées.

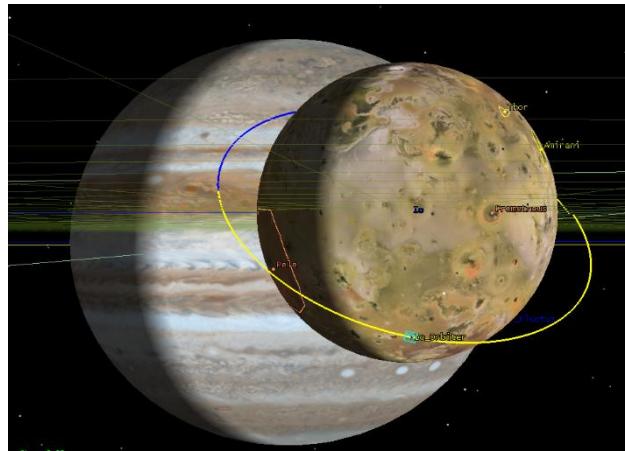


Figure HH Modélisation sur STK de l'orbite circulaire de 500km d'altitude autour de Io

Comme le montre la modélisation réalisée dans STK, l'orbite choisie n'est ni équatoriale ni polaire, mais inclinée d'un certain angle pour optimiser la couverture des zones d'intérêt. Ces zones se situent principalement entre les latitudes -40° et 40° , où se concentre la majorité des phénomènes géologiques actifs sur Io. Par conséquent, les régions polaires ont été rapidement écartées de nos priorités scientifiques.

Cette décision s'appuie sur les phénomènes de marée, responsables du volcanisme sur Io. Les forces de marée, générées par les interactions gravitationnelles avec Jupiter et les autres lunes galiléennes, exercent des contraintes maximales dans les régions proches de l'équateur. En revanche, les zones polaires, étant moins soumises à ces forces, montrent peu de signes d'activité tectonique ou volcanique, ce qui limite leur intérêt dans le cadre de nos études. Une orbite équatoriale aurait pu sembler appropriée, car elle permettrait de concentrer les observations sur les régions équatoriales, où l'activité volcanique est la plus marquée. Cependant, une telle orbite ne couvrirait pas efficacement les latitudes moyennes, qui abritent les formations géologiques importantes, telles que les montagnes et les coulées de lave étendues.

Le choix d'une orbite inclinée représente ainsi un compromis optimal. Il permet de maximiser la couverture des zones géologiquement actives tout en maintenant une observation régulière des latitudes moyennes.

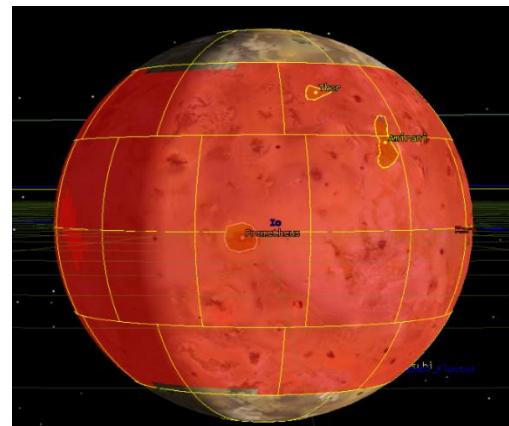
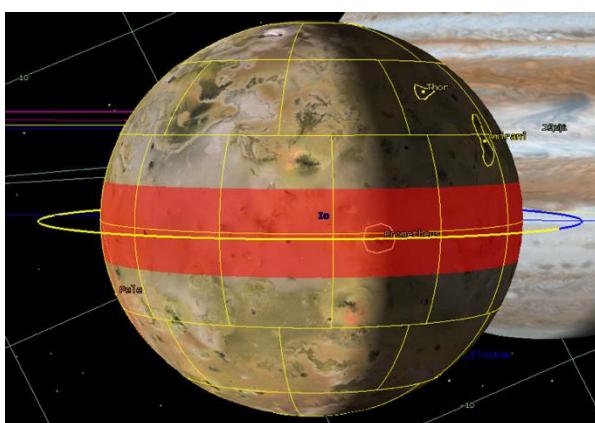


Figure II Latitudes couvertes par la sonde à la surface de Io avec une orbite inclinée de 40 deg

Figure JJ Latitudes couvertes par la sonde à la surface de Io avec une orbite équatoriale

Nous obtenons une période orbitale de 2,5 heures de moyenne ce qui nous permettra d'étudier les évolutions possibles sur Io car nous avons beaucoup de passages et donc une résolution temporelle des mesures élevée. Connaissant l'environnement extrême dans lequel Io orbite, nous avons décidé d'un temps de mission nominal de 1 mois du 2 juillet 2032 au 2 août 2032. L'utilisation de Cubesat pour faire de l'exploration spatiale est déjà quelque chose de complexe, mais l'utilisation pour l'étude d'une lune

du système Jovien demande une grande prudence. C'est pour cela que nous considérons que cette durée nous permettra de valider l'innovation technique de faire orbiter une Cubesat dans cet environnement, mais aussi scientifique en récoltant suffisamment de données.

nombre d'orbite en 1 mois :

$$N_{\text{orbite per month}} = \frac{30 * 24}{2.5} = 288 \text{ orbits}$$

4.1.2.B – Couverture des zones d'intérêts

A présent que nous connaissons notre orbite de mission, nous pouvons comprendre les implications induites. Nous avons étudié le temps que Tide passerait au-dessus de chacune des zones principales d'intérêt en divisant chacune des surfaces en quadrillage. Cela nous permet ensuite de lier à notre satellite afin de visualiser le temps de passage dans chaque zone :

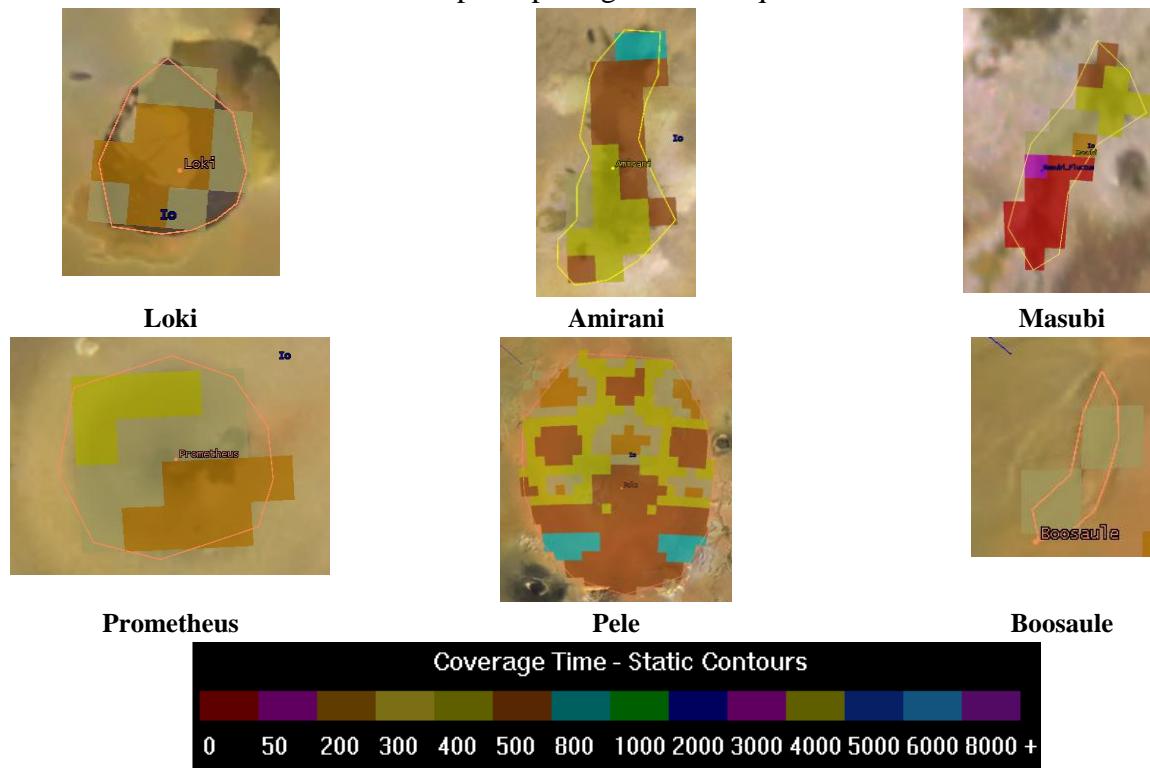


Figure KK Représentation des durées de couverture des zones d'intérêt (s/day)

Les lignes orangées des contours représentent celles ayant le plus haut taux d'intérêt, les objectifs primaires, et les zones aux contours jaunes, les objectifs secondaires. Nous avons un taux de survol qui varie entre 200 secondes et 800 secondes, soit entre 3,33 minutes et 13,33 minutes d'observation possible pour chaque site par jour. La seule zone non couverte est le sud de Masubi mais la partie Nord à tout de même des temps de passage jusqu'à 500 secondes chaque jour. Si l'on calcule maintenant la durée de couverture moyenne pour chaque zone d'intérêt sur toute la durée de la mission, nous obtenons :

Temps moyen au dessus des zones en 1 mois

$$T_{\min} = \frac{30 * 24}{2.5} = 30 * 3.33 = 100 \text{ minutes} = 1.67 \text{ heures}$$

$$T_{\max} = \frac{\frac{30 * 24}{2.5} \frac{30 * 24}{2.5}}{2.5} = 30 * 13.33 = 400 \text{ minutes}$$

$$= 6.67 \text{ heures}$$

Ceci représente les valeurs idéales et théoriques et nous allons voir par la suite si nous pouvons vraiment faire l'acquisition de données à cette fréquence. Cela nous permet donc de couvrir les latitudes de Io de la manière suivante :

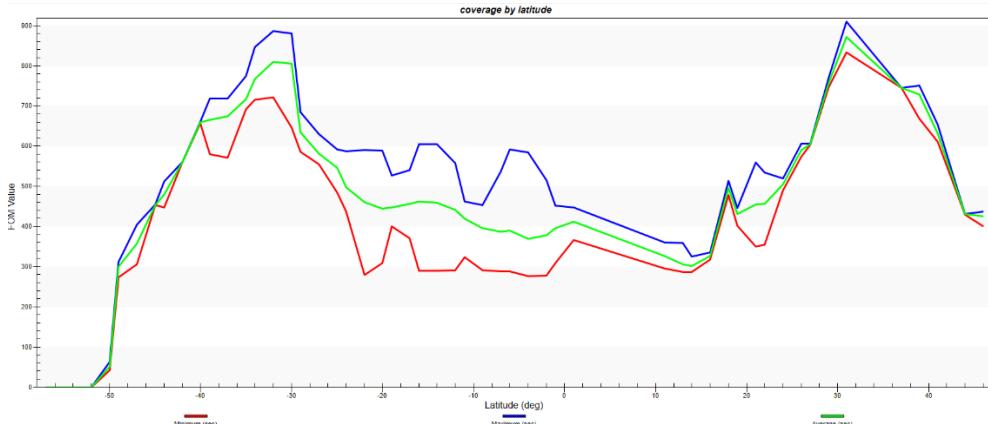


Figure LL Couverture moyenne, maximum et minimum des latitudes de Io par Tide

4.2 – Instrumentation et sites d'étude

Comme précisé précédemment, nous avons décidé de faire de l'imagerie afin d'étudier comment évolue la topographie, la topographie, le volcanisme et l'atmosphère de Io. Pour ce faire, nous devions trouver la charge utile qui correspondrait le mieux à nos besoins. Parmi les différents objectifs, l'observation de la topographie et des volcans de Io ainsi que l'étude des points chauds représente les éléments centraux de nos objectifs scientifiques.

Io est connue pour son activité volcanique extrême, en grande partie due au phénomène de volcanisme tidal. Les points chauds, qui incluent des volcans actifs, des coulées de lave, et parfois des volcans éteints, constituent des zones de grande importance scientifique. Leur observation implique :

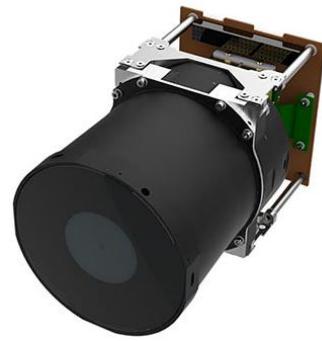
Objectifs	Gamme utile	Canaux d'intérêt	Temps de pose requis	Résolution spatiale nécessaire	Résolution spectrale requise (Largeur des bandes d'absorption)
Etude du relief et de la géologie structurale des montagnes non tectoniques	Lumière visible	Tous (380-750 nm) (cf. Sentinel, Landsat)	$10^0 - 10^2$ s	Idéalement de l'ordre de quelques centaines ou dizaines de mètres voire moins pour des observations pertinentes JunoCam : 15 km/px (4000 km)	Reliefs très détaillés avec des larges bandes bien placées (Sentinel, Landsat ~ 20 nm)
Dynamique thermique des extrusions magmatiques	Infrarouge thermique	TIR : 8 à 14 μm (cf. Landsat)	$10^0 - 10^2$ s	Bon dès quelques km par pixel JIRAM : 25 km/px (1500 km)	1 canal théoriquement suffisant Meilleure précision de ∇T° et T° avec plusieurs canaux
Observation du SO₂ atmosphérique entre son émission volcanique et son ionisation	Infrarouge	Principales bandes centrales des absorptions : 7500, 8700 et 19300 nm (cf. NIMS Galileo)	$10^2 - 10^3$ s Temps insuffisant dans le champ	Variable selon taille de panache (en général au moins des dizaines de km de large) JIRAM : 25 km/px (1500 km)	10 à 100 nm / canal (TEXES)

Figure MM Prérequis techniques estimés de l'instrumentation pour la réalisation des objectifs.

Il nous faut donc trouver des instruments qui nous permettront de mesurer dans l'infrarouge et dans le visible afin de respecter nos objectifs scientifiques. Il faut également prendre en considération la résolution spectrale et la résolution au sol de l'instrument. Nous avons donc sélectionné les instruments suivants :

4.2.A - MultiScape100 CIS

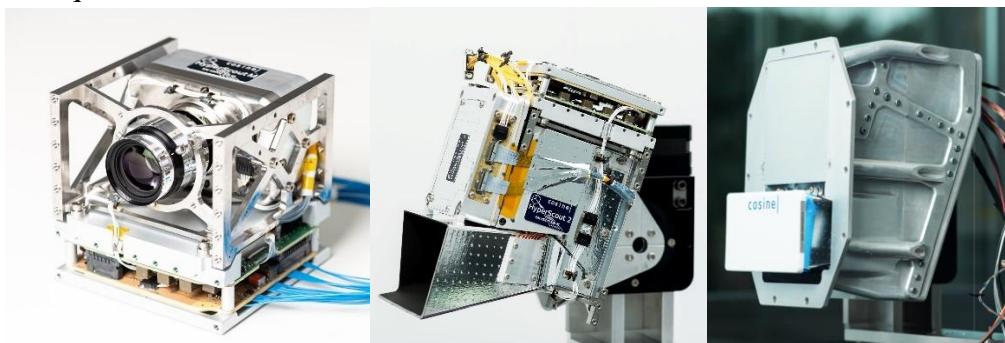
Le MultiScape100 CIS, développé par Simera Sense, est une caméra multispectrale avancée spécifiquement adaptée aux microsatellites tels que les CubeSats, basée sur un capteur CMOS. Ce type de capteur fonctionne avec une grille de pixel qui transforme les photons en signaux électriques. Chaque pixel contient une photodiode et un amplificateur et transforme directement la charge en signal électrique. Cela offre une grande rapidité de capture ce qui est intéressant pour avoir une discréétisation temporelle de capture élevée, mais le résultat peut être bruité. Le filtre multispectral à 7 bandes couvrant le spectre visible et proche infrarouge (VNIR) allant de 457 nm à 900 nm.



Elle a une capacité de stockage interne de 128 Go en mémoire flash permettant de stocker un grand nombre d'image avant transmission. Elle a des dimensions de 98 x 98 x 176 mm avec une masse de 1,1 kg et est opérationnelle à des températures de -10 °C à +50 °C avec une résistance aux radiations de 15krad. Le MultiScape100 consomme également peu d'énergie avec 5,8 W.

4.2.2 – Caméras HyperScout

Les caméras HyperScout de l'entreprise Cosine sont des instruments d'imagerie hyperspectrale de pointe, conçus pour les missions spatiales d'observation. Compatibles avec des plateformes légères comme les CubeSats, elles allient une conception compacte et légère à des capacités avancées de capture de données dans les spectres visible, proche infrarouge (VNIR) et pour l'une d'entre elles, moyen infrarouge (TIR). Grâce à leur traitement embarqué, leurs caméras permettent d'extraire des informations en temps réel, réduisant ainsi les besoins en transmission de données et en stockage. Polyvalentes et performantes, les HyperScout répondent à des applications variées, allant de la surveillance environnementale et de l'analyse des ressources naturelles à la gestion des catastrophes naturelles et des changements climatiques. Avec de l'Intelligence Artificielle intégrée, elles permettent de détecter des événements ainsi que de réduire la taille des données avant transmission.



HyperScout M

HyperScout 2

HyperScout 1

Chacune présente des caractéristiques différentes et des avantages intéressants. Voici les détails de chacune :

Parameter	HyperScout® 1	HyperScout® 2	HyperScout® M	HyperScout® S
Visible near-infrared channel				
FOV [deg]	31° x 16°	31° x 16°	25° x 12°	13° x 6°
Focal length [mm]	41.25	41.25	50	100
F-number [-]	f/4	f/4	f/4	f/4
Pixel size [μm]	5.5	5.5	5.5	5.5
ACT pixels [px]	4096	4096	4096	4096
Spectral range [nm]	450 – 950	450 – 950	450 – 950	450 – 950
N spectral bands [-]	50 nominal	50 nominal	50 nominal	50 nominal
	Up to 120 in boost mode			
Spectral resolution [nm]	16	16	16	16
Nominal data throughput [MB/s]	45.5	45.5	55.2	110.3
ACT GSD [m] from	500 km	67	67	55
	350 km	47	47	39
Swath ACT [km] from	500 km	280	280	225
	350 km	195	195	160
Data volume single swath [MB]	500 km	2300	2300	2300
	350 km	750	750	750

Figure NN Fiche technique des Hyperscout

On voit que les quatre caméras ont les mêmes bande spectrale, visible et proche infrarouge, ainsi que les mêmes capteurs (pixels) et la même résolution spectrale. Seul le champ de vue et la résolution au sol est différente pour la HyperScout M qui est plus précise avec un plus gros grossissement.

Physical properties				
Volume (l)	1.5	1.8	1	1.6
Mass (kg)	1.5	1.8	1.2	1.6
Peak power (W)	9	11	9	9

Figure OO Fiche technique 2 des Hyperscouts

Ensuite, les propriétés physiques des instruments sont des paramètres cruciaux à prendre en compte. Celle qui consomme le plus et prend le plus d'espace est la HyperScout 2 et la plus performante dans ces domaines est la HyperScout M. Le modèle 2 est équipé d'un canal infrarouge, ce qui explique ces dimensions. Nous avons décidé de prendre la HyperScout M afin de minimiser au maximum l'espace utilisé pour la caméra ainsi que l'énergie consommée et le poids. Cela nous avantage également en termes de résolution au sol qui atteint les 55 m pour une orbite comme la nôtre à 500km d'altitude.

4.3 – Télécommunication et traitement des données

4.3.1 - Télécommunications

Lors de la première itération de notre projet, nous avions initialement envisagé de gérer les télécommunications de manière autonome, c'est-à-dire en établissant une liaison directe entre notre cubesat et la Terre. Cette approche impliquait la sélection de composants spécifiques et la détermination des fréquences d'émission et de réception adaptées à notre mission. Cependant, plusieurs défis techniques se sont posés, nécessitant une réévaluation de notre stratégie initiale.

Fréquences d'émission et de réception

Au départ, nous avions prévu d'utiliser des fréquences S band pour les communications, offrant un équilibre entre bande passante et robustesse face aux interférences. Les fréquences S band, allant de 2 à 4 GHz, sont couramment utilisées pour les communications spatiales en raison de leur capacité à traverser l'atmosphère terrestre avec une atténuation modérée. Cependant, en analysant plus en détail les exigences de notre mission, nous avons identifié des contraintes supplémentaires liées à la distance de transmission.

Distance et perte de propagation

Notre mission implique une distance de transmission beaucoup trop grande pour communiquer directement avec la Terre. Nous avons donc choisi de nous servir de la sonde JUICE comme relais, celle-ci se trouvant à environ 1 000 000 km pendant la mission. À cette échelle, la perte de propagation du signal devient un facteur déterminant.



Figure PP Visualisation de la distance entre Io et JUICE avec l'outil de la NASA (Eyes on the solar system)

Nous avons visualisé rapidement la distance en utilisant le site de la NASA. L'outil de distance nous a permis d'avoir un ordre de grandeur de la distance entre la sonde et Io. Il nous fallait donc calculer la perte de signal pour dimensionner nos composants de télécommunications. La perte de signal (en dB) peut s'estimer grâce à la formule de l'affaiblissement en espace libre :

$$FSPL (dB) = 32,44 + 20\log_{10} (dkm) + 20\log_{10} (fMHz)$$

Où dkm est la distance en kilomètres et fMHz la fréquence en mégahertz. Dans notre cas : d = 1 000 000 km et f = 8 000 MHz (soit 8 GHz).

Le terme $20 \log_{10}(dkm)$ pour d = 106 km vaut 120 dB, tandis que $20 \log_{10}(fMHz)$ pour f=8 000 MHz est d'environ 78 dB.

En ajoutant la constante de 32,44 dB, on obtient une perte de l'ordre de 230 dB. Une telle atténuation impose soit des antennes à très fort gain, soit une puissance d'émission considérable (ou les deux).

Dans le cadre d'un CubeSat de format 6U, les capacités énergétiques et la taille de l'antenne ne permettent pas de compenser une perte de propagation aussi élevée. C'est pourquoi l'utilisation d'un relais, comme la sonde JUICE, est indispensable pour assurer la transmission des données.

Transition vers l'utilisation des relais de JUICE

Nous avons donc réfléchi à une solution viable avec ces paramètres. En intégrant notre CubeSat à la mission JUICE, nous avons pu surmonter les limitations identifiées lors de la première analyse. JUICE, déjà équipée de systèmes de communication avancés et positionnée à une distance optimale de Jupiter, offre une solution viable pour la transmission des données de notre cubesat vers la Terre.

Les avantages de ce choix sont en grande partie la réduction de la consommation énergétique, l'amélioration du gain d'antenne et l'optimisation des débits de données. En déléguant les transmissions à JUICE, nous éliminons le besoin pour notre cubesat de disposer d'amplificateurs haute puissance, réduisant ainsi significativement la consommation énergétique. De plus, JUICE possède des antennes de haute performance capables de compenser les pertes de propagation, garantissant une transmission fiable des données vers la Terre. En utilisant les capacités de transmission de JUICE, nous pouvons atteindre des débits de données plus élevés, facilitant le transfert rapide et efficace des images et autres données scientifiques.

Sélection des fréquences de transmission

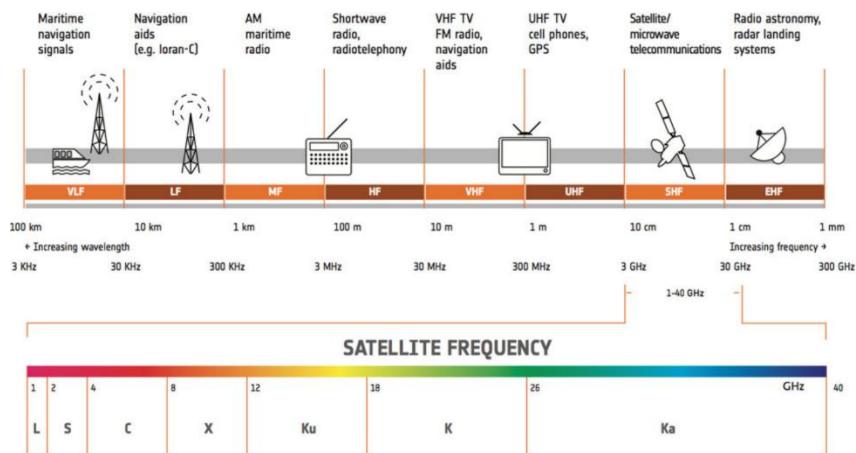


Figure QQ Spectre des bandes de fréquences selon leur secteur d'utilisation

Pour choisir la ou les bandes de fréquences de notre cubesat il nous fallait d'abord nous renseigner sur les bandes utilisées par les satellites. La plupart d'entre elles se situent en SHF comme le montre le schéma ci-dessus.

Nous avons donc réévalué les bandes de fréquences disponibles. La bande X, avec une fréquence allant de 8 à 12 GHz, offre une plus grande largeur de bande, permettant des débits de données plus élevés. De plus, la bande Ka (26,5–40 GHz), bien que non initialement envisagée pour éviter des besoins énergétiques excessifs, pourrait potentiellement offrir des gains supplémentaires en termes de débit, au prix toutefois d'une sensibilité accrue aux conditions atmosphériques et aux pertes de propagation.

Après une analyse comparative, nous avons décidé d'adopter la bande X pour la réception et l'émission, tout en réservant la bande Ka principalement pour l'émission. Cette décision permettait de maximiser le débit de données tout en minimisant la consommation énergétique, bien que des défis subsistaient concernant le gain d'antenne nécessaire pour compenser les pertes de propagation.

Nous avons commencé par étudier les bandes de fréquences utilisées par la sonde JUICE (sur l'image ci-dessous), dont les informations sont disponibles en ligne. La bande X, qui s'étend de 8 à 12 GHz, s'est rapidement imposée comme un choix privilégié grâce à sa large largeur de bande, permettant des débits de données élevés essentiels pour nos besoins scientifiques. Nous avons également examiné la bande Ka, allant de 26,5 à 40 GHz. Cette bande n'a pas été notre premier choix en raison de ses exigences énergétiques plus élevées, elle pourrait offrir des avantages supplémentaires en termes de débit.

Cependant, cette bande est plus sensible aux conditions atmosphériques et aux pertes de propagation, ce qui représente un compromis à considérer.



Figure RR La sonde JUICE en orbite autour de Jupiter

Après une analyse comparative approfondie, nous avons décidé d'adopter principalement la bande X pour la réception et l'émission de nos données. Cette décision nous permet de maximiser le débit de transmission tout en maîtrisant la consommation énergétique de notre CubeSat. La bande Ka sera réservée principalement pour l'émission, afin de bénéficier de ses capacités de débit supplémentaire lorsque cela est nécessaire. Néanmoins, nous devons encore relever le défi de compenser les pertes de propagation en utilisant des antennes à gain élevé, afin d'assurer une transmission fiable des données vers JUICE.

Consommation énergétique des transmissions

Un autre défi majeur rencontré lors de la première itération concernait la consommation énergétique des transmissions. Initialement, nous avions estimé une consommation de 35 W pour la transmission des données, ce qui était bien au-delà des capacités énergétiques disponibles pour un CubeSat 6U. Cette estimation reposait sur l'utilisation de modems et d'amplificateurs haute puissance nécessaires pour atteindre la Terre à la distance envisagée.

Pour réduire cette consommation énergétique, plusieurs solutions ont été envisagées :

- Optimisation du protocole de communication : En améliorant l'efficacité des protocoles de transmission, nous pouvions réduire la quantité de redondance et les retransmissions nécessaires.
- Compression des données : En compressant les images avant transmission, la quantité totale de données à envoyer diminuerait, réduisant ainsi le temps et l'énergie requis pour chaque transmission.
- Utilisation de modes de transmission intermittents : Plutôt que de maintenir une transmission continue, adopter des transmissions par paquets permettrait de gérer plus efficacement l'énergie.

Malgré ces optimisations, la consommation énergétique demeurait un obstacle significatif, nous poussant à reconsidérer l'architecture de notre système de télécommunication.

4.3.2 - Données

Volume et débit des données transmises

Les données générées par nos instruments, en particulier les images de la caméra hyperspectrale Hyperscout 2, étaient très volumineuses, atteignant environ 500 Mo après prétraitement pour chaque acquisition. Même en utilisant un débit optimal de 4 Mbps en bande S, il faut transférer près de 0,5 Gbit par image, ce qui représente plus de 15 minutes de transmission dans les conditions idéales. En effet, 500

Mo représentent 4000 Mb, à 4 Mbps cela nous donne 16,6 minutes de transfert. Les surcharges protocolaires et d'éventuelles retransmissions peuvent encore rallonger ce délai. Il en ressort clairement qu'un tel flux de données exige soit un canal de communication très performant, soit des techniques de réduction de volume, si l'on veut que ces images parviennent à la Terre dans un laps de temps raisonnable.

Traitement des données

Les images capturées par la caméra Hyperscout 2 nécessitent un prétraitement avant d'être transmises, afin de réduire leur volume et d'optimiser l'utilisation de la bande passante disponible. Comme nous l'avons dit précédemment, le volume de données généré par la caméra est très élevé. Pour pallier ce problème, nous avons établi différents scénarios et nous les avons regroupés dans un tableau pour les synthétiser.

Scénario	GSD (m)	Nombres de Bandes	Volume de Données (500 km)	Volume de Données (350 km)
Résolution par Défaut	67	50	2300 MB	750 MB
Scénario 1 : Moitié des Bandes	67	25	1150 MB	375 MB
Scénario 2 : 1/4 des Bandes	67	12	575 MB	187.5 MB
Scénario 3 : GSD doublé (x2)	134	50	1150 MB	375 MB
Scénario 4 : GSD x2 + moitié bandes	134	25	575 MB	187.5 MB
Scénario 5 : GSD x2 + 1/4 bandes	134	12	288 MB	93.75 MB

Figure SS Tableau récapitulatif des scénarios de compression des images

Nous avons ainsi exploré plusieurs approches pour réduire le volume de données à transmettre, notamment en diminuant le nombre de bandes acquises ou en dégradant légèrement la résolution spatiale. L'objectif était de maintenir une qualité d'image suffisante pour les analyses scientifiques, tout en limitant la taille des fichiers à un niveau compatible avec les capacités de transmission. Le tableau illustre différentes combinaisons de paramétrage de la caméra et montre clairement que le compromis optimal dépendra à la fois des besoins scientifiques et de la disponibilité du lien de communication.

Choix de l'antenne

Après avoir analysé l'ensemble de nos critères, nous avons porté notre choix sur le transpondeur Iris v2.2. Il s'agit d'un système de télécommunication reprogrammable à distance et conçu pour les missions en espace profond.



Figure TT Le transpondeur Iris v2.2 développé par le Jet Propulsion Laboratory de la NASA

Sa résistance accrue aux radiations constitue un atout essentiel pour notre mission à proximité de Io, où l'environnement radiatif est particulièrement sévère. Par ailleurs, son format compact (0,5 U) et sa masse réduite (environ 1,1 kg) facilitent l'intégration au sein d'un CubeSat, sans pour autant sacrifier la compatibilité avec le Deep Space Network (DSN). Ses performances en termes de fréquences (X-, Ka-, S-Band, UHF) et ses capacités de codage avancées (Turbo, LDPC, etc.) répondent aux exigences de transmission et de navigation pour l'espace lointain. En revanche, la consommation électrique, pouvant

atteindre 35 W lors d'une émission à pleine puissance, représente un inconvénient majeur dans notre contexte où les ressources énergétiques sont limitées par la distance avec le Soleil et la taille de nos panneaux solaires. Cet écart entre les besoins en énergie et les contraintes de puissance nous mènera sans doute, à terme, à envisager des modifications ou un remplacement de ce composant.

Débit de transmission et gestion des données

Avec un débit de transmission pouvant atteindre 4 Mbps en bande S, nous avions initialement l'ambition de transférer les données prétraitées de manière fluide. Cependant, le débit réel dépend fortement des conditions de transmission et des contraintes imposées par la sonde JUICE. Pour gérer ces flux de données, nous avons opté pour plusieurs stratégies. D'abord, la transmission par paquets permet de limiter les erreurs et de réduire la nécessité de retransmissions massives. De plus, nous planifions soigneusement les envois en tenant compte des fenêtres de communication disponibles afin de mieux exploiter la bande passante. Enfin, le stockage local sur le CubeSat assure la sauvegarde temporaire des données en cas d'interruption de la liaison et garantit la poursuite de la collecte scientifique malgré les aléas de communication. C'est un des avantages de notre caméra qui dispose d'un gros volume de stockage d'environ 200 Go. Nous pouvons ainsi par exemple envoyer une image tout en la conservant sur le cubesat et après l'avoir reçue sur Terre décider de la supprimer ou non dans la mémoire de l'hyperscout. Ceci pourrait permettre de comparer les données reçues d'une même image envoyée à différentes périodes et ainsi mieux comprendre la perte d'informations dues à des erreurs de transmission, de formatage ou des données corrompues par les radiations.

Premier choix de l'ODB

Le choix de l'Ordinateur De Bord (ODB) s'inspire des mêmes choix que pour le choix de l'antenne. Nous avions d'abord envisagé trois solutions : le NanoMind A3200, le Sirius OBC LEON3FT et le FERMI Deep Space d'Argotech (en image ci-dessous). Après avoir comparé leurs performances respectives, leur tolérance aux radiations, leur capacité de traitement du volume de données généré par notre caméra, ainsi que leur masse et leur consommation énergétique, nous avons décidé d'adopter le FERMI Deep Space. Il offre un compromis idéal entre robustesse vis-à-vis du rayonnement, puissance de calcul suffisante pour gérer les données hyperspectrales et encombrement réduit, en accord avec les contraintes d'un CubeSat.



Figure UU L'Ordinateur De Bord (ODB) FERMI Deep Space d'Argotech

Diagrammes produits lors de la première itération

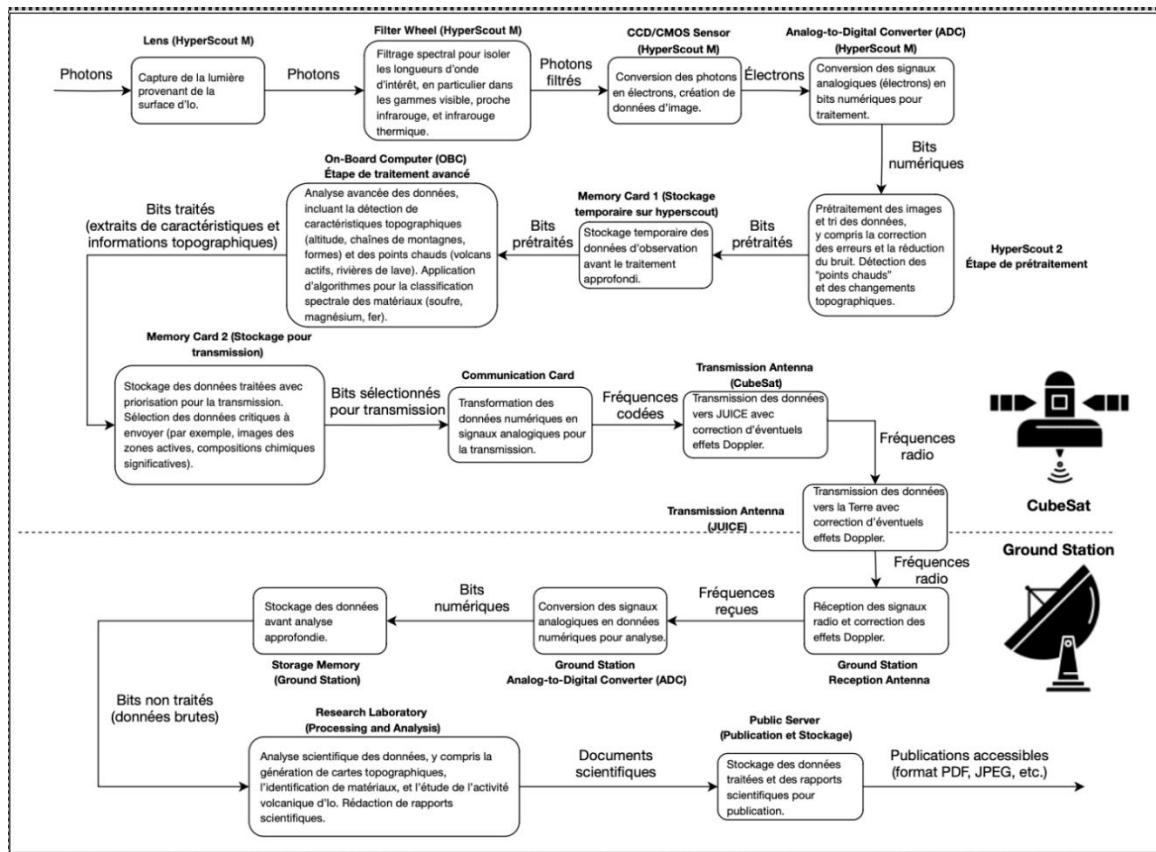


Figure VV Diagramme du chemin de la donnée lors de la première itération

Le schéma ci-dessus présente le parcours complet des données recueillies par la caméra hyperspectrale lors de la première itération. Il retrace la chaîne de traitement depuis la capture de la lumière, son filtrage et sa conversion en signaux numériques, jusqu'à l'étape de prétraitement sur la carte mémoire du capteur et l'analyse avancée effectuée par l'ordinateur de bord. Les données ainsi extraites sont alors stockées dans une seconde carte mémoire, d'où elles sont sélectionnées pour la transmission via la carte de communication, puis envoyées vers la sonde JUICE et, finalement, vers la station au sol. Le diagramme montre aussi le trajet parallèle des données brutes qui, une fois reçues sur Terre, peuvent être analysées en profondeur dans des laboratoires de recherche avant d'être archivées ou publiées.

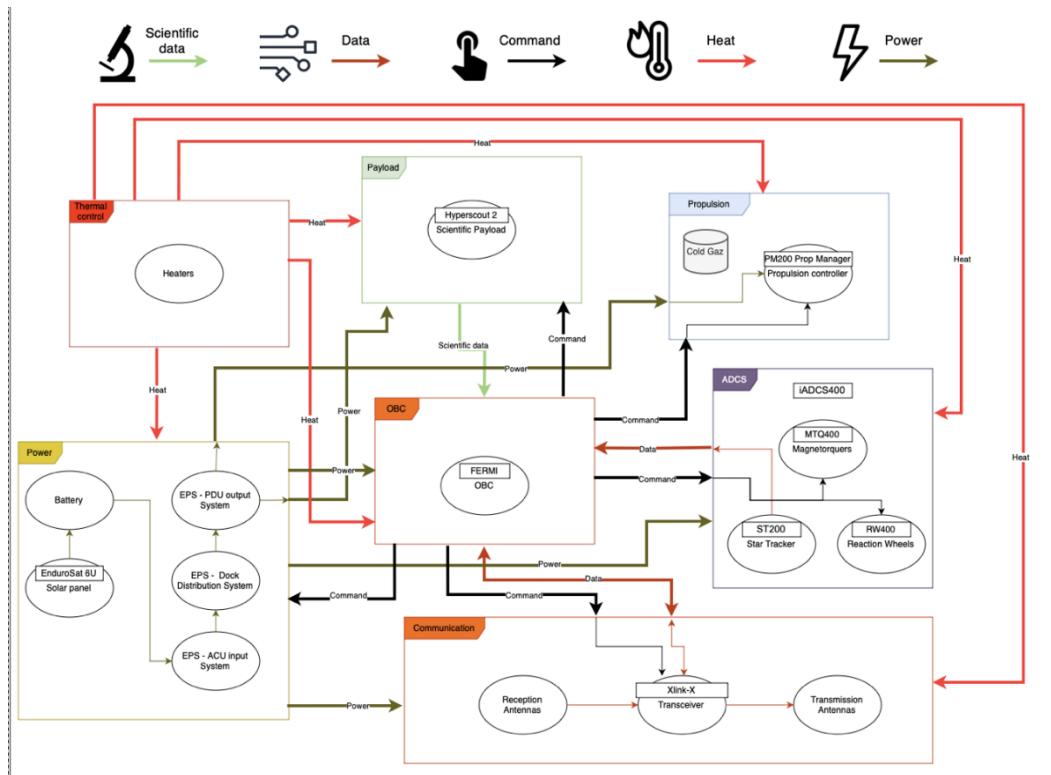


Figure WW Diagramme fonctionnel de la plateforme lors de la première itération

Ce schéma représente l'architecture fonctionnelle de l'ensemble de la plateforme au cours de la même itération. Il décrit les échanges de puissance, de données et de commandes entre les différents sous-systèmes : la charge utile hyperspectrale, l'ordinateur de bord FERMI, le système de contrôle d'attitude (iADCS400), le module de propulsion, les sources d'énergie (batterie et panneaux solaires) et le système de communication. Chaque flèche indique le type de flux (énergie, chaleur, données ou signaux de commande), illustrant comment le cœur du CubeSat – l'OBC – orchestre à la fois l'acquisition et le traitement des données scientifiques, la gestion de la puissance, la stabilisation et la propulsion, ainsi que le transfert des informations vers l'extérieur.

Conclusion de la première itération

La première itération de notre projet a mis en lumière plusieurs défis techniques liés aux télécommunications et au traitement des données. En tentant une approche autonome de transmission directe vers la Terre, nous avons identifié des limitations significatives en termes de perte de propagation, de consommation énergétique et de débits de données.

4.4 – Gestion de l'énergie

Le système d'alimentation d'un satellite joue un rôle central dans son fonctionnement, en garantissant une énergie constante et fiable pour l'ensemble des charges utiles et des sous-systèmes. Il doit être conçu pour répondre aux besoins énergétiques en toutes circonstances, y compris lors des phases critiques comme les éclipses, où les cellules solaires ne peuvent pas produire d'énergie. Pendant que le satellite est exposé au Soleil, les cellules solaires génèrent de l'énergie en convertissant le rayonnement solaire en électricité. Cette énergie alimente directement les systèmes du satellite, mais une partie importante est stockée dans des batteries pour garantir une alimentation continue lors des périodes d'éclipse, lorsque le satellite traverse l'ombre de son corps central.

Le système d'alimentation est une composante essentielle pour assurer le fonctionnement des charges utiles et des sous-systèmes du CubeSat tout au long de sa mission autour de Io. Lorsqu'il est exposé au rayonnement solaire, les panneaux solaires convertissent l'énergie lumineuse en électricité. Une partie de cette énergie alimente directement le satellite, tandis que le surplus est stocké dans des batteries pour garantir une alimentation continue durant les périodes d'éclipse, où Io masque le Soleil. Les rôles principaux du système d'alimentation et de l'architecture électrique sont :

- **Production d'énergie** : Les cellules solaires génèrent l'énergie nécessaire en exploitant de manière optimale l'exposition au Soleil.
- **Stockage d'énergie** : Les batteries emmagasinent l'énergie excédentaire pour assurer une alimentation fiable pendant les éclipses.
- **Distribution d'énergie** : L'énergie est distribuée efficacement entre les charges utiles et les sous-systèmes en fonction de leurs besoins spécifiques.

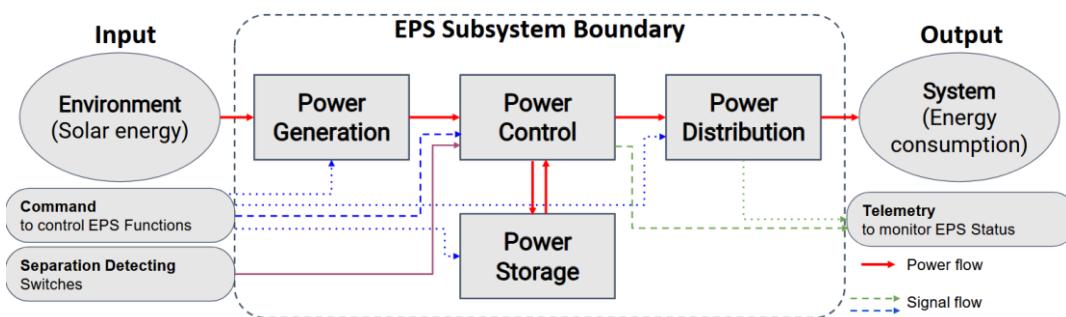


Figure XX Schéma bloc du fonctionnement du système énergétique du cubesat. [Yoshihiro Tsuruda]

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

4.4.1 Source d'énergie

Pour assurer l'alimentation électrique de tous nos systèmes, il nous fallait contre balancer la très faible quantité d'énergie solaire arrivant jusqu'à Io. L'intensité du rayonnement solaire (exprimée en watts par mètre carré, W/m²) suit une relation inverse au carré de la distance entre l'objet recevant l'énergie et le Soleil. Cela signifie que si la distance entre l'objet et le Soleil double, l'intensité du rayonnement solaire sera divisée par quatre. Cette relation est exprimée par la loi de l'inverse du carré :

$$I = \frac{P}{4 * \pi * d^2}$$

Par exemple, la Terre est à environ 1 unité astronomique (UA) du Soleil, soit environ 150 millions de kilomètres. L'intensité du rayonnement solaire à cette distance est d'environ 1361 W/m² (aussi appelé la constante solaire). En revanche, si un objet se trouve à une distance plus grande du Soleil, comme Io (une des lunes de Jupiter), qui est à environ 5,2 UA du Soleil, l'intensité du rayonnement solaire sera beaucoup plus faible, d'environ 50 W/m². Plus précisément, le flux solaire reçu au niveau de Io dépend de la position de Jupiter sur son orbite autour du soleil ainsi que de la position de Io autour de Jupiter. Si nous calculons pour les deux extrêmes, nous obtenons :

$D_{Jup-Sol}$ à l'aphélie: 816 000 000 km ; $D_{Jup-Sol}$ à la périphérie: 740 680 000 km

D_{Io-Jup} à l'apojoie: 423 400 km ; D_{Io-Jup} au périjove : 420 000 km

$$I_{max} = \frac{3.828 * 10^{26} W}{4 * pi * D_{min}^2}$$

$$= \frac{3.828 * 10^{26}}{4 * pi * (740\,680\,000 - 423\,400)^2} = 55.59 W/m^2$$

$$I_{min} = \frac{3.828 * 10^{26} W}{4 * pi * D_{max}^2}$$

$$= \frac{3.828 * 10^{26}}{4 * pi * (816\,000\,000\,000 + 423\,400\,000)^2} = 45.7 W/m^2$$

Comparé à la Terre cela est presque négligeable et de plus, les éclipses fréquentes causées par Jupiter réduisent encore la disponibilité de l'énergie solaire, rendant nécessaires des panneaux solaires efficaces et des batteries fiables. Sur notre Cubesat 6U l'espace disponible pour l'installation des panneaux est limité, d'où la nécessité de trouver un compromis entre surface, efficacité et compatibilité structurelle.

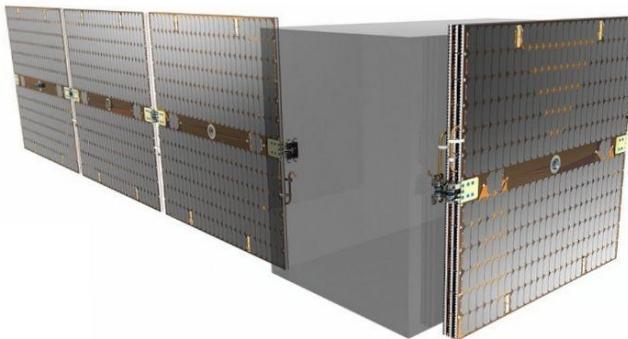


Figure YY Photo des panneaux solaires DMSA 6U/A

Les panneaux DMSA 6U/A, ayant des cellules solaires triple jonction GaAs, ont une efficacité de 29,5 %, et sont parfaitement adaptés pour ces conditions. Spécialement conçus pour les missions spatiales de CubeSats allant de 1U à 6U, ils utilisent des muscles artificiels pour se déployer une fois en orbite afin de maximiser la surface réceptrice. Lorsqu'ils sont repliés, ils ne mesurent que 4,25 mm d'épaisseur pour un ensemble de trois panneaux, et se déploient instantanément après la libération, grâce à un mécanisme à ressort. De plus, les panneaux sont équipés de capteurs solaires et de capteurs de température, permettant de prévenir de potentiels surchauffes et de l'optimisation de l'énergie. Avec des configurations allant de 60W à 140W en LEO. En calculant l'énergie produite pour notre cas avec la configuration de 2 panneaux solaire, nous obtenons environ 29 Wh (il s'avérera plus tard que ce résultat est faux mais nous avons continué avec celui-ci car tous nos calculs dans cette itération sont basés sur ça). Afin de réaliser les mesures et que le satellite fonctionne bien, il va falloir avoir une réserve d'énergie suffisante pour tenir les phases critiques mais également gérer les phases missions afin de recharger les stocks d'énergie. Nous allons donc essayer de calculer et d'estimer la consommation que nous avons.

Nous avons défini ici la consommation de tous les sous-systèmes afin d'avoir un ordre de grandeur de l'énergie pic utilisée par les sous-systèmes :

Global power consumption						
Les différentes charges		Tension	Puissance	% du temps d'Energie (Wh)		
Pointage	ADCS (iADCS400)	5-15V	4W	100%	4	
Telecom	SDR (XLink - X)	18V	16W	100%	16	
OBC (FERMI Deep Space)		5V	5W	100%	5	
Payload (HyperScout2)		?V	11W	100%	11	
Propulsion (HPGP thruster)		24-32V	16W	100%	16	
EPS (Starbuck-Nano EPS)		8V	8W	100%	8	
Solar panels	Sun sensor	16V- 50mA	0.8 W	100%	0,8	
Solar panels	Temerature sensor	12V-80mA	0.96 W	100%	0,96	
Batterie (B14-M45 14V Modular SmallSat)		16V	8W	100%	8	
TOTAL			95W		69,76	E
					90,688	E + 30%

Le résultat obtenu de 90 W est bien trop élevé pour un cubesat de type « Deep Space ». Cependant cette simulation n'est pour le moment pas réaliste car aucun engins spatiaux ne fonctionnement à 100% de capacité. Il va donc falloir définir différents cas d'utilisation plus détaillés.

Nous avons donc défini dans la phase 5, les différentes possibilités que l'on peut représenter du point de vue énergétique de la manière suivante :

Subsystems average power consumption for each mode of operation (Wh) for 1 hour								
Les différentes charges	ADnT	AnDnT	AnDT	ADT	nADnT	nAnDnT	nADT	nAnDT
Pointage	ADCS (iADCS400)	4	4	4	4	4	4	4
Telecom	SDR (XLink - X)	0	0	16	16	0	0	16
Batterie	B14-M45 14V Modular SmallSat	0	8	8	0	0	8	0
OBC (FERMI Deep Space)		5	5	5	5	5	5	5
Payload (HyperScout2)		11	11	11	11	0	0	0
Propulsion (HPGP thruster)		0	0	0	0	0	0	0
EPS (Starbuck-Nano EPS)		8	8	8	8	8	8	8
Solar panels	Sun sensor	0,8	0	0	0,8	0,8	0	0,8
Solar panels	Temperature sensor	0,96	0	0	0,96	0,96	0	0,96
TOTAL (Wh)	29,76	36	52	45,76	18,76	25	34,76	41

Les lettres A, D et T ont respectivement les significations suivantes : Acquisition, Daylight et Transmission. Le n devant les lettres représente la négation et donc l'inverse de la signification précédente, ce qui nous donne : Pas d'acquisition, Night et Pas de transmission. Cela représente les différentes phases de la mission avec par exemple la phase de recharge qui est nADnT ou encore la phase d'acquisition qui est soit ADnT soit AnDnT.

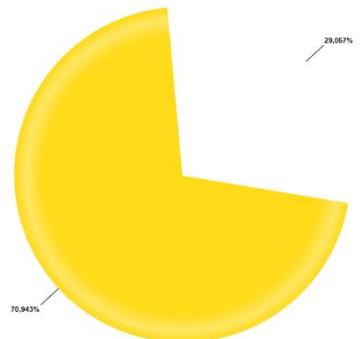
Pour finir, nous avons pu modéliser ces panneaux solaires avec STK et cela nous a permis de connaître les temps d'accès au Soleil que nous avons sur chaque orbite et sur la durée de la mission. Nous avons donc presque 70% du temps face au soleil, qui sont donc des moments pendant lesquels nous n'utiliserons pas, du moins si possible, l'énergie de la batterie. Cela nous donne un temps d'exposition total équivalent à :

Durée de la mission :

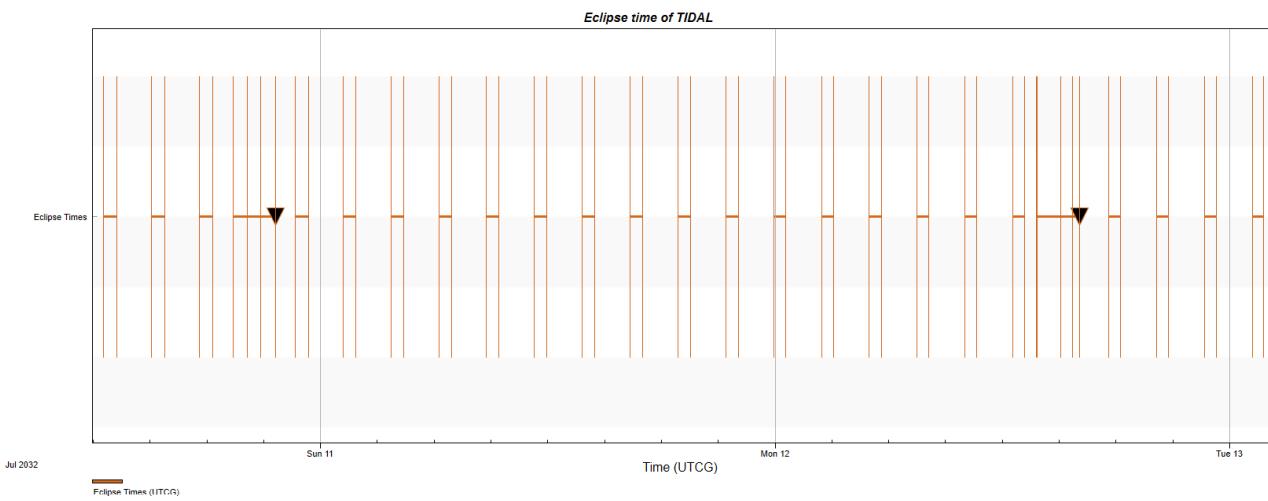
$$30 * 3600 * 24 = 2\,592\,000 \text{ s}$$

Rechargement :

$$2\,592\,000 * 0.4 = 1\,814\,400 \text{ s soit } 504 \text{ h}$$



Les phases d'occultation sont représentées ci-dessous et nous connaissons donc leurs durées. Lorsque Tide est derrière Io cela dure en moyenne 30 minutes sur une orbite de 2,5 heures, et lorsque nous sommes derrières Jupiter cela peut durer jusqu'à trois heures avec une durée orbitale de 1,8 jours.



4.4.2 Choix de la batterie

Nous avons calculé l'énergie consommée afin de bien dimensionner la batterie. Nous avons trouvé dans la partie précédente une valeur d'environ 40 Watts dans la phase la plus critique qui correspond au vidage de mémoire (phase de transmission). Durant certaines phases, nous comptons capturer un grand nombre d'images si un évènement intéressant arrive comme par exemple une éruption que nous voudrions observer longuement. Nous devons donc garder une marge pour ce type de situations.

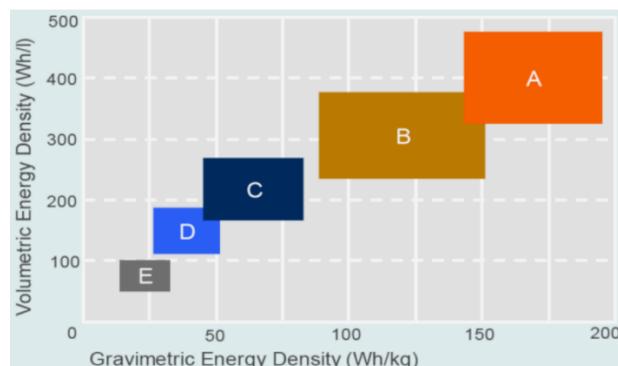


Figure ZZ A : Lithium-Polymer / B : Lithium-Ion / C : Ni-MH / D : Ni-Cd / E : Lead

Nous éliminons donc les batteries de type Ni-MH, Ni-Cd et Lead car leurs capacités énergétiques sont clairement trop faibles. Il nous reste donc les batteries de type Lithium-Polymer (LiPo) et Lithium-Ion (Li-ion). Nous savons que les LiPo ont une meilleure densité énergétique ce qui permet de stocker la même quantité d'énergie pour un poids donnée, cependant les types Li-ion sont conçues pour des formes variées, donc idéale pour des appareils compacts et légers. C'est pourquoi nous avons privilégié le volume et nous avons sélectionné la batterie de type Li-ion B14-M45 14V Modular SmallSat Battery :

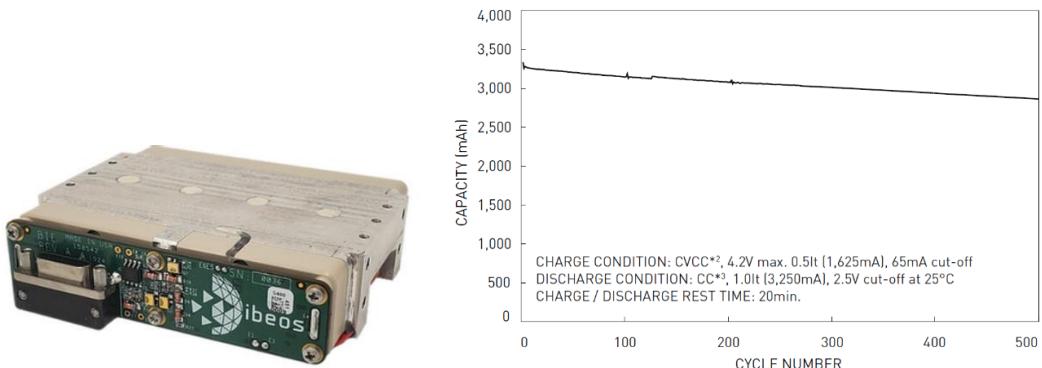


Figure AAA Nombre de cycles possibles de la batterie

Elle offre également une très grande longévité, c'est-à-dire que sa performance ne se dégrade que très légèrement au fur et à mesure des utilisations. Même après 5000 cycles d'utilisation, sa capacité n'aura quasiment pas baissée (d'environ 3300 mAh à 3000 mAh) soit :

$$\frac{100 * 3000}{3300} = 90.9\% \text{ de sa capacité initiale}$$

Caractéristiques de la batterie de chez Ibeos :

Dimensions	94.5 x 84.1 x 23.1 mm	Total Ionizing Dose	30 kRad (Si)
Mass (B14-M45)	< 375 g	Operating Cell Temperature, Charge	10 to 45 °C
Capacity	45 Whr	Heater Power @ 16V	8 W

4.4.3 Distribution de l'énergie

Il nous reste donc la troisième composante principale dans la partie énergie qui est l'EPS. Il doit être dimensionné pour fournir suffisamment d'énergie aux autres composants. Il doit pouvoir distribuer la bonne quantité d'énergie, au bon moment à tous les sous-systèmes ainsi que servir de protection avec des systèmes de gestion de charge. Nous avons sélectionné le Starbuck-Nano EPS PLUS. Nous choisissons spécifiquement le PLUS, car plus adapté à des cubesats 6U et pour l'utilisation de panneaux solaires déployables.

Il peut distribuer du 3,3 V, du 5 V, et du 12 V ce qui correspond aux nécessités de nos composants, une grande plage de température de fonctionnement (-40°C à 85°C), une masse de 148g et des dimensions de 95.89*90.17*20.82 mm.



4.5 – Résistance à l'environnement

4.5.1 Thermique

4.5.1.A Introduction

Le contrôle thermique est essentiel dans la conception d'une mission satellite, aussi bien pour la durée de vie de la mission que pour les performances du satellite. En effet, il consiste principalement à maintenir la température des différents équipements du satellite dans une plage de température souhaitée. Celle-ci peut beaucoup varier en fonction des sous-systèmes ainsi que de leur utilisation. Par exemple, dans le cas où un équipement chauffe au-delà de la température d'opérabilité ses performances peuvent être impactées. Et s'il va au-delà des températures de survie, il pourrait être grandement endommagé jusqu'à cesser complètement de fonctionner.

L'une des principales problématiques des missions spatiales réside dans l'impossibilité de réparer l'équipement, il faut donc s'assurer à ce qu'il ne puisse pas s'endommager tout au long de la durée de la mission. D'autre part, dans certains cas spécifiques d'utilisation de composants électroniques ou optiques

particulièrement sensibles aux températures, il est impératif de s'assurer de la stabilité thermique du satellite.

Aussi existe-t-il deux types de contrôle thermique, le plus commun est le contrôle passif qui consiste principalement en l'utilisation de couches d'isolation, de radiateurs passifs, de caloducs ou encore de revêtements thermiques (peinture, placage...). Plus efficace et gourmand, le contrôle actif permet de superviser les échanges thermiques du satellite en étant composé de systèmes énergivores, pouvant être mécanisés avec des radiateurs actifs, des pompes à chaleur, de systèmes cryogéniques ou encore de simples réchauffeurs. Nous détaillerons davantage ces différentes solutions plus tard.

Il est important de préciser que beaucoup de facteurs influent sur les échanges thermiques que ce soit au sein du satellite ou en dehors. Parmi ceux-ci figurent notamment les masses, les volumes, les surfaces des systèmes, les matériaux, les puissances des systèmes en fonctionnement, l'orientation du satellite et ses surfaces exposées, le flux solaire, l'environnement atmosphérique et planétaire... Dans notre cas, la conception de satellite newspace axée sur les cubesats, il est important de considérer que les facteurs de masse, volume et puissance sont beaucoup plus faibles comparés aux missions classiques de l'exploration spatiale. Dans la partie suivante, nous détaillons notre première approche afin de résoudre cette problématique globale.

4.5.1.B Étude préliminaire

Nous venons d'évoquer deux grandes familles de facteurs qui déterminent l'évolution thermique d'un satellite lors de sa mission. L'une découle du cadre de sa mission, de son lieu et de ses environs. Et l'autre concerne la composition du satellite, sa taille, son poids et son fonctionnement. Cette première étude s'est donc concentrée sur deux points :

- Comprendre et commencer à évaluer l'impact thermique environnemental sur notre satellite
- Identifier les caractéristiques thermiques principales de notre satellite par rapport à ses composants

4.5.1.C Comprendre l'environnement thermique

Comme indiqué précédemment, il est crucial de prendre en considération et de bien comprendre l'environnement thermique dans lequel va évoluer le satellite, une fois lancé.

Pour rappel, notre mission a pour destination finale une orbite de 500 km autour de la lune de Io située à ~ 420 000 km de Jupiter. Afin d'atteindre cette destination, TIDE est rattaché à la mission JUICE de l'ESA.

D'abord il nous faut identifier les différents flux de chaleurs dû à l'environnement de notre satellite. Le plus évident est le Soleil qui éclaire une partie de notre satellite, c'est ici que la surface du satellite importe. Ses rayons éclairent également la planète Jupiter et la lune Io, dont une partie sont renvoyées à cause de leur albédo de bond, vu qu'ils possèdent tous deux une atmosphère. De plus chacun de ces astres émet un rayonnement en infrarouge thermique, capable de chauffer notre satellite. D'autre part, l'écart de température entre le satellite et le vide spatial créé un flux de radiation thermique, la température du satellite fuit vers l'espace. Davantage, lorsque ces systèmes sont en fonctionnement, le satellite émet lui-même de la chaleur interne via la dissipation thermique des équipements actifs.

Pour finir, le satellite possède lui-même une certaine capacité à stocker la chaleur, elle est notamment liée à sa masse. Cette capacité thermique détermine la vitesse de changement de température du satellite lorsqu'il n'y pas d'équilibre, c'est sa sensibilité thermique d'une certaine manière. Ainsi plus un satellite est massif et composé de matériaux possédant une grande capacité thermique, moins il sera

sujet à des variations de température. Ici dans le cas de développement de nanosats, les satellites sont donc par définition plus sensibles aux variations de température.

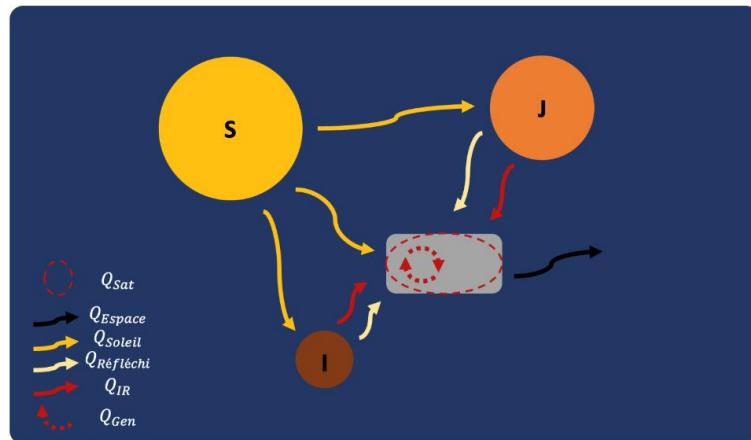


Figure BBB Flux thermique du satellite

Nous avons donc comme équation pour les flux thermiques :

$$Q_{Sat} = Q_{Soleil} + Q_{Réfléchi_J} + Q_{IR_J} + Q_{Réfléchi_I} + Q_{IR_I} + Q_{Gen} - Q_{Espace}$$

Dans notre cas, le soleil est si éloigné (5,2 ua) que le flux solaire au niveau de Jupiter est 25 moins important que sur Terre, il est en moyenne de 50.26 W/m². Jupiter a un albédo de 0,343, donc nous avons un flux réfléchi de 17,2 W/m² à la surface de Jupiter. A une distance de 420 000 km (la distance de Io) cela devient négligeable. Pour simplifier le problème, on peut également négliger les flux de réféléchissement dû à l'atmosphère très fluctueuse de Io (albédo : ~0,63).

Les rayonnements infrarouges des deux corps sont également négligeables devant les pertes dû aux radiations vers l'espace. Cela nous permet de simplifier l'équation :

$$Q_{Sat} = Q_{Soleil} + Q_{Gen} - Q_{Espace}$$

Avec :

- La puissance thermique due au Soleil $Q_{Soleil} = \alpha \phi S_{Eclairée}$, α l'absorbance du satellite, ϕ le flux solaire, et $S_{Eclairée}$ la surface éclairée.
- La puissance thermique due à l'espace $Q_{Espace} = \epsilon \sigma S_{Tot}(T_{Sat}^4 - T_{Espace}^4)$, ϵ l'émissivité du satellite, S_{Tot} la surface totale du satellite, σ la constante de Boltzmann, T_{Ext} la température extérieure du satellite et T_{Espace} la température de l'espace (3 K).
- La puissance thermique du satellite externe $Q_{Ext} = mC \frac{dT}{dt}$, m la masse du satellite, C la capacité thermique et $\frac{dT}{dt}$ l'évolution de la température en fonction du temps.

Nous ne considérons pas pour le moment la chaleur générée par dissipation au sein du satellite Q_{Gen} . En premier lieu, nous estimons que l'ensemble de notre satellite est équivalent à de l'aluminium de capacité thermique ~900 J/kg.K, la plupart des systèmes étant principalement constitué de cette matière, très commune dans le spatial pour ces propriétés alliant légèreté et robustesse. Pour la masse de TIDE, selon le premier bilan il pèserait 11,5 kg. Pour cette étude nous simplifions le modèle en ne considérant la géométrie du satellite uniquement par sa structure sans les panneaux solaires.

Celui-ci est basé sur une architecture 6U et possède une superficie globale de 2200 cm², nous considérons pour les calculs que la surface éclairée de celui-ci correspond à un quart de sa surface totale. Ces approximations sont effectuées dans d'autres études thermiques [KiboCUBE Academy]. La

température du satellite utilisée pour ces mesures est de 20°C, c'est celle qui correspond le mieux aux plages thermiques des composants que nous détaillerons dans la partie suivante.

Cela nous permet ainsi de mesurer pour un satellite possédant cet ensemble de caractéristiques l'évolution de sa température en fonction du temps dans chacun des cas d'ensoleillement et d'éclipse présentés auparavant. L'ensemble de ces équations et paramètres ont été traités à l'aide de python au sein d'un notebook afin de pouvoir modéliser et visualiser les différentes courbes. Jupyter Notebook est en effet un outil communément utilisé pour faire du traitement de données et de la visualisation en python. La segmentation du code en plusieurs cellules permet une certaine agilité pour la data science, elle se révèle particulièrement pratique pour l'affichage de données.

Pour rappel, ces mesures prennent en compte :

- La capacité du satellite à stocker de la chaleur
- La chaleur due au flux solaire incident
- Les radiations thermiques vers l'espace (considéré à 3 K)

Nous avons d'abord effectué les différentes mesures pour un cas théorique avec une absorptivité et une émissivité de 1 afin d'analyser globalement le comportement thermique du satellite pour 1 heure puis pour différentes durées. La fenêtre en haut à droite permet de constater la température du satellite à la fin de l'événement mesuré.

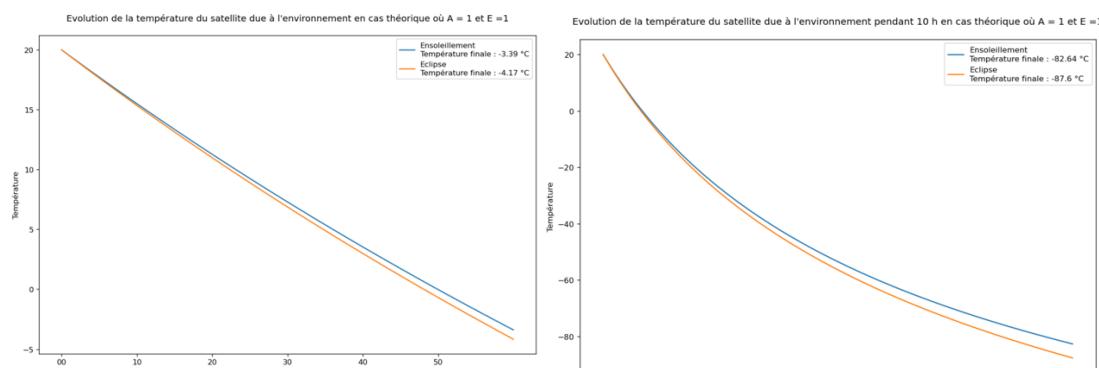
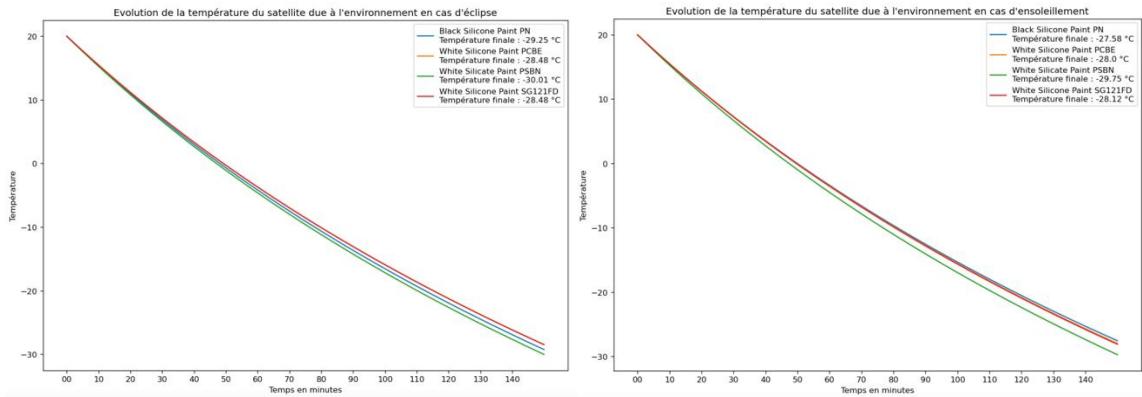


Figure CCC Evolution de la température due à l'environnement

Nous pouvons constater que l'ensoleillement a peu d'impact par rapport aux pertes d'énergie radiée vers l'espace, le comportement thermique est globalement le même, les courbes sont très similaires et la température finale varie peu. Ensuite différentes mesures ont été effectuées sur un échantillon de peintures de la société française MAP space coatings. Celles-ci varient beaucoup en absorptivité mais peu en émissivité. Nous pouvons donc illustrer le phénomène évoqué précédemment avec des matériaux réalistes.

Material Samples	Solar absorptance α	Thermal Emittance ϵ	Surface Resistivity (Ω/\square)
Black Silicone Paint PN	0.95	0.90	$\geq 2 \times 10^9$
White Silicone Paint PCBE	0.27	0.88	≤ 1000
White Silicate Paint PSBN	0.15	0.92	5
White Silicone Paint SG121FD	0.20	0.88	6



Nous pouvons constater une ressemblance globale entre les résultats avec les différentes peintures, la White SG121FD et la White PCBE sont les plus performantes en cas d'éclipse, limitant le plus possible les pertes de température. Pour l'ensoleillement c'est la peinture Black PN qui l'emporte de peu. Leur émissivité varie peu ce qui explique la similitude des résultats, la peinture noire performe mieux en cas d'ensoleillement car elle possède une grande absorptivité. Cependant, on remarque que les températures atteintes sont très similaires. Nous verrons plus tard des variations de résultats pour des émissivités différentes.

4.5.1.D Identifier les besoins des systèmes

Dans cette partie nous nous concentrons sur les composants choisis pour la première version de l'architecture du satellite, en identifiant les différents seuils de températures de ceux-ci. En effet, au niveau thermique il faut considérer deux échelles de températures pour chaque système :

- Les températures de survie correspondent à l'échelle thermique dans laquelle le système ne risque pas d'être endommagé lorsqu'il n'est pas en fonctionnement.
- Les températures de fonctionnement représentent la zone thermique à respecter pour pouvoir utiliser le système sans qu'il ne se détériore

Ici le choix est également fait de se concentrer sur la partie interne du satellite en évaluant la compatibilité thermique des différents systèmes. Voici un tableau représentant les différentes plages thermiques de chacun :

Bilan Thermique V0									
Système	Instrument	ODB/OBC	ADCS			Telecom	Energie		Propulsion
Type	Caméra	Ordinateur	Navigation	Startracker	Reaction Wheel	Transceiver	Distribution	Batterie	Propulseur
Choix	HyperScout2	FERMI	iADC400	ST200	RW400	Xlink - X	arbuck-Nano EFS	14V Modular SmallSat	ECAPS 1N HPGP thruster
Docu	doc	doc	doc	doc	doc	doc	doc	doc	doc
Puissance (W)	11	5	5			16	7	8	16
Masse (kg)	1,7	0,51	1,3			0,2	0,148	0,375	0,38
Température range (°C) Survie	-20 to +40	-40 to +80	-45 to +85	-20 to +40	-40 to +60	-30 to +60	-40 to +85	0 to +45 (charge) 10 to +45 (décharge)	5 to 60 (température carburant)
T (°C) Fonctionnement	5 to 35	-25 to +65	-45 to +85	-20 to +40	-40 to +60	-30 to +60	-40 to +85	0 to +45 (charge) 10 to +45 (décharge)	5 to 60 (température carburant)

Le manque de documentation concernant les températures de survie et de fonctionnement est un point important à relever, aucune des documentations de ces composants ne mentionne les deux plages et plusieurs datasheets n'en mentionnent aucune (c'est également le cas pour les spécifications de résistance aux radiations). C'est pourquoi plusieurs demandes ont été adressées afin de contacter les fournisseurs, cependant peu répondent aux problématiques étudiantes.

Les valeurs grisées sont issues de ressources telles que les cours ou encore les états de l'art effectués par les agences sur le contrôle thermique [REFERENCE], ces plages thermiques sont donc « inspirées » de systèmes semblables. Vis-à-vis de cette problématique, nous considérons que les échelles de températures fournies correspondent aux températures de fonctionnement. Les températures en rouges correspondent aux plages critiques, celles qui représentent un risque important par leur étroitesse.

Après avoir déterminé ces plages de température, les systèmes ont été placés en segmentant ces plages en plusieurs « sous-plages » afin de mieux identifier les caractéristiques thermiques de chaque système et leur compatibilité.

Groupe T°	Caméra	Ordinateur	Navigation	Transceveir	Distribution	Batterie	Propulseur
-40 à -30				OK	OK		
-30 à -20				OK	OK		
-20 à -10			OK	OK	OK		
-10 à 10	OK	OK	OK	OK	OK		
10 à 35	OK	OK	OK	OK	OK	OK	
35 à 50	OK	OK	OK	OK	OK		
50 à 60	OK	OK	OK	OK	OK		
60 à 85				OK			

Figure DDD Bilan thermique des composants

De l'ensemble de ces informations, trois groupes de températures ont été formés. L'idée générale est de regrouper les systèmes grâce à leur similarité thermique, pour pouvoir au sein du satellite avoir des zones de températures communes.

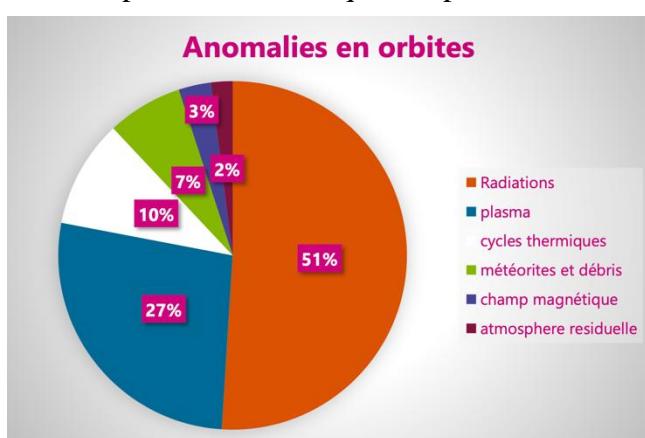
Groupe critique +10 / +35	Groupe chaud +10 / +50	Groupe froid -20 / +35
Caméra	Propu	Navigation
Batterie	ODB	Distribution
Distribution		Transpondeur
		Transceveir

Cependant cette méthode n'a pas pu être développée davantage par manque de temps. Elle reste une méthode importante à considérer dans la conception de satellites, notamment lorsque des systèmes possèdent des températures opérationnelles qui divergent des autres systèmes.

4.5.2 - Radioactivité

4.5.2.A Introduction

L'espace est un environnement hostile, sur Terre l'atmosphère et la magnétosphère nous protège de beaucoup de ces dangers : les radiations et les particules chargées. En effet, les radiations et particules chargées représentent un danger significatif pour les satellites en raison de leur capacité à endommager les composants électroniques en passant au travers des différentes couches de matériaux.



Lorsqu'un satellite est exposé à ces radiations, cela peut entraîner des dégradations dans les circuits intégrés, affectant les capteurs, les systèmes de distribution d'énergie ou encore les communications. Ces effets peuvent réduire la fiabilité du satellite, provoquer des pannes temporaires ou même des défaillances permanentes. D'autre part, l'accumulation de charges électriques à la surface du satellite peut entraîner des décharges électriques perturbant davantage le fonctionnement de celui-ci. L'ensemble de ces effets représente quasiment 80% des anomalies rencontrées par les satellites en orbite.

Or nous avons vu précédemment que l'environnement de Io est principalement caractérisé par le Tore planétaire de Jupiter composé d'ions et d'électrons. C'est un énorme nuage de plasma qui englobe Io et ses environs. Le risque des plasmas réside dans les particules chargées qu'il transporte.

En effet, elles peuvent causer des « single event effect » (SEE), des perturbations qui affectent les composants électroniques d'un satellite. Lors d'un « single event upset » (SEU), une particule chargée traverse un circuit intégré, elle peut provoquer un changement d'état dans un bit de mémoire, entraînant une inversion de données, une corruption ou un dysfonctionnement temporaire. Ces événements sont particulièrement préoccupants dans l'espace, où l'environnement radiatif est plus intense.

Les SEU peuvent affecter les opérations de navigation, de communication et de traitement des données, d'où l'importance de concevoir des systèmes robustes et de mettre en place des mécanismes de correction d'erreurs pour minimiser leurs impacts. De plus, le plasma peut provoquer des effets d'érosion sur les matériaux de surface des satellites, affectant leur intégrité structurelle et leur performance. Il est

donc vital pour notre mission d'évaluer les dangers du Tore de plasma afin de concevoir les protections adéquates.

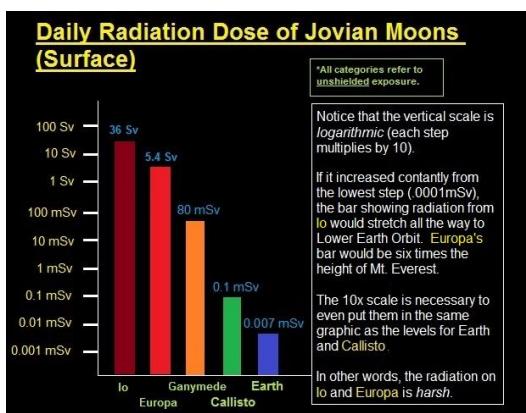
4.5.2.B Première étude

Ainsi notre premier objectif est de quantifier les radiations et les particules chargées auquel le satellite doit faire face. Après avoir parcouru plusieurs articles scientifiques, nous avons pu regrouper différentes données. Le tableau ci-dessous caractérise les trois zones du Tore selon plusieurs axes :

- La distance relative à Io ainsi que la taille (cela peut notamment servir lors d'orbite plus excentrique et éloignées) et la distance par rapport à Io du maximum de densité de particules.
- La densité des particules de la zone, leur « température » (à quel point elles sont chargées) ainsi que le pourcentage de particules les plus chargées et leur nature.

	Tore de plasma- disque froid	Tore de plasma- Ribbon	Tore de plasma - Tore Chaud
Distance de Io début (km)	21000	22400	0
Largeur (km)	70000	5600	140000
Distance de Io fin (km)	91000	28000	140000
Hauteur (km)	12600	49700	79100
Localisation du max (km)	53900	25900	0
Densité max (cm-3)	1740	3240	2430
Température électrons (K)	23200	58000	58000
Température ions (K)	25520	366560	1044000
Electrons chauds (%)	0	<0.1	0.2 (40eV)
Température électrons (eV)	2	5	5
Température ions (eV)	2,2	31,6	90
Composition	S+, O+	O+, S+, S++	S++, O+, S+, S++, O++

Le Tore de plasma représente donc principalement un problème à cause de sa densité, les niveaux d'énergies de ses ions et électrons ne sont pas très élevés mais ils se trouvent en quantité importante à cause du volcanisme très actif de Io et de l'intense champ magnétique jovien qui piège ces particules. Le niveau de radiations à la surface de Io s'évaluerait à 36 krad/jour, c'est bien plus important que celui sur Terre.



Après avoir listé les différentes spécifications des composants de notre V0, nous pouvions donc faire une estimation généraliste de la durée globale de survie de la mission et identifier quels systèmes changer. Comme nous pouvons le constater, la durée de vie des composants est très faible, la durée maximale de survie étant inférieur au mois. L'ordinateur de bord était déjà équipé d'un blindage rad-hard, le système de distribution d'énergie est au contraire absolument à modifier pour l'itération suivante. Le système ADCS possède une option de blindage ainsi que les panneaux solaires, malheureusement nous n'avons pas d'informations sur leurs propriétés.

En conclusion, après une première analyse l'ensemble du système de stockage et distribution d'énergie est à modifier pour la V1.

Bilan Résistance V0							
Système	Instrument	ODB/OBC	ADCS	Telecom	Energie	Solar Pannel	
Type	Caméra	Ordinateur	Navigation	Transcevoir	Distribution	Batterie	Panneau solaire
Choix	HyperScout2	FERMI	iADCS400	Xlink - X	Starbuck-Nano EPS	14V Modular SmallS	DMSA 6U
Docu		doc	doc	doc	doc	doc	doc
Puissance	11	5	5	16	7		
Radioactivité (krad)	?	100	45	?	10	30	40
Temps de survie (j)		27,77777778	12,5		2,77777778	8,333333333	11,11111111
SEU (MeV/cm ² /mg)	?	>62,5		?			
Demande d'infos	envoyé			envoyé			

4.6 – Bilan système sur IDM CIC

4.6.1 Présentation IDM-CIC

Après avoir choisi les composants du satellite, nous avons procédé à la modélisation du CubeSat afin de simuler différentes configurations possibles. Pour cela, nous avons utilisé l'application IDM-CIC, développée par Clever Age pour le CNES. Cette application permet de créer des modèles 3D articulés, divisés en divers éléments dotés de propriétés génériques et personnalisables.

Grâce à IDM-CIC, il est possible d'effectuer des calculs mathématiques afin de vérifier la répartition des masses, le centrage (position du centre de gravité), les inerties, ainsi que les consommations et dissipations de puissance. Initialement conçue pour modéliser des satellites ou des constellations de satellites, cette application est entièrement gratuite et accessible à tous les acteurs du domaine spatial, à condition de suivre une formation préalable pour son utilisation.

Dès le début du projet, et au vu de la complexité de la mission, nous avons décidé avec l'équipe d'opter pour un CubeSat de type 6U. Bande X s'explique par les nombreuses contraintes imposées par la mission, notamment la distance importante séparant la Terre de Io, qui rend la bande X plus favorable pour les communications. De plus, le CubeSat devra s'insérer seul en orbite autour de Io. Cela a nécessité l'ajout d'un système de propulsion comprenant un propulseur et un réservoir adapté.

4.6.2 Première esquisse, Version 0

Une première version du modèle, appelée V0, a été réalisée sur IDM-CIC dès les premières phases de sélection des composants. À partir de la liste de composants ci-dessous, nous avons modélisé un CubeSat répondant aux exigences de la mission.

composants V0:	
Payload (greg)	Instrument HyperScout M
Power (greg)	Panneaux solaires DMSA 6U/A solar panel Batterie B14-M45 14V Modular SmallSat Batt Distribution d'énergie Starbuck-Nano EPS
Telecom (LM)	carte télécom XLink - X antennes /
Thermal (Eloi)	Transponder Iris V2.2 Revêtement, peinture, Conducteur... /
OBC (LM)	On Board Computer Clock FERMI Deep Space Mémoire et Bus
ACDS (Riwani)	Star tracker ST200 Senseur solaire Gyroscope (IMU) Magnétomètre ? Reaction wheels Magnotorquer Attitude Control Unit (ACU) iADCS400
Propulsion (eloi, greg, antoine)	Réservoir+Carburant Propulseur ECAPS 1N HPGP thruster Valve
Structure	Chassis 6U Nanosatellite Structure cervos spa

Figure EEE Tableau récapitulatif de tous les composants de la première version

Après la réalisation du modèle dans IDM et l'obtention du rendu 3D, un espace vide a été identifié au-dessus du réacteur. Cet espace était initialement prévu pour accueillir le réservoir de carburant. Cependant, aucun système de régulation thermique avancé n'a été prévu dans cette zone.

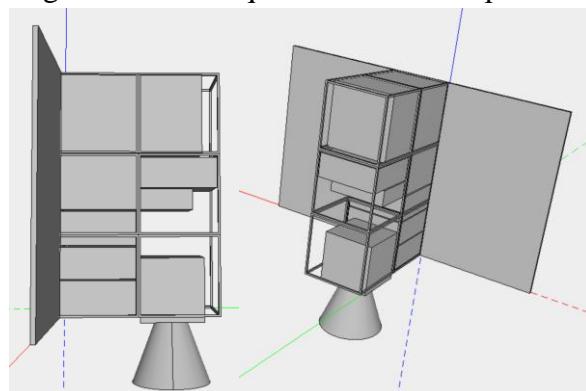


Figure FFF Modélisation 3D avec IDM-CIC de la première version de Tide

À cette étape, seule la mise à l'échelle et le bilan de masse ont été réalisés, ce dernier étant satisfaisant pour un CubeSat. Cependant, certains éléments ont dû être modifiés après le travail de Grégoire sur la réception d'énergie solaire depuis Io. Il a été nécessaire de retravailler ce point ainsi que celui des télécommunications, car nous avons constaté que l'utilisation de la réception et de la transmission en bande X consomme énormément d'énergie.

4.6.3 Bilan de masse

La *Masse Budget* est un outil essentiel pour garantir que le CubeSat respecte les contraintes de masse imposées par le lanceur et l'environnement spatial. Elle consiste à additionner les masses de tous les composants du satellite, tels que la structure, les panneaux solaires et les systèmes de propulsion, tout en y intégrant des marges spécifiques. Ces marges, appliquées aux sous-systèmes et au niveau global, permettent de prendre en compte les incertitudes liées à la conception et les évolutions potentielles des composants.

Par exemple, l'ordinateur de bord Fermi, qui pèse 0,51 kg, inclut une marge de 20 %, portant la masse totale attribuée à 0,61 kg. Cette approche garantit que, même en cas de variations cumulatives entre les sous-systèmes, la masse totale du CubeSat reste dans les limites acceptables pour le lanceur, tout en assurant la performance des systèmes critiques.

Dans notre version initiale (V0), nous avons calculé la masse du satellite à sec, c'est-à-dire sans prendre en compte le poids du carburant. En appliquant ces marges méthodiquement, la *Masse Budget* permet de gérer les risques liés à la masse, un facteur crucial pour une mission interplanétaire vers Io, où chaque gramme compte. Cette gestion assure que le CubeSat atteindra sa destination et pourra accomplir sa mission de manière optimale.

Configuration :				Reference							
Platform		Target wet mass [Kg] : 0			Forced values		Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
+ Subsystem	Name	Unit	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]				
▼ Structure	structure 6U		6	0,18	20,00%	0,88	20,00%	0,85	20,00%	0,17	1,02
▼ Communication	XLINK		1	0,20	20,00%	1,3	20,00%	1,30	20,00%	0,26	1,56
▼ Power	Starbuck-Nano EPS B14-M45 14V Modular SmallSat DMSA 6U/A solar panel		1 2 2	0,15 0,38 1,40	20,00% 20,00% 20,00%	1,923	20,00%	1,92	20,00%	0,38	2,31
▼ On-board computer	Fermi OBC		1	0,51	20,00%	0,51	20,00%	0,51	20,00%	0,10	0,61
▼ Thermal control						0	20,00%	0,00	0,00%	0,00	0,00%
▼ Attitude Determination Control System	IADC5400		1	1,30	20,00%	1,3	20,00%	1,30	20,00%	0,26	1,56
▼ Propulsion	HPGP thruster		1	0,38	20,00%	0,38	20,00%	0,38	20,00%	0,08	0,46
Total dry mass without system margin						6,26	20,00%	1,25	7,52		
System margin							20,00%	1,50	9,02		
Total wet mass including all margins											
payload		Target wet mass [Kg] : 0			Forced values		Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
+ Subsystem	Name	Unit	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]				
▼ Payload	Hyperscout M		1	1,70	20,00%	1,7	20,00%	1,70	20,00%	0,34	2,04
Total dry mass without system margin						1,70	20,00%	0,34	2,04		
System margin							20,00%	0,41	2,45		
Total wet mass including all margins											
System						Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]		
Total dry mass without system margins						7,96	20,00%	1,59	9,56		
Total dry mass including system margins											
Total propellant mass						0,00	0,00%	0,00	0,00		
Total propellant mass including system margin							20,00%	0,00	0,00		
Total wet mass including all margins											

4.6.4 Mise en phase de la version 0

Durant ce premier jet, une tentative de phase mission a été réalisée, dans laquelle nous avons défini des phases obligatoires telles que la mise à poste, le lancement (*Launch*), le transfert, ainsi que le début de vie opérationnelle (*Beginning of Life*), et d'autres phases, sans toutefois préciser leur consommation énergétique ou d'autres informations détaillées. Les phases citées précédemment ne changeront pas. Cependant, nous avions également identifié des phases susceptibles d'être modifiées lors des itérations futures, notamment :

- « Acquisition - Alimentation panneaux solaires - Pas de transmission »
- « Acquisition - Alimentation batterie - Pas de transmission »
- « Acquisition - Alimentation batterie - Transmission de données »

Ces phases ne sont pas strictement des phases de mission, mais davantage des modes d'utilisation. Elles seront donc retravaillées dans les prochaines phases.

Après cette première itération, nous avons identifié plusieurs améliorations nécessaires pour les itérations suivantes. Concernant la charge utile (*payload*), il a été décidé d'utiliser une caméra *Hyperscout* d'une gamme supérieure. Pour la batterie, le stockage de 244 W/Litre s'est avéré insuffisant malgré son faible volume ; il sera remplacé par une alternative plus performante. En ce qui concerne l'EPS (*Electrical Power System*), sa résistance aux radiations a été jugée insuffisante. Enfin, pour la carte de télécommunications *Xlink*, nous avons décidé de la changer, car la bande X consomme énormément d'énergie. Par ailleurs, avec le modèle Iris V2.2, nous avons constaté qu'Iris et Xlink sont deux transpondeurs, rendant leur combinaison redondante et inefficace.

5 – Seconde version de Tide

Pour cette deuxième version de notre Cubesat, nous avons modifié plusieurs paramètres importants tels que la chronologie de la mission, le changement de la charge utile, le changement du sous-système énergie ainsi que des améliorations des performances de télécommunication.

Phases mission	Nom des phases	Description	Composants actifs	Durée
1	Mise à poste et décollage	Installation du satellite dans le lanceur	Aucun	/
2	Transfert jusqu'à Jupiter	Piggyback de Juice	ADCS, OBC, Batterie, EPS, Payload	8 années
3	Drop de Juice	Mise en orbite B	Thruster, ADCS, OBC, Batterie, EPS	15 minutes
4	Beginning of life	Test de tous les sous-systèmes – Orbite B	Tous	1 heure
5	Déploiement des panneaux solaires	Mécanisme de déploiement des PS	/	15 minutes
6	Arrivée sur l'orbite finale	Orbite D	Thruster, ADCS, OBC, Batterie, EPS, Solar panels	4 jours
7	Phase de rechargement Production maximale d'énergie	Optimisation du ratio consommation / production	Panneaux solaires, EPS, Batterie, S-band : standby, OBC, ADCS	70% de la mission soit 1,8h par orbite autour de Io
8	Phase d'acquisition + Etat de santé + recharge	Capture d'images face au soleil + transmission état de santé	UHF/VHF transpondeur, Panneaux solaires, EPS, OBC	0.0833 h
9	Vidage mémoire – Transmission données par bande S	Transmission des données capturées au relai	S transpondeur, Panneaux solaires, EPS, OBC, ADCS	0.25 h
10	Mode nominal	Consommation nominale (pas d'acquisition ou transmission)	Panneaux solaires, EPS, OBC	/
11	Phase d'acquisition infrarouge	Capture de données dans l'ombre de Io	Battery, EPS, OBC, Payload	0.0833 h

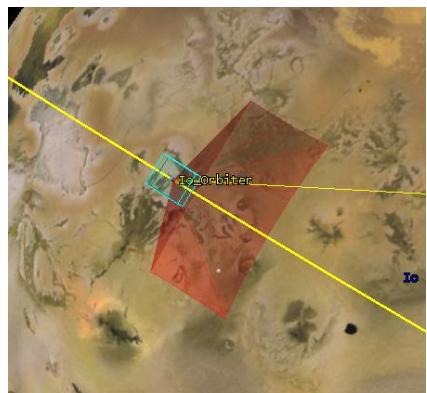
Figure GGG Tableau des phases de la mission

Dans un premier temps, les phases missions définies auparavant ne suffisent pas pour caractériser correctement les modes critiques. Nous avons donc défini différentes phases plus réalistes ainsi que leurs modes de fonctionnement et leurs durées approximatives.

Une fois le décollage terminé, lors de la phase de transfert entre la Terre et Jupiter, nous allons allumer certains composants qui nous permettront de vérifier le bon état de fonctionnement des sous-systèmes. Les données provenant de l'ADCS nous permettront de le calibrer si nécessaire et pour le payload nous pourrons potentiellement l'utiliser directement depuis le Piggy back afin de compléter les données capturées par Juice durant un survol d'une lune de Jupiter par exemple. Ensuite, notre satellite sera lâché et nous effectuerons les premières manœuvres de déploiement des panneaux solaires afin de ne pas trop consommée l'énergie des batteries. Les autres phases seront expliquées plus en détail dans les prochaines parties.

5.1 – Amélioration de la charge utile

Lors de la première itération, nous avions décidé de choisir la caméra HyperScout M afin de nous laisser une potentielle marge pour le reste des sous-systèmes de Tide. Nous nous sommes aperçus que nous avions suffisamment d'espace pour améliorer la charge utile. Nous avons alors choisi la caméra HyperScout 2 qui, en plus du canal visible et proche infrarouge, est équipé d'un canal dans l'infrarouge thermique. Nous l'avons également rajouté dans la modélisation STK afin d'être plus précis dans les calculs utilisant le champ de vue ($31^\circ \times 16^\circ$).



Canal visible et proche infrarouge (450nm – 950nm)

Depuis la fiche technique de la HyperScout2, nous pouvons récupérer la résolution au sol de la caméra avec l'orbite que nous avons choisie c'est-à-dire 500km au-dessus de la surface de Io. Cela nous donne une résolution spatiale au sol dans la direction perpendiculaire à la trajectoire orbitale du satellite, ACT GSD, de 67m. Nous récupérons également la largeur du champ de vision (swath) en direction perpendiculaire à la trajectoire orbitale (SWATH ACT), c'est-à-dire la zone couverte au sol par une acquisition d'image qui vaut 280km. Enfin, nous savons également qu'à 500 km, chaque acquisition produit environ 2300 MB de données, indépendamment du modèle, ce qui reflète une taille fixe pour un swath complet.



Figure HHH Image de Alice Mulga par la HyperScout 2

L'un des principaux atouts de l'imagerie hyperspectral réside dans la richesse des informations contenues dans les données acquises. Chaque pixel de l'image est associé à une signature spectrale spécifique, qui reflète de manière détaillée les caractéristiques du paysage et ses propriétés. Cela permet de recueillir des informations variées, telles que l'humidité du sol, le type de sol, le stress hydrique des végétaux, et bien d'autres. Pour mieux visualiser les données hyper-spectrales, une analyse en composantes principales (ACP) peut être utilisée, comme le montre la figure précédente, qui illustre un jeu de données acquis au-dessus de la région d'Alice Mulga en Australie. Sur cette image en fausses couleurs, les pixels du sol présentant des couleurs similaires partagent des caractéristiques communes. En revanche, les différences marquées en termes de couleurs et de contrastes mettent en évidence la présence de types de paysages distincts avec des propriétés variées.

Canal infrarouge thermique (8000nm – 14000nm)

Ce canal a une moins bonne résolution mais nous permet tout de même d'embarquer dans un seul instrument une caméra visible et une caméra infrarouge thermique. Pour la même orbite, Nous avons une résolution au sol (ACT GSD) de 330m, un champ de vue (SWATH ACT) de 280m et un poids de données pour chaque Swath de 2300 MB.

Les premières évaluations des données en orbite du canal infrarouge thermique (TIR) d'HyperScout® 2 ont démontré une performance comparable à celle de satellites institutionnels de plus grande envergure, tels que Sentinel-3 et Landsat-9. Ces résultats proviennent de deux acquisitions : une réalisée dans l'espace froid et une autre effectuée au-dessus du volcan de l'Etna, en Italie. Une évaluation préliminaire des performances radiométriques du canal TIR a été réalisée à partir de ces données.

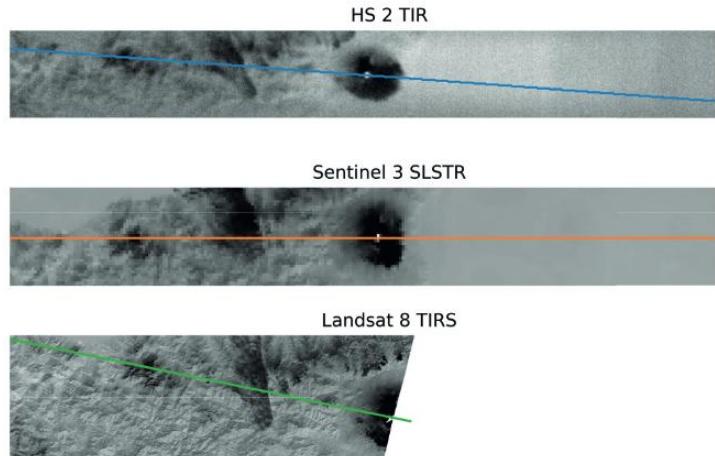
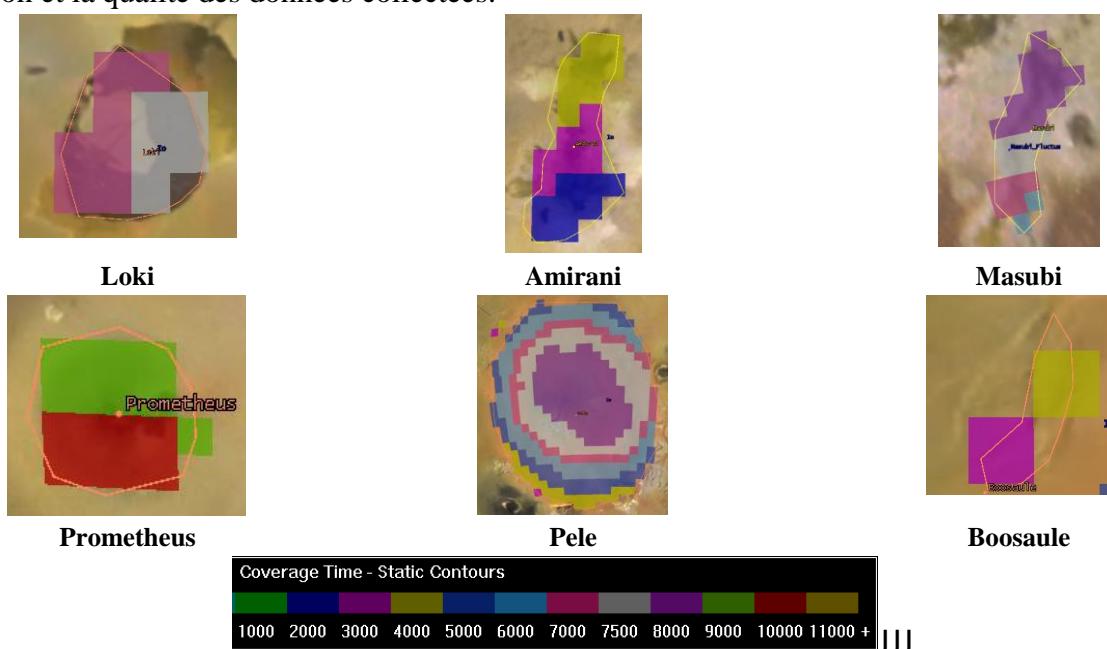


Figure III Carte de brillance des températures du volcan Etna de HyperScout 2, Sentinel 3, Landsat 8

Nous avons également décidé d'intégrer l'utilisation du système ADCS (Attitude Determination and Control System) lors des phases d'acquisition pour améliorer le pointage précis des objectifs scientifiques. En optimisant le contrôle d'attitude du nanosatellite, nous sommes en mesure de stabiliser et de maintenir un alignement optimal avec les zones d'observation ciblées, ce qui augmente considérablement la durée d'acquisition des données sur chaque région. En prolongeant le temps d'observation sur chaque cible, nous obtenons des mesures plus détaillées et fiables, améliorant ainsi la résolution et la qualité des données collectées.



Nous augmentons la durée de survol sur une durée de 24 heures minimum de 3000 secondes soit 50 minutes par jour et au maximum 10000 secondes soit 166,67 minutes. En allongeant le temps d'observation par orbite, nous assurons une meilleure caractérisation des phénomènes observés, notamment dans des environnements dynamiques ou évolutifs. Sur la durée de la mission, cela nous donne :

Temps moyen au dessus des zones en 1 mois

$$T_{min} = \frac{30 * 24}{2.5} = 30 * 50 = 1500 \text{ minutes} = 25 \text{ heures}$$

$$T_{max} = 30 * 166.67 = 5000 \text{ minutes} = 83.33 \text{ heures}$$

Nous avons également défini que nous capturerons 1 image par orbite afin de réduire les coûts énergétiques de la mission. Afin de maximiser l'utilisation du canal infrarouge thermique, nous l'utiliserons seulement lorsque Tide sera occulté du soleil afin d'avoir une faible température et donc de maximiser la qualité des images obtenues. Ce choix repose sur une logique scientifique et technique précise : dans des conditions de faible température ambiante, la performance des capteurs thermiques est optimisée, et les contrastes thermiques au sol deviennent plus marqués. Cela permet d'obtenir des images thermiques de meilleure qualité, avec une résolution accrue dans la détection des différences de température. En capturant les images pendant l'occultation solaire, nous réduisons également l'influence des effets thermiques externes causés par le rayonnement solaire direct, qui pourraient fausser les mesures ou diminuer leur précision.

En considérant que l'on orbite 288 fois autour de Io sur 1 mois, cela nous donne 288 images soit au total 144 images avec le canal visible et proche infrarouge, de même avec 144 images pour le canal infrarouge thermique. En atteignant cette quantité de donnée, il sera possible d'observer et d'étudier les variations de topographie, des irruptions et du volcanisme de Io comme jamais auparavant. De plus, la résolution au sol est grandement supérieure à ce qui a été fait jusqu'à présent. Cela ouvre une nouvelle pour la compréhension de ces forces de marées, de la structure interne de Io mais également de ce qu'était notre planète à son origine.

5.2 – Télécommunication et traitement des données

Introduction

La deuxième itération s'est beaucoup portée sur l'optimisation des systèmes de télécommunication et de traitement des données. L'objectif principal était d'améliorer la capacité de transfert de données tout en réduisant la consommation énergétique, garantissant ainsi une efficacité accrue et une fiabilité optimale des communications entre notre CubeSat et la sonde JUICE.

Cette section détaille les modifications apportées, les nouvelles configurations des composants, ainsi que les décisions prises concernant l'On-Board Computer (OBC) et les stratégies de gestion des données.

5.2.1 - Télécommunications

Changements apportés

Pour atteindre nos objectifs d'augmentation du débit de transmission et de réduction de la consommation électrique, nous nous sommes d'abord concentrés sur l'optimisation des antennes et des composants de télécommunication. Les ajustements apportés visaient à garantir un flux de données

suffisant pour satisfaire les besoins scientifiques, tout en diminuant la demande énergétique afin de prolonger la durée de vie opérationnelle du CubeSat.

Sélection des nouveaux composants

Nous avons procédé à une sélection rigoureuse des nouveaux composants en tenant compte des contraintes de volume, de résistance aux radiations, et de compatibilité avec l'architecture existante de notre CubeSat.

Changements apportés aux antennes

Afin de répondre aux exigences accrues en termes de débit de données et de réduire la consommation énergétique, nous avons remplacé les antennes initiales par des modèles plus performants et économies en énergie : l'antenne UHF/VHF ISIS Deployable et l'antenne patch S Band ISIS. Elles disposent d'une meilleure efficacité énergétique et une capacité de déploiement optimisée pour des transmissions fiables à longue distance via JUICE.

Nous avons également mis à jour les composants de télécommunication pour améliorer les performances globales du système avec la carte télécom et le transpondeur ISIS TRX.

Justification des choix

Le transmetteur S Band ISIS, capable d'atteindre un débit de 4,3 Mbit/s, répond à la nécessité d'un transfert rapide des informations, tandis que l'antenne patch S Band ISIS offre une meilleure couverture et une efficacité accrue dans la bande S. La combinaison de ces deux éléments permet de concilier débit élevé et fiabilité de la liaison. En parallèle, la carte télécom et son transpondeur ont été choisis pour leur faible consommation : seulement 0,48 W en réception et 4 W en émission, ce qui représente une amélioration notable par rapport à la première itération. Pour ce qui est de l'antenne UHF/VHF ISIS, elle n'exige pas plus de 20 mW en fonctionnement nominal et ne sollicite environ 2 W que pendant la phase de déploiement, assurant ainsi une économie d'énergie substantielle au cours de la mission. Enfin, tous les composants présentés conservent un format suffisamment réduit pour s'intégrer sans difficulté dans l'espace confiné du CubeSat. Par exemple, la carte télécom et le transpondeur, qui mesurent $90 \times 96 \times 15$ mm, s'intègrent parfaitement dans la configuration existante.



Figure KKK Le transpondeur VHF uplink/UHF downlink d'Isispace



Figure LLL Le transmetteur S-band à haute performance de transfert d'Isispace

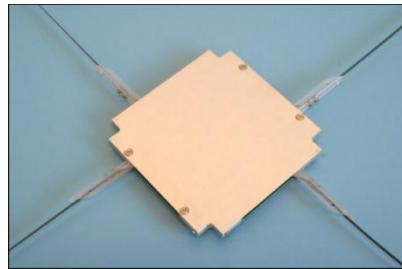


Figure MMM Les antennes déployables UHF/VHF d'Isispace

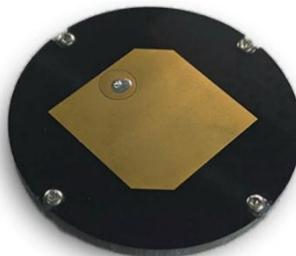


Figure NNN Le patch antenne S-band d'Isispace

Ci-dessous le tableau récapitulatif des différents paramètres évalués en priorité pour le choix de ces composants.

		Fréquences	Données	Radiation	Energie	Volume
Carte télécom + Transponder	ISIS TRX downlink UHF / uplink VHF	145.8-146MHz 148-150.05MHz	9600 bps	Non précisé	0.48W (down) 4 W (up)	90 x 96 x 15 mm
	ISIS S band transmitter	2200-2290 MHz	4.3 Mbit/s	Non précisé	13 W	98.8 x 93.3 x 14.5 mm
Antenne UHF/VHF	ISIS Deployable UHF and VHF antennas	10-13 MHz	Non précisé	Non précisé	2 W	98 mm x 98 mm x 7 mm
S Band antenna patch	S-Band Patch Antenna ISIS	2200-2290 MHz	Non précisé	Non précisé	2 W	13.8 (hauteur)* 80 (diamètre) mm

Figure OOO Tableau récapitulatif des composants de télécommunication choisis

Décision concernant l'On-Board Computer (OBC)

Lors de la deuxième itération, nous avons envisagé de remplacer l'On-Board Computer existant par un modèle plus récent, susceptible d'offrir de meilleures performances. Après une analyse approfondie, nous avons toutefois choisi de conserver l'OBC FERMI Deep Space, principalement pour sa robustesse aux radiations, indispensable dans l'environnement extrême du système jovien. Son niveau de consommation d'environ 5 W répond en effet aux contraintes énergétiques d'un CubeSat de 6U, tandis que sa mémoire massique de 16 Go (protégée par ECC) et ses capacités de traitement avancées (double CPU et FPGA intégré) garantissent la fluidité de la gestion des données scientifiques. Par ailleurs, ses interfaces multiples et son logiciel embarqué assurent une intégration harmonieuse avec les autres sous-systèmes, ce qui a conforté notre décision de le conserver.

Scénarios alternatifs envisagés

En parallèle des améliorations apportées, nous avons également envisagé un scénario alternatif où les images seraient stockées localement et transférées en une seule période dédiée. Cette approche pourrait potentiellement réduire la consommation énergétique globale en minimisant le nombre de transmissions nécessaires. Cependant, cette stratégie présente des défis en termes de gestion du stockage et de la synchronisation des fenêtres de transmission, et sera abordée en détail dans une section ultérieure du rapport.

5.2.2 - Stratégies de gestion des données

Optimisation du traitement des données

Une étape cruciale de la deuxième itération a été l'optimisation du traitement des données afin de maximiser l'efficacité de la transmission et de minimiser la consommation énergétique. En nous référant à la datasheet de la caméra hyperspectrale Hyperscout 2, chaque SWATH génère une image de 2300 Mo. Afin de réduire significativement ce volume de données, nous avons intégré un processus de prétraitement basé sur l'intelligence artificielle (IA).

Utilisation de l'IA pour la sélection et la réduction des données

La documentation de la Hyperscout 2 mentionne la possibilité d'utiliser un traitement par IA embarquée (exemple ci-dessous) pour filtrer les images capturées. Cette IA est conçue pour supprimer les zones non intéressantes des images, ne conservant que les informations essentielles.

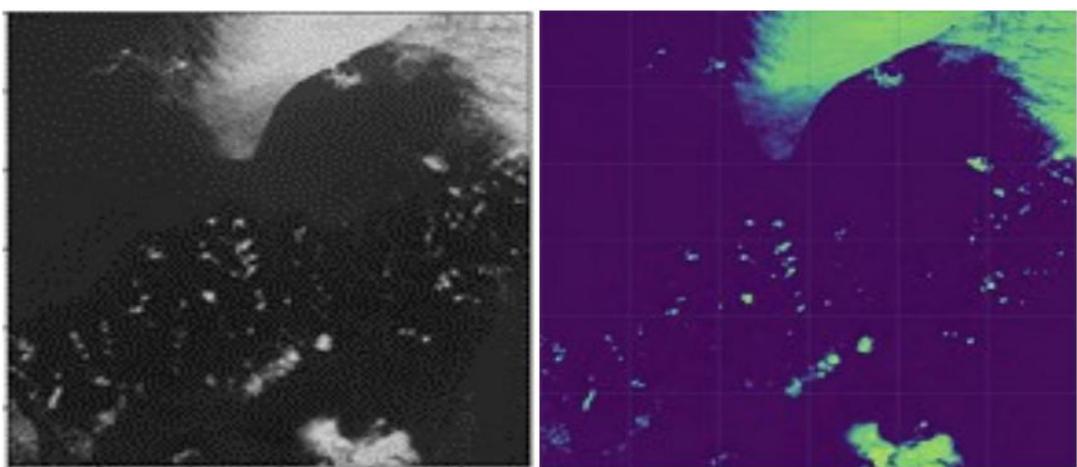


Figure PPP Image originale avec nuages (gauche) et identification des nuages par le réseau neuronal embarqué (droite)

Processus d'optimisation

Le filtrage intelligent constitue la première étape : l'IA (Intelligence Artificielle, un ensemble d'algorithmes inspirés du fonctionnement du cerveau humain) examine chaque image SWATH (une large bande d'images prises au cours d'un survol, faisant ainsi 2300 Mo) pour y repérer et retirer les zones peu pertinentes, comme les régions uniformes ou couvertes par des nuages. Grâce aux réseaux de neurones convolutifs (CNN) (un type d'algorithme d'apprentissage profond spécialisé dans l'analyse d'images), le système isole automatiquement les informations les plus utiles. Lorsque la même zone est survolée à plusieurs reprises, l'IA superpose ces images, c'est-à-dire qu'elle fusionne plusieurs acquisitions pour éviter la redondance et réduire considérablement le volume total.

Une fois cette superposition réalisée, la compression de l'image s'effectue selon la norme CCSDS 122.0-B-2, qui utilise notamment la transformée en ondelettes discrètes (DWT). Cette transformée consiste à décomposer mathématiquement l'image en sous-bandes de différentes échelles de fréquences, identifiées par les sigles LL, LH, HL et HH : LL pour les basses fréquences (les zones plus "globales" de l'image) et HH pour les détails fins, par exemple. Par la suite, l'encodage par plans de bits (Bit-Plane Encoder) gère la compression en traitant d'abord les bits les plus significatifs puis ceux qui le sont moins (on parle de codage progressif). Ce procédé introduit aussi la notion de "familles" de coefficients (parents, enfants, petits-enfants), une organisation hiérarchique qui exploite la corrélation spatiale entre les pixels. Lorsque la décomposition est répétée plusieurs fois sur la sous-bande LL de chaque niveau, on parle de pyramide multi-niveau, permettant d'affiner la compression. On peut ainsi

choisir entre une compression sans perte (aucune dégradation de l'image) et une compression avec perte (un volume de données réduit en sacrifiant une infime partie de la qualité).

Les schémas ci-après, tirés du document Recommendation for Space Data Systems Standard du CCSDS (the Consultative Committee for Space Data Systems), illustrent précisément cette manière de subdiviser l'image, d'organiser les coefficients en familles et de réaliser la compression. Ils montrent aussi comment passer d'une unique décomposition, où l'on obtient quatre sous-bandes, à des décompositions multi-niveaux, réitérant le procédé sur la seule sous-bande LL.

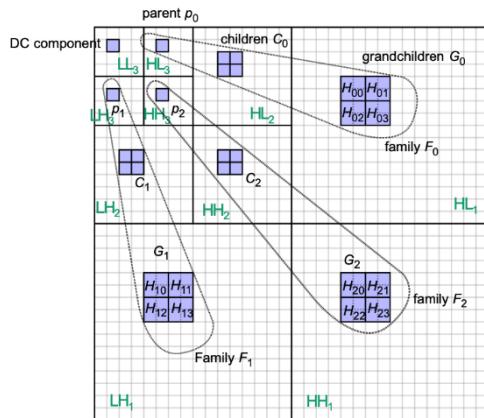


Figure OOO Schéma d'une transformé en ondelettes d'une image

On voit bien ici la structure hiérarchique des coefficients après transformation en ondelettes. Les groupes de coefficients (parents, enfants, petits-enfants) sont rassemblés en “familles” pour un encodage commun, favorisant la compression adaptative.

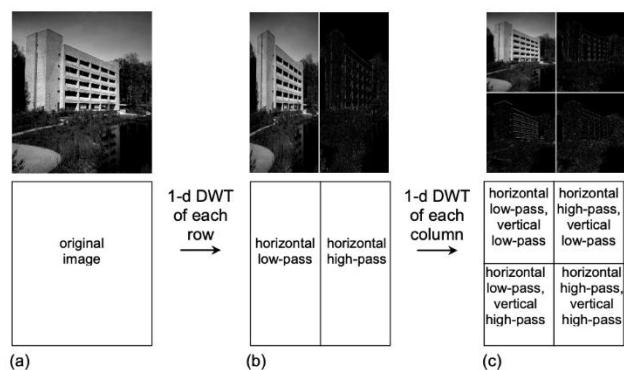


Figure RRR Transformée Discrète en Ondelettes 2-d (un niveau)

Ici, l'image d'origine est traitée par une DWT unidimensionnelle successivement dans les directions horizontale et verticale, aboutissant à quatre sous-bandes (LL1, LH1, HL1 et HH1). On y observe clairement les informations basses fréquences dans la sous-bande LL et les détails fins dans les sous-bandes HL, LH et HH.

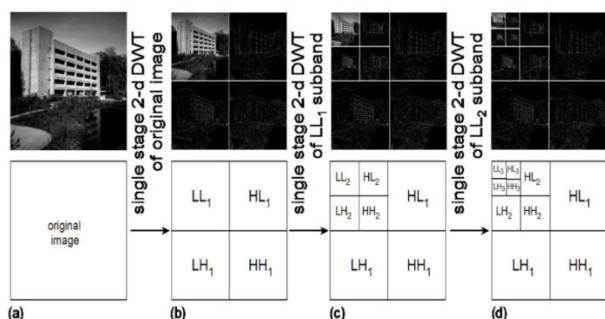


Figure SSS Décomposition à Transformée Discrète en Ondelettes 2-d à trois niveaux d'une image

On voit comment l'image est successivement décomposée en trois niveaux de sous-bandes (LL, LH, HL, HH). Chaque nouvelle décomposition agit uniquement sur la sous-bande LL du niveau précédent, produisant une représentation hiérarchique de l'information.

Pour mesurer l'apport concret de ce processus, considérons cinq passages successifs au-dessus d'une zone. Sans aucun prétraitement, on obtiendrait un total de 11,5 Go (cinq lots de 2,3 Go chacun). Le filtrage par IA retranche environ 25 % à 30 % d'informations jugées inutiles, puis la superposition élimine les redondances entre images. En dernier lieu, la DWT et l'encodage par plans de bits réduisent encore la taille. Au lieu de 11,5 Go bruts, nous aboutissons à un unique fichier consolidé d'environ 3 Go, qui s'envoie bien plus rapidement vers la sonde JUICE tout en consommant moins d'énergie.

Méthodes à l'état de l'art

Les réseaux de neurones convolutifs (CNN) permettent de cibler et de classer précisément les différents objets ou zones d'intérêt contenus dans l'image, tandis que les autoencodeurs assurent la compression partielle des données en apprenant une représentation plus concise des scènes. Les techniques d'apprentissage supervisé et non supervisé, quant à elles, s'adaptent à la reconnaissance de caractéristiques diverses, même lorsque la quantité de données annotées est limitée. La transformée en ondelettes discrètes (DWT) demeure un outil de choix pour réduire la redondance tout en préservant l'essentiel des détails. Enfin, l'encodeur par plans de bits (Bit-Plane Encoder) propose un compromis efficace entre le taux de compression et la qualité des informations transmises, grâce à son approche par paliers successifs de précision.

Scénario alternatif de stockage et déchargement

Un scénario alternatif a également été mis à l'étude : stocker l'ensemble des images localement et procéder à leur envoi groupé lors d'une unique fenêtre de transmission, par exemple pendant un survol rapproché de JUICE. Cette approche réduit la fréquence des échanges et exploite pleinement la bande passante pendant des périodes de communication plus favorables. Toutefois, elle requiert une gestion méticuleuse du stockage embarqué pour éviter toute saturation, ainsi qu'une synchronisation précise avec la sonde afin de profiter de la disponibilité maximale de la liaison radio. L'aspect logistique prend alors une importance primordiale, car il s'agit d'anticiper non seulement la quantité de données générées mais aussi la position relative de JUICE et du CubeSat au moment de l'envoi.

Changements apportés aux diagrammes

Quelques petits ajustements ont été apportés aux diagrammes, principalement le choix de la hyperscout 2 au lieu de la hyperscout M pour l'instrument, le changement des composants de télécommunication, de panneaux solaires et de propulsion.

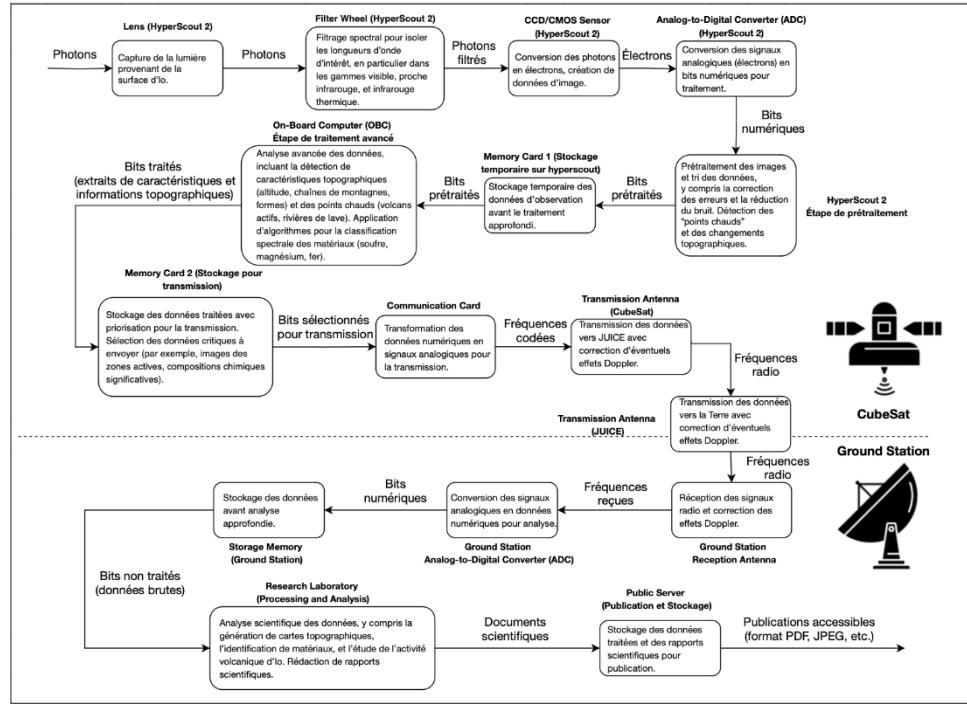


Figure TTT Diagramme du chemin de la donnée, deuxième itération

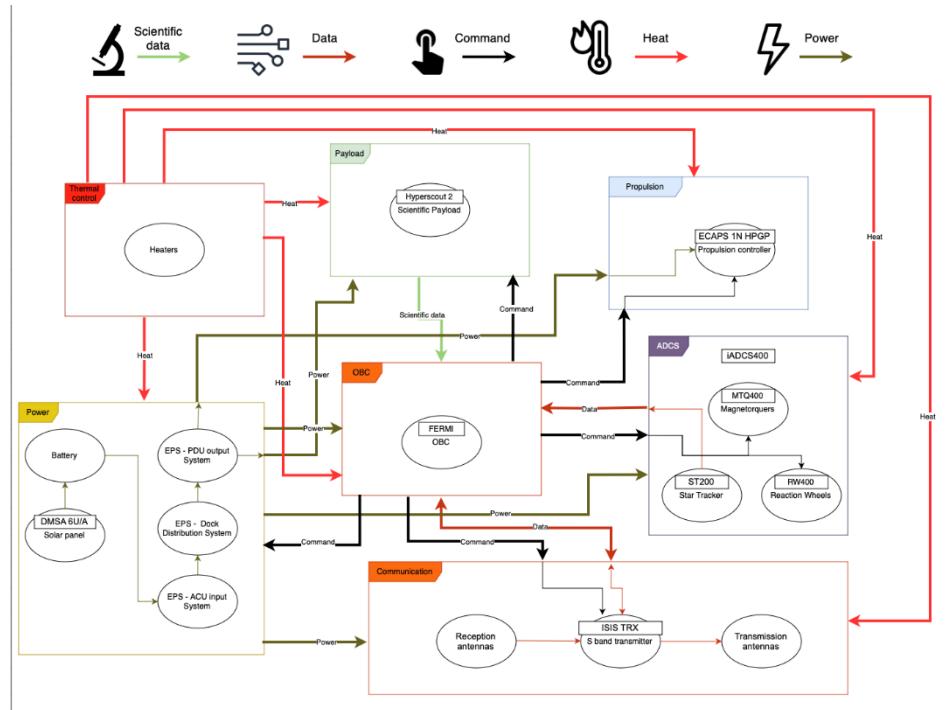


Figure UUU Diagramme fonctionnel de la plateforme, deuxième itération

Conclusion de la deuxième itération

La deuxième itération de notre projet a conduit à des améliorations significatives en matière de télécommunication et de traitement des données. En adoptant de nouvelles antennes et en optimisant les composants de transmission, nous avons réussi à augmenter la capacité de transfert de données tout en réduisant la consommation énergétique. La décision de conserver l'OBC FERMI Deep Space s'est révélée judicieuse, garantissant une résistance accrue aux radiations et une gestion efficace des données. De plus, l'intégration d'un processus de prétraitement basé sur l'IA pour optimiser la sélection et la consolidation des données a permis de réduire considérablement le volume des données à transmettre, renforçant ainsi l'efficacité de notre système de télécommunication. Ces ajustements stratégiques renforcent la robustesse

et l'efficacité de notre mission, préparant ainsi le terrain pour les itérations futures et les scénarios de gestion des données avancés.

5.3 – Réduction des coûts énergétiques

5.3.1 – Changement des composants

Pour cette itération, nous avons effectué des modifications majeures en repensant entièrement les composants sélectionnés et les scénarios envisagés. Cela s'explique en grande partie par les calculs énergétiques erronés de la première version, qui nous ont contraints à repartir de zéro afin de garantir l'exactitude des évaluations et d'éviter toute omission critique.

Global power consumption maximal			
Les différentes charges	Tension	Puissance	Energie (Wh)
Pointage	5-15V	2W	-2
Telecom	28V	13W	-13
SDR (ISIS TRX downlink UHF / uplink VHF)	18V	4W (Tx+Rx)	-4
OBC (FERMI Deep Space)	5V	5W	-5
Payload (HyperScout2)	?V	11W	-11
Propulsion (HPGP thruster)	24-32V	16W	-16
Energy		1,5W	-1,5
Batterie (Power pack endurosat)			
Solar panels	16V- 50mA	0.8 W	-0,8
Sun sensor	12V-80mA	0.96 W	-0,96
Temerature sensor			
TOTAL		68,76W	-54,26 E
			-70,538 E + 30%

Figure VVV Consommation maximale d'énergie

En observant la consommation énergétique totale maximale, nous constatons une réduction de près de 20W par rapport à la version précédente avec la marge de 30%. Cette diminution est principalement due aux changements des composants de télécommunication et d'énergie. Dans les deux cas, nous avons opté pour des modules plus efficaces, réduisant ainsi la consommation énergétique de ces sous-systèmes. Ils étaient trop gourmands en énergie.



Figure WWW Photo du pack endurosat EPS 2 + batterie

Nous avons remplacé l'EPS Starbuck par le pack EPS II de chez EnduroSat (à droite). Les deux principales raisons du changement de l'EPS sont la consommation d'énergie qui était de 8W et qui est maintenant de l'ordre de 1,5W, et la résistance aux radiations bien trop faible auparavant qui nous permettait seulement (sans protections) de survivre quelques jours. Il a une gestion plus efficace de l'énergie, notamment grâce au passage à des régulateurs utilisant la technique MPPT pour maximiser l'efficacité des panneaux solaires. Il contient également une gestion thermique passive et active qui permet d'optimiser la charge. En plus de la partie télécommunication, l'EPS représentait un des éléments les plus énergivore que nous devions donc changer.

Concernant la batterie (à gauche), elle nous permet de doubler la capacité de stockage comparé à celle d'avant et nous assure donc une sécurité. Cela nous assure également un bon fonctionnement et une bonne cohésion entre la batterie et l'EPS car ils ont été conçus pour fonctionnement simultanément.

De plus, nous avons également changé la structure pendant cette phase. Nous avons choisi une structure 6U plus grande afin de maximiser la surface pour utiliser des panneaux solaires mais également pour prévoir un espace suffisant pour avoir une épaisseur suffisante de protection contre les radiations. C'est la structure Endurosat 6U XL qui a les dimensions suivantes : 100 x 226.3 x 366 mm. Cela nous permet de rajouter des cellules photovoltaïques afin de capter plus d'énergie solaire. Nous augmentons le nombre de panneaux solaires jusqu'à sept. Sachant que rho correspond à l'efficacité des panneaux solaires (29.5%), nous obtenons le calcul suivant :

Surface des panneaux solaires :

$$S = 7 * (0.2263 * 0.366) = 0.58m^2$$

Energie produite:

$$\begin{aligned} E &= S * \rho * I_{\max} \\ &= 0.58 * 0.295 * 55.5 = 9.5 \text{ W} \end{aligned}$$

Nous sommes capables de produire 9.5 W par heure avec cette configuration de panneaux solaires et en ayant augmenté leur surface.

5.3.2 – Scénario de consommation énergétique

Une fois le satellite inséré sur l'orbite autour de Io, nous avons repensé les phases de la mission pour mieux répondre aux contraintes énergétiques et opérationnelles. Grâce aux modélisations STK et à l'analyse des besoins en énergie, nous avons décidé de concentrer les acquisitions de données sur des périodes spécifiques plutôt que de les effectuer en continu. Ce choix stratégique nous permet d'optimiser l'utilisation de l'énergie et de calculer précisément la consommation énergétique pour chaque orbite de 2,5 heures. Les observations des zones d'intérêt se déroulent selon les paramètres suivants :

Temps d'observation des zones d'intérêt (sec/day) :	2100
Nombre d'accès aux zones d'intérêt sur une journée :	9.6
Temps moyen d'accès par orbite d'une zone d'intérêt (h) :	0,0833

Pour chaque orbite, l'acquisition est limitée à 5 minutes en moyenne, ce qui correspond à une phase très courte comparée au temps disponible pour d'autres activités. En effet, environ 70 % du temps d'une orbite, le satellite est exposé au Soleil, ce qui équivaut à près de 2 heures de production énergétique par orbite. Cette fenêtre de production permet de recharger les batteries et de traiter les données collectées pendant l'acquisition.

Pendant les 30 % restants de l'orbite, le satellite est occulté par Io ou en position où la communication avec JUICE n'est pas possible. Cette durée correspond approximativement à 30 minutes par orbite, ce qui nous oblige à ajuster les phases de transmission en fonction de la visibilité et de l'exposition au Soleil. Également, la transmission des données étant la phase critique, il serait préférable de ne pas communiquer pendant les périodes à l'ombre.

Pour chaque orbite, nous obtenons $9.5 * 2 = 19 \text{ W}$ d'énergie disponible pour recharger les batteries ou alimenter des composants actifs. La consommation électrique par acquisition de données de

la caméra HyperScout 2, est inférieure à 1W pour la capture d'une image, indépendamment du canal utilisé (visible ou infrarouge).

Phases mission	Nom des phases	Description	Composants actifs	Durée
7	Phase de rechargement Production maximale d'énergie	Optimisation du ratio consommation / production	Panneaux solaires, EPS, Batterie, S-band : standby, OBC, ADCS	70% de la mission soit 1,8h par orbite autour de Io
8	Phase d'acquisition + Etat de santé + rechargement	Capture d'images face au soleil + transmission état de santé	UHF/VHF transpondeur, Panneaux solaires, EPS, OBC	0.0833 h
9	Vidage mémoire – Transmission données par bande S	Transmission des données capturées au relai	S transpondeur, Panneaux solaires, EPS, OBC, ADCS	0.25 h
10	Mode nominal	Consommation nominale (pas d'acquisition ou transmission)	Panneaux solaires, EPS, OBC	/
11	Phase d'acquisition infrarouge	Capture de données dans l'ombre de Io	Battery, EPS, OBC, Payload	0.0833 h

La phase de recharge (phase 7) est optimisée pour que le satellite pointe dans la direction du soleil afin de maximiser la production d'énergie. La consommation de tous les autres composants est également minimisée.

Pour la phase 8, qui est la situation où Tide est en acquisition de données et transmet en parallèle avec la bande UHF les données sur son état de santé. Nous ne voulons pas que la transmission de données scientifiques se produise en parallèle de l'acquisition mais le cas des données d'état de santé est différent. Le poids étant relativement faible, la transmission est plutôt rapide et le transpondeur UHF/VHF ne consomme pas énormément donc cette situation est plausible.

5.3.3 – Bilan énergétique :

La gestion de l'énergie dans IDM repose sur une planification rigoureuse des besoins énergétiques pour chaque sous-système, ajustée en fonction des phases de la mission. Cette gestion s'appuie sur deux outils principaux :

1. Element Power Budget : utilisé pour évaluer les besoins énergétiques spécifiques de chaque composant.
2. System Power Budget : employé pour calculer la consommation énergétique globale à l'échelle du satellite.

De plus, des Power Modes distincts ont été définis pour chaque composant afin de répondre aux exigences variables des différentes phases de mission.

Pour illustrer cette gestion énergétique, nous prenons comme exemple l'ADCS (*Attitude Determination and Control System*) :

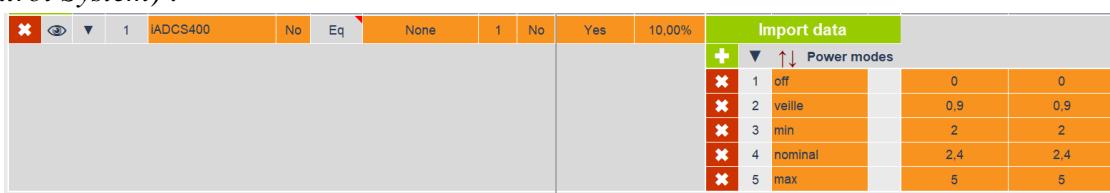


Figure XXX Gestion des Power Modes et leur impact énergétique

Les Power Modes permettent de moduler la consommation énergétique ainsi que la dissipation d'énergie de chaque sous-système en fonction des opérations en cours. Chaque composant peut fonctionner selon plusieurs états :

- Actif (Nominal) : consommation normale, adaptée à la réalisation de sa tâche principale.

- Veille (Standby) : consommation réduite, avec une disponibilité rapide pour un retour en mode actif.
- Éteint (Off) : aucune consommation énergétique.
- Minimum (Min) : utilisation limitée avec certaines fonctionnalités actives.
- Maximum (Max) : utilisation totale, exploitant pleinement les capacités du composant.

Ces modes sont activés en fonction des besoins spécifiques de chaque phase de la mission. Un composant peut disposer d'un ou plusieurs Power Modes, chacun ayant des usages bien définis. Par exemple, les instruments scientifiques fonctionneront en mode actif pendant les phases d'acquisition de données, tandis qu'ils seront en mode veille ou éteints lors des phases de lancement ou de transfert.

E.3.4 – Bilan d'énergie

L'Element Power Budget détaille la consommation énergétique de chaque composant selon ses Power Modes. Pour chaque phase de la mission, il calcule précisément la quantité d'énergie consommée par un composant, en tenant compte du mode de fonctionnement actif à ce moment. Ce budget énergétique élémentaire est essentiel pour :

- Connaître les besoins précis de chaque sous-système.
- Ajuster leur utilisation selon les ressources disponibles.

En définissant nos phases dans IDM, nous avons également lié chaque Element Mode aux étapes spécifiques du plan de mission. Ces phases incluent toutes les configurations d'utilisation du satellite. Voici les principales phases que nous avons définies une supplémentaire par rapport à celle définie précédemment :

Nom de la phase	Description
NO-ACQUISITION+ALIMENTATION-BATTERIE+TRANSMISSION-DONNEES	Transmission de données en utilisant exclusivement les batteries.

Nous allons utiliser L'iADCS400 comme d'un exemple, il est principalement utilisé en mode nominal ou minimum, selon les besoins spécifiques de chaque phase de la mission. Nous pouvons observer la consommation iADCS400 phase par phase ainsi que sa dissipation dans le tableau suivant. En mode nominal, actif lors des phases critiques telles que le Beginning of Life (BOL) et les insertions orbitales, où il assure la stabilisation et le contrôle de la rotation du satellite pour maintenir une trajectoire optimale. Durant les phases moins critiques, le mode minimum permet de réduire la consommation énergétique tout en maintenant une fonctionnalité limitée. Lors des phases d'acquisition, le système fonctionne en mode nominal pour orienter le satellite avec précision, garantissant ainsi une observation prolongée et efficace de l'objectif, comme Io. Cette flexibilité des modes permet d'optimiser les ressources énergétiques tout en assurant les performances nécessaires à chaque étape de la mission.

*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*
MISEAPORTE	TRANSFER-TO-JUPITER	DROP	BEGINNINGOFLIFE	DEPLACEMENT-PARE-AUX-ROCAIRES	INSERTION-ORBITE-FINALE	RECHARGEMENT-BATTERIE-PRODUCTION	ACQUISITION	VIDAGE-MEMOIRE+TRANSMISSION	SURVIE	NOMINAL	ACQUISITION-IR	NO-NOM			
MISEAPORTE	TRANSFER-TO-JUPITER	DROP	BEGINNINGOFLIFE	DEPLACEMENT-PARE-AUX-ROCAIRES	INSERTION-ORBITE-FINALE	RECHARGEMENT-BATTERIE-PRODUCTION	ACQUISITION	VIDAGE-MEMOIRE+TRANSMISSION	SURVIE	NOMINAL	ACQUISITION-IR	NO-NOM			
off	off	off	nominal	min	nominal	min	nominal	min	nominal	nominal	2,4	2,4	2,4	2,4	
0	0	0	0	0	0	0,24	0,24	0,2	0,24	0,24	0,24	0,24	0,24	0,24	
0	0	0	0	0	0	2,64	2,64	2,2	2,64	2,64	2,64	2,64	2,64	2,64	
0	0	0	0	0	0	2,64	2,64	2,2	2,64	2,64	2,64	2,64	2,64	2,64	

Cela nous donne alors une consommation pour chaque phase. IDM regroupe ensuite la consommation par phase de tous les composants, en ajoutant des marges ainsi que des marges pour les sous-systèmes. Nous obtenons ainsi un tableau récapitulatif de l'ensemble de l'objet.

Finalement, nous obtenons une estimation de la consommation par phase pour l'ensemble de notre objet, incluant la structure et tous les composants, à l'exception du payload. Nous pouvons observer que la consommation est la plus importante durant la phase de transmission des données et de vidage de la

mémoire, où, pour cette version 1, nous consommons un total de 27,25 W en prenant en compte les marges. Sans les marges, la consommation est de 25 W.

En revanche, la consommation minimale se produit lors du détachement du CubeSat, lorsque seul l'OBC est allumé. Dans ce cas, la consommation est de 1,7 W avec les marges et de 1,5 W sans. Une fois que le satellite est en orbite autour de Io, la consommation minimale se trouve pendant la phase de survie, suivie de la phase de recharge, avec des consommations respectives de 6,11 W et 7,99 W, marges comprises. Comme nous pouvons l'observer en conclusion de l'Element Power Budget.

0	0	1,5	1,5	1,5	1,5	19,44	19,44	15,56	15,56	10,96	10,96	7,06	7,06	11,46	11,46	24,96	24,96	5,29	5,29	10,56	10,56	11,46	11,46		
0	0	1,65	1,65	1,65	1,65	20,834	20,834	16,964	16,964	11,904	11,904	7,614	7,614	12,454	12,454	25,954	25,954	5,819	5,819	11,464	11,464	12,454	12,454		
0	0	0,086625	0,086625	0,086625	0,086625	1,093785	1,093785	0,89061	0,89061	0,62496	0,62496	0,399735	0,399735	0,653835	0,653835	0,653835	0,653835	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875		
0	0	1,7325	1,7325	1,7325	1,7325	21,8757	21,8757	17,8122	17,8122	12,4992	12,4992	13,0767	13,0767	5,35	5,35	5,35	5,35	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175		
7,06	11,46	11,46	24,96	24,96	5,29	5,29	10,56	10,56	11,46	11,46	5	5													
7,614	12,454	12,454	25,954	25,954	5,819	5,819	11,464	11,464	12,454	12,454	5,35	5,35													
0,399735	0,653835	0,653835	1,362585	1,362585	0,3054975	0,3054975	0,60186	0,60186	0,653835	0,653835	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	0,280875	
7,9947	13,0767	13,0767	27,2517	27,2517	6,10995	6,10995	12,0372	12,0372	13,0767	13,0767	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175	5,6175

Le System Power Budget regroupe toutes les données des éléments individuels de chaque objet afin de fournir une vue d'ensemble de la consommation énergétique du satellite. Il permet de calculer la consommation totale pour chaque phase de la mission. Ce budget global garantit que la production d'énergie par les panneaux solaires et la capacité des batteries sont suffisantes pour alimenter l'ensemble des systèmes, même dans des environnements exigeants comme l'orbite autour de Io.

Lors de la conception de ce CubeSat, nous avons défini deux objets principaux : la structure avec tous les composants, ainsi que le payload. Nous pourrons observer dans le System Power Budget la consommation totale en énergie du CubeSat, qui comprend ces deux objets. Dans cet exemple, l'ADCS (Attitude Determination and Control System) ne modifie pas l'Element Power Budget, car les phases de consommation restent inchangées. Nous avons donc :

Power without margin	1,5	1,5	1,5	1,5	19,44	19,44	15,56	15,56	10,96	10,96	7,06	7,06	11,46	11,46	24,96	24,96	5,29	5,29	10,56	10,56	11,46	11,46		
Power including margin	1,65	1,65	1,65	1,65	20,834	20,834	16,964	16,964	11,904	11,904	7,614	7,614	12,454	12,454	25,954	25,954	5,819	5,819	11,464	11,464	12,454	12,454		
System power margin	0,0825	0,0825	0,0825	0,0825	1,0417	1,0417	0,8482	0,8482	0,5952	0,5952	0,3807	0,3807	0,6227	0,6227	1,2977	1,2977	0,29095	0,29095	0,5732	0,5732	0,6227	0,6227		
Total power including system margin	1,7325	1,7325	1,7325	1,7325	21,8757	21,8757	17,8122	17,8122	12,4992	12,4992	7,9947	7,9947	13,0767	13,0767	27,2517	27,2517	6,10995	6,10995	12,0372	12,0372	13,0767	13,0767		
▼ payload																								
+ Subsystem	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom
▼ Payload	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
▼ HyperScout 2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
veille	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
veille	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
nominal	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
nominal	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Power without margin	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Power including margin	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
System power margin	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Total power including system margin	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Duty cycle	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,10%	0,05%	0,05%	0,05%	74,74%	74,74%	2,50%	2,50%	7,50%	7,50%	15,00%	15,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	Avg	Avg	Avg	Avg
Total power without any margin	1,5	1,5	1,5	1,5	19,44	19,44	15,56	15,56	10,96	10,96	7,06	7,06	22,46	22,46	24,96	24,96	5,29	5,29	10,56	10,56	22,46	22,46	8,536344	8,536344
Total power without system margins	1,65	1,65	1,65	1,65	20,834	20,834	16,964	16,964	11,904	11,904	7,614	7,614	24,554	24,554	25,954	25,954	5,819	5,819	11,464	11,464	24,554	24,554	9,159222	9,159222
Total system power margin	0,0825	0,0825	0,0825	0,0825	1,0417	1,0417	0,8482	0,8482	0,5952	0,5952	0,3807	0,3807	0,6227	0,6227	1,2977	1,2977	0,29095	0,29095	0,5732	0,5732	0,6227	0,6227	0,442636	0,442636
Total power including system margins	1,7325	1,7325	1,7325	1,7325	21,8757	21,8757	17,8122	17,8122	12,4992	12,4992	7,9947	7,9947	25,1767	25,1767	27,2517	27,2517	6,10995	6,10995	12,0372	12,0372	25,1767	25,1767	9,602058	9,602058

Ici, nous pouvons observer dans un premier temps la consommation par phase de l'objet, structure et tous les composants associés. En dessous, nous avons la consommation du payload, suivie de la consommation totale, ainsi que de la consommation moyenne, qui dépend du temps d'utilisation. Pour déterminer le temps de chaque phase, nous avons décidé de nous baser sur un temps nominal de mission d'un mois, incluant 10 jours de transfert. Sur cette base temporelle, nous avons déterminé que, durant une orbite autour de Io de 2h30, nous effectuons une acquisition de 5 minutes suivie de 15 minutes de transmission, puis le reste du temps est consacré à la recharge des batteries. Il faut aussi prendre en compte une phase nuit de 30 minutes. Nous avons donc :

Mise en orbite :	durée
Démarrage	60 min
Déploiement des panneaux solaires	30 min
Orbite finale	30 min
Rechargement	10 jours

Phase mission pour une orbite autour de Io	durée
orbite	150 min
acquisition	5 min
transmission	15 min
Recharge des batteries	100 min
Nuit	30 min

Au total, nous avons 43 200 minutes sur un mois. En divisant par la durée d'une orbite de 150 min, le satellite TIDE effectuera 288 orbites. À cela s'ajoutent les 10 jours de transfert (soit 14 400 min), pour un total de 57 600 minutes de mission.

On multiplie le temps d'une phase d'une orbite par le nombre total d'orbites sur le mois nominal de mission, puis on convertit ce résultat en pourcentage du temps total de la mission, qui inclut la capture et les autres phases.

Nous avons donc les calculs suivants :

Tâche	Durée (min)	Pourcentage (%)
Acquisition	1440	2.5
Transmission	4320	7.5
Recharge	28800	50
Phase Nuit	8640	15
Mise en orbite	60	0.1
Chauffage de transfert	30	0.05
Déploiement panneaux	30	0.05
Recharge en Transfert	14280	24.79

En résumé, la phase la plus longue est la phase recharge avec au totale 50 % + 24,79 % = 74,79 % du temps de mission.

Ce pourcentage est appliqué à chaque phase, ce qui nous permet d'obtenir une consommation pour la version 1 de 9,6 W avec les marges, et de 8,54 W sans les marges. À noter que cela ne comprend pas le radiateur thermique, qui reste à déterminer.

Après observation, la production d'énergie est très limitée et la consommation lors d'une orbite est équivalente à celle produite par les 7 panneaux solaires, qui génèrent 9,5 W.

5.4 – Modification de l'agencement des systèmes

5.4.1 - Modifications apportées

L'objectif principal de cette version est de corriger les erreurs identifiées dans la version 0 et de remplacer les composants critiques identifiés précédemment. Cette itération vise également à approfondir notre compréhension du système, accompagnée d'un travail plus précis sur les logiciels de simulation et de modélisation du satellite.

Lors du développement du satellite, un problème majeur rencontré a été la gestion des radiations que subira le CubeSat en orbite autour de Io. Pour y remédier, le satellite devra être équipé d'un manteau de protection conséquent et d'un système thermique plus performant. De plus, sur la base des conclusions tirées de la version 0, nous avons remplacé certains composants et finalement arrêté notre choix sur les éléments suivants :

Tableau 1: Composant Version 1 :

composants V1:		
Payload (greg)	Instrument	Hyperscout 2
Power (greg)	Panneaux solaires	DMSA 6U/A solar panel
	Batterie	Battery pack endurosat
	Distribution d'énergie	
	EPS	EPS 2 endurosat
Telecom (LM)	ISIS TRX downlink UHF / uplink VHF	
	carte télécom + Transponder	ISIS S band transmitter
	antenne UHF/VHF	ISIS Deployable UHF and VHF antennas
Thermal (Eloï)	S Band antenna patch	S-Band Patch Antenna ISIS
	Revêtement, peinture, Conducteur...	
OBC (LM)	On Board Computer	
	Clock	FERMI Space OBC
	Mémoire et Bus	
ACDS (Riwan)	Star tracker	
	Senseur solaire	
	Gyroscope (IMU)	
	Magnétomètre ?	IADCS400
	Reaction wheels	
	Magnetorquer	
	Attitude Control Unit (ACU)	
Propulsion (eloï, greg, antoine)	Réservoir+Carburant	
	Propulseur	ECAPS 1N HPGP thruster
	Valve	
Structure	Chassis	6U XL cubesat structure endurosat

Durant cette version, nous nous approchons d'une version presque finale du satellite, avec les différentes phases de mission également déterminées. Du point de vue énergétique, nous avons décidé d'optimiser au maximum la surface des panneaux solaires, en utilisant les solutions proposées par notre fournisseur. Pour ce faire, nous prévoyons deux déploiements distincts : un composé de trois panneaux solaires et un autre de quatre. Afin d'assurer une distribution optimale répondant aux besoins de la mission, nous avons choisi les composants EPS et de batterie proposés par *Endurosat*.

Pour la télécommunication, nous avons adopté une approche différenciée en fonction des types de données transmises. Les données volumineuses, comme les images de Io, seront transmises via la bande S, tandis que les données moins volumineuses, telles que l'état du satellite, passeront par la bande UHF.

Lors de la modélisation du Cubsat le choix du control thermique n'ayant toujours pas été fait nous avons donc laisser un emplacement pour celui-ci. Au-dessus de l'ADCS, de plus les 7 panneaux solaires ont été ajouté pour obtenir la modélisation suivante.

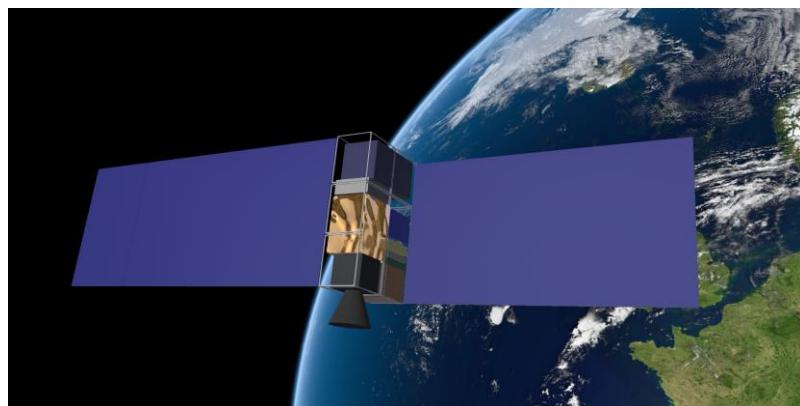


Figure YYY Modélisation du cubesat avec IDM-VIEW

6 – Version finale

6.1 – Protection contre les radiations

6.1.1 Résistance des systèmes

Nous choisissons de parler de l'ensemble de l'étude de la résistance du satellite TIDE des V1 & V2 en une seule partie puisque que les mesures ne varient pas ; les composants évalués pour cette partie sont quasiment les mêmes.

Après avoir identifié en V0 des composants ayant une résistance aux radiations trop peu élevée (TID faible) nous avons modifié notre choix de système énergétique en V1. Ceux-ci, sont maintenant blindés avec une irradiation maximale à 100 krad.

Bilan Radiations V2									
Système	Instrument	ODB/OBC	ADCS	Telecom				Energie	Propulsion
Type	Caméra	Ordinateur	Navigation	Transmetteur 1	Antenne 1	Transmetteur 2	Antenne 2	Distribution	Propulseur
Choix	HyperScout2	FERMI	iADCS400	S band transm	Patch Antenn	downlink UHF /	table UHF and VH	EPS 2 enduro	PS 1N HPGP thru
Docu	doc	doc	doc	doc			doc		doc
Puissance (W)	11	5	5						16
Masse (kg)	1,7	0,51	1,3	0,132	0,05	0,08	0,1	1,3	0,38
TID (krad)	?	100	45	?	?	?	?	100	?
TID supposé (avec option)	100		100	100	100	100	100		100

Au vu du manque d'information de certains composants, pour la suite de l'étude du comportement en milieu radioactif extrême nous décidons du postulat suivant : nous simplifions notre problème en supposant un blindage optionnel (existant pour l'ADCS) permettant d'atteindre 100 krad pour chacun des systèmes. Concrètement, cela nous permet de considérer notre satellite comme un objet uniforme dans le but de simplifier les analyses suivantes.

6.1.2 État de l'art

L'une des difficultés majeures de notre mission réside dans son innovation, le peu de documentation sur les problématiques que nous rencontrons est un point important à considérer. En l'occurrence, ici il s'agit de la capacité à nous documenter sur la résistance de satellite et notamment cubesat dans le milieu radioactif extrême que représente Jupiter et son Tore de plasma. En effet, la plupart des missions de nanosatellites sont cantonnées à l'orbite terrestre, ce qui représente une importante différence dans le niveau de radiations subies. Le plus haut niveau de radiations en un an pour une orbite terrestre (polaire) s'élève à 10 krad, c'est moins d'un tiers de ce que la surface de Io encaisse en un jour. La documentation existante sur l'environnement radioactif jovien est donc principalement issue de missions bien moins contraintes en volume.

Voici quelques exemples de ces missions et de leur protection :

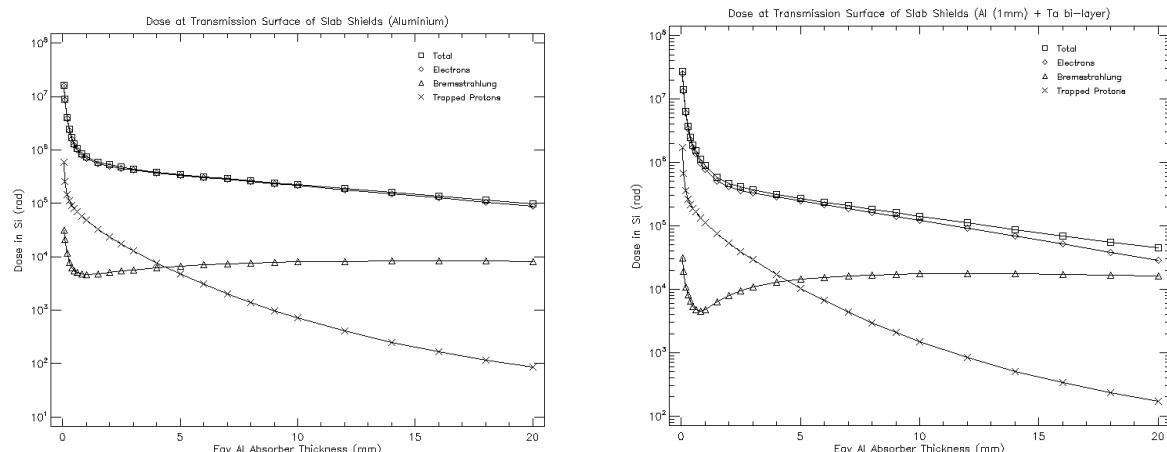
- La sonde Galileo de la NASA qui a étudié Jupiter et ses lunes : 1 cm de tantale (Ta) pour protéger son CCD (capteur photographique) [Fieseler et al., 2002].
- La sonde Juno de la NASA : 1 cm de titane (Ti) et pèse 180 kg [Jing et al., 2024].

La mission européenne JUICE que nous utilisons pour atteindre Io a également dû effectuer de multiples analyses pour assurer robustesse de ces composants. Pour effectuer cela, les équipes de l'ESA

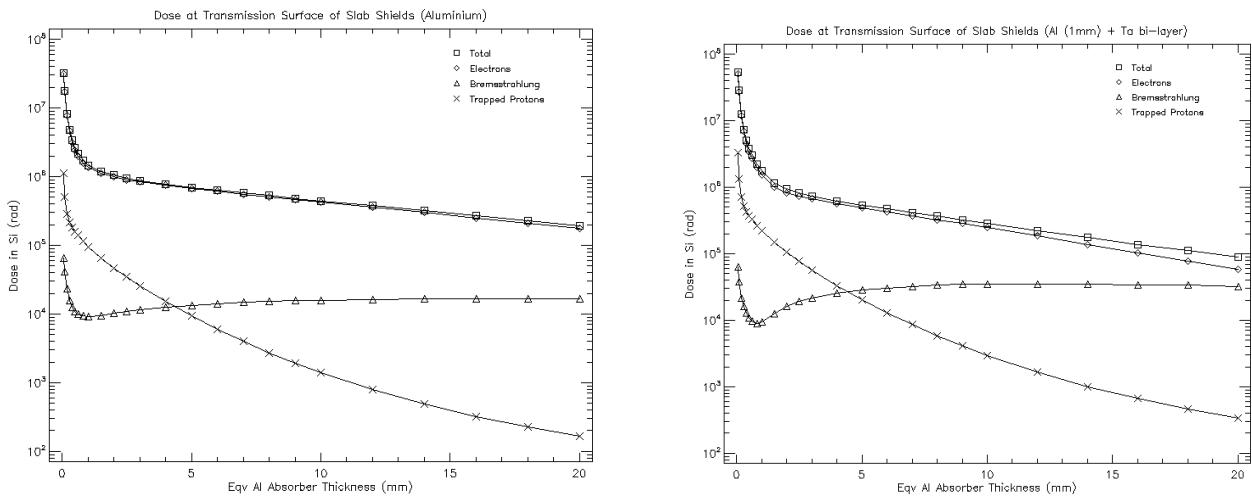
ont notamment développé JOSE, ‘Jovian Specification Environment’, afin de calculer les flux de particules autour de Jupiter. Ce modèle est basé sur l’ensemble des données issues des missions joviennes précédentes notamment Pioneer, Voyager, Cassini & Galileo.

Ce modèle est utilisable via le logiciel SPENVIS ‘Space Environment Information System software’ qui permet à partir de trajectoires importées ou générées de modéliser les radiations subies. Cet outil, en accès gratuit, permet également de mesurer la dose totale accumulée sur l’ensemble d’une mission au travers d’un blindage, parmi une sélection proposée. Nous avons donc évidemment poursuivi notre étude avec celui-ci.

Après avoir généré une orbite semblable à Io pour 2 semaines et 1 mois de mission nous avons donc pu obtenir la dose accumulée en fonction de l’épaisseur équivalente en blindage d’aluminium. Plusieurs blindages sont disponibles sur la plateforme (Tantale, Titane, Cuivre...), mais nous avons choisi l’aluminium, utilisé comme étalon pour les problématiques radioactives, et un alliage AlTa (Aluminium, Tantale) qui a obtenu les meilleures performances. Voici les résultats pour 2 semaines, nous pouvons y voir plusieurs courbes : total, électrons, protons et Bremsstrahlung (rayonnement dû au ralentissement de charges électriques). L’observation de celles-ci nous indique que ce sont principalement les électrons qui déterminent la dose globale reçue.



En considérant que les systèmes de notre satellite ont une dose maximale de radiations à 100 krad, il faudrait donc pour protéger notre 6U XL un blindage aluminium d’environ 2 cm d’épaisseur soit 15,5 kg (la densité surfacique de l’Aluminium est de 2,7g/cm²). Pour l’alliage AlTa, il faudrait seulement 1,4 cm d’équivalent Al, ce qui signifie une densité surfacique de 3,78g/cm² d’AlTa (l’équivalence d’absorption se fait au niveau de la densité surfacique nécessaire : 1 cm d’Al = 2,7 g/cm²). Ce qui représente pour notre 6U XL : 10,8 kg de blindage.



Pour 1 mois de mission nous avons ces résultats, en protection Al il faudrait plus de 2 cm d'épaisseur de blindage. Pour l'alliage AlTa, il faut 2 cm d'équivalent Al ce qui représente 15,5 kg de blindage pour notre satellite. C'est ce blindage que nous avons considéré pour le poids final du satellite.

D'autre part plusieurs recherches ont été effectuées sur les protections anti-radiations des cubesats, celles-ci ont abouti sur un alliage de AlTiTa développé par la NASA et testé lors de la mission Shields-1. Ce nouveau matériau permet de gagner 30% d'efficacité sur les doses d'électrons en orbite LEO tout en diminuant de moitié l'épaisseur par rapport à un bouclier en aluminium [Thomsen et al, 2015].

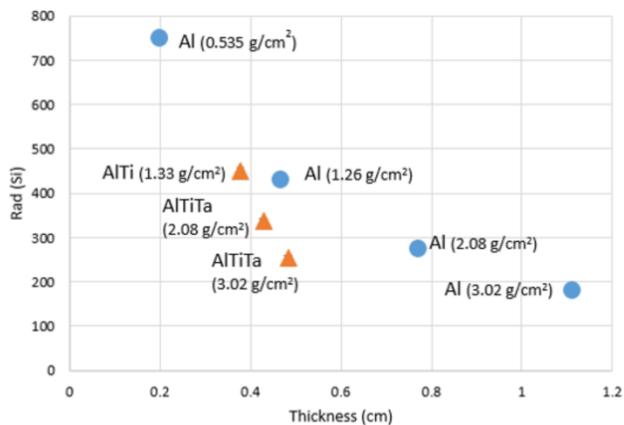
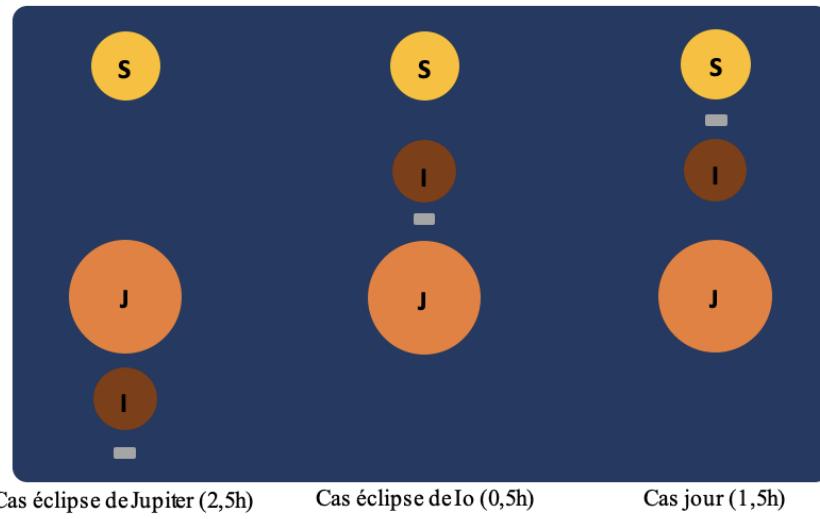


Figure 6.15: SPE Contribution to TID in PLEO, King Sphere Model, ELaNaXIX Shields-1 orbit.
Credit: NASA

6.2 – Bilan thermique

6.2.1 - Simulations

Pour améliorer la finesse des résultats par rapport à la réalité de la mission, il est important de découper celle-ci en différents cas. Avec les données que nous avions du STK sur l'orbite nous pouvons donc connaître les temps d'ensoleillement et d'éclipse moyen pour chacune des situations. Le schéma suivant illustre les différents cas de la mission une fois sa destination atteinte.



D'autre part afin de modéliser correctement les flux thermiques de TIDE, nous prenons en compte les puissances de chaque phase pour pouvoir considérer Q_{Gen} que nous avions jusqu'ici mis de côté. Voici un rappel des différentes phases (déterminées en V1), pour les puissances des composants utilisés en V2 (avant l'utilisation de réchauffeurs) :

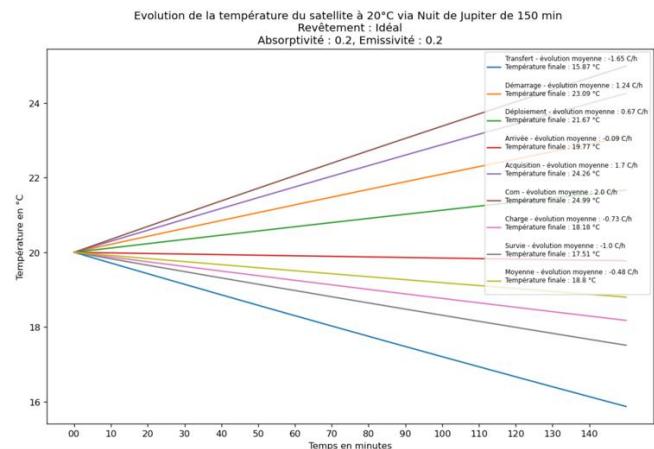
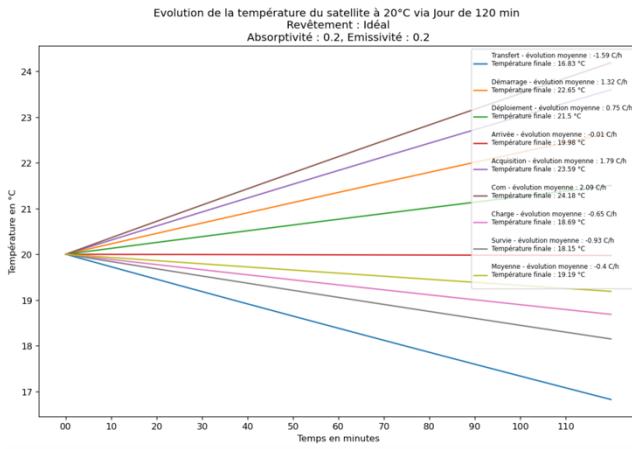
```
{'Transfert': 1.73,
'Démarrage': 22.13,
'Déploiement': 18.1,
'Arrivée': 12.75,
'Acquisition': 25.43,
'Com': 27.5,
'Charge': 8.24,
'Survie': 6.36,
'Moyenne': 10}
```

En intégrant ces nouvelles caractéristiques dans notre modèle nous pouvons maintenant constater l'évolution de la température par cas et par phase. Les caractéristiques du satellite ont également évolué, en V1 nous avons choisi une structure plus grande : 6U XL pour avoir plus de place notamment au niveau blindage. Les différentes mesures ont donc été effectuées en prenant en compte une nouvelle masse plus importante (27kg) et une surface de satellite plus grande (0.284m²). En termes de température du satellite nous restons à 20°C, c'est celle qui permet d'avoir globalement de la marge sur l'ensemble des systèmes, comme nous pouvons le constater dans le tableau suivant :

Bilan Thermique V2		Instrument	ODB/OBC	ADCS	Telecom				Energie	Propulsion
Système	Type				Navigation	Transmetteur 1	Antenne 1	Transmetteur 2	Antenne 2	
Choix	HyperScout2	Caméra	Ordinateur	FERMI	IADC5400	SIS S band transmitter	Patch Antennas downlink UHF / usuable UHF and VHF		Distribution + batteries	Propulseur
Docu	doc	doc	doc	doc	doc	doc	doc	doc	EPS 2 enduro	ECAPS 1N HPGP thruster
Puissance (W)	11	5	5							doc
Masse (kg)	1,7	0,51	1,3	0,132	0,05	0,08	0,1		1,3	16
Température range (°C) Survie	-20 to +40	-40 to +60	-45 to +85	-40 to +85	-20 to +50	-20 to +60	-30 to +70	-20 to +60	-20 to +60	5 to 60 (température carburant)
T (°C) Fonctionnement	5 to 35	-25 to +60	-20 to +40	-20 to +70	-20 to +50	-20 to +60	-30 to +70	-20 to +60 charge	-20 to +60 décharge	5 to 60 (température carburant)

Plusieurs tests ont été effectués pour évaluer le comportement thermique du satellite selon le revêtement utilisé voir Annexe – 3 Thermique.

Au final, nous avons déterminé un revêtement idéal avec $A = E = 0,2$. En voici les différentes courbes qui permettent un équilibre thermique entre différentes phases qui vont soit augmenter la température soit la descendre. Ici deux les deux cas les plus longs sont illustrés : Jour de 1,5h et Eclipse de Jupiter de 2,5h.



Une dernière étape importante a été effectuée, l'utilisation de réchauffeurs pour la phase de transfert où la perte de température est la plus importante. Cela s'explique car il y a peu de systèmes qui sont utilisés lors de cette phase, le satellite génère donc peu de chaleur. En sachant qu'en piggyback, la source d'énergie de notre satellite est celle de JUICE, nous pouvons nous permettre d'utiliser du contrôle thermique actif comme des réchauffeurs durant cette phase.

6.2.2 - Réchauffeurs

Afin de déterminer la puissance nécessaire pour les réchauffeurs pour un équilibre thermique, nous avons cette formule : $Q_{Heaters} = Q_{Espace} - Q_{Gen}$.

Ce qui nous donne selon la température souhaitée du satellite, pour chaque phase :

```
Puissance des réchauffeurs pour l'équilibre thermique en éclipse avec un revêtement Idéal
Température : 20 °C

Puissance radiée dans l'espace : 23.72583342824743

Transfert : 21.99583342824743
Démarrage : 1.5958334282474311
Déploiement : 5.625833428247429
Arrivée : 10.97583342824743
Acquisition : -1.7041665717525696
Com : -3.77416657175257
Charge : 15.48583342824743
Survie : 17.36583342824743
Moyenne : 13.72583342824743

Puissance des réchauffeurs pour l'équilibre thermique en éclipse avec un revêtement Idéal
Température : 5 °C

Puissance radiée dans l'espace : 19.227825769416867

Transfert : 17.497825769416867
Démarrage : -2.9021742305831317
Déploiement : 1.1278257694168659
Arrivée : 6.477825769416867
Acquisition : -6.202174230583132
Com : -8.272174230583133
Charge : 10.987825769416867
Survie : 12.867825769416868
Moyenne : 9.227825769416867
```

Nous avons donc besoin pour le cas théorique de l'équilibre thermique d'une puissance de réchauffeurs d'environ 22 W pour la phase de transfert et une température stabilisée à 20°C. Le cas 5°C a également été mesuré car il correspond au minimum de température atteignable à cause de la contrainte de stockage du carburant.

Au final, il faudrait ainsi du contrôle thermique passif via l'utilisation de MLI et de revêtement pour un atteindre l'idéal identifié à $A = 0,2$ et $E = 0,2$ et également du contrôle actif en phase de Transfert à hauteur de 22 W. Ces réchauffeurs peuvent également être utilisés de manière sporadique en cas de problème, pour limiter la consommation d'énergie.

Les fournisseurs identifiés sont Hemeria pour la fabrication d'une MLI, et Zoppas Industries pour commander 3 patchs de réchauffeurs à 7,2 W à installer sur les systèmes les plus sensibles comme le réservoir, la caméra ou encore l'EPS.

6.3 – Gestion de la propulsion

6.3.1 – Orbite de transfert

Lors de l'arrivée de la sonde dans le système jovien, TIDE sera éjectée et effectuera de façon autonome le trajet jusqu'à se mettre en orbite autour de Io. Il devra pour cela réaliser une réduction de vitesse égale à la différence de vitesse entre JUICE, estimée à 5.7km/s à cette étape de mission, et la vitesse de satellisation de Io, égale à 1.602 km/s. Une portion de ce ralentissement pourra être effectuée par l'assistance gravitationnelle de Io. L'utilisation d'un système de propulsion est toutefois nécessaire pour compléter ce ralentissement, qui se traduira par la production d'une force de poussée en direction inverse à la trajectoire.

Ensuite, nous avons utilisé STK afin de modéliser l'orbite qui nous permettra d'atteindre Io et aussi les manœuvres à réaliser pour y arriver. D'après le modèle 3D de notre Cubesat, il nous reste 1,5 L de disponible pour le carburant utilisé pour les manœuvres. Cela signifie que nous devons optimiser chaque impulsion pour garantir que la quantité de carburant restante soit suffisante pour atteindre l'orbite visée tout en permettant les ajustements nécessaires une fois en orbite autour de Io. Les simulations effectuées sur STK ont permis de planifier précisément les manœuvres, notamment :

- La séquence de freinage principal pour réduire la vitesse à un niveau compatible avec la capture orbitale par Io.
- Les corrections de trajectoire intermédiaires pour s'assurer que la sonde suit une trajectoire idéale malgré les perturbations gravitationnelles des autres lunes ou de Jupiter elle-même.
- Les manœuvres de circularisation pour stabiliser l'orbite autour de Io après la capture initiale.

Nous avons défini 4 orbites différentes dans la mission en partant de la Terre jusqu'à l'arrivée en orbite circulaire autour de Io comme suit :

Orbite A	Piggy back de JUICE
Orbite B	Premier dV Orbite autour de Jupiter Durée ~8 jours
Orbite C	Deuxième dV Entrée dans le référentiel de Io Durée à déterminer
Orbite D	Troisième dV Orbite finale

Figure ZZZ Tableau des différentes orbites

Comme montré dans les phases, nous allons tester le fonctionnement de tous les composants durant l'orbite B qui durerait environ 8 jours. Cette orbite est elliptique et nous permet d'arriver dans l'orbite de Io autour de Jupiter à son périjove. Ensuite, deux options sont envisageables :

Option 1 : Capturer directement Tide dans la sphère d'influence de Io dès son premier passage, en réalisant une décélération précise au bon moment. Nous avons essayé plusieurs fois de réaliser cette manœuvre mais malheureusement la vitesse d'arrivée aux alentours de Io était presque de 35 km/secondes en trop par rapport à la vitesse de capture de Io. Peut-être que cette manœuvre est réalisable mais pour le moment nous n'avons pas réussi à la modéliser.

Option 2 : Circulariser d'abord l'orbite de Tide autour de Jupiter. Cette approche vise à réduire progressivement la vitesse orbitale et à faciliter l'insertion ultérieure dans l'orbite de Io.

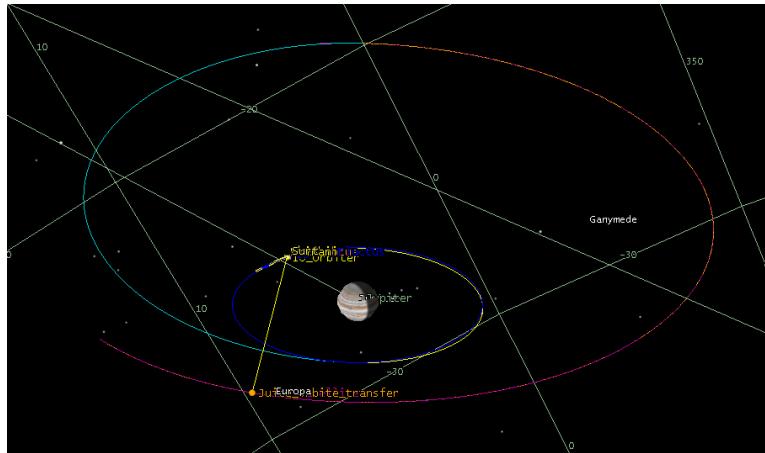


Figure AAAA Simulation des orbites A (rose), B (bleu clair) et C (jaune) de Tide avec STK

Nous partons de l'orbite de Juice, représentée en rose dans la simulation, environ au niveau de son point le plus éloigné afin de réduire les coûts en carburant. L'orbite A étant très excentrique, nous avons opté pour une décélération principale (premier dV) au niveau de l'apojoive. Ce choix est stratégique, car une impulsion appliquée au point le plus éloigné de l'orbite (apojoive) est plus efficace en termes de carburant, comparé à une impulsion appliquée au périophage, où la vitesse orbitale est plus élevée. Cette manœuvre permet de réduire progressivement l'altitude de l'orbite de Tide, représentée en bleu clair (Orbite B), pour atteindre une configuration proche de l'orbite de Io autour de Jupiter.

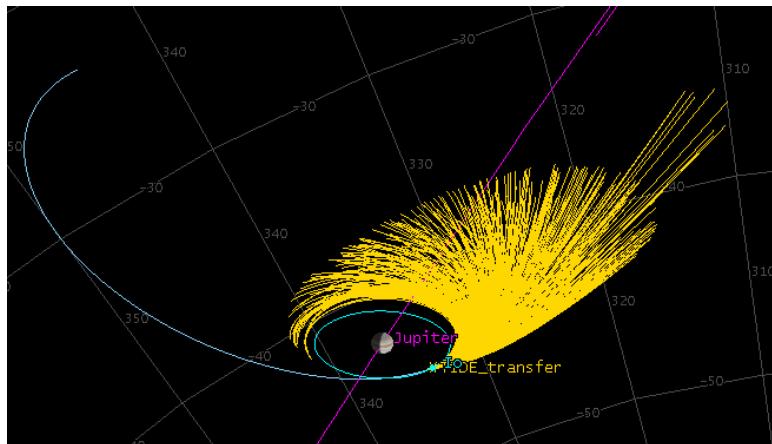


Figure BBBB Modélisation des itérations de STK afin de trouver la bonne orbite

Sur la simulation réalisée avec STK (figure ci-dessus), vous pouvez observer toutes les itérations effectuées pour affiner la trajectoire menant à une circularisation proche de l'orbite de Io. Chaque trajectoire testée correspond à une variation dans les paramètres du deuxième dV appliqué au périophage de l'orbite B. Ces ajustements successifs permettent d'optimiser la capture orbitale tout en tenant compte des contraintes en carburant et des limitations mécaniques du système de propulsion.

Une fois au périophage de l'orbite B, une deuxième impulsion (deuxième dV) est appliquée pour circulariser presque entièrement l'orbite, représentée en jaune (Orbite C). Cette étape consiste à synchroniser Tide avec l'orbite de Io, réduisant ainsi la vitesse relative entre le satellite et la lune, ce qui facilite la capture dans la sphère d'influence gravitationnelle de Io. Après plusieurs itérations, nous avons identifié une solution optimale (représentée en jaune dans STK) permettant une circularisation proche, tout en garantissant que l'insertion dans l'orbite de Io se fasse avec un minimum de corrections supplémentaires.

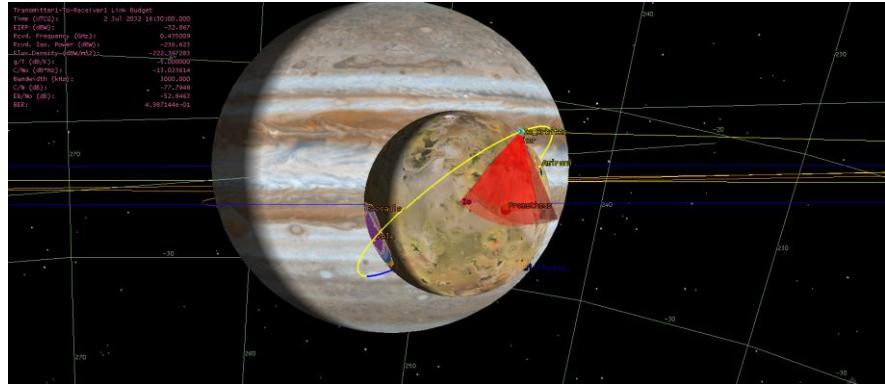


Figure CCCC Image de l'orbite finale

Finalement, une fois assez proche de la surface de Io, nous réalisons la dernière manœuvre pour rentrer sur l'orbite finale qui est l'orbite D. Cette dernière manœuvre de décélération est cruciale pour réduire suffisamment la vitesse de Tide et permettre une capture stable et durable dans cette orbite.

Il faut tout de même considérer que réaliser une circularisation du premier coup est souvent compliqué donc il faut envisager de rentrer sur une orbite excentrique autour de Io et de circulariser au fur et à mesure. Maintenant que nous avons une méthode en mémoire, il faut se rappeler que nous voulons réaliser cela avec un espace de carburant très limité de 1,5kg. Il faut donc optimiser les manœuvres en tirant parti des moments où la mécanique orbitale favorise les changements d'orbites.

Il faudrait refaire des modélisations en prenant la mission Galileo comme piggy back car la sonde est déjà passée à 900km d'altitude de la surface de Io. Nous avons essayé de calculer cette orbite de transfert (images en dessous à gauche) et pour le moment nous avons réussi à rapprocher la sonde (sur l'image elle est nommée TIDE_transfer) jusqu'à 500km d'altitude. Cependant, la mise en orbite autour de Io est très complexe car la vitesse au périophage de l'orbite elliptique est très élevée. Cela s'explique simplement car l'objectif de Galileo durant ce survol était principalement d'accélérer en utilisant l'assistance gravitationnelle de Io. La sonde survole Io à une vitesse de 35 km/s environ alors que la vitesse de mise en orbite de Io se trouve plutôt autour de 1,5 km/s. Cette différence énorme ne facilite donc pas tant que ça le transfert. Nous envisageons donc l'utilisation d'un véhicule de transfert. Cette option est à pousser pour les prochaines phases.

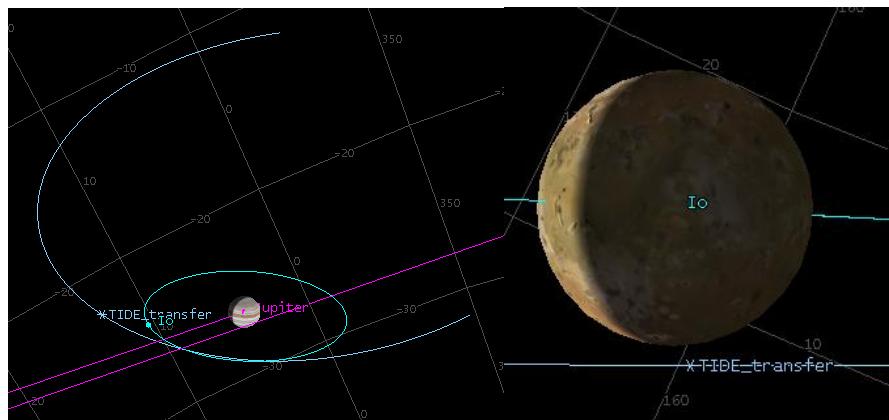


Figure DDDD Modélisation de l'orbite de transfert à la sortie de galileo

6.4 – Scénarios mission

Dans cette section, nous explorons plusieurs scénarios d'exploitation du CubeSat, chacun combinant différentes stratégies de transmission, de production d'énergie et de propulsion. L'objectif est

d'évaluer les compromis possibles entre rapidité d'envoi, besoins énergétiques et capacité de mobilité. Les spécificités de chaque approche sont détaillées ci-après, puis résumées dans le tableau ci-dessous.

6.4.1 - Transmission

Transmission directe

La transmission directe consiste à envoyer instantanément les données collectées vers la station de réception ou vers la sonde relais (par exemple JUICE), sans procéder à un stockage prolongé à bord. Elle offre l'avantage d'une disponibilité immédiate des informations, avec un temps d'envoi relativement court (environ quinze minutes par zone). En contrepartie, l'antenne doit être sollicitée chaque fois que de nouvelles données sont produites. Cette méthode de communication engendre donc une consommation énergétique estimée à environ 4 Wh par session de transmission. Les missions qui exigent un accès rapide aux données et privilégiuent la simplicité de la gestion des flux d'information tireront parti de cette approche ; néanmoins, il faut s'assurer de disposer d'une source d'énergie stable et de fenêtres de communication régulières.

Stockage local

À l'inverse, la stratégie de stockage local mise sur l'accumulation temporaire des données avant de les transmettre par salves sur des plages horaires dédiées. Les volumes de données se concentrent alors en une unique période de décharge (parfois étalée sur plusieurs jours), ce qui limite le nombre de transmissions à répétition. Cependant, l'intensité de chaque session d'envoi peut grimper jusqu'à 13 Wh par heure, parce que le débit est soutenu pour expédier plusieurs acquisitions à la fois. Cette méthode suppose une importante capacité de stockage embarqué et une synchronisation fine avec le relais ou la station sol, afin de profiter pleinement des fenêtres de communication tout en évitant la saturation des mémoires locales. Elle convient aux missions pour lesquelles le traitement scientifique n'exige pas une disponibilité immédiate des données.

6.4.2 - Gestion de l'énergie

Pile nucléaire (générateur radio-isotopique)

La présence d'une « pile atomique » ou d'un générateur radio-isotopique (RTG) procure une source d'énergie continue et relativement stable, indépendamment de l'exposition au soleil. Un tel système convient parfaitement aux scénarios de transmission directe, puisqu'il maintient l'alimentation à un niveau constant : le CubeSat peut ainsi envoyer les données dès qu'elles sont produites, sans se soucier d'une recharge ou d'un éventuel épuisement de la batterie. Toutefois, l'intégration d'un RTG soulève des contraintes réglementaires (manipulation de matières radioactives, procédures de sûreté) et implique une complexité accrue sur le plan technologique. C'est souvent un choix réservé aux missions de longue durée, dans des environnements éloignés du Soleil ou subissant de fortes variations d'éclairement.

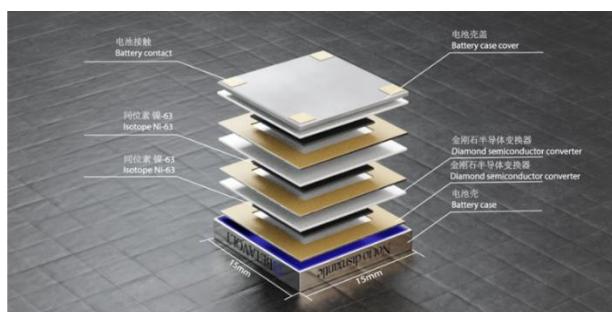


Figure EEEE Structure d'empilement des couches de la batterie à énergie atomique

Batteries et panneaux solaires

Les batteries soutenues par des panneaux solaires constituent la solution la plus courante pour les CubeSats. Cette architecture peut s'inscrire à la fois dans une transmission directe (avec un besoin modéré, autour de 4 Wh par session) et dans un scénario de stockage local (avec une demande plus élevée, environ 13 Wh par heure de transmission). Les périodes de recharge doivent être planifiées en fonction des passages au soleil et du profil de consommation des autres sous-systèmes. Dans le cadre d'une transmission directe, le défi consiste à avoir suffisamment d'énergie disponible immédiatement pour chaque envoi, tandis qu'une stratégie de stockage local impose de vérifier que la batterie puisse supporter l'ensemble des envois groupés, quitte à recharger entre deux salves.

6.4.3 - Propulsion

La propulsion est un facteur déterminant pour une mission autour de Io, car elle conditionne la capacité du CubeSat à s'insérer en orbite, à y circuler et à effectuer d'éventuelles corrections. À ce stade, plusieurs scénarios sont encore à l'étude pour déterminer le meilleur compromis entre complexité, masse d'ergol disponible et manœuvrabilité.

Véhicule de transfert

Dans un premier scénario, TIDE resterait attaché à la sonde principale (JUICE ou Galileo) jusqu'à ce que celle-ci soit suffisamment proche de l'orbite de Io. Le CubeSat serait ensuite transporté jusqu'à son orbite à l'aide d'un véhicule de transfert. Cela permettrait de fortement diminuer le Δv (changement de vitesse) exigé de TIDE voire même de l'annuler totalement. Cependant, cette solution implique que le véhicule de transfert ait la puissance nécessaire pour amener notre Cubesat dans son orbite, cette tâche nécessite à elle seule beaucoup plus de temps d'étude.

Propulsion HPGP

Un deuxième scénario envisage de larguer TIDE plus tôt et de laisser le CubeSat effectuer la majeure partie de la capture orbitale par lui-même. Cette possibilité demande une quantité d'ergol plus importante, car il faut compenser la vitesse relative entre l'orbite de JUICE (ou Galileo) et celle de Io, estimée à plus de 30 km/s dans certaines configurations. Dans ce cas, la propulsion HPGP, offrant une poussée plus élevée et une impulsion spécifique notable, serait un atout précieux, mais elle impliquerait de loger un volume de carburant conséquent dans les 1,5 L restants de TIDE et de gérer la production d'énergie nécessaire au contrôle thermique et à la mise sous pression du système.

Orbite elliptique ou circulaire

Enfin, au sein même de l'orbite de Io, on peut encore distinguer deux sous-scénarios que nous allons plus développer dans la partie ci-après. L'option « orbite circulaire » à basse altitude fournit une observation quasi continue de la surface, mais exige un freinage initial et un maintien orbital coûteux en carburant, en raison des perturbations gravitationnelles de Jupiter. À l'inverse, une orbite elliptique limite ces dépenses d'ergol et profite d'une capture plus aisée, mais offre moins de temps de survol rapproché par période orbitale. Plusieurs itérations de calculs menées sous STK montrent que l'ellipse permet souvent de réduire sensiblement la vitesse d'insertion et la consommation d'ergol, au prix d'une logistique plus complexe pour coordonner les fenêtres d'observation et de transmission.

En définitive, le choix du système de propulsion (type de carburant, taille du réservoir, architecture de mise sous pression) et de l'orbite retenue dépendra surtout de la masse de carburant autorisée, du temps de mission souhaité et du niveau de risque acceptable. Les études se poursuivent pour affiner ces

paramètres, avec l'objectif de trouver la meilleure équation entre performances, ressources disponibles et objectifs scientifiques.

6.4.4 - *Orbite*

Orbite circulaire à basse altitude

Le premier scénario prévoit de placer le CubeSat sur une orbite quasi-circulaire à proximité de la surface de Io, par exemple à quelques centaines de kilomètres d'altitude. Un tel choix offre plusieurs avantages tels que les observations constantes et la qualité des mesures.

En effet, l'altitude et l'angle d'observation ne varient pratiquement pas, simplifiant la planification des campagnes d'imagerie et de relevés *in situ*. De plus, en restant à la même distance de la surface, les instruments de mesure (caméras, spectromètres, etc.) peuvent fournir des données homogènes et répétables sur l'activité volcanique ou les caractéristiques de l'atmosphère ténue de Io.

Cependant, cette orbite demande une capacité de propulsion significative pour circuler autour d'un corps aussi massif et dynamique que Io, car il faut fournir le Δv nécessaire (changement de vitesse) lors de la séparation d'avec JUICE pour rejoindre et circulariser l'orbite basse autour de Io.

Il faut aussi maintenir la stabilité orbitale et compenser les perturbations gravitationnelles, notamment l'influence de Jupiter et des autres lunes galiléennes, sans oublier l'exposition à des ceintures de radiation intenses.

Pour un CubeSat 6U, la masse et le volume disponibles pour un système de propulsion haute performance (HPGP ou autre) sont très limités. Il faudrait donc optimiser chaque manœuvre pour éviter une surconsommation d'ergols. Par ailleurs, plus l'orbite est basse, plus la vitesse orbitale est élevée, réduisant le temps de survol d'une zone donnée, et accroissant les fréquences de corrections d'attitude.

Orbite elliptique

Le second scénario envisage une orbite elliptique autour de Io, qui présente un périophage (point le plus proche de la surface de Io) et un apophase (point le plus éloigné). Une telle trajectoire offre certains atouts tels qu'un besoin en propulsion réduit, une moindre exposition au rayonnement et des phases de survol rapproché.

L'énergie à fournir pour insérer le CubeSat sur une orbite elliptique est moindre qu'une circularisation à basse altitude. Le Δv requis pour quitter JUICE et s'insérer en orbite autour de Io diminue, ce qui soulage la contrainte sur la propulsion et la masse d'ergol à embarquer.

Lors de chaque passage au périophage, le CubeSat s'approche suffisamment de la surface pour réaliser des relevés détaillés, similaires à ceux rendus possibles par une orbite basse circulaire.

En s'éloignant régulièrement de Io (et donc de certaines zones plus soumises à l'environnement radiatif de Jupiter), l'orbite elliptique peut prolonger la durée de vie des composants électroniques.

En revanche, l'orbite elliptique limite la fréquence et la durée des survols à basse altitude. Entre deux périphages, le CubeSat passe parfois plusieurs jours à des altitudes élevées, moins propices à l'observation fine. Il faut donc planifier les sessions de prise de données et de transmission en tenant compte des positions respectives de Io, du CubeSat et de JUICE. De plus, si l'on souhaite maintenir un périophage constant, il reste nécessaire d'effectuer des manœuvres de correction. Celles-ci, bien que plus espacées que dans une orbite quasi-circulaire, exigent tout de même un suivi permanent.

6.4.5 - *Radiations*

L'environnement radiatif autour de Io est particulièrement hostile, principalement en raison de la proximité du tore de plasma de Jupiter. Comme évoqué plus haut, les volcans de la lune éjectent

d'importantes quantités de dioxyde de soufre et d'autres composés qui se trouvent ionisés et piégés par le champ magnétique jovien, formant ainsi une zone dense de particules chargées. Celles-ci sont accélérées à des énergies considérables et créent des ceintures de radiation équivalentes aux ceintures de Van Allen terrestres, mais bien plus intenses. Les mesures effectuées révèlent qu'à la surface de Io, la dose atteint 3,6 krad par jour, soit un niveau extrêmement élevé pour un petit satellite non protégé.

Pour TIDE, l'exposition prolongée à un tel flux de particules hautement énergétiques pose un risque important de dégradation ou de défaillance des composants électroniques. Malgré l'emploi de systèmes durcis contre les radiations ou l'ajout de blindages spécifiques, la durée de vie opérationnelle est fortement limitée : selon les estimations actuelles, certains scénarios prévoient une résistance de l'ordre de deux semaines à un mois, en fonction du chemin orbital et des stratégies de mitigation.

En pratique, un passage régulier dans la zone la plus dense du tore (le Ribbon) ou en orbite basse autour de Io amplifie la dose totale reçue par les instruments. À l'inverse, une orbite elliptique plus éloignée peut réduire partiellement la vitesse d'accumulation des radiations et prolonger la mission. Tout choix impliquant un séjour prolongé à basse altitude nécessite donc des compromis entre la récolte de données scientifiques détaillées et la durabilité des équipements. Les travaux se poursuivent pour évaluer l'efficacité de différents blindages et techniques de redondance afin de repousser autant que possible l'échéance liée aux radiations tout en maximisant les retombées scientifiques de la mission.

6.5 – Modélisation système finale

Après la finalisation de cette deuxième itération, nous avons déterminé certains changements à apporter pour les itérations suivantes. Premièrement, nous avons décidé d'ajouter tous les composants liés à la gestion thermique et de passer de 7 à 8 ou 9 panneaux solaires.

$$\text{Surface des panneaux solaires :} \\ S = 9 * (0.2263 * 0.366) = 0.75 \text{ m}^2$$

$$\text{Energie produite :} \\ E = S * \rho * I_{max} \\ = 0.75 * 0.295 * 55.5 = 12.51 \text{ W}$$

Pour la version finale, nous avons intégré des patchs chauffants (patch heaters) produisant entre 3 et 25 watts, permettant de maintenir le CubeSat à une température optimale pour le bon fonctionnement des composants. Ces patchs ne seront pas représentés sur le CubeSat, car ils sont constitués de 30 unités réparties dans tout le satellite et mesurant seulement 0,2 mm d'épaisseur. D'autant plus que grâce à cette espace dédié au radiateur libérer nous avons peu augmenter la capacité du réservoir de 1,4L à 1,6L.

6.5.1 – Bilan de masse et thermique final

En ce qui concerne la gestion thermique, nous avons également ajouté 15,5 kg de protection contre les radiations solaires. Cette protection aide à maximiser la conservation de la chaleur dissipée par les composants du satellite, limitant ainsi l'utilisation des heaters et, par conséquent, la consommation d'énergie. De plus, un 8eme et un 9eme panneaux solaires au format 6U XL ont été ajoutés pour optimiser la production d'énergie. Nous Obtenons donc comme on peut l'observer sur les tableaux une masse total de 27,16Kg alors que la masse du carburant n'a pas été ajouté.

6.5.2 – Bilan final d'énergie

Le principal inconvénient de l'ajout des heaters est leur consommation énergétique importante. Après modélisation des différentes phases thermiques, nous avons conclu que les heaters sont principalement utilisés en phase PIGGYBACK pour maintenir la température du carburant constante. Cependant, pendant cette phase, c'est l'énergie du satellite relais qui est consommée. Pour les phases suivantes, les heaters sont rarement utilisés grâce à une bonne gestion de la chaleur et à des composants qui dissipent la majorité de leur consommation énergétique sous forme de chaleur.

6.5.3 – Résultat final

Duty cycle	0.00%	0.00%		0.10%		0.05%		0.05%		74.74%		2.50%		7.50%		15.00%		0.00%		0.00%		Avg	
Total power without any margin	24,5	24,5	1,5	1,5	17,9	17,9	14,39	14,39	10,09	10,09	7,58	7,58	22,68	22,68	25,18	25,18	4,42	4,42	11,08	11,08	22,68	22,68	8,813932
Total power without system margins	24,65	24,65	1,65	1,65	19,14	19,14	15,677	15,677	10,917	10,917	8,156	8,156	24,796	24,796	26,196	26,196	4,832	4,832	12,006	12,006	24,796	24,796	9,437631
Total system power margin	1,2325	1,2325	0,0825	0,0825	0,957	0,957	0,78385	0,78385	0,54585	0,54585	0,4078	0,4078	0,6348	0,6348	1,3098	1,3098	0,2416	0,2416	0,6003	0,6003	0,6348	0,6348	0,456757
Total power including system margins	25,8825	25,8825	1,7325	1,7325	20,097	20,097	16,46085	16,46085	11,46285	11,46285	8,5638	8,5638	25,4308	25,4308	27,5058	27,5058	5,0736	5,0736	12,6063	12,6063	25,4308	25,4308	9,894388

Comme les tableaux le montre l'ajout de control thermique se reflète dans la consommation du satellite : en moyenne, nous passons de 9,6 à 9,8 watts. Avec une production de 12,51 watts grâce aux neuf panneaux solaires, nous atteignons un équilibre énergétique. Durant la phase de recharge, qui représente environ 75 % de notre mission, nous produisons environ 4 watts par heure, ce qui permet au satellite de mener à bien sa mission.



Figure FFFF Modélisation IDM-VIEW

En conclusion, la conception et la modélisation visible au-dessus du CubeSat pour une mission autour de Io ont révélé des défis majeurs, notamment en matière de gestion énergétique et de protection thermique. L'intégration de composants critiques tels que des panneaux solaires supplémentaires, des patchs chauffants et une protection de 15,5 kg contre les radiations met en évidence l'importance de concilier les contraintes de masse, de puissance et d'environnement. Le budget de masse et le budget énergétique ont été optimisés pour garantir une autonomie fonctionnelle durant les différentes phases de la mission, tout en maintenant un équilibre entre les besoins en énergie et les capacités de production. Ces ajustements permettent d'envisager un CubeSat capable de répondre efficacement aux exigences d'une mission complexe et ambitieuse, consolidant ainsi une version quasi finale prête pour l'exploration interplanétaire.

7 – Budget

Afin de mieux piloter et maîtriser notre projet mais surtout de donner une vision sur l'avenir elle permet de savoir où l'on va et d'éviter de gérer à l'aveugle, de connaître les capacités de notre projet dans le cadre d'une mission Deep Space il est possible de déterminer les capacités nécessaires à la réalisation du projet, pour cela on regarde les effectifs et les moyens utilisés dans des missions similaires. L'envoi d'un CubeSat en orbite autour d'Io repose sur une estimation qui prend en compte la spécificité d'un laboratoire de recherche existant, ce qui permet de réduire certains frais d'infrastructure tout en garantissant l'accès aux ressources. L'objectif est de déterminer le prix de la mission cela passe par une estimation des prix RH, donc des salaires des employés en fonction de leur poste, déterminer le prix de nos composants ainsi que les doublons, le prix de chacune des phases et de leurs tâches, le coût des tests et de l'AIT et pour finir le prix des consommables.

La première étape a consisté à élaborer un tableau des ressources humaines pour définir les coûts salariaux associés aux différents postes nécessaires au projet. Pour déterminer le prix RH j'ai en premier lieu chercher à connaître les métiers susceptibles d'être utiles à la réalisation du cubesat, après avoir discuté avec des spécialistes je trouve ces corps de métier :

- PI
- Chef de projet
- Ingénieurs
- Chercheurs
- Doctorants
- Post-doctorants
- Stagiaires
- Techniciens

Nous avons alors dû chercher les salaires adaptés à ces corps de métier, comme nous avons décidé de travailler comme un laboratoire de recherche j'ai cherché les salaires sur le site de CNES pour cela j'ai élaboré pour chaque corps de métier un niveau jeune et un niveau senior. Nous devons ensuite déterminer le coût réel et total d'un post. Pour cela on prend en compte la part patronale que l'entreprise paye, puis les bonus ainsi que les consommables de bureau : ordinateur, impression ...

RH	Salaire Brut versé	Salaire Brut versé	Montant patronal +marge	Bonus/Bureau	Consommable/Energie
Poste	Salaire BRUT/MOIS	Salaire BRUT/ANS2	86%	CIA moyen	12%
Ingénieur senior	6081,19	72 974	135732,1608	1217,64	137095,9176
Ingénieur système	7341,19	88 094	163855,3608	1427,64	165454,3176
Ingénieur junior	2970,67	35 648	66305,3544	1217,64	67669,1112
Science senior	4997,15	59 966	111536,388	3 500	115456,388
Chef de projet	7341,19	88 094	163855,3608	1427,64	165454,3176
PI	6224,19	74 690	138923,9208	3 500	142843,9208
Science junior	2219,92	26 639	49548,6144	3 500	53468,6144
Doctorant	1833,333333	22 000	40920	1217,64	42283,7568
stage	640,00	7 680	7 680	0	7680
technicien senior	3 274,15	39 290	73079,028	823,41	74001,2472
Technicien junior	2 105,09	25 261	46985,6088	494,52	47539,4712
Assistant ingénieur	3 500,23	42 003	78125,1336	1 025,12	79273,268
Post-doctorant	2916,666667	35 000	65100	500	65660

Outre les coûts salariaux, le budget inclut également l'estimation des coûts directs liés à la conception et à la fabrication du CubeSat. Ces coûts englobent la structure et les sous-systèmes, tels que les systèmes de communication, d'énergie et de propulsion, ainsi que les logiciels embarqués. Les estimations sont basées sur des projets similaires, bien que certaines valeurs restent imprécises en raison de la complexité d'obtenir des données spécifiques, cependant nous avons réussi à obtenir le prix de certaine pièce. Ainsi que les doublons pour ce projet nous avons décidé de doubler tous les composants relatifs à l'alimentation, à la télécommunication, à l'ordinateur de bord et l'ADCS. Nous avons donc le résultat suivant :

TOTAL	1961980	1140380
TOTAL avec doublon	2 256 780	1 379 180

En dehors des composants essentiels et obligatoires à la conception du cubesat il a fallu trouver les éléments tout aussi obligatoires, mais pas directement connectés au CubeSat. Cela repose sur les consommables que nous n'avons pas déjà pris en compte dans l'estimation du salaire des employés, il a fallu prendre en compte l'électricité, l'eau, Internet, l'entretien, assurance, les déplacements, mais aussi les licences nécessaires et obligatoires à la réalisation du travail. Bien que nous supposions être un laboratoire de recherche, nous avons tout de même pris en compte les coûts relatifs à la location du lieu. Pour cela, nous avons pris en compte une surface moyenne par salarié et avons estimé le prix de location de cet espace. Nous obtenons alors le tableau suivant :

Bureau	Base de calcul	Coût total (par salarié) /mois
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	150 € - 240 €
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	10 € - 20 €
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	4 € - 8 €
Internet	Abonnement standard professionnel.	10 € - 20 €
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	20 € - 40 €
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	6 € - 12 €
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	10 € - 20 €
Déplacement		400 €
Licence	Pour couvrir les licences de groupe à individuel les permanentes ou les mensuelles.	1 500 €
Total		2190
Total année		26280

Ces prix ont des estimations pour 1 salarié, que nous multiplierons au nombre de personnes travaillant sur le projet.

En parallèle, certains postes spécifiques ont nécessité le recours à des prestations externes. Cela inclut des consultants techniques pour des expertises spécialisées, des services juridiques pour les aspects réglementaires et contractuels, et un appui comptable pour la gestion financière du projet, les coûts sont compris entre 5000 et 10 000 € mensuels en fonction du corps de métier consulté. Ces prestations ont été réparties sur les différentes phases en fonction des besoins spécifiques de chacune.

Un volet essentiel de ce projet concerne les tests et les activités d'assemblage, intégration et tests (AIT). Ceux-ci nécessitent des infrastructures spécialisées comme une salle blanche pour l'intégration, à un coût journalier estimé de 2 273 €, un pot vibrant pour les tests mécaniques à 2 750 € par jour, et une chambre à vide simulant les conditions spatiales, facturée environ 3 000 € par jour. Les tests logiciels, permettant de valider les scénarios de mission et les performances du système embarqué, sont évalués à 1 920 € par jour. Ces coûts sont essentiels pour garantir la robustesse et la fiabilité du CubeSat avant son lancement. Les dépenses associées à ces infrastructures sont réparties en fonction de leur utilisation prévue dans chaque phase.

Une fois les différents secteurs déterminés, nous avons simulé le management plan. Pour cela nous avons pris tous les corps de métier et avons déterminer leur quantité en fonction de la phase. Nous avons aussi la durée de chacune des phases, nous avons donc la quantité de capacité RH par phase et la surface à louer que cela représente en surface et en prix. Nous permettons de récupérer alors la dépense en employés par phase en fonction de la quantité d'employé en fonction du temps.

La dernière étape consiste à faire une fiche par phase et à déterminer les prix par phase, et donc en continuer le total du prix de la mission. Pour les phases, nous prenons en premier le temps de la phase suivie des emplois (exemple de la phase 0) :

Durée	2 mois			
	Emploi	Type de contrat	Salaire/mois	Salaire total
Poste de recherche	PI	CDI	11903,66007	23807,32013
	Chef de projet	CDI	13787,8598	27575,7196
	Ingénieur système	CDI en temps partiel	13787,8598	13787,8598
	Technicien senior	CDI en temps partiel	6166,7706	2466,70824

Nous avons ensuite la surface allouée et les postes externe au développement du satellite, ainsi que leur quantité et leur type de contrat :

Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)
Presta extérieur	0	CDD	0 €
Communication	0	CDI	0 €
Avocat	0	CDD	0 €
Comptabilité	1	CDI	6 000 €

Pour la suite nous trouvons les prix annexe correspondant aux consommables de la phase par mois et les prix lié aux bureaux et les licences. La valeur ne correspond qu'à un mois, et cela sera recalculé dans le total :

Bureau	Base de calcul	estimation
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €

Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €
Déplacement		2000
Licence	Pour tout couvrir les licences de groupe à individuel les permanentes ou les mensuelles.	7500

Pour finir, nous avons déterminé les tâches à accomplir dans chacune des phases et déterminer le coup relatif à chacune des tâches, ainsi que le total de la dépense de la phase, ne comprenant pas les coups des composants du satellite, de test AIT et du lanceur.

	Tâches	Coût estimé
Tâches	Analyse des besoins de mission	10 000
	Étude préliminaire de trajectoire (Io)	15 000
	Analyse des contraintes (radiations, énergie)	12 000
	Pré-étude des sous-systèmes (GN&C, propulsion)	8 000
	Planification stratégique	5 000
Total		139537,6078

Grâce à tous les éléments développés précédemment nous pouvons alors décliner un prix du cubesat, or cela comprend un prix peu margé, en prenant en compte que nous avons d'appliquer des salaires de laboratoire de recherche. Nous prêmes en compte les doublons d'éléments satellites, les préparations AIT, la chambre à vide, les tests logiciels, salles blanches, le pot vibrant, et le lancement, ainsi que toutes les phases. Nous avons au total un prix pour le satellite, lors d'une conception de 4 ans, évalué à 12 418 950,4 €.

Elément	Coûts
Phase 0	139537,608
Phase A	373664,12
Phase B	903098,653
Phase C	1843558,49
Phase D	2185838,55
Phase E	178560,272
Phase F	230734,567
mat.satellite	1961980
doublon	294800
Préparation AIT	25 700 €
Chambre à vide	31 100 €
Tests logiciels	28 800 €
Salle blanche	67 000 €
Pot vibrant	14 928 €
Lancement	4139650,13
Total	12418950,4

En synthèse, le budget total de la mission regroupe l'ensemble de ces éléments dans un tableau consolidé, permettant une vision globale des coûts répartis par phase et par type de dépense. L'approche méthodique adoptée ici vise à assurer une allocation optimale des ressources, tout en prenant en compte les spécificités techniques et opérationnelles d'une mission d'exploration interplanétaire. Le coût final du projet reste une estimation sujette à des ajustements en fonction des imprévus et des opportunités de réduction des coûts au fil du développement. Ce management plan budgétaire reflète néanmoins une stratégie claire et réaliste pour mener à bien une mission aussi ambitieuse qu'un CubeSat en orbite autour d'Io.

Conclusion

Le projet TIDE a eu pour objectif d'acquérir des données sur l'un des corps les moins exploré et encore très inconnus du Système Solaire. Io présentant un volcanisme permanent lié aux forces de marée de Jupiter et à l'origine de chaînes de montage, TIDE est au centre des réflexions sur l'évolution géologique et géophysique des planètes et de leurs satellites naturels. En adoptant une plateforme satellite de type CubeSat, la mission mise sur l'économie de moyens, tant en termes de masse que de coûts, sans pour autant renoncer à un ensemble d'instruments performants et à un haut niveau d'exigence en matière de rendements scientifiques.

Au fil de ce rapport, nous avons détaillé la complexité de l'orbite jovienne, l'hostilité d'un environnement rempli de particules chargées et le coût énergétique significatif de toute manœuvre autour de Io. Plusieurs approches ont été mises en balance, qu'il s'agisse du recours à une propulsion chimique plus ou moins puissante, de la gestion des risques en matière de radiations, ou encore de la configuration de l'orbite, circulaire ou elliptique. Dans chaque cas, l'objectif est de maximiser la quantité et la qualité des données recueillies, tout en prolongeant la durée de vie opérationnelle de Tide exposé à d'intenses contraintes. Les simulations réalisées sous STK, l'ingénierie système avec IDM-CIC, l'étude d'architectures thermiques et la sélection d'une charge utile adaptée illustrent la nécessité d'un travail précis et optimisé.

Le caractère innovant de TIDE réside principalement dans l'ambition de sa destination par rapport aux contraintes qu'il possède. En effet, l'environnement jovien impose des problématiques fortes en énergie, température et radiations, ce qui nous a poussé à trouver des solutions innovantes pour les résoudre. Réaliser une telle mission avec un nanosat 6U est grandement difficile, mais nos efforts communs nous ont permis de concevoir une plateforme fonctionnelle et répondant à des questions scientifiques majeures.

Références bibliographiques

Articles scientifiques

- Anderson** J.D., Null G.W. et Wong S.K., Gravitational Parameters of the Jupiter System from the Doppler Tracking of Pioneer 10. Science, Vol 183 ,322-323, 1974. <https://doi.org/10.1126/science.183.4122.322>.
- Anderson** J.D., Sjogren W.L. et Schubert G., Galileo Gravity Results and the Internal Structure of Io. Science, Vol 272, 709-712, 1996. <https://doi.org/10.1126/science.272.5262.709>.
- Breuer** D., Hamilton C.W. et Khurana K., The internal structure of Io, Elements, Vol 18(6) 385-390, 2022. <https://doi.org/10.2138/gselements.18.6.385>.
- Clarisse** L., Hurtmans D., Clerbaux C., Hadji-Lazaro J., Ngadi Y. et Coheur P.-F., Retrieval of sulphur dioxide from the infrared atmospheric sounding interferometer (IASI), Atmospheric Measurement Techniques, 2012. <https://doi.org/10.5194/amt-5-581-2012>.
- Connerney** J. E. P., Acuña M.H., Ness N.F., Voyager 1 assessment of Jupiter's planetary magnetic field, Journal of Geophysical Research, 1982. <https://doi.org/10.1029/JA087iA05p03623>.
- Connerney** J. E. P., Adriani A., Allegrini F., Bagenal F., Bolton S. J., Bonfond B., Cowley S. W. H., Gerard J.-C., Gladstone G. R. et Waite J. Jupiter's magnetosphere and aurorae observed by the Juno spacecraft during its first polar orbits. Science, Vol 356, 826-832, 2017. <https://doi.org/10.1126/science.aam5928>.
- Davies** A.G., Perry J.E., Williams D.A., Veeder G.J. et Nelson D.M., New Global Map of Io's Volcanic Thermal Emission and Discovery of Hemispherical Dichotomies, The Planetary Science Journal, 5:121, 2024. <https://doi.org/10.3847/PSJ/ad4346>.
- De Kleer** K., Hughes C.E., Nimmo F., Eiler J., Hofman A.E., Luszcz-Cook S. et Mandt K., Isotopic evidence of long-lived volcanism on Io, Science, Vol 385 (6696), 682-687, 2024. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2405.18595>.
- De Pater** I., Keane J.T., De Kleer K. et Davies A.G., A 2020 Observational Perspective of Io, Annual Review, Vol 49, 643-678, 2021. <https://doi.org/10.1146/annurev-earth-082420-095244>.
- Fieseler** P. D., Ardalan S.M. et Frederickson A.R., The radiation effects on Galileo spacecraft systems at Jupiter, IEEE Transactions on Nuclear Science, Vol 49 (6), 2739-2758, 2002. <https://doi.org/10.1109/TNS.2002.805386>.
- Hamilton** C.W., Beggan C.D., Still S., Beuthe M., Lopes R.M.C., Williams D.A., Radebaugh J. et Wright W., Spatial distribution of volcanoes on Io: Implications for tidal heating and magma ascent, Earth and Planetary Science Letters, Vol 361, 272-286, 2013. <https://doi.org/10.1016/j.epsl.2012.10.032>.
- Jing** S., Zhiyong W., Gang L., Jun X., Tao F., Bo Z., Yujing L., Yangyang P., Dongdong G. et Hexiang H., Simulation of radiation environment and design of multilayer radiation shield for orbital exploration of Jupiter, Advances in Space Research, Vol 73 (5), 2652-2662, 2024. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.12.006>

Kliore A.J., Cain D., Fjeldbo G., Seidel B.L. et Rasool S.I., Preliminary Results on the Atmospheres of Io and Jupiter from the Pioneer 10 S-Band Occultation Experiment. Science, Vol 183, 323-4, 1974. <https://doi.org/10.1126/science.183.4122.323>.

Kliore A.J., Fjeldbo G., Seidel B.L., Sweetnam D.N., Sesplaukis T.T., Woiceshyn P.M. et Rasool S.I., The atmosphere of Io from Pioneer 10 radio occultation measurements, Icarus, Vol 24 (4) 407-410, 1975. [https://doi.org/10.1016/0019-1035\(75\)90057-3](https://doi.org/10.1016/0019-1035(75)90057-3).

McElroy M.B. et Yung Y.L., The atmosphere and ionosphere of Io, The Astrophysical Journal, Vol 196, 227-250, 1975. <https://doi.org/10.1086/153408>.

Miyazaki Y. et Stevenson D.J., A subsurface magma ocean on Io: Exploring the steady state of partially molten planetary bodies, Planetary Science Journal, Vol 3 (11), 2022. <https://doi.org/10.3847/PSJ/ac9cd1>.

Monin A.S., The global tectonics of planets, Akademii nauk SSSR Doklady, Vol 266, 317-319, 1982.

Mura A., Zambon F., Tosi F., Lopes R.M.C., Rathbun J., Pettine M., Adriani A., Altieri F., Ciarniello M., Cicchetti A., Filacchione G., Grassi D., Noschese R., Migliorini A., Piccioni G., Plainaki C., Sordini R., Sindoni G. et Turrini D., The temporal variability of Io's hotspots, Front. Astron. Space Sci. 11:1369472, 2024. <https://doi.org/10.3389/fspas.2024.1369472>.

Peale S.J., Cassen P. et Reynolds R.T., Melting of Io by Tidal Dissipation, Science, Vol 203, 1979. <https://doi.org/10.1126/science.203.4383.892>.

Radebaugh J., McEwen A.S., Milazzo M.P., Keszthelyi L.P., Davies A.G., Turtle E.P. et Dawson D.D., Observations and temperatures of Io's Pele Patera from Cassini and Galileo spacecraft images, Icarus, Vol 169 (1), 65-79, 2004. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2003.10.019>.

Rathbun J. A., Spencer J. R., Davies A. G., Howell R.R. et Wilson L. Loki, Io : A periodic volcano, Geophysical Research Letters, Volume 29 (10), 2002. <https://doi.org/10.1029/2002GL014747>

Schenk P.M. et Bulmer M.H., Origin of Mountains on Io by Thrust Faulting and Large-Scale Mass Movements, Science, Vol 279 (5356), 1514-1517, 1998. <https://doi.org/10.1126/science.279.5356.1514>.

Schenk P.M., Hargitai H., Wilson R., McEwen A. et Thomas P., The mountains of Io' Global and geological perspectives from Voyager and Galileo. Journal of Geophysical Research, Vol 106, 2002. <https://doi.org/10.1029/2000JE001408>.

Schenk P.M., Wilson R.R. et Davies A., Shield volcano topography and rheology of lava flows on Io, Icarus, Vol 169 (1), 98-110, 2004. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2004.01.015>.

Spencer J.R., Stern S.A., Cheng A.F., Weaver H.A., Reuter D.C., Rutherford K., Lunsford A., Moore J.M., Abramov O. et Dumas C. Io Volcanism Seen by New Horizons: A Major Eruption of the Tvashtar Volcano. Science Vol 318, 240-243, 2007. <https://doi.org/10.1126/science.1147621>.

Strobel, D.F., Wolven, B.C. The Atmosphere of Io: Abundances and Sources of Sulfur Dioxide and Atomic Hydrogen. Astrophysics and Space Science 277, 271–287 (2001). <https://doi.org/10.1023/A:1012261209678>.

Strom R., **Terrile** R., **Masursky** H. et **Hansen** H.. Volcanic eruption plumes on Io. *Nature* 280, 733–736 (1979). <https://doi.org/10.1038/280733a0>.

Tosi F., **Mura** A., **Lopes** R. M. C., **Filacchione** G., **Ciarniello** M., **Zambon** F., **Adriani** A., **Bolton** S.J., **Brooks** S.M., **Noschese1** R., **Sordini** R., **Turrini** D., **Altieri** F., **Cicchetti** A., **Grassi** D., **Hansen** C.J., **Migliorini** A., **Moriconi** M.L., **Piccioni** G., **Plainaki** C. et **Sindoni** G., Mapping Io's surface composition with Juno/JIRAM. *Journal of Geophysical Research: Planets*, Vol 125, 2020. <https://doi.org/10.1029/2020JE006522>.

Tsang C.C.C., **Rathbun** J.A., **Spencer** J.R., **Hesman** B.E. et **Abramov** O., Io's hot spots in the near-infrared detected by LEISA during the New Horizons flyby, *Journal of Geophysical Research: Planets*, 119, 2222–2238, 2014. <http://dx.doi.org/10.1002/2014JE004670>.

Turtle E.P., **Jaeger** W.L., **Keszthelyi** L.P., **McEwen** A.S., **Milazzo** M., **Moore** J., **Phillips** C.B., **Radebaugh** J., **Simonelli** D., **Chuang** F., **Schuster** P. et **Galileo SSI Team**, Mountains on Io: High-resolution Galileo observations, initial interpretations, and formation models. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2001. <https://doi.org/10.1029/2000JE001354>.

Walker A., **Goldstein** D., **Varghese** P., **Trafton** L. et **Moore** C., Loki--A Lava Lake in Rarefied Circumplanetary Cross Flow. *AIP Conference Proceedings*, Vol 1333, 1175-1180, 2011. <https://doi.org/10.1063/1.3562803>.

Wong M.C. et **Smyth** W.H., Model Calculations for Io's Atmosphere at Eastern and Western Elongations, *Icarus* Vol 146, 60-74, 2000. <https://doi.org/10.1006/icar.2000.6362>.

Yoder C.F., How tidal heating in Io drives the galilean orbital resonance locks, *Nature*, Vol 279, 767-770, 1979. <https://doi.org/10.1038/279767a0>.

Zambon, F., **Mura**, A., **Lopes**, R. M. C., **Rathbun**, J., **Tosi**, F., **Sordini**, R., et al.. Io hot spot distribution detected by Juno/JIRAM. *Geophysical Research Letters*, Vol 50, 2023. <https://doi.org/10.1029/2022GL100597>.

Articles et rapports d'ingénierie

Thomsen D.L.I, **Kim** W., et **Cutler** J.W., Shields-1, a smallsat radiation shielding technology demonstration, 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2015. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20160006374/downloads/20160006374.pdf>.

Tsuruda Y., Introduction to CubeSat Power Control System, Teikyo University, 2021. <https://www.unoosa.org/documents/pdf/psa/access2space4all/KiboCUBE/AcademySeason2/On-demand Pre-recorded Lectures/KiboCUBE Academy 2021 OPL08.pdf>.

Sites Internet

<https://www.nasa.gov/>

<https://cnes.fr/actualites/juice-survol-lune-terre>

<https://public.ccsds.org/Pubs/122x0b2e1.pdf>

<https://public.ccsds.org/about/sec.aspx>

<https://www.youtube.com/watch?v=qpOO9asAaB8> Youtube video : Subsystem lecture for CubeSat

Annexes

A – 1 Batterie V0 :

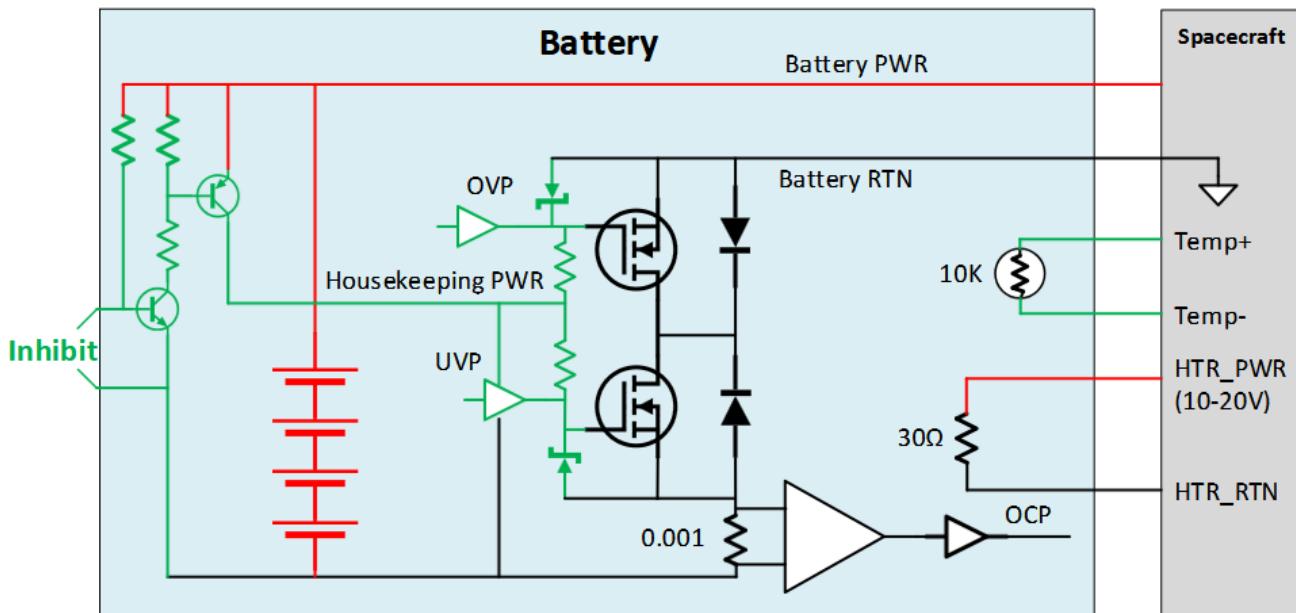


Figure 1. MSB Functional Block Diagram

A – 2 IDM-CIC

A – 2.1 Version-0 :

A – 2.1.1 Mass Budget :

Platform		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		structure 6U	6	0,18	20,00%	0,85	20,00%	0,85	20,00%	0,17	1,02	10,67%
Communication		XLINKX	1	0,20	20,00%	1,3	20,00%	1,30	20,00%	0,26	1,56	16,33%
Power		Starbuck-Nano EPS	1	0,15	20,00%	1,923	20,00%	1,92	20,00%	0,38	2,31	24,15%
		B14-M45 14V Modular SmallSat I	2	0,38	20,00%			0,15	20,00%	0,03	0,18	
		DMSA 6U/A solar panel	2	1,40	20,00%			0,75	20,00%	0,15	0,90	
								2,80	20,00%	0,56	3,36	
On-board computer		Fermi OBC	1	0,51	20,00%	0,51	20,00%	0,51	20,00%	0,10	0,61	6,40%
Thermal control						0	20,00%	0,00	0,00%	0,00	0,00	0,00%
Attitude Determination Control System		IDACCS400	1	1,30	20,00%	1,3	20,00%	1,30	20,00%	0,26	1,56	16,33%
Propulsion		HPGP thruster	1	0,38	20,00%	0,38	20,00%	0,38	20,00%	0,08	0,46	4,77%
Total dry mass without system margin						6,26	20,00%	1,25	7,52			
System margin							20,00%	1,50	9,02			
Total wet mass including all margins									9,02			
payload		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 [%]					
Payload		Hyperscout M	1	1,70	20,00%	1,7	20,00%	1,70	20,00%	0,34	2,04	21,35%
Total dry mass without system margin						1,70	20,00%	0,34	2,04			
System margin							20,00%	0,41	2,45			
Total wet mass including all margins									2,45			
System						0		Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	
Total dry mass without system margins						7,96	20,00%	1,59	9,56			
Total dry mass including system margins									11,47			
Total propellant mass						0,00	0,00%	0,00	0,00			
Total propellant mass including system margin							20,00%	0,00	0,00			
Total wet mass including all margins									11,47			

Figure 85: Tableau mass Budget version 0

A – 2.1.2 CAD :

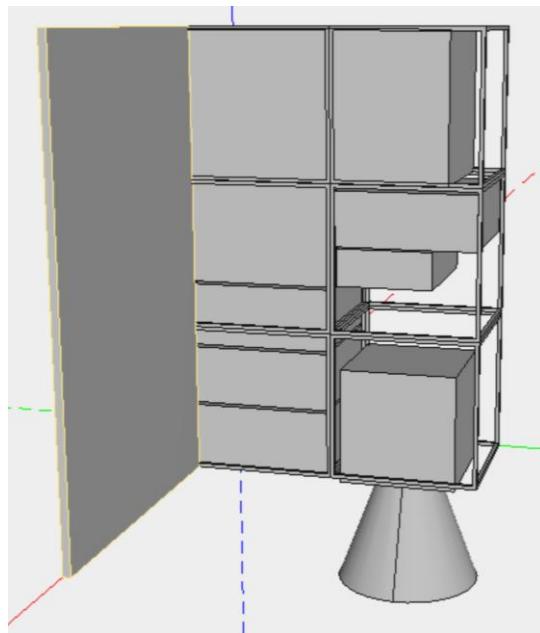


Figure 86: CAD version 0

A – 2.2 Version-I :

A – 2.2.1 Mass budget :

▼ Platform		Target wet mass [Kg] :			0		Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total	
+ -	Subsystem	Unit		Forced values								
		Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]					
▼ Structure	6U XL cubesat structure enduros	6	0,00	20,00%		0,85	20,00%	0,85	20,00%	0,17	1,02	10,67%
▼ Communication	ISIS TRX downlink UHF / uplink V	1	0,08	20,00%		1,3	20,00%	1,30	20,00%	0,26	1,56	16,33%
	ISIS S band transmitter	1	0,13	20,00%				0,08	20,00%	0,02	0,09	
	ISIS Deployable UHF and VHF ar	1	0,99	20,00%				0,13	20,00%	0,03	0,16	
	S-Band Patch Antenna ISIS	1	0,05	20,00%				0,99	20,00%	0,20	1,19	
▼ Power	Battery pack endurosat	1	1,08	20,00%		1,923	20,00%	1,92	20,00%	0,38	2,31	24,15%
	EPS 2 endurosat	1	0,20	20,00%				1,08	20,00%	0,22	1,29	
	DMSA solar panel	7	0,20	20,00%				0,20	20,00%	0,04	0,24	
								1,40	20,00%	0,28	1,68	
▼ On-board computer	Fermi OBC	1	1,00	20,00%		0,51	20,00%	0,51	20,00%	0,10	0,61	6,40%
▼ Thermal control						0	20,00%	0,00	0,00%	0,00	0,00	0,00%
▼ Attitude Determination Control System	iADCS400	1	1,70	20,00%		1,3	20,00%	1,30	20,00%	0,26	1,56	16,33%
▼ Propulsion	HPGP thruster	1	0,39	20,00%		0,38	20,00%	0,38	20,00%	0,08	0,46	4,77%
	tank	1	0,00	20,00%				0,39	20,00%	0,08	0,47	
Total dry mass without system margin						6,26	20,00%	1,25	7,52			
System margin								10,00%	0,75	8,27		
Total wet mass including all margins										8,27		
▼ payload		Target wet mass [Kg] :			0		Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total	
+ -	Subsystem	Unit		Forced values								
		Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]					
▼ Payload	HyperScout 2	1	1,70	20,00%		1,7	20,00%	1,70	20,00%	0,34	2,04	21,35%
Total dry mass without system margin						1,70	20,00%	0,34	2,04			
System margin								10,00%	0,20	2,24		
Total wet mass including all margins										2,24		
System						Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]			
Total dry mass without system margins						7,96	20,00%	1,59	9,56			
Total dry mass including system margins										10,51		
Total propellant mass						0,00	0,00%	0,00	0,00			
Total propellant mass including system margin								20,00%	0,00	0,00		
Total wet mass including all margins										10,51		

Figure 87: Tableau mass Budget version 1

A – 2.2.2 Element Power Budget :

Figure 88: Tableau Element Power version 1

A – 2.2.2 Systeme Power Budget :

System modes				IMPLEMENTATION		PGV/BAC		DETACHEMENT		DEMARAGE		DEMAGE-2		ORBIT-FINAL		RECHARGEABLE		ACQUISITION		TELECOM		SURVIE		NOMINAL		ACQUISITION-JR			
				LURE/ARMAMENT		SUSPENDED POSITION		Re-position		System mode DEMARAGE		System mode DEMAGE-2		System mode ORBIT-FINAL		Re-position		System mode ACQUISITION		System mode TELECOM		System mode SURVIE		System mode NOMINAL		-			
Platform																													
Subsystem	Unit	Instance	Element Mode			MES/POSTE		TRANSFER TO-JUPITER		DROP		BEGINNING/LIFT		DEPLOYMENT/PROBE/VOLUNTES		INJECTION/URITE/FINALE		RECHARGE/PRODUCTION		ACQUISITION		VARIOUS/TRANSMISSION/DONATION/RECHARGE		SURVIE		NOMINAL		ACQUISITION-JR	
Structure																													
Communication																													
Power																													
On-board computer																													
Propulsion																													
Hyperion 2																													

Figure 89: Systeme Power Budget version 1

CAD:

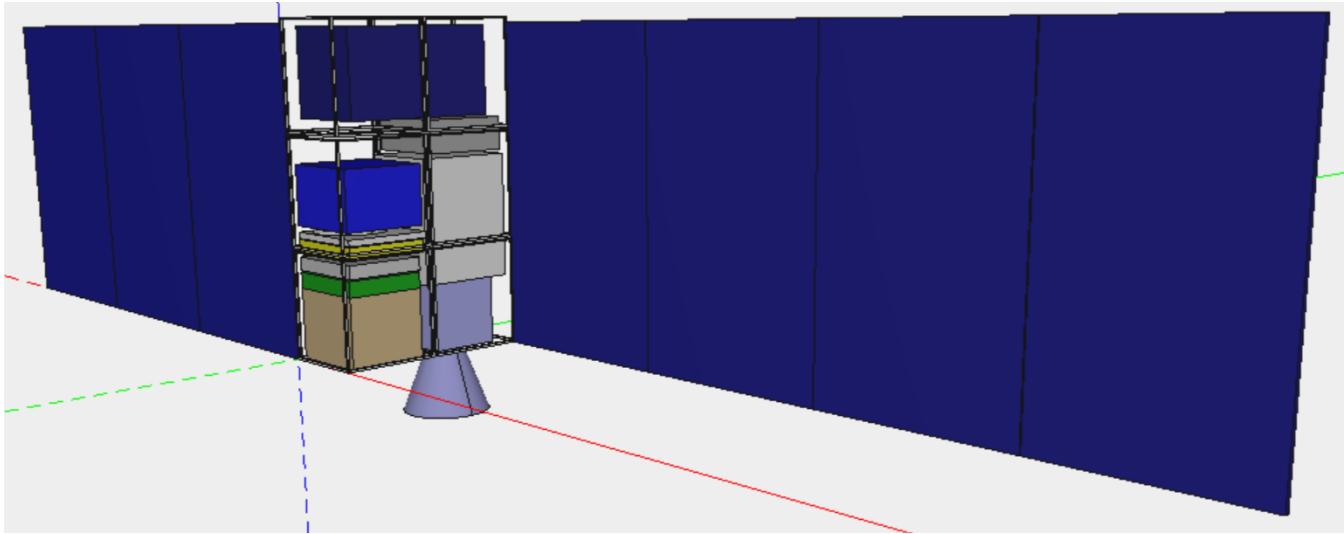


Figure 90: CAD version 1

Version-2 final: Système management :

System properties												
Project name	TIDE											
Version												
Comment												
System structure												
Subsystems												
Acronym	Name	Elements	Import									
STR	Structure	1	*									
COM	Communication	2	*									
PWR	Power											
OBC	On-board computer											
THC	Thermal control											
ADCS	Attitude Determination Control System											
PLD	Payload											
PPS	Propulsion											
Layers												
Acronym	Name	Description	Selected by default									
DEF	IDM	IDM Geometry	Yes									
Additional properties definitions												
Key	Object type	Value type	Name	Role	Description							
Categories				Variables / Properties								
Acronym	Name	Description	Parent	Abstract	+	-	ID	Name	Type	Hidden	Value	Layers

Figure 91: Tableau Système management Version final

Geometrical configuration :

Extensions				Categories																							
TIDE		import data		None																							
Platform		import data		None																							
payload		import data		None																							
Coordinate system definitions																											
+ -	ID	Name	Hidden	Parent	Position in parent coordinate system								Articulation				Type	No.	Points	Position [mm]		Vector / Fillet radius [mm]					
					X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rot. order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]	T order	Type	Axis	Min.	Max.	Value	Auto			X	Y	Z	X	Y	Z	L
		Platform	No	System	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR	N														
		Deployment	No	Platform	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR	R	Z	0	180	94.7	No									
		payload	No	System	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR	N														
Platform																											
+ -	Subsystem	Unit	Instance	Coordinate system	Position in coordinate system								Articulation				Type	Variables	Tanks filling								
				X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rot. order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]	T order	Type	Axis	Min.	Max.	Value	Auto		Type	Value	Auto	Filling [%]	Auto				
		Structure		6U XL cubesat structure endurosat																							
				1	Platform	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				2	face sup	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				3	face sup	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				4	face cold	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				5	face sup	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				6	face sup	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
		Communication		ISIS TRX downlink UHF / uplink VHF																							
				1	face up bat	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				1	OBc face	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				1	top	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				1	S-Band Patch Antenna ISIS	top	40	40	0	Rxyz	0	0	0	TR													
		Power		Battery pack endurosat																							
				1	Platform	0	10	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				1	EPS 2 endurosat	face up	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR													
				1	Assembly 7	Platform	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR													
		On-board computer		Ferm OBC																							
				1	top tank	2	120	-45	Rxyz	0	0	0	TR														
		Thermal control		FLEXIBLE HEATER																							
				1	Platform	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR														
				1	armure	Platform	0	0	0	Rxyz	0	0	0	TR													
		Attitude Determination Control System		iADC400																							
				1	top	-40	-40	0	Rxyz	0	0	0	TR														
		Propulsion		HPGP thruster																							
				1	Platform	0	130	-80	Rxyz	0	0	0	TR														
				1	tank	Top	0	-20	0	Rxyz	0	0	0	TR													
payload																											
+ -	Subsystem	Unit	Instance	Coordinate system	Position in coordinate system								Articulation				Type	Variables	Tanks filling								
				X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Rot. order	R1 [°]	R2 [°]	R3 [°]	T order	Type	Axis	Min.	Max.	Value	Auto		Type	Value	Auto	Filling [%]	Auto				
		Payload		HyperScout 2																							
				1	Platform	0	20	265	Rxyz	0	0	0	TR														

Figure 92: Tableau Geometrical configuration version final

Saved configuration :

Configurations		Name	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*	*
			ID	MISE A-POSTE	LAUCH	TRANSFERT	DROP	OBS	LOIMENT-PANNEAU	INSERTION-ORITA	RECHARGE	ACQUISITION + post	DONNEES	VIDAGE mémoire	survie	NOMINAL	INFRAROUGE								
Selected objects																									
Element	Subsystem	Unit	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	Selected	
Platform																									
payload																									
Articulations values																									
ID	Name	Type	Axis	Min.	Max.	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	
Platform	deployment	Rotation	Z	0	180	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
Variables value																									
ID	Name	Type	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	Value	
TIDE																									
Platform																									
test	teste	Time																							
Tanks filling percentages																									
Model object	Tank	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	Filling	

Figure 93: Tableau Saved Configuration version final

Mass budget :

Configuration :				Reference								
Platform			Target wet mass [Kg] :		0							
Subsystem		Unit		Forced values								
		Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]	Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
Structure		6U XL cubesat structure enduros	6	0,14	20,00%	0,850002	10,00%	0,85	10,00%	0,09	0,94	3,62%
Communication		ISIS TRX downlink UHF / uplink V	1	0,08	20,00%	1,3	10,00%	1,30	10,00%	0,13	1,43	5,53%
ISIS S band transmitter		ISIS Deployable UHF and VHF ar	1	0,99	20,00%			0,08	20,00%	0,02	0,09	
S-Band Patch Antenna ISIS			1	0,05	20,00%			0,13	20,00%	0,03	0,16	
DMSA solar panel 6UXL			8	0,20	20,00%			0,99	20,00%	0,20	1,19	
DMSA solar panel 6UXL						1,923	10,00%	1,60	20,00%	0,01	0,06	
Power		Battery pack endurosat	1	1,08	20,00%			1,92	10,00%	0,19	2,12	8,18%
EPS 2 endurosat		EPS 2 endurosat	1	0,20	20,00%			1,08	20,00%	0,22	1,29	
Assembly 7		armure	1	1,60	20,00%			0,20	20,00%	0,04	0,24	
DMSA solar panel 6UXL								1,60	20,00%	0,32	1,92	
On-board computer		Fermi OBC	1	1,00	20,00%	0,51	10,00%	0,51	10,00%	0,05	0,56	2,17%
Thermal control		FLEXIBLE HEATER	1	0,05	20,00%	15,55	10,00%	15,55	10,00%	1,56	17,11	66,13%
armure			1	15,50	20,00%			0,05	20,00%	0,01	0,06	
Attitude Determination Control System		IADCS400	1	1,70	20,00%	1,3	10,00%	1,30	10,00%	0,13	1,43	5,53%
Propulsion		HPGP thruster	1	0,39	20,00%	0,38	10,00%	0,38	10,00%	0,04	0,42	1,62%
tank			1	0,00	20,00%			0,39	20,00%	0,08	0,47	
Total dry mass without system margin						21,81	10,00%	2,18	23,99			
System margin							5,00%	1,20	25,19			
Total wet mass including all margins									25,19			
payload			Target wet mass [Kg] :		0							
Subsystem		Unit		Forced values								
		Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]	Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
Payload		HyperScout 2	1	1,70	20,00%	1,7	10,00%	1,70	10,00%	0,17	1,87	7,23%
Total dry mass without system margin						1,70	10,00%	1,70	20,00%	0,34	2,04	
System margin							5,00%	0,99	1,96			
Total wet mass including all margins									1,96			
System												
Total dry mass without system margins						Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]			
Total dry mass including system margins						23,51	10,00%	2,35	25,86			
Total propellant mass									27,16			
Total propellant mass including system margin						0,00	0,00%	0,00	0,00			
Total wet mass including all margins							20,00%	0,00	0,00			
									27,16			

Figure 94: Tableau Mass Budget version final

Thermal configuration :

Thermal modules				
Element	Thermal modules			
	ID	Name		
Platform				
payload				

Platform				
Subsystem	+ -	Unit	Instance	Thermal module
Structure				<i>Set all</i>
		▼ 6U XL cubesat structure endurosat		<i>Set all</i>
			1	None
			2	None
			3	None
			4	None
			5	None
			6	None
Communication				<i>Set all</i>
		▼ ISIS TRX downlink UHF / uplink VHF		
			1	None
		▼ ISIS S band transmitter		
			1	None
		▼ ISIS Deployable UHF and VHF antennas		
			1	None
		▼ S-Band Patch Antenna ISIS		
			1	None
Power				<i>Set all</i>
		▼ Battery pack endurosat		
			1	None
		▼ EPS 2 endurosat		
			1	None
		▼ Assembly 7		<i>Set all</i>
			1	<i>Set all</i>
				<i>Set all</i>
		▼ DMSA solar panel 6UXL		
			1	None
			2	None
			3	None
			4	None
			5	None
			6	None
			7	None
			8	None
On-board computer				
		▼ Fermi OBC		
			1	None
Thermal control				<i>Set all</i>
		▼ FLEXIBLE HEATER		
			1	None
Attitude Determination Control System				
		▼ iADCS400		
			1	None
Propulsion				<i>Set all</i>
		▼ HPGP thruster		
			1	None

payload				
Subsystem	+ -	Unit	Instance	Thermal module
Payload				
		▼ HyperScout 2		
			1	None

Figure 95: Tableau Thermal configuration version final

Element Power Budget :

Figure 96: Tableau Element Power version final

System Power Budget :

Figure 97: Systeme Power Budget version final

Subsystem :

Figure 98: Subsystem structure (STR)



Figure 99: Subsystem Communication (COM)



Figure 100: Subsystem Power (PWR)



Figure 101: Subsystem On-Bord Computer (OBC)



Figure 102: Subsystem Thermal control (THC)

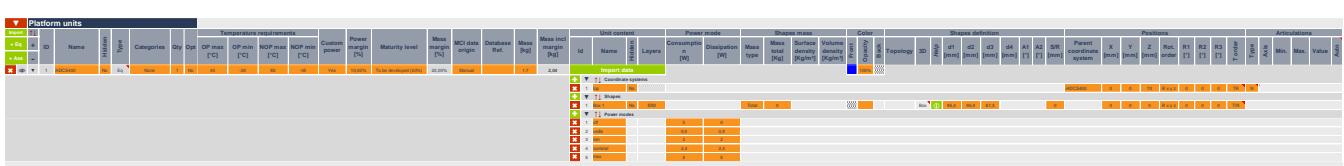


Figure 103: Subsystem Attitude Determination Control System (ADCS)



Figure 104: Subsystem Propulsion (PPS)

Figure 105: Subsystem Payload (PLD)

CAD:

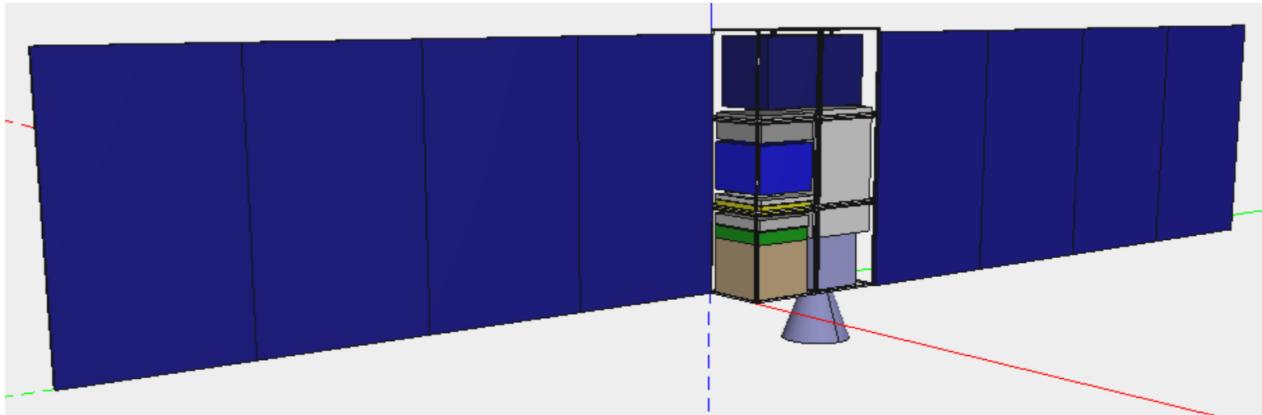


Figure 106: CAD version final

Budget

Tableau 2: Budget Ressource humaine :

RH	salaire Brut versé	salaire Brut versé	montant patronal +marge	Bonus/Bureau	consomable/énergie
post	salaire BRUT/MOIS	salaire BRUT/ANS2	86%	CIA moyen	12%
ingénieur senior	6081,19	72 974	135732,1608	1217,64	137095,9176
ingénieur système	7341,19	88 094	163855,3608	1427,64	165454,3176
ingénieur junior	2970,67	35 648	66305,3544	1217,64	67669,1112
science senior	4997,15	59 966	111536,388	3 500	115456,388
Chef de projet	7341,19	88 094	163855,3608	1427,64	165454,3176
PI	6224,19	74 690	138923,9208	3 500	142843,9208
science junior	2219,92	26 639	49548,6144	3 500	53468,6144
doctorant	1833,333333	22 000	40920	1217,64	42283,7568
stage	640,00	7 680	7 680	0	7680
technicien senior	3 274,15	39 290	73079,028	823,41	74001,2472
technicien junior	2 105,09	25 261	46985,6088	494,52	47539,4712
Assistant ingénieur	3 500,23	42 003	78125,1336	1 025,12	79273,268
post doc	2916,666667	35 000	65100	500	65660

Tableau 3: Budget Composant satellite :

composants V1:			Prix (€)	estimation haute pour de la deepspace	estimation moyenne
Payload (greg)	Instrument	Hyperscout 2	On request	800000	400000
Power (greg)	Panneaux solaires	DMSA 6U/A solar panel	110000	110000	110000
	Batterie	Battery pack endurosat	25000	25000	25000
	Distribution d'énergie	EPS 2 endurosat	13800	13800	13800
	EPS				
Telecom (LM)	carte télécom + Transponder	ISIS TRX downlink UHF / uplink VHF	On request	15 000	10000
		ISIS S band transmitter	On request	25000	15000
	antenne UHF/VHF	ISIS Deployable UHF and VHF antennas	On request	10 000	5000
	S Band antenna patch	S-Band Patch Antenna ISIS	On request	6000	3000
Thermal (Eloi)	Revêtement, peinture, Conducteur...			500 000	250000
OBC (LM)	On Board Computer	FERMI Space OBC	Requested	10 000	7000
	Clock				
	Mémoire et Bus				
ACDS (Riwan)	Star tracker	iADCS400		80 000	50000
	Senseur solaire				
	Gyroscope (IMU)				
	Magnétomètre ?				
	Reaction wheels				
	Magnetorquer				
	Attitude Control Unit (ACU)				
Propulsion (eloi, greg, antoine)	Réservoir+Carburant	ECAPS 1N HPGP thruster	On request	300 000	200000
	Propulseur				
	Valve				
Structure	Chassis	6U XL cubesat structure endurosat	7000	7000	7000
système et sous système				60180	44580
			TOTAL	1961980	1140380
			TOTAL avec doublon	2 256 780	1 379 180

Tableau 4: Coûts Divers :

Bureau	Base de calcul	Coût total (par salarié)/mois	Exemple pour 5 salariés/mois	Exemple pour 10 salariés/mois
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m²	150 € - 240 €	750 € - 1 200 €	1 500 € - 2 400 €
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	10 € - 20 €	50 € - 100 €	100 € - 200 €
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	4 € - 8 €	20 € - 40 €	40 € - 80 €
Internet	Abonnement standard professionnel.	10 € - 20 €	50 € - 100 €	50 € - 100 €
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	20 € - 40 €	100 € - 200 €	200 € - 400 €
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	6 € - 12 €	30 € - 60 €	30 € - 60 €
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	10 € - 20 €	50 € - 100 €	100 € - 200 €
déplacement	pour tout couvrir les licence de groupe à individuel les permanentes ou les mensuelles.	400 €	2 000 €	4 000 €
total		2190	10950	21900
total année		26280	131400	262800

Tableau 5: Coûts AIT:

Préparation AIT (Assemblage, Intégration et Tests)			
Élément	Coût journalier (€)	Durée estimée (jours)	Coût total (€)
Préparation des équipements	1 500	3	4 500
Assemblage mécanique	1 000	8	8 000
Intégration des sous-systèmes	1 200	6	7 200
Tests fonctionnels initiaux	1 500	4	6 000
Total (Préparation AIT) -	21 jours		25 700 €

Tableau 6: Coûts tests chambre à vide:

Chambre à vide (Tests environnementaux)			
Élément	Coût journalier (€)	Durée estimée (jours)	Coût total (€)
Installation et configuration	2 500	2	5 000
Cycle thermique complet	3 000	4	12 000
Test sous vide	3 500	3	10 500
Analyse des données	1 800	2	3 600
Total (Chambre à vide) -	11 jours		31 100 €

Tableau 7: Coûts tests logiciels:

Tests logiciels		Élément	Coût journalier (€)	Durée estimée (jours)	Coût total (€)
Configuration de la plateforme			1 200	2	2 400
Développement de scénarios de test			1 800	3	5 400
Simulation des missions critiques			2 000	5	10 000
Validation des logiciels embarqués			2 200	5	11 000
Total (Tests logiciels)		-		15 jours	28 800 €

Tableau 8: Coûts assemblage salle blanche:

Salle blanche (PIT - Process Integration and Test)		Élément	Coût journalier (€)	Durée estimée (jours)	Coût total (€)
Nettoyage et configuration			1 500	1	1 500
conservation salle blanche			70	600	42 000
Assemblage et intégration en salle blanche			2 500	7	17 500
Inspection qualité en salle blanche			2 000	3	6 000
Total (Salle blanche)		-		11 jours	67 000 €

Tableau 9: Coûts Tests Pot vibrant :

Pot vibrant (Tests mécaniques)		Élément	Coût journalier (€)	Durée estimée (jours)	Coût total (€)
Configuration du pot vibrant			2 000	1	2 000
Tests de vibration			3 500	2,5	8 750
Analyse des données			2 000	2	4 000
Total (Pot vibrant)		-		6 jours	14 928 €

Tableau 10: Manangement plan :

post	salaire/mois	phase 0		phase A		phase B		phase C		phase D		phase E		phase F	
		Étude préliminaire de faisabilité	Étude de faisabilité	Définition préliminaire	Développement détaillé et conception	Fabrication, intégration et tests	Opérations en orbite	Fin de vie et désorbitation							
	duration:	2	5	7	12	14	1	1							
ingénieur système	13787,8598	0,5	1	1	1	1	0	0							
ingénieur senior	11424,6598	0	0	0	1	2	0	0							
ingénieur junior	5639,0926	0	0,5	2	2	3	0	0							
science senior	9621,365667	0	0,3	1	0,5	0	1,2	1,2							
PI	11903,66007	1	1	1	1	0,4	0,5	0,5							
chef de projet	13787,8598	1	1	1	1	1	0,2	0,2							
science junior	4455,717867	0	0	2	0,2	0,2	0	0							
doctorant	3523,6464	0	0	1,2	0,2	0	0,8	0							
stage	640	0	0	0	2	3	0	0							
technicien senior	6166,7706	0,2	0,5	0,5	0,5	1	0,1	0,1							
technicien junior	3961,6226	0	0,5	1	1,2	2	0	0							
Assistant ingénieur	6606,105667	0	0	0	0,5	1	0	0							
post doc	5471,666667	0	0	1,2	0,8	0	1,2	0							
total personnel:		2,7	4,8	11,9	11,9	14,6	4	0,8							
dépense total par phase €:	3331568,864	67637,60777	251247,6613	609908,2489	1024637,987	1338554,645	30256,63497	9326,079053							
285/employé	1017693	11826	52560	182427	312732	447636	8760	1752							
bureau	surface/employé m^2	13	32,5	45,5	78	91	6,5	6,5							

Couts Phase :

Tableau 11: Coûts Phase 0 :

durée	2 mois			
post de recherche	emprise	Type de contrat	salaire /mois	salaire total
post de recherche	PI	CDI	11903,66007	23807,32013
	Chef de projet	CDI	13787,8598	27575,7196
	ingénieur système	CDI en temps partiel	13787,8598	13787,8598
	technicien senior	CDI en temps partiel	6166,7706	2466,70824
bureau	surface alloué m^2	13		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	0	CDD	0 €	
Communication	0	CDI	0 €	
Avocat	0	CDD	0 €	
Comptabilité	1	CDI	6000 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe à individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
tache		cout estimation		
tache	Analyse des besoins de mission	10 000		
	Étude préliminaire de trajectoire (Io)	15 000		
	Analyse des contraintes (radiations, énergie)	12 000		
	Pré-étude des sous-systèmes (GN&C, propulsion)	8 000		
	Planification stratégique	5 000		
total		139537,6078		

Tableau 12: Coûts Phase A :

durée	5 mois			
post de recherche	emploie	Type de contrat	salaire /mois	salaire total
post de recherche	PI	CDI	11903,66007	59518,30033
	Chef de projet	CDI	13787,8598	68939,299
	ingénieur système	CDI	13787,8598	68939,299
	technicien senior	CDD	6166,7706	3083,3853
	science senior	CDI en temps partiel	9621,365667	14432,0485
	technicien junior	CDD	3961,6226	9904,0565
	ingénieur junior	CDI en temps partiel	5639,0926	14097,7315
bureau	surface alloué m^2	32,5		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	0	CDD	0 €	
Communication	0	CDI	0 €	
Avocat	0	CDD	0 €	
Comptabilité	1	CDI	6 000 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe a individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
tache	tache	cout estimation basse		
tache	Études de faisabilité techniques	10 000		
	Analyse mission et trajectoire	15 000		
	Simulation préliminaire (GN&C)	10 000		
	Conception préliminaire des sous-systèmes	15 000		
Total		373664,1201		

Tableau 13: Coûts Phase B :

durée	7 mois			
	emploie	Type de contrat	salaire /mois	salaire total
post de recherche	PI	CDI	11903,66007	83325,62047
	Chef de projet	CDI	13787,8598	96515,0186
	ingénieur système	CDI	13787,8598	96515,0186
	technicien senior	CDD	6166,7706	4316,73942
	science junior	CDI*2	3961,7706	55464,7884
	science senior	CDI	9621,365667	67349,55967
	technicien junior	CDI*2	3961,6226	33277,62984
	doctorant	CDD*2	3523,6464	29598,62976
	Post doc	CDD*2	5471,666667	45962
	ingénieur junior	CDI *2	5639,0926	39473,6482
bureau	surface alloué m^2	45,5		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	1	CDD	8 000 €	
Communication	0	CDI	0 €	
Avocat	0	CDD	0 €	
Comptabilité	1	CDI	6 000 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe a individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
	tache	cout estimation basse		
tache	Conception et dimensionnement structurel	40 000		
	Études thermiques (orbite Io)	25 000		
	Développement des modèles détaillés	20 000		
	Validation par simulation (orbite, radiation, énergie)	15 000		
Total		903098,653		

Tableau 14: Coûts Phase C :

durée	12 mois			
emploie	Type de contrat	salaire /mois	salaire total	
post de recherche	PI	CDI	11903,66007	142843,9208
	Chef de projet	CDI	13787,8598	165454,3176
	ingénieur système	CDI*2	13787,8598	306908,6352
	technicien senior	CDD	6166,7706	7400,12472
	science junior	CDI	3961,7706	9508,24944
	science senior	CDI	9621,365667	57728,194
	technicien junior	CDI	3961,6226	57047,36544
	stage	stage*2	640	7680
	doctorant	CDD	3523,6464	8456,75136
	Post doc	CDD*2	5471,666667	52528
bureau	surface alloué m^2	78		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	2	CDD	16 000 €	
Communication	0	CDI	0 €	
Avocat	1	CDD	10 000 €	
Comptabilité	1	CDI	6 000 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe a individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
	tache	cout estimation basse		
tache	Fabrication de composant	80 000		
	Développement logiciel (embarqués, GN&C)	100 000		
	Sous-systèmes (énergie, propulsion, communication)	100 000		
	Tests de sous-systèmes	20 000		
Total		1843558,492		

Tableau 15: Coûts Phase D :

durée	14 mois			
	emploie	Type de contrat	salaire /mois	salaire total
post de recherche	PI	CDI	11903,66007	83325,62047
	Chef de projet	CDI	13787,8598	193030,0372
	ingénieur système	CDI*3	13787,8598	440362,9528
	technicien senior	CDD	6166,7706	17266,95768
	science junior	CDI	3961,7706	11092,95768
	technicien junior	CDI	3961,6226	110925,4328
	stage	stage*3	640	13440
	ingénieur junior	CDI *2	5639,0926	157894,5928
bureau	surface alloué m^2	91		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	2	CDD	16 000 €	
Communication	0	CDI	0 €	
Avocat	1	CDD	10 000 €	
Comptabilité	1	CDI	6 000 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe a individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
	tache	cout estimation basse		
tache	Intégration des sous-systèmes	80 000		
	Tests fonctionnels en laboratoire	100 000		
	Tests environnementaux (thermiques, vibrations, radiation)	150 000		
	Validation finale	20 000		
Total		2185838,551		

Tableau 16: Coûts Phase E :

durée	1 mois			
	emploie	Type de contrat	salaire /mois	salaire total
post de recherche	PI	CDI	11903,66007	11903,66007
	Chef de projet	CDI	13787,8598	2757,57196
	Doctorant	CDID*2	3523,6464	33827,00544
	technicien senior	CDD	6166,7706	123,335412
	science senior	CDI en temps partiel	9621,365667	9621,365667
	Post doc	CDI	5471,666667	4377,333333
bureau	surface alloué m^2	6,5		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	0	CDD	0 €	
Communication	1	CDI	5 000 €	
Avocat	0	CDD	0 €	
Comptabilité	0	CDI	0 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe a individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
	tache	cout estimation basse		
tache	Coordination avec le lanceur	30 000		
	Validation post-lancement	70 000		
Total		178560,2719		

Tableau 17: Coûts Phase F :

durée	1 mois			
	emploie	Type de contrat	salaire /mois	salaire total
	PI	CDI	11903,66007	11903,66007

post de recherche	Chef de projet technicien senior	CDI CDD	13787,8598 6166,7706	2757,57196 123,335412
bureau	surface alloué m^2	6,5		
Poste	Nombre de personnes	Type de contrat	Coût mensuel (€/personne)	
Presta extérieur	0	CDD	0 €	
Communication	1	CDI	5 000 €	
Avocat	0	CDD	0 €	
Comptabilité	0	CDI	0 €	
Bureau	Base de calcul	estimation		
Location	Surface moyenne par salarié : 5 à 8 m ²	750 € - 1 200 €		
Électricité	En fonction des appareils utilisés (ordinateurs, éclairage, climatisation).	50 € - 100 €		
Eau	Inclut toilettes, lave-mains, etc., pour usage standard.	20 € - 40 €		
Internet	Abonnement standard professionnel.	50 € - 100 €		
Entretien et ménage	Dépend de la taille et du contrat avec une société d'entretien.	100 € - 200 €		
Assurance	Assurance responsabilité civile et multirisque pour le local.	30 € - 60 €		
Divers (cafétéria, etc.)	Snacks, café, thé, eau minérale.	50 € - 100 €		
déplacement		2000		
licence	pour tout couvrir les licence de groupe a individuel les permanente ou les mensuel.	7500		
	tache	cout estimation basse		
tache	Suivi opérationnel	50 000		
	Analyse des données	100 000		
	Maintenance des logiciels embarqués	50 000		
Total		230734,5674		

Tableau 18: Coûts Final :

element	couts
Phase 0	139537,608
Phase A	373664,12
Phase B	903098,653
Phase C	1843558,49
Phase D	2185838,55
Phase E	178560,272
Phase F	230734,567
mat.satellite	1961980
doublon	294800
Préparation AIT	25 700 €
Chambre à vide	31 100 €
Tests logiciels	28 800 €
Salle blanche	67 000 €
Pot vibrant	14 928 €
Lancement	4139650,13
total	12418950,4

A – 3 Thermique

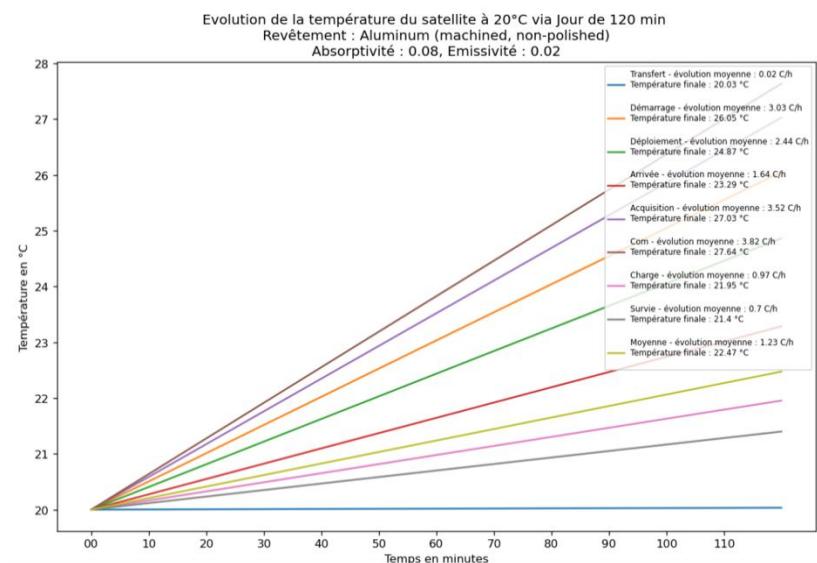


Figure 107: Test avec Aluminium machine non-polished

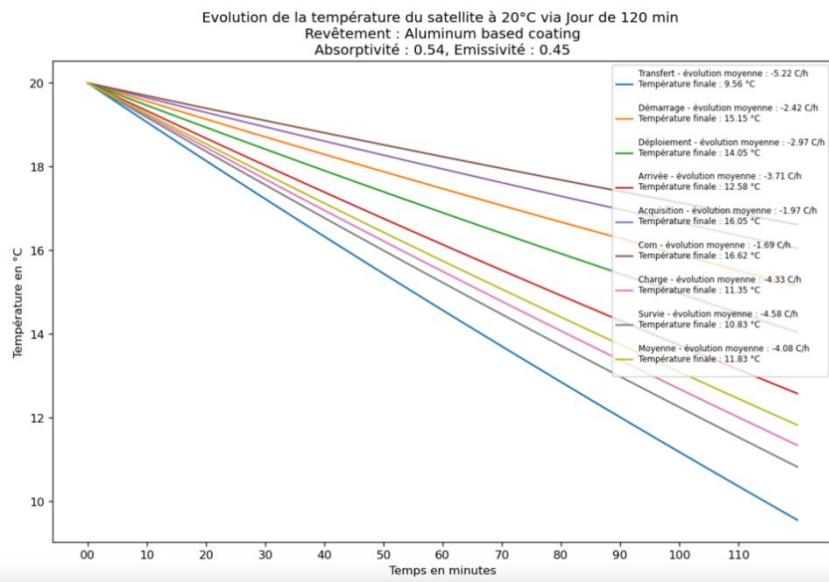


Figure 108 Test Aluminium based coating

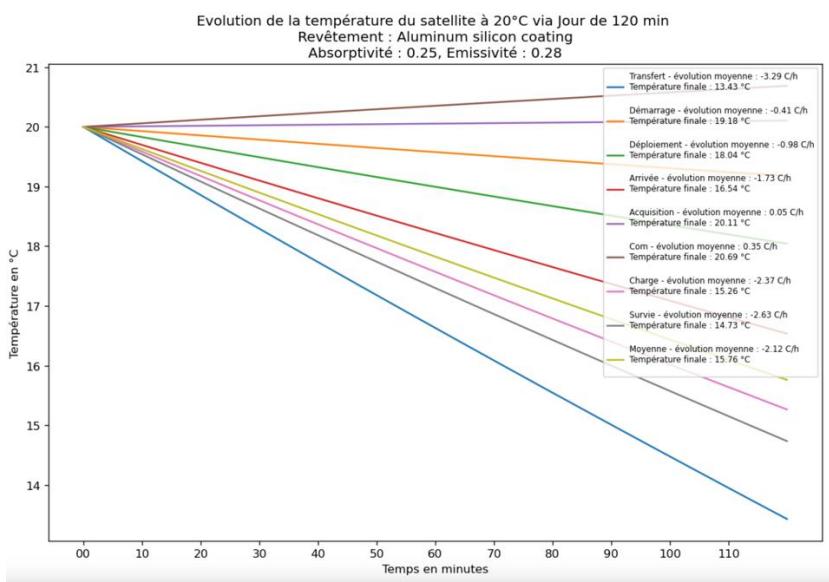


Figure 109 Test Aluminium silicon coating