

PROJET DE DIPLÔME

PROJET D'UN NANOSATELLITE
ORBITANT LA LUNE

SECTION MICROTECHNIQUE 2011

Diplômant :

Pierre-Laurent DUC
Étudiant TIN
HEIG-VD

Responsable :

Lorenzo ZAGO
Professeur
HEIG-VD

12 août 2011

Remerciements

Je tenais à remercier dans un premier temps mon professeur responsable M. Lorenzo Zago pour ses conseils ainsi que sa disponibilité tout au long du travail de diplôme.

Je remercie infiniment mes parents ainsi que ma copine pour leur soutien de tous les jours et ceci depuis de nombreuses années ainsi que pour leurs nombreuses relectures.

Je remercie également toute la classe de microtechnique pour ces trois années passées dans la bonne humeur.

Résumé

Ce travail de diplôme se présente comme une suite au projet Swissscube mené par le *Space Center* de l'EPFL en collaboration avec d'autres institutions académiques suisses. Le projet traité dans ce dossier s'annonce ambitieux et motivant aux vues du but final de la mission. Cet objectif est d'atteindre une orbite lunaire avec un nanosatellite ne disposant que de quelques kilogrammes de carburant.

Cette étude doit permettre d'amener des éléments permettant de juger de la faisabilité du projet. Ce dossier contient, dans une première partie, une étude préliminaire concernant la mécanique orbitale ainsi que les systèmes spatiaux existants. Ceci de manière à pouvoir ensuite, dans une deuxième partie, étudier un modèle théorique simplifié et le vérifier par simulation.

Diplôme 2011

Projet d'un nanosatellite orbitant la Lune

Cahier des charges

- Complément de formation et recherche documentaire sur la mécanique orbitale, les nanosatellites et les lanceurs, ainsi que sur la méthodologie et l'organisation des projets spatiaux.
- Familiarisation avec le programme Orbiter (<http://orbit.medphys.ucl.ac.uk>).
- Identification des exigences techniques (spécifications) et conception du schéma fonctionnel d'un nanosatellite avec tous ses systèmes structurels, mécaniques, détection et contrôle d'attitude, propulsion, communication, électronique et logiciel.
- Conception générale et design CAO.
- Conception du système de propulsion et des alternatives possibles. Description et quantification des principales caractéristiques et performances du nanosatellite.
- Etude et optimisation des trajectoires possibles en fonction des conditions de mise en orbite par le lanceur. Finalisation des exigences concernant le système de contrôle d'attitude.
- En parallèle avec les deux chapitres précédents : réalisation d'un modèle de la mission avec Orbiter et d'une vidéo 3D à des fins de relations publiques.
- Définition préliminaire du plan de développement et d'une estimation budgétaire.
- Dans la mesure du temps disponible : étude et évaluation des options techniques pour les systèmes de communication et de contrôle d'attitude.
- Rapports intermédiaires et finaux.

Le candidat :

Pierre-Laurent Duc



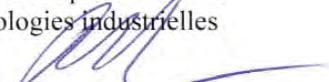
Le professeur responsable :

Lorenzo Zago



Le chef du département des
Technologies Industrielles

Prof. Michel Etique



Yverdon-les-Bains, le 18 juillet 2011

Table des matières

1	Introduction	1
2	État de l'art	3
2.1	Mécanique orbitale	3
2.1.1	Lois de Newton sur la mécanique orbitale	3
2.1.2	Les lois de Kepler	4
2.1.3	Introduction sur les orbites	5
2.1.4	Relations angles, vitesses, temps	8
2.2	Les nanosatellites	11
2.2.1	Évolution technologique	11
2.2.2	Systèmes existants	12
3	Objectifs et mission proposée	17
3.1	Objectifs et description de la mission	17
3.2	Déroulement de la mission	17
4	Conception et modélisation	21
4.1	Représentation schématique du satellite	21
4.2	Descriptions des différents modules	23
4.2.1	Système de contrôle d'attitude	23
4.2.1.1	Détermination de l'attitude	24
4.2.1.2	Contrôle de l'attitude	25
4.2.1.3	Gestion logicielle	26
4.2.2	Système de propulsion	27
4.2.2.1	Principe physique des moteurs spatiaux	27
4.2.2.2	État de l'art et composition des moteurs spatiaux	30
4.2.3	Système d'alimentation	35
4.2.4	Système de traitement des données	37
4.2.5	Système de communication	37
4.2.6	Module d'instrumentation - Charge utile	37
4.2.7	Système de contrôle de température	38
4.2.8	Structure du satellite	38
4.2.9	Système de largage	40
4.3	Modélisation volumique du satellite	41
4.3.1	Choix des composants	41
4.3.2	Disposition des modules	45
4.3.3	Budget masse, puissance	46

5	Modèle et simulation théoriques	49
5.1	Description générale des orbites	49
5.1.1	Première phase : Synchronisation	49
5.1.2	Deuxième phase : Voyage	50
5.1.3	Troisième phase : Transfert	51
5.1.4	Quatrième phase : Orbite lunaire	53
5.2	Simulation analytique	53
5.2.1	Définition du modèle	53
5.2.2	Paramètres et configuration planaire	54
5.2.3	Calculs et optimisation	54
5.2.3.1	Trajectoire de transfert	54
5.2.3.2	Consommation en carburant/comburant	58
6	Simulation spatiale avec <i>Orbiter 2010</i>	61
6.1	Conception du modèle	61
6.1.1	Modélisation du satellite en trois dimensions	61
6.1.2	Programmation Orbiter	62
6.2	Simulation et observations	62
6.2.1	Validation du modèle et premières observations	62
6.2.2	Description des manoeuvres	63
6.2.3	Remarques et observations	64
7	Conclusion	67
A	Fiches techniques	I
A.1	Propulseur 10 [N] à ergols liquides	I
A.2	<i>Electrical Power System</i>	VII
A.3	Batterie Lithium-polymère	IX
A.4	Cellule photovoltaïque triple jonction	XI
A.5	Émetteur-Récepteur S-Band	XIII
A.6	Antenne	XIV
A.7	Ordinateur de bord	XV
A.8	Sonde de température	XVI
A.9	<i>Sunsensor</i>	XVII
A.10	<i>Miniature Star Tracker</i>	XVIII
A.11	<i>Inertial Measurement Unit</i>	XX
A.12	Module de roues à réaction	XXI
A.13	Nanocaméra	XXII
B	Code <i>Matlab</i>	XXXI
C	Fichiers de programmation <i>Orbiter 2010</i>	XXXIX
C.1	Fichier de scénario	XXXIX
C.2	Fichier de configuration	XLI
D	Données de simulation	XLV

Table des figures

2.1	Schéma d'un satellite possédant une vitesse \mathbf{v} et étant soumis à la force de gravitation terrestre \mathbf{F} .	4
2.2	Représentation d'une orbite elliptique avec ses points extrêmes.	6
2.3	Situation vectorielle sur une orbite. [1]	7
2.4	Situation vectorielle décomposée. [1]	7
2.5	Représentation des différents angles présents dans une définition d'orbite.	8
2.6	Illustration de la station spatiale internationale	11
2.7	Illustration du Delfi-C3	12
2.8	Illustration du Swisscube	13
2.9	Illustration du TUGSAT-1	14
2.10	Illustration de l'intérieur du ESMO	15
3.1	Situation des différents plans par rapport à la Terre (Vue de face)	18
3.2	Phase n°1 : Synchronisation sur une orbite de transfert géostationnaire	18
3.3	Phase n°2 : Voyage sur une orbite équatoriale étendue	19
3.4	Phase n°3 : Transfert vers la Lune (Vue en perspective)	20
3.5	Phase n°3 : Transfert vers la Lune (Vue de gauche d'une position sur l'équateur)	20
3.6	Phase n°4 : Mise en orbite autour de la Lune	20
4.1	Arborescence du système	21
4.2	Schéma bloc du satellite	22
4.3	Représentation graphique de l'orientation du satellite	23
4.4	Photographies de deux senseurs solaires de chez <i>Comtech AstroAero</i>	24
4.5	Photographies du capteur stellaire miniature avec et sans déflecteur de chez <i>Comtech AstroAero</i>	25
4.6	Photographie d'une IMU pour nanosatellite de chez <i>Tethers Unlimited Inc.</i>	25
4.7	Photographie de roues à réaction de chez <i>Sinclair Interplanetary</i>	26
4.8	Représentation schématique d'un moteur à ergols liquides	31
4.9	Conception schématique d'un propulseur à ergols solides	32
4.10	Conception schématique d'un propulseur hybride	32
4.11	Générateur de gaz	34
4.12	Combustion étagée	35
4.13	Expanseur	35
4.14	Représentation du spectre solaire	36
4.15	Caméra miniature de chez <i>GOMspace</i> intégrable à un nanosatellite	38
4.16	Vue en perspective des différentes formes de structures analysées	39
4.17	Projections des trois configurations	39
4.18	Système de déploiement d'un <i>cubesat</i> de trois unités	40
4.19	Dimensions du propulseur 10 [N] à ergols liquides	41

4.20	Représentation du module de propulsion	42
4.21	Capsule de CO_2	42
4.22	Représentation de deux éléments qui composent le système de contrôle d'attitude	43
4.23	Représentation 3D de l'émetteur récepteur	43
4.24	Représentation 3D de l'ordinateur de bord	44
4.25	Représentation 3D de la NanoCaméra	44
4.26	Représentation 3D de l'EPS et des batteries	45
4.27	Différentes vues de la construction interne du satellite	45
4.28	Disposition des modules à l'intérieur du satellite	46
5.1	Situation vectorielle pour un changement de plan à 90°	51
5.2	Angle séparant le plan de l'équateur du plan de la Lune	52
5.3	Situation vectorielle pour un changement de plan à 55.7°	52
5.4	Variation de vitesse à apporter après inclinaison en fonction de l'angle	56
5.5	Variation de vitesse à apporter pour l'inclinaison du plan en fonction de l'angle	56
5.6	Variation de vitesse à apporter pour l'inclinaison du plan en fonction de l'angle	57
5.7	Optimisation de l'erreur sur la vitesse de transfert tangentielle	57
6.1	Vues en perspectives du modèle créé avec <i>Anim8or</i>	62
6.2	Le J.V.-Sat proche de son périégée en orbite GTO	63
6.3	Situation des orbites GTO et étendue autour du Soleil selon la période de l'année	65
6.4	Le J.V.-Sat en orbite lunaire stable	66

Liste des tableaux

2.1	Liste non-exhaustive de satellites appartenant pour la plupart à la classe des nanosatellites.	16
4.1	Budget de masse et de puissance du J.V.-Sat	48
5.1	Liste des paramètres orbitaux généraux	54
5.2	Liste des caractéristiques utiles du moteur d'apogée	58
6.1	Liste des manoeuvres faites dans <i>Orbiter 2010</i>	64

Chapitre 1

Introduction

En 1869, Jules Vernes publie son roman « Autour de la Lune ». Cent quarante-deux années plus tard l'idée d'un projet académique ayant pour but d'atteindre une orbite lunaire avec un nanosatellite est proposé au sein de la Heig-VD. De son côté, l'Agence Spatiale Européenne (ESA) développe un projet similaire mais de plus grande envergure. L'étude proposée s'en inspire grandement au sujet de la mission. Elle en est cependant pas moins ambitieuse, tant au niveau technique qu'éducatif. Le projet proposé met en scène un satellite d'une quinzaine de kilogrammes équipé d'instruments issus de hautes technologies lui permettant de faire le voyage. En hommage à Jules Vernes et à son roman, le satellite est baptisé J.V.-Sat.

L'étude d'un satellite commence avant tout par la compréhension de l'environnement dans lequel il va évoluer ainsi que des lois auxquelles il est soumis. Le chapitre 2 traite de principes de bases de la mécanique spatiale ainsi que de l'état de l'art des micro et nanosatellites. La mission du J.V.-Sat et son déroulement sont décrits dans le chapitre 3. La conception, la modélisation CAO ainsi que le fonctionnement des différents systèmes du satellite sont exposés au chapitre 4. La conception d'un modèle théorique représentant le satellite au cours de sa mission est au coeur de cette étude. Ce modèle et les calculs qui l'accompagnent sont décrits au chapitre 5. La validation du modèle théorique va se faire avec un simulateur de vol spatial et c'est ce dont traite le chapitre 6.

Ce dossier fait office d'étude de faisabilité de la mission et du projet en général. Il sera suivi par d'autres études plus poussées sur le système et les influences de l'environnement.

Bienvenue dans la phase A du voyage vers la Lune.

Chapitre 2

État de l'art

2.1 Mécanique orbitale

2.1.1 Lois de Newton sur la mécanique orbitale

Alors que le domaine des sciences expérimentales était en plein essor, Isaac Newton, en 1685, publiait un ouvrage dans lequel il décrivait la loi qu'il avait trouvée qui unifiait la mécanique terrestre à la mécanique céleste. Cette loi permettait de justifier le phénomène de gravitation que tout corps subit sur Terre mais également d'expliquer l'interaction que les planètes ont entre elles. La loi de la gravitation universelle se formule de la façon suivante.

« Deux corps de masses quelconques m_1 et m_2 situés à une distance d l'un de l'autre s'attirent selon une force F dont l'intensité est proportionnelle au produit de leurs masses et inversement proportionnelle au carré de la distance entre leurs centres. »

Il intervient en plus dans cette loi une constante de gravitation universelle nommée G qui vaut $6.67 \cdot 10^{-11} [N \cdot m^2 \cdot kg^{-2}]$. Les premières mesures de cette constante ont été faites plus d'un siècle après la découverte de Newton qui n'avait pas pu vérifier ses travaux expérimentalement entre autre à cause de la nécessité d'avoir une des deux masses très grande pour obtenir un résultat. C'est en 1982 que Gabriel G. Luther et William R. Towler obtenaient la valeur actuelle de G citée plus haut. La relation finale de la loi de la gravitation universelle selon Newton peut donc être écrite de la manière suivante :

$$F = G \cdot \frac{m_1 \cdot m_2}{d^2} [N] \quad (2.1.1)$$

Par cette loi de gravitation universelle, il vient la convention selon laquelle la Terre ou un corps céleste quelconque possède un champ de gravité. Comme exemple, le champ de gravité terrestre se calcule grâce à la loi (2.1.1) combinée à la deuxième loi de Newton, soit que la force à laquelle est soumise un objet de masse m est égale au produit de cette masse et de l'accélération a de celui-ci.

Selon la situation exposée à la figure 2.1, un satellite de masse m_s est soumis à l'attraction de la Terre et donc est attiré vers celle-ci avec une accélération a_s . En mettant en équation cet exemple, cela donne :

$$F = G \cdot \frac{M_T \cdot m_s}{(R_T + h)^2} = m_s \cdot a_s [N] \quad (2.1.2)$$

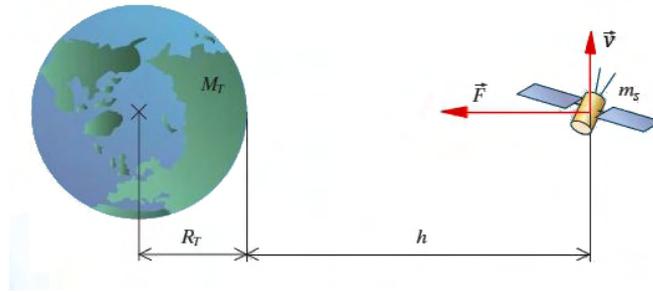


FIGURE 2.1 – Schéma d'un satellite possédant une vitesse \mathbf{v} et étant soumis à la force de gravitation terrestre \mathbf{F} .

Après simplification et en remplaçant a_s , ne dépendant pas de la nature de l'objet, par une variable représentant la valeur du champ de gravité g_h à une hauteur h , il en ressort :

$$g_h = G \cdot \frac{M_T}{(R_T + h)^2} [m \cdot s^{-2}] \quad (2.1.3)$$

Il faut cependant préciser que le rayon de la Terre R_T varie en fonction de la latitude car la planète n'est pas une sphère parfaite et que le rayon aux pôles est inférieur à celui de l'équateur d'environ 21.3 [km] ce qui occasionne une diminution de la gravité à l'équateur d'environ 0.66 [$m \cdot s^{-2}$] par rapport aux pôles¹. De plus l'accélération centripète de la Terre en rotation sur elle-même a moins d'effet à l'équateur et fait varier l'intensité du champ gravitationnel d'une valeur plus faible de 0.034 [$m \cdot s^{-2}$]. Cette diminution n'est cependant pas perceptible. Pour le calcul de l'intensité du champ de gravité en tous lieux géographiques une formule générale qui tient compte de la latitude λ et de l'altitude h a été mise au point, elle est donnée ici pour information² :

$$g = 9.780318 \cdot \left(1 + 5,3024 \cdot 10^{-3} \cdot \sin^2(\lambda) + 5.9 \cdot 10^{-6} \cdot \sin^2(2\lambda) - 3.15 \cdot 10^{-7} \cdot h \right) \quad (2.1.4)$$

2.1.2 Les lois de Kepler

A l'aube du XVII^e siècle, l'astronome allemand Johannes Kepler (1571-1630), et à la suite de ses observations sur la planète Mars mettait au point les lois fondamentales sur le mouvement des planètes. À l'époque, Kepler intervient avant que la loi de la gravitation soit découverte par Newton. Sa connaissance du phénomène de l'attraction des corps célestes entre eux est donc erronée. Cela ne l'a cependant pas empêché de découvrir des principes fondamentaux qu'il a formulés en trois lois.

La première loi de Kepler stipule que la trajectoire d'une planète se fait dans un plan et que son orbite est de forme elliptique dont l'un des foyers est occupé par le soleil. De manière générale l'excentricité des orbites des planètes du système solaire est très faible et donc celles-ci s'apparentent fortement à des cercles.

La deuxième loi de Kepler quant à elle spécifie que le segment de droite reliant le Soleil à la planète balaie des aires égales pour des temps de parcours égaux. Il en ressort donc que plus la planète sera éloignée du Soleil plus sa vitesse tangentielle à son orbite sera faible et inversement.

1. Les valeurs numériques utilisées pour ces calculs sont issues des formulaires et tables CRM [3]

2. Source [3]

La troisième loi de Kepler s'étend sur la relation entre les paramètres d'ellipse et la période de révolution d'une planète sur son orbite. « Pour toutes les planètes, le rapport du cube du demi grand axe a et du carré de la période de révolution T est le même ». Par la suite cette loi sera liée aux grandeurs gravitationnelles.³

Ces lois ont été formulées pour les relations entre astres cependant elle sont également valables pour tout corps orbitant dans l'espace.

2.1.3 Introduction sur les orbites

La deuxième loi de Kepler décrit la variation de vitesse d'un corps lors de son parcours sur son orbite et ainsi qu'une variation de son accélération gravitationnelle. Ce sont ces phénomènes qui vont permettre à des satellites ou autres instruments spatiaux de pouvoir changer l'allure de leurs orbites. La possibilité de rendre une orbite circulaire à une certaine distance de la Terre est exploitée par les satellites de communication placés en orbite géostationnaire par exemple ou au contraire, il est possible de rendre une orbite encore plus elliptique pour s'éloigner fortement de la Terre voire même totalement échapper à son attraction.

Les orbites sont toutes situées dans différents plans auxquels appartiennent également les corps célestes respectifs à chaque orbite. Le plan de référence principal est le plan dans lequel la Terre orbite autour du soleil, il est appelé plan écliptique. Il a été observé que les planètes du système solaire gravitent approximativement toutes dans ce plan à l'exception de Mercure et de Pluton qui orbitent sur des plans inclinés de plus de 5° par rapport à l'écliptique.

Une orbite contient quatre points spécifiques, le périégée, l'apogée, le point nodal montant et le point nodal descendant. Le périégée est le point de l'orbite le plus proche de la planète, c'est à ce point que le satellite possède la vitesse la plus élevée. Inversement l'apogée est le point le plus éloigné de la planète est en ce point la vitesse du satellite est minimale. Les points nodaux eux sont situés sur la ligne nodale qui est l'intersection du plan de l'orbite du satellite et d'un autre plan (écliptique, équatorial ou d'orbite d'un astre). Les termes montant et descendant signifient qu'à partir de ce point, et parcourant l'orbite, le satellite se situe en dessus du plan de référence respectivement en dessous de celui-ci. Tout changement d'orbite se traduit par un changement de vitesse et donc un apport d'énergie à l'un de ces points dans le but d'économiser un maximum de carburant. Plus précisément, si le but est d'augmenter l'excentricité de l'orbite et donc de s'éloigner du corps de référence, il faudra augmenter la vitesse tangentielle au périégée et inversement si l'objectif est de se rapprocher de l'astre. Si par contre le but est de rendre l'orbite circulaire, il faudra procéder à une augmentation de vitesse à l'apogée. Les endroits les plus propices pour changer l'inclinaison d'un plan d'orbite sont les deux points nodaux cependant ces manoeuvres sont très coûteuses en carburant.

Les mouvements orbitaux sont en fait une application du « problème des deux corps » qui interfèrent l'un sur l'autre et vice et versa. Dans le cas d'un satellite autour d'une planète, la masse du satellite est négligeable et donc son influence sur le mouvement de la planète aussi. C'est pour cela que la planète est considérée comme immobile par rapport au satellite et que c'est celui-ci qui tourne autour.

Une orbite se caractérise avant tout par son excentricité e . Celle-ci donne l'allure de l'orbite, si elle est nulle l'orbite est parfaitement circulaire alors que si l'excentricité est comprise entre 0 et 1 la trajectoire est elliptique. Il y a encore deux autres cas où l'excentricité est égale

3. $\frac{a^3}{T^2} = G \cdot \frac{M + m}{4 \cdot \pi^2} = cst$, avec M la masse du soleil et m la masse planétaire en [kg].

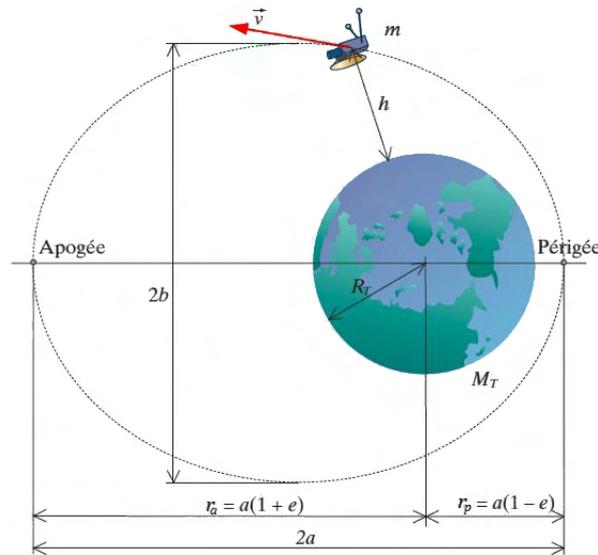


FIGURE 2.2 – Représentation d'une orbite elliptique avec ses points extrêmes.

à 1 ce qui décrit une orbite parabolique et finalement si elle est plus grande que 1, l'orbite a un caractère hyperbolique. Dans ce travail seule une excentricité comprise entre 0 et 1 est intéressante car uniquement les orbites elliptiques permettent de voyager autour du corps de référence. Le deuxième paramètre le plus important d'une orbite est symbolisé par la lettre a et est appelé le demi-grand axe de l'orbite. Il définit la taille absolue de l'orbite et n'a de sens que pour des orbites elliptiques ou circulaires ($a = \infty$ dans les deux autres cas). Soit r_p le rayon du foyer de référence au périhélie et r_a le rayon du même foyer à l'apogée, alors :

$$a = \frac{r_p + r_a}{2} [m] \quad (2.1.5)$$

Grâce à ces deux paramètres il est possible de décrire toutes les allures des ellipses. On pourrait encore citer b le demi-petit axe de l'ellipse qui est une fonction de a et e :

$$b = a\sqrt{1 - e^2} [m] \quad (2.1.6)$$

Ceci est vrai concernant l'ensemble des ellipses cependant les trajectoires orbitales sont des ellipses bien particulières. Elles sont influencées par la nature du corps autour duquel elles sont décrites. C'est ici que le monde algébrique des ellipses est lié à la mécanique newtonienne par la loi de la gravitation. C'est pourquoi il a fallu d'autres paramètres permettant de compléter la définition des orbites. Premièrement, il y a le paramètre gravitationnel μ qui dans le cas d'un système de deux corps est :

$$\mu = G(m_1 + m_2) [N \cdot m^2 \cdot kg^{-1}] \quad (2.1.7)$$

mais dans le cas où la masse du satellite est négligée devient :

$$\mu = G \cdot M [N \cdot m^2 \cdot kg^{-1}] \quad , \text{ où } M \text{ est la masse de la planète} \quad (2.1.8)$$

Il faut encore considérer le moment angulaire \mathbf{h} du satellite⁴ qui est constant sur toute la trajectoire et qui permet de lier le tout avec les vitesses. Les situations sont illustrées aux figures 2.3 et 2.4.

4. \mathbf{h} est le produit vectoriel du rayon vecteur avec le vecteur vitesse : $\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$

Remarque de notation : Un vecteur est noté en gras alors que sa norme ne l'est pas.

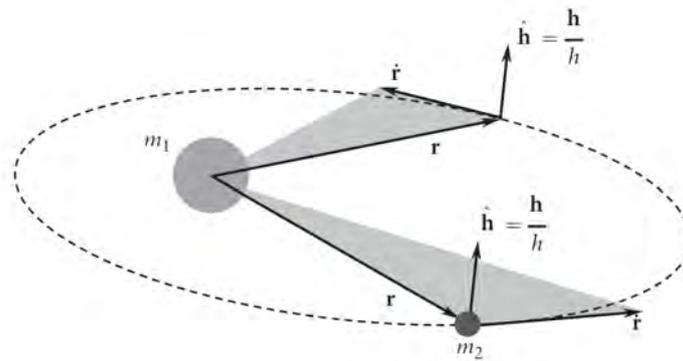


FIGURE 2.3 – Situation vectorielle sur une orbite. [1]

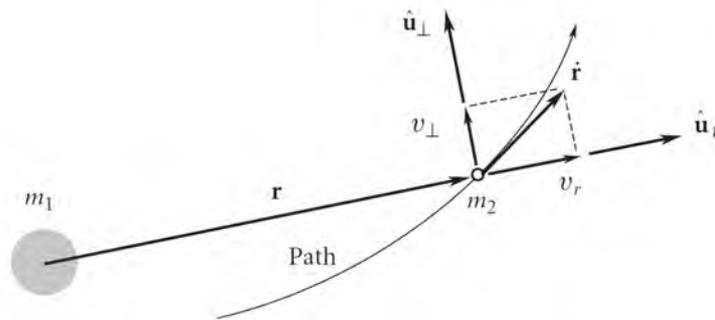


FIGURE 2.4 – Situation vectorielle décomposée. [1]

L'expression de h est donnée sans démonstration et vaut :

$$h = r \cdot v_{\perp} \text{ [Nm} \cdot \text{kg}^{-1}] \quad (2.1.9)$$

Finalement, on peut définir un paramètre d'orbite p qui regroupe le tout et qui est exprimé comme suit.

$$p = \frac{h^2}{\mu} \text{ [m]} \quad (2.1.10)$$

Il ne manque rien pour définir une orbite dans le plan cependant l'espace est vaste et tous les corps célestes n'orbitent pas dans le même plan. La figure 2.5 illustre les différents angles nécessaires pour situer une orbite dans l'espace par rapport à une référence.

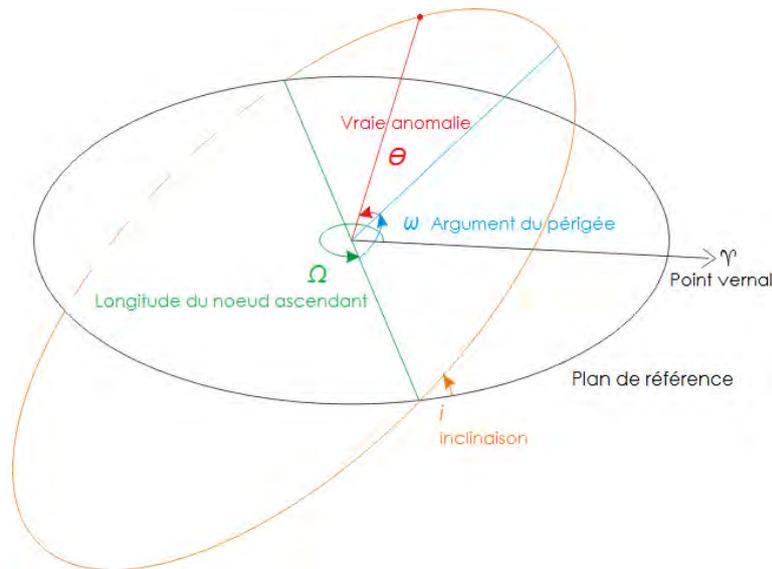


FIGURE 2.5 – Représentation des différents angles présents dans une définition d'orbite.

L'orbite est orientée par trois angles, dont la référence est le foyer de l'ellipse et le sens positif trigonométrique, qui sont l'inclinaison, la longitude du noeud ascendant et l'argument du périégée. Ils sont complétés par le point vernal qui oriente de manière fixe tout le référentiel.

- L'inclinaison i est l'angle compris entre 0° et 180° que fait le plan de l'orbite avec le plan de référence.
- La longitude du noeud ascendant Ω est l'angle entre la direction du point vernal et la ligne des noeuds du côté ascendant de l'orbite.
- L'argument du périégée ω est l'angle entre la ligne nodale côté ascendant et le rayon vecteur du périégée.
- La vraie anomalie θ est l'angle parcouru par le satellite depuis le périégée.
- Le point vernal Υ est le noeud ascendant de l'orbite apparente du soleil par rapport à l'équateur céleste. Il peut aussi être décrit comme étant le point où passe le soleil à l'équinoxe de printemps. C'est une direction qui reste fixe dans des temps courts. La direction vernale est définie par l'intersection entre le plan équatorial et l'écliptique. Elle varie lentement avec la précession de la Terre qui est le changement de direction de l'axe de rotation de cette dernière connu aussi sous le nom de rotation des équinoxes. L'axe de la Terre met environ 25'800 ans pour effectuer une précession complète.

Le satellite se déplace sur son orbite de manière bien particulière. Sa trajectoire est connue mais il serait intéressant de connaître sa position en fonction de l'angle, du temps ou encore sa vitesse en différents points.

2.1.4 Relations angles, vitesses, temps

Le satellite parcourt son orbite avec une variation de vitesse non-linéaire. De plus, l'attraction que la Terre produit sur lui diminue également de manière non-linéaire avec la distance qui les sépare. Le développement des relations vectorielles⁵ issues de la deuxième loi de Kepler amène à une relation liant les différents paramètres définis dans la section 2.1.3 avec l'angle θ qu'a le satellite avec la direction du périégée ou sa vraie anomalie. Cette relation est la

5. Explication dans le [Howard Curtis]

suivante :

$$r(\theta) = \frac{h^2}{\mu} \cdot \frac{1}{1 + e \cos \theta} = \frac{p}{1 + e \cos \theta} [m] \quad (2.1.11)$$

Ceci est l'équation d'orbite et elle définit le chemin que le satellite emprunte autour d'une planète. Cette équation ne tient en aucun cas compte des perturbations que pourrait produire la lune ou un autre corps céleste sur le satellite.

De manière particulière on peut donner l'expression des deux distances r_p et r_a dont les valeurs d'angle sont 0° respectivement 180° .

$$r_p = \frac{h^2}{\mu} \cdot \frac{1}{1 + e} [m] \quad (2.1.12)$$

$$r_a = \frac{h^2}{\mu} \cdot \frac{1}{1 - e} [m] \quad (2.1.13)$$

Dans le cas d'un mouvement circulaire, la vitesse tangentielle du satellite, exprimée par la relation $v = r\dot{\theta}$ avec $\dot{\theta}$ la vitesse angulaire, est égale à la vitesse normale au vecteur position v_\perp . Dans le cas d'une trajectoire elliptique cette vitesse n'est qu'une composante de la vitesse réelle du satellite mais se calcule de la même manière. Ceci est visible sur la figure 2.4. Il en ressort donc :

$$v_\perp = r\dot{\theta} [m/s] \quad (2.1.14)$$

Par substitution dans l'équation 2.1.9 on obtient le moment spécifique angulaire en terme de vitesse angulaire, cela donne :

$$h = r^2\dot{\theta} [Nm \cdot kg^{-1}] \quad (2.1.15)$$

Un point intéressant serait de connaître la vitesse réelle en fonction de la vraie anomalie θ et pour ce faire l'expression en fonction de θ de chaque composante de $\dot{\mathbf{r}}$. Pour connaître l'expression de v_\perp il suffit de substituer r de l'équation (2.1.9) par son expression (2.1.11), et donc :

$$v_\perp = \frac{\mu}{h} \cdot (1 + e \cos \theta) [m/s] \quad (2.1.16)$$

La composante radiale de la vitesse est donnée par la dérivée au cours du temps de r et il vient après simplification :

$$v_r = \frac{\mu}{h} \cdot e \sin \theta [m/s] \quad (2.1.17)$$

L'expression finale de la vitesse tangentielle $\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}_t$ par le théorème de Pythagore est :

$$v_t = \sqrt{v_\perp^2 + v_r^2} [m/s] \quad (2.1.18)$$

Les vitesses tangentielles au périégée et à l'apogée peuvent être calculées à l'aide de la relation (2.1.9) qui est valable car la composante radiale est nulle à ces points. Ces formules peuvent être remaniées pour s'écrire comme suit :

$$v_p = \sqrt{\frac{\mu}{a} \cdot \frac{r_a}{r_p}} \quad (2.1.19)$$

$$v_a = \sqrt{\frac{\mu}{a} \cdot \frac{r_p}{r_a}} \quad (2.1.20)$$

Il est également possible de considérer la situation en terme d'énergie. Dans l'espace, l'énergie

orbitale est conservée lors du parcours d'une orbite et, comme sur Terre, elle est constituée d'une composante cinétique et d'une composante potentielle. On trouve ε l'énergie totale par unité de masse qui est une constante et vaut :

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} [J/kg] \quad (2.1.21)$$

avec $v^2/2$ sa composante cinétique et $-\mu/r$ sa composante potentielle. Étant donné que l'énergie ε est constante il est possible de l'évaluer à un point connu comme par exemple le périégée pour obtenir sa valeur. L'énergie spécifique peut également être écrite en fonction des constantes orbitales μ , h et e .

$$\varepsilon = -\frac{1}{2} \cdot \frac{\mu^2}{h^2} \cdot (1 - e^2) [J/kg] \quad (2.1.22)$$

Dans le cas d'une orbite elliptique, la distance entre le périégée et l'apogée vaut $2a$ ainsi :

$$2a = r_p + r_a [m] \quad (2.1.23)$$

En substituant les équations (2.1.12) et (2.1.13) à l'équation (2.1.23) cela donne :

$$a = \frac{h^2}{\mu} \cdot \frac{1}{1 - e^2} [m] \quad (2.1.24)$$

Par comparaison entre les équations (2.1.22) et (2.1.24), on obtient finalement :

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a} [J/kg] \quad (2.1.25)$$

L'énergie spécifique d'une orbite ne dépend donc que de l'ampleur de son demi-grand axe et non de son excentricité. En d'autres termes, toute orbite possédant le même grand axe a la même énergie spécifique.

À noter que l'énergie proprement dite d'un satellite de masse m_1 se calcule par le produit :

$$E = m_1 \cdot \varepsilon [J] \quad (2.1.26)$$

Après manipulation, la seconde loi de Kepler⁶ dit que la variation de l'aire parcourue au court du temps dA/dt vaut $dA/dt = h/2$. Cette relation étendue à un intervalle de temps plus grand donne :

$$\Delta A = \frac{h}{2} \cdot \Delta t \quad (2.1.27)$$

En définissant l'aire parcourue à l'ensemble de l'ellipse, le temps de parcours est égal à la période T . Sachant que l'aire d'une ellipse se calcule par la relation $A = \pi ab$, on obtient :

$$T = \frac{2\pi ab}{h} [s] \quad (2.1.28)$$

En remplaçant a et b par leurs expressions en (2.1.24) et (2.1.6) et en simplifiant, il vient finalement :

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} \cdot a^{3/2} [s] \quad (2.1.29)$$

6. Précision dans [1] p.44.

2.2 Les nanosatellites

2.2.1 Évolution technologique

Depuis les années soixante, le domaine de l'ingénierie spatiale a constamment évolué grâce au déploiement de nombreux satellites aux fonctionnalités variées (communication, télescopes). Avec l'apparition de projets de grande envergure comme la construction progressive de la Station Spatiale Internationale (*International Space Station* - ISS) en orbite basse depuis 1998, les coûts se sont révélés de plus en plus importants et le domaine spatial a dû faire face à une notion nouvelle qui n'est autre que la rentabilité. Avec l'apparition de ce souhait de produire des engins à plus faible coût une nouvelle tendance s'est amorcée, celle de la miniaturisation. Depuis, les projets se sont multipliés alors que les temps de développement et les tailles des satellites et de leurs composants diminuent. Cette miniaturisation est d'autant plus souhaitable car une réduction de taille implique une diminution de masse à la puissance trois et donc une diminution de l'énergie nécessaire à mettre ces masses en mouvement. Les progrès fait dans le domaine industriel spatial annoncent l'apparition des nanosatellites. Le terme nanosatellite fait référence à un rapport de taille et de masse avec les satellites traditionnels existants. Un nanosatellite ne dépasse généralement pas la dizaine de kilogrammes mais est néanmoins capable de satisfaire les objectifs d'une mission avec une instrumentation complète. Comme pour des satellites de plus grande envergure, les nanosatellites intègrent des modules leur permettant de déterminer et de contrôler leurs orientations (système de détermination et de contrôle d'attitude, ADCS) ou de changer leurs vitesses (module de propulsion) mais aussi des moyens de communications avec la Terre (module de transmission). Pour gérer tout ceci, il faut nécessairement une source d'énergie (modules d'alimentation) et un moyen de traiter des données (module de traitement). Il y a encore deux modules indispensables et non des moindres qui sont premièrement la structure qui doit être adaptée aux différents composants qu'elle va devoir intégrer mais aussi être construite de façon à résister aux contraintes et radiations spatiales. Finalement, il y a le module de largage qui est l'interface liant le nanosatellite au lanceur et qui doit permettre une éjection efficace du satellite dans l'espace. Tous ces modules sont plus ou moins développés selon les projets mais ce sont les modules de base qui composent les nanosatellites fonctionnels.



FIGURE 2.6 – Illustration de la station spatiale internationale

2.2.2 Systèmes existants

Plusieurs organismes ou écoles se sont lancés dans les années 2000 dans le développement de nanosatellites à buts scientifiques et éducatifs qui illustrent bien l'avancée qu'il y a eu dans ce domaine et les utilisations de chaque module. De plus, la catégorie des nanosatellites allant d'engins de 1 [kg] à 10 [kg], un standard a été développé. Une unité cubique de nanosatellite est un cube de 10 [cm] de côté ainsi, différents fournisseurs proposent des éléments standardisés pouvant s'adapter à des projets de nanosatellites d'une ou plusieurs de ces unités.

Par ordre chronologique, il y a par exemple le Delfi-C3 qui est un satellite développé par la Delft University of Technology aux Pays-Bas. Le projet a été initialisé en Novembre 2004 et avait pour but d'être un projet à faible coût et réalisé dans un laps de temps relativement court, l'objectif étant de proposer un satellite fonctionnel après deux ans de développement (lancement prévu pour juin 2007). Le Delfi-C3 a finalement été lancé en orbite héliosynchrone le 28 Avril 2008 du site de lancement indien de Sriharikota par un lanceur de satellites polaires (Polar Satellite Launch Vehicle, PSLV). Le satellite hollandais a comme particularité principale de ne pas contenir de batterie ce qui l'empêchera de fonctionner lors de ses passages en phase nocturne. Deux architectures ont été considérées lors de la conception de la commande et du traitement des données issues des sous-systèmes. Une architecture en étoile avec l'ordinateur de bord au centre et une architecture distribuée avec une topologie bus. C'est cette dernière qui a finalement été choisie car l'architecture en étoile n'était pas adaptée aux performances souhaitées. La structure du Delfi-C3 est basée sur un standard de trois unités cubiques de nanosatellite de 10 [cm³]. L'instrumentation embarquée se compose de senseurs solaires autonomes sans fil pour le ADCS et d'un émetteur-récepteur sur puce pour la transmission. En plus de cet équipement le Delfi-C3 est équipé des cellules solaires en film dont l'expérimentation est un des objectifs de la mission. Le Delfi-C3 est actuellement toujours fonctionnel en orbite basse autour de la Terre après plus de mille jours dans l'espace.

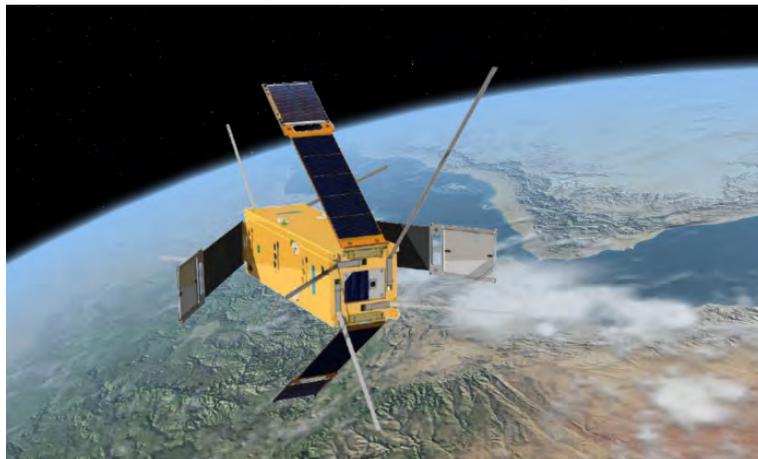


FIGURE 2.7 – Illustration du Delfi-C3

Un deuxième exemple qui peut être cité est le Swisscube qui, supervisé par le Space Center de l'EPFL, est le premier satellite suisse développé par des étudiants. C'est en 2005 que l'idée de concevoir un picosatellite (~ 1 [kg]) a germé et a permis de réaliser en quatre ans un engin de 10 [cm³] capable de mener une mission spatiale. Le 23 Septembre 2009, le satellite est mis en orbite à environ 700 [km] d'altitude par un PSLV indien. L'objectif scientifique du Swisscube est d'observer un phénomène naturel nommé *Nightglow* apparaissant à une centaine de kilomètres de la surface de la Terre. Pour ce faire le satellite emporte, en tant que

charge utile, un petit télescope permettant d'enregistrer des images du phénomène. Les autres équipements du Swisscube permettent son bon fonctionnement se regroupent en plusieurs catégories. La première est tout ce qui concerne l'apport d'énergie et l'alimentation (cellules solaires GaAs à haut rendement, batterie au Lithium-Ion). La deuxième est ce qui concerne la communication avec la station au sol (émetteur-récepteur, antennes). La troisième est relative à la structure qui doit par exemple offrir la possibilité d'intervenir facilement sur le système pour y faire des tests et bien entendu pouvoir intégrer l'instrumentation nécessaire à la mission. Un des points clé de Swisscube est sa gestion passive des flux thermiques au sein du satellite pour avoir une température ne sortant pas de la plage de fonctionnement des instruments qui va de -50 [°C] à $+60$ [°C]. La dernière catégorie est tout ce qui concerne le contrôle d'attitude du satellite. C'est à dire la détermination de son orientation et de sa position dans l'espace. Ce sous système se compose dans le cas de Swisscube de gyroscopes 3-axes, magnétomètres 3-axes et de senseurs solaires et d'un capteur de température pour compenser la dérive en température des autres capteurs. Les seuls actionneurs intégrés au Swisscube qui lui permettent de varier son attitude sont trois bobines électromagnétiques permettant de fournir un couple grâce au champ ambiant (champ magnétique terrestre).

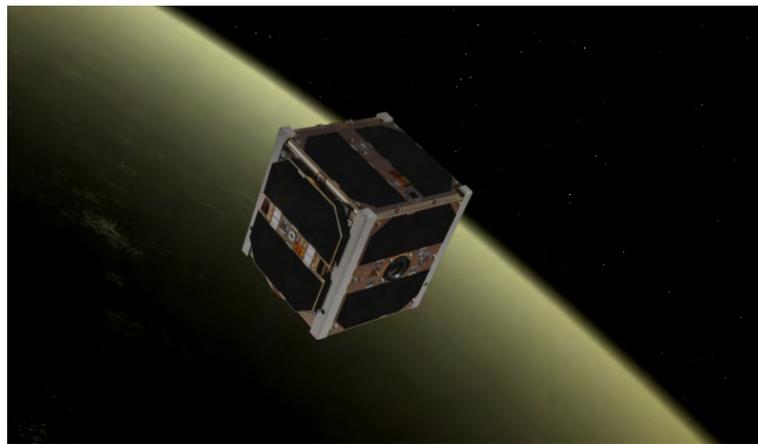


FIGURE 2.8 – Illustration du Swisscube

D'un autre côté l'Université Technique de Graz en Autriche développe en collaboration avec l'Institut d'Astronomie de l'Université de Vienne et le Space Flight Lab de l'Université de Toronto un nanosatellite d'environ 7 [kg] et de dimensions 20 [cm] x 20 [cm] x 20 [cm] dont la mise en orbite est prévue pour la fin de 2011, le TUGSAT-1. Celui-ci, en plus de son but éducatif a pour mission de permettre une étude de la luminosité des étoiles massives pour en connaître leurs tailles, âges et les compositions de leurs noyaux. Pour ce faire, une caméra haute définition est intégrée au satellite et l'accent est mis sur le système de détermination et de contrôle d'attitude qui a besoin d'orienter précisément le satellite pour pouvoir capturer des images de qualité. Celui-ci est composé d'un magnétomètre, de senseurs solaires (*sunsensors*), d'un *star tracker* pour la partie détermination et de couplages magnétiques (*magnetorquers*) et de roues à réaction (*reaction wheels*) pour la partie contrôle. L'alimentation est assurée par deux batteries Lithium-Ion qui sont chargées par des cellules solaires disposées sur les faces du TUGSAT-1. Comme pour le Swisscube le contrôle thermique de la structure est assuré de manière passive mais avec l'aide de revêtements thermiques. Concernant le module de traitement, il est divisé en trois unités dont deux redondantes assurent le contrôle d'attitude, le décodage des messages provenant la station au sol, l'envoi des données et tout ce qui concerne le fonctionnement général du satellite. Ainsi, en cas de dysfonctionnement de l'une

des deux unités le satellite reste fonctionnel. La troisième unité de traitement s'occupe de la gestion de la caméra. La communication avec la Terre est assurée par un module regroupant un émetteur-récepteur et des antennes pour la réception et l'émission de données.

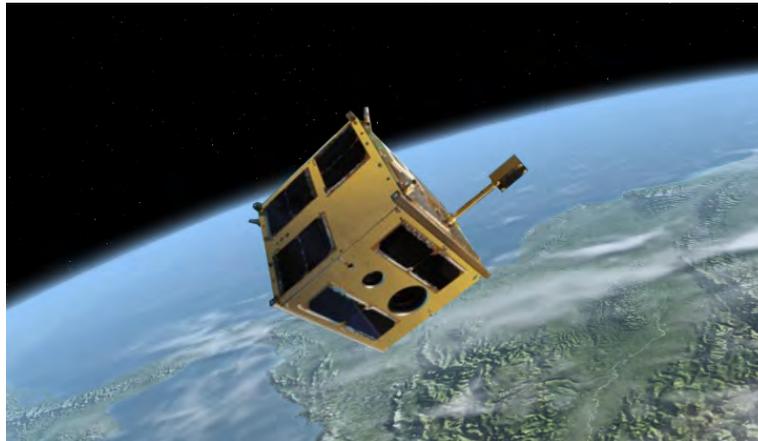


FIGURE 2.9 – Illustration du TUGSAT-1

L'agence spatiale européenne (ESA) de son côté a mis en place un projet éducatif de plus grande envergure avec un satellite nommé European Student Moon Orbiter (ESMO) dont le lancement est planifié pour le courant de 2014. ESMO est un projet regroupant quelques 250 étudiants issus de 21 hautes écoles et universités à travers l'Europe et se définit comme le premier satellite lunaire conçu et construit par des étudiants. ESMO est la troisième mission faisant partie du programme d'éducation sur les satellites de l'ESA. Basé en partie sur l'expérience acquise avec les précédents projets, ESMO a un but éducatif mais aussi orienté vers la recherche scientifique. Le satellite va permettre, une fois en orbite lunaire, d'envoyer des données relatives à des nouvelles technologies qui seront testées lors de la mission. Autour de la Lune ESMO va dans un premier temps passer environ six mois sur une orbite stable ce qui va lui permettre d'acquérir de nombreuses images d'endroits spécifiques sur la surface de la Lune. Par la suite un nanosatellite nommé Lunette va être déployé sur une orbite polaire circulaire à une centaine de kilomètres de la surface afin de cartographier le champ gravitationnel lunaire. De plus l'intégration de cellules solaires organiques va être une source supplémentaire d'expérimentations qui vont permettre de caractériser les effets de l'environnement lunaire sur les cellules. De plus un radiomètre à micro-ondes permettra de mesurer la température du proche sous-sol lunaire. L'accent du projet ESMO est donc porté sur la charge utile du satellite ce qui augmente considérablement son poids (250 [kg]) et sa taille ce qui ne le qualifie pas comme étant un nanosatellite. ESMO va entamer son voyage vers la Lune en orbite de transfert géostationnaire pour ensuite aller au point de Lagrange Terre-Soleil L1 et ensuite se diriger vers la Lune. Il a à son bord un système de propulsion à ergols liquides qui va lui permettre de modifier sa situation orbitale pendant la durée du voyage (trois mois). Associé à cela, ESMO va intégrer un système de contrôle d'attitude innovant composé de propulseurs d'attitude et de roues à réaction avec de la redondance qui permet de garantir le bon fonctionnement du système en cas de panne d'un des éléments.

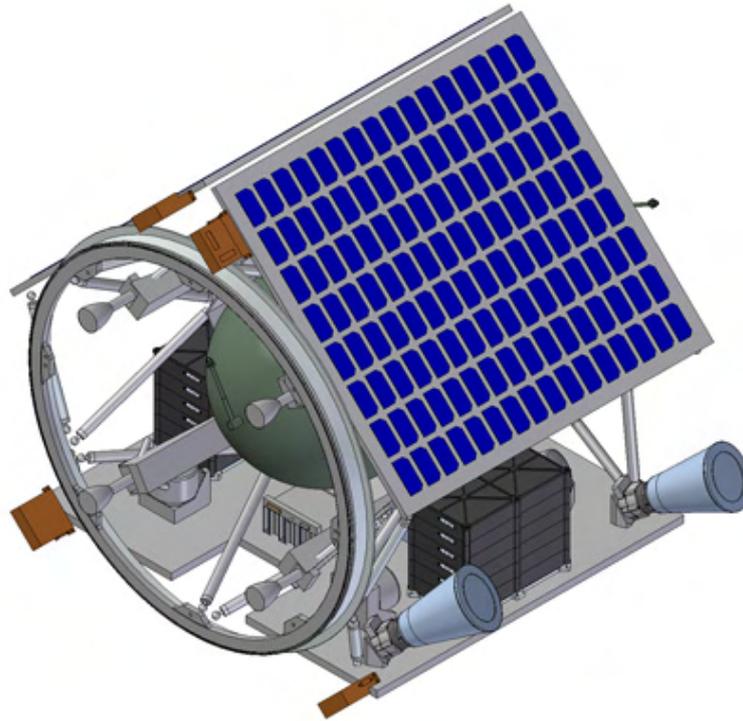


FIGURE 2.10 – Illustration de l'intérieur du ESMO

Il y a encore beaucoup d'autres projets en cours, terminés ou déjà réalisés qui peuvent être cités mais seuls quelques uns sont encore exposés dans le tableau 2.1.

Projet	Année	Dimensions	Masse	Mission
SNAP-1	2000	Ø 20 x 17.5 [cm]	6.5 [kg]	En tant que premier nanosatellite au monde avec une stabilisation 3-axes, il a pour but de démontrer les capacités de ceux-ci. Sa mission consiste à observer de manière autonome des engins spatial en orbite autour de la Terre.
Mustang-0	2004 - 2005	Ø 39 x ~420 [cm]	8.4 [kg]	Le concept de ce projet est de produire un satellite de conception simple adapté à l'expérimentation d'un capteur stellaire miniature (<i>Miniature Startracker</i> - MST)
DTUSat-2	2005	10 x 10 x 11.4 [cm]	1 [kg]	Ce projet a pour objectif de résoudre le mystère concernant la migration des oiseaux en équipant un satellite de capteur pouvant localiser des émetteurs. Ces émetteurs sont positionnés lors du bagage des animaux.
CanX-2	2008	10 x 10 x 34 [cm]	3.5 [kg]	L'objectif principal est de démontrer plusieurs technologies essentielles pour les projets qui suivront CanX-4/5.
DubaiSat-1	2006 - 2009	Ø 1.2 x 1.35 [m]	200 [kg]	En orbite héliosynchrone basse, ce satellite a pour mission de fournir des images à haute résolution multispectrales pour pouvoir ensuite être utilisées dans différentes applications. Le gouvernement de Dubaï à l'intention de les utiliser dans des domaines tels que la planification urbaine ou la prévision de catastrophes naturelles.
TIIsat-1	2005 - 2010	10 x 10 x 10 [cm]	1 kg	Les objectifs de cette mission sont de procéder à des tests concernant la dégradation des conducteurs en matériaux divers et de valider la multitechnologie.
AISSat-1	2010	20 x 29 x 40 [cm]	6 [kg]	Le but du AISSat-1 est d'améliorer la surveillance des activités maritime dans le Grand-Nord.
NEMO-AM	2012	20 x 29 x 40 [cm]	15 [kg]	L'objectif du NEMO-AM est de détecter la teneur en aérosol dans l'atmosphère avec un résolution au sol de 200 [m]

TABLE 2.1 – Liste non-exhaustive de satellites appartenant pour la plupart à la classe des nanosatellites.

Chapitre 3

Objectifs et mission proposée

Depuis la fin des années 90, les missions mettant en oeuvre des nanosatellites se sont multipliées et se révèlent toujours plus ambitieuses. La plupart de ces missions sont orientées vers des objectifs en orbite terrestre basse ou moyenne mais peu encore ne se donnent comme objectif un voyage de plus grande envergure. Avec le ESMO, l'Agence Spatiale Européenne propose un projet éducatif et scientifique ambitieux qui étend le domaine d'action des nanosatellites. À plus petite échelle, une idée a germé et le J.V.-Sat annonce une mission certes moins conséquente mais tout de même ambitieuse.

3.1 Objectifs et description de la mission

La mission principale du J.V.-Sat est de réaliser un voyage depuis une orbite terrestre jusqu'à une orbite lunaire de manière économique avec un nanosatellite et en emportant un minimum de carburant pour ne pas dépasser la quinzaine de kilogrammes. La première phase du voyage n'est autre que la mise en orbite terrestre. Cette phase est gérée extérieurement par le lanceur (Ariane 5, Soyuz, ...) et son équipe. Le J.V.-Sat n'intervient qu'une fois en orbite de transfert géostationnaire (GTO) où un système de largage va lui permettre de se séparer du lanceur. La particularité de la GTO est de se trouver sur le plan équatorial de la Terre ou proche de celui-ci et c'est donc sur cette référence que la mission se base. Le nom de cette orbite vient de l'utilité qu'elle a pour la mise en orbite géostationnaire des satellites de télécommunications qui doivent se trouver sur une orbite dont la période de révolution autour de la Terre est de vingt-quatre heures, ceci pour avoir une position stable dans le ciel et toujours avoir la même zone de couverture. Le recours obligatoire à un lanceur impose par contre quelques critères inévitables dont il faut pouvoir tenir compte. Par exemple, ni l'orbite, ni l'instant, ni la position exactes de largage ne peuvent être connus à l'avance. Le satellite doit donc être capable de se situer par rapport à la Terre, de pouvoir maîtriser son attitude et pouvoir communiquer avec un centre de commande au sol pour effectuer les différentes manoeuvres nécessaires à la mission. Les contraintes de masse liées à la conception du nanosatellite ne permettent pas forcément de profiter de la redondance de certains éléments pour gagner en fiabilité. Le défi technologique est donc également de taille. Malgré le fait que l'objectif de la mission soit le voyage en lui même, il n'est pas exclu d'intégrer, dans les limites des possibilités, un module vidéo qui donnerait un retour visuel de la mission.

3.2 Déroulement de la mission

Étant donné la faible masse du satellite, le carburant à disposition est très limité et donc toute manoeuvres superflues et coûteuses doivent être écartées. Par exemple, selon la théorie

orbitale, pour se mettre en orbite autour d'un corps stellaire, il faut premièrement se mettre dans le même plan d'orbite avant de tenter une manoeuvre d'approche. Le changement de plan qui se fait habituellement aux points nodaux est beaucoup trop coûteux en carburant et ne peut donc pas être pris en considération. Une manière économique de voyager doit être adoptée. Une fois que le J.V.-Sat s'est séparé du lanceur, sa mission à proprement dite commence et se décompose en plusieurs phases.

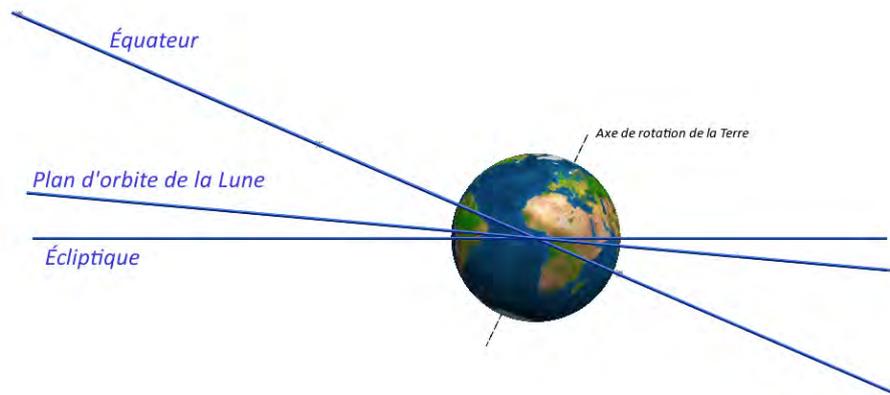


FIGURE 3.1 – Situation des différents plans par rapport à la Terre (Vue de face)

La phase n°1, synchronisation : Le J.V.-Sat se trouve en orbite de transfert géostationnaire sur un plan proche de l'équateur terrestre. Sa période de révolution sidérale est d'environ 12 heures ce qui correspond finalement à la résolution disponible pour l'approche de la Lune. Le temps de voyage entre le périégée de la GTO et l'endroit de la rencontre avec la Lune étant connu, il est possible de déterminer l'instant auquel le nanosatellite va devoir étendre son orbite lors de son passage au périégée de la GTO pour arriver dans la sphère d'influence de la Lune.

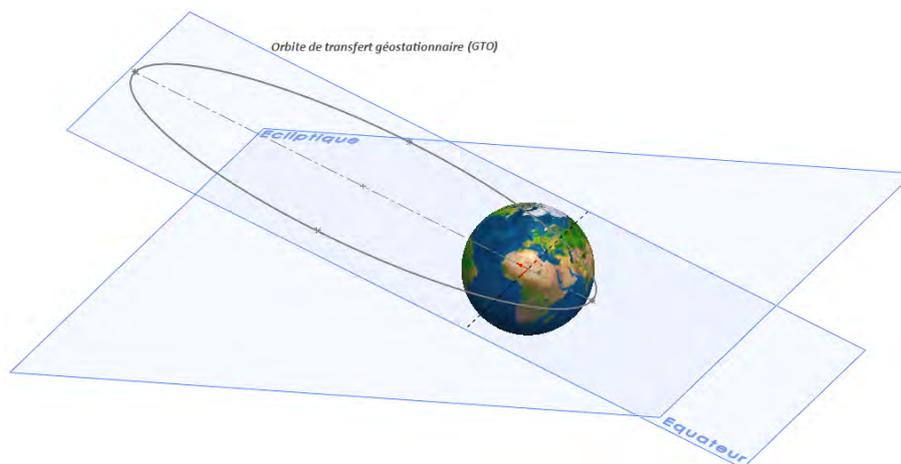


FIGURE 3.2 – Phase n°1 : Synchronisation sur une orbite de transfert géostationnaire

La phase n°2, voyage : Au périgée de la GTO et alors que les conditions de synchronisation sont satisfaites, le satellite allume son moteur pour augmenter sa vitesse tangentielle. Il éloigne ainsi l'apogée de son orbite jusqu'à environ un million de kilomètres de la surface de la Terre. Une fois que la variation de vitesse nécessaire a été apportée, le J.V.-Sat se trouve sur une orbite étendue qui se situe toujours dans le même plan que la GTO de départ mais avec une excentricité beaucoup plus élevée (proche de 1). À partir de maintenant le satellite se contente de transmettre des données à la station de contrôle au sol tout en gardant la possibilité de corriger légèrement sa trajectoire. Le voyage jusqu'à l'apogée de l'orbite étendue va durer une vingtaine de jours et il est nécessaire d'économiser au maximum le carburant pour la suite du voyage.

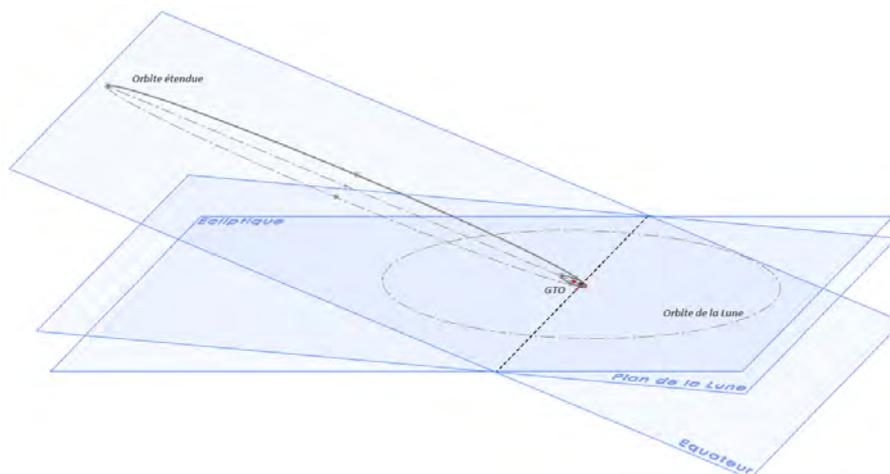


FIGURE 3.3 – Phase n°2 : Voyage sur une orbite équatoriale étendue

La phase n°3, transfert : Le satellite se trouve à l'apogée de l'orbite équatoriale étendue et à cette distance sa vitesse tangentielle n'est plus que d'une centaine de mètres par seconde ce qui permet de faire un changement radical de plan et à moindre coût. Pour incliner son plan d'orbite le satellite s'oriente perpendiculairement à son plan actuel (équatorial) et donne l'impulsion nécessaire de manière à donner un angle élevé (entre 45° et 90°) entre son vecteur vitesse et le plan équatorial de la Terre. Plus l'impulsion est prolongée, plus son orbite sera inclinée. Une fois inclinée il faut vérifier qu'elle croise bien celle de la Lune tout en tenant compte que tout changement supplémentaire de vitesse diminue la réserve de carburant disponible pour la mise en orbite autour de la Lune. La suite du voyage s'étendra également sur une vingtaine de jours et quelques corrections de trajectoire seront nécessaires.

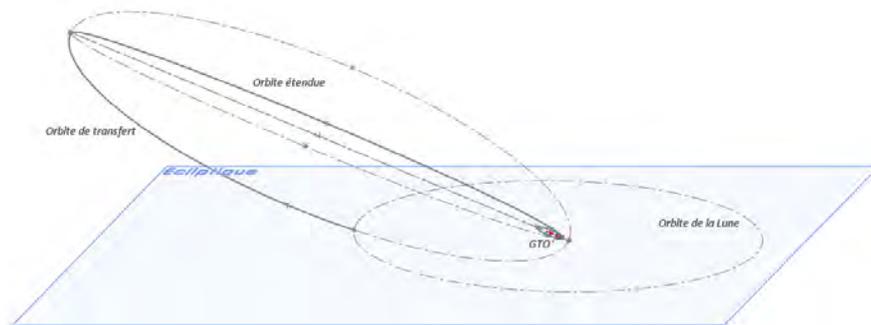


FIGURE 3.4 – Phase n°3 : Transfert vers la Lune (Vue en perspective)

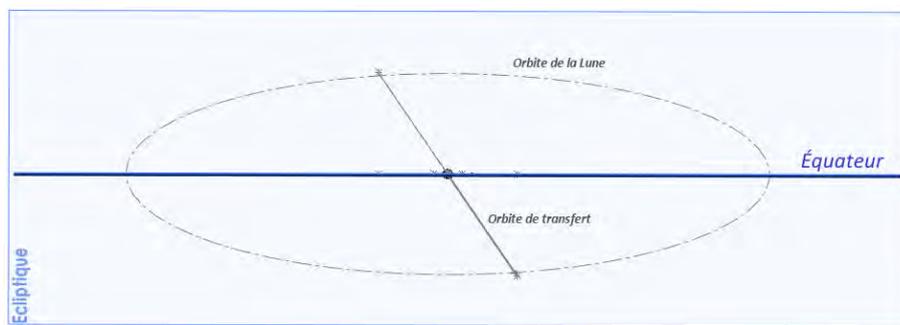


FIGURE 3.5 – Phase n°3 : Transfert vers la Lune (Vue de gauche d'une position sur l'équateur)

La phase n°4, mise en orbite lunaire : Si le satellite passe dans la sphère d'influence de la Lune et qu'il lui reste assez de carburant, toutes les conditions sont réunies pour qu'il puisse se mettre en orbite lunaire. Il va devoir se mettre dans le sens rétrograde (inverse au sens de parcours) et ainsi freiner jusqu'à ce que sa trajectoire, autour de la Lune, ait une excentricité inférieure à 1.

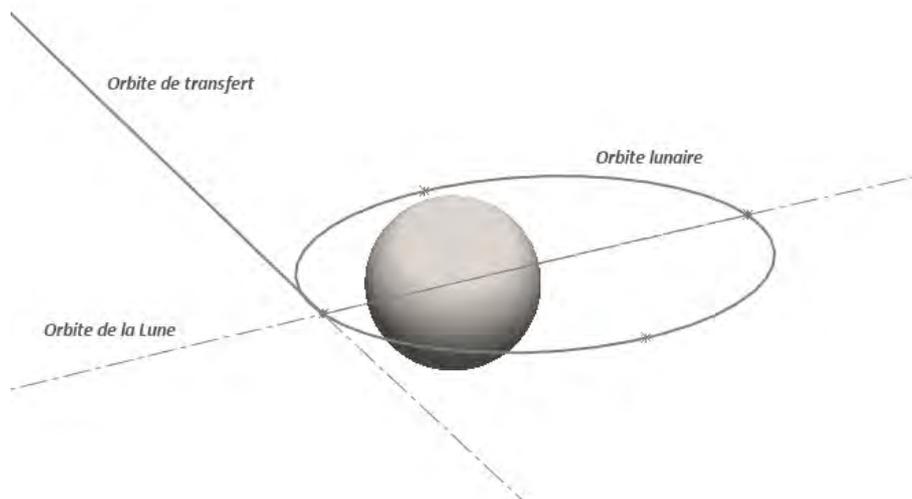


FIGURE 3.6 – Phase n°4 : Mise en orbite autour de la Lune

Chapitre 4

Conception et modélisation du satellite

4.1 Représentation schématique du satellite

Les satellites, qu'ils fassent partie de la catégorie des nanosatellites ou non, peuvent être décomposés en modules distincts qui gardent cependant un lien entre eux. L'architecture de commande peut être conçue selon plusieurs modèles. Il peut s'agir d'une organisation en étoile à partir d'une unité centrale ou alors s'approcher d'une topologie bus de terrain avec plusieurs maîtres et leurs esclaves respectifs. Dans le cas du Delfi-C3 une étude a été menée à ce sujet et a démontré qu'une architecture en étoile pouvait être plus lourde pour le système. D'un autre point de vue et dans un premier temps, elle est utile pour exposer les différents modules ou ensembles qui composent le satellite.

Une manière de schématiser un satellite ou un système à part entière est de le représenter par un schéma bloc. Dans le cas du J.V.-Sat, le système se décompose en neuf modules qui ont chacun une fonctionnalité bien définie et indispensable au bon fonctionnement du satellite et à l'accomplissement de sa mission. La figure 4.1 illustre le système sous forme de hiérarchie.

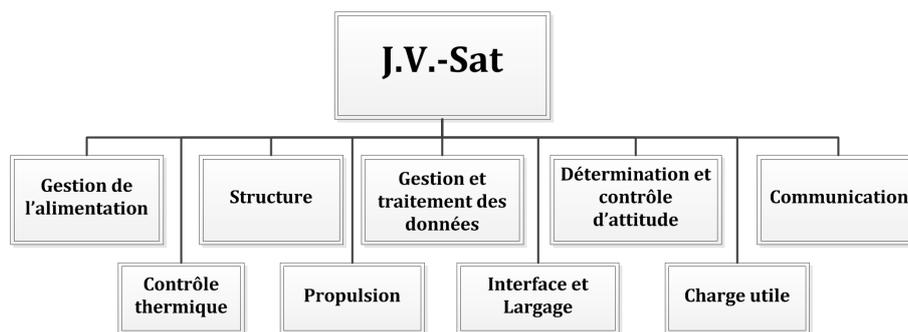


FIGURE 4.1 – Arborescence du système

En développant plus profondément la représentation ci-dessus, des liens entre modules apparaissent et permettent de structurer le système. Si le développement d'un satellite se fait par couches successives et que la première est représentée par la figure 4.1, le schéma ci-dessous illustre la deuxième couche qui permet de distinguer de manière générale la composition des sous-groupes de chaque module. Les flux de données sont représentés par des flèches continues alors que les interactions entre module et environnement sont représentés par des flèches interrompues. De manière générale, le module d'alimentation offre de l'énergie électrique à

tous les modules en nécessitant. Ces connexions électriques n'ont pas été représentées sur le schéma pour ne pas le surcharger.

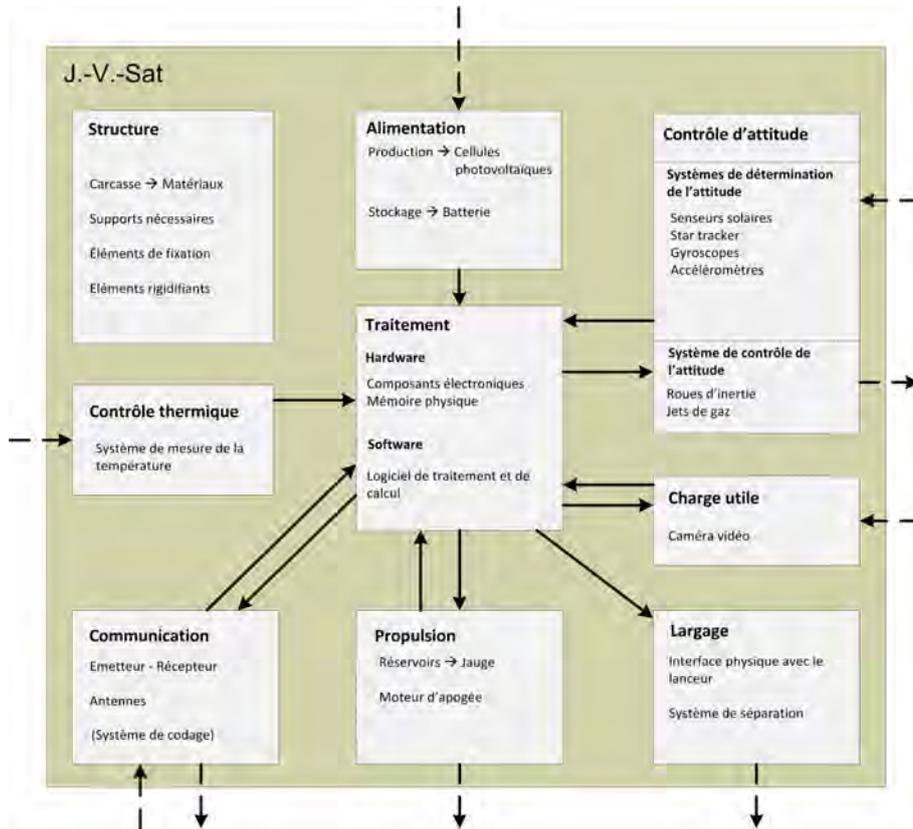


FIGURE 4.2 – Schéma bloc du satellite

Le module de traitement des données, visible au centre de la figure 4.2, est en quelque sorte le cœur du satellite qui lui permet de coordonner tous les systèmes vers un même objectif. Suivant la place disponible, et pour autant que l'énergie fournie par le module d'alimentation soit suffisante, il est possible de doubler ce module de manière à le rendre redondant. Ainsi, en cas de dysfonctionnement, le satellite peut continuer à accomplir sa mission et n'est pas réduit au stade inerte de débris spatial. L'utilisation d'unités de traitement parallèles propres à chaque module est également une possibilité afin de décharger l'unité principale.

Dans un premier temps, l'accent est mis sur deux des neuf modules. Il s'agit du système permettant de déterminer et de contrôler l'attitude du satellite ainsi que du système de propulsion comportant les réservoirs et le moteur d'apogée. Ces deux modules sont tout particulièrement sensibles concernant le J.V.-Sat qui doit à la fois être capable de s'orienter précisément et de manière autonome ainsi que de pouvoir utiliser son moteur de manière contrôlée. De plus la physique des moteurs spatiaux est nécessaire par la suite pour faire une simulation de la mission.

4.2 Descriptions des différents modules

4.2.1 Système de contrôle d'attitude

Dans le domaine spatial l'orientation des satellites et des engins en général est déterminée en comparant un référentiel lié à la structure du satellite avec un trièdre de référence qui lui, est lié à la trajectoire. Les deux référentiels ont une origine commune qui n'est autre que le centre de gravité du satellite. La variation dans le temps de l'orientation de l'un par rapport à l'autre permet de déterminer les différentes vitesses angulaires du satellite. Elles sont au nombre de trois et définissent ensemble l'attitude de l'engin spatial.

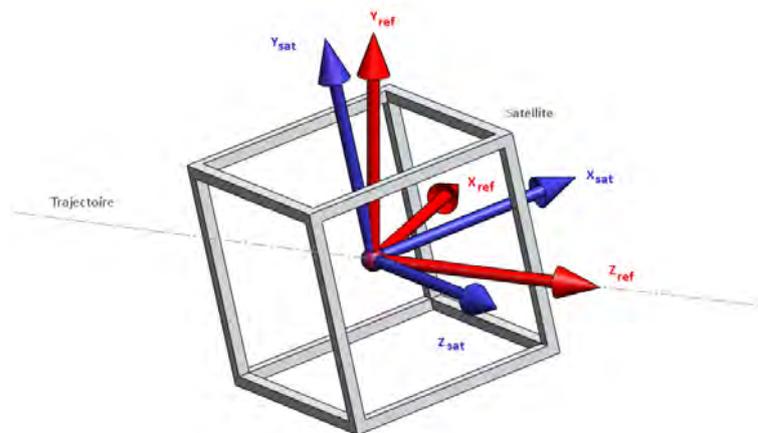


FIGURE 4.3 – Représentation graphique de l'orientation du satellite

La figure 4.3 illustre une situation quelconque dans laquelle pourrait se trouver le satellite à un instant donné. Le système de référence (X_{ref} , Y_{ref} , Z_{ref}) est positionné de manière à ce que l'axe Z_{ref} soit tangent à la trajectoire et dans le sens de parcourt de l'orbite. L'axe Y_{ref} est quant à lui perpendiculaire au plan d'orbite et l'axe X_{ref} est dirigé vers l'intérieur de la courbure. Le référentiel du satellite (X_{sat} , Y_{sat} , Z_{sat}) possède donc une inclinaison selon trois angles par rapport à la référence. Si ces angles évoluent dans le temps, le satellite possède des vitesses angulaires autour de ses axes de référence. La rotation autour de X_{ref} se nomme le tangage (*pitch*). La rotation autour de l'axe Y_{ref} se nomme le lacet (*yaw*) et la rotation autour de l'axe Z_{ref} se nomme le roulis (*roll*). Pour pouvoir contrôler le satellite il est donc nécessaire de connaître son attitude avec une plus ou moins grande précision selon les spécifications de la mission.

Le système de détermination et de contrôle d'attitude (ADCS) permet à un satellite de se situer en position, orientation et vitesse selon sa référence mais également d'ajuster et stabiliser son attitude. Contrairement à un avion qui utilise son attitude pour changer sa direction, l'orientation d'un satellite n'a pas d'influence sur sa trajectoire mais est importante si celui-ci doit utiliser un moteur d'apogée pour changer son orbite. L'utilisation d'une caméra demande un pointage des objectifs à capturer et nécessite également un positionnement angulaire précis. Il est finalement possible de dire qu'un bon contrôle d'attitude contribue à la survie du satellite et de sa mission. Un autre point clé de la survie d'un satellite est la constante exposition de ces cellules photovoltaïques à la lumière du soleil, ce qui permet d'éviter que le niveau de charge de ses batteries ne descende en dessous d'un certain seuil et rende celles-ci inutilisables. Le contrôle de son attitude permet de le réorienter de la manière souhaitée pour

maximiser la production d'énergie.

Ces observations mènent finalement à décomposer le système d'attitude en deux parties. La détermination et le contrôle de l'attitude qui sont tous les deux composés d'éléments différents.

4.2.1.1 Détermination de l'attitude

Afin qu'un satellite puisse se situer, il a besoin d'équipements technologiques capables de saisir des informations de son environnement. La lumière que le Soleil émet peut être une source d'information concernant l'orientation ou encore le champ magnétique généré par la Terre peut permettre de situer angulairement le satellite sur son orbite. D'autres moyens sont cependant nécessaires pour gagner de la précision et pouvoir garantir avec justesse l'orientation selon tous les axes.

Dans le cas de la mission du J.V.-Sat, le satellite va évoluer à une distance importante de la Terre pendant la majeure partie de son voyage, ce qui rend l'option magnétique peu envisageable. En effet, le champ magnétique terrestre offre une bonne précision à basse altitude mais perd de son intensité avec la distance, ce qui limite l'utilisation de magnétomètres. Néanmoins, cette distance élevée permet au satellite d'éviter les zones d'ombre ou au pire limite les durées d'éclipses. Elle évite également les perturbations lumineuses issues de l'atmosphère terrestre d'influencer les capteurs, ce qui rend l'utilisation de sources lumineuses adéquate. Deux instruments permettent la détection de sources lumineuses.

Premièrement les senseurs solaires (*sun sensor*), qui sont des capteurs relativement bon marché pour des éléments spatiaux, permettent de détecter des sources lumineuses intenses comme le Soleil. De plus, la taille et la masse de ces capteurs permettent d'en intégrer plus d'un à un système comme un satellite, ce qui permet une détection sous plusieurs directions. Dans les cas les plus courants, ces capteurs possèdent une précision allant de $\pm 1^\circ$ à $\pm 5^\circ$, un champ de vision allant d'environ 120° à 150° et une masse allant de 15 [g] à 50 [g].



FIGURE 4.4 – Photographies de deux senseurs solaires de chez *Comtech AstroAero*

Un deuxième instrument permet de déterminer l'orientation grâce à la lumière des étoiles. Appelé capteur stellaire (*star tracker*) cet instrument équipé d'un système de traitement propre à lui-même compare une image capturée avec une base de données de la carte céleste. Le capteur stellaire peut analyser des schémas allant jusqu'à neuf étoiles et ainsi peut déterminer l'orientation du satellite avec une précision allant jusqu'à la seconde d'arc. Contrairement aux senseurs solaires les capteurs stellaires sont très coûteux et plus volumineux. Le capteur stellaire de chez *Comtech AstroAero* (figure 4.5) sera pris comme exemple (A.10). Le capteur stellaire peut être équipé d'un déflecteur (*baffle*) qui permet d'atténuer considérablement les perturbations lumineuses venant du Soleil par exemple, ce qui empêche le système de fonctionner efficacement.



FIGURE 4.5 – Photographies du capteur stellaire miniature avec et sans déflecteur de chez *Comtech AstroAero*

La détermination d'attitude peut aussi avoir recours à d'autres instruments qui sont basés sur de phénomènes mécaniques. Le système permettant la mesure de la vitesse et de l'orientation est une unité de mesure inertielle (*Inertial Measurement Unit - IMU*). Elle est équipée de trois accéléromètres et de trois gyroscopes de manière à mesurer selon les trois axes. Elle peut aussi bien être intégrée à l'instrumentation des avions, des missiles ou des satellites. Elle permet entre autre de détecter le comportement selon les trois rotations décrites précédemment (tangage, roulis et lacet). L'inconvénient principal de ces unités est la dérive issue de l'erreur de mesure qui s'accumule à chaque calcul. Pour cette raison, le couplage avec les systèmes optiques de détection d'attitude permet de rafraîchir la référence et ainsi de limiter cette dérive. La compagnie Tethers Unlimited Inc propose une IMU développée pour les nanosatellites dont la spécification est en annexe (A.11).

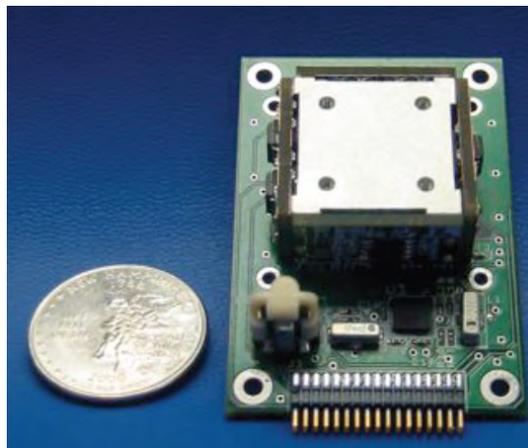


FIGURE 4.6 – Photographie d'une IMU pour nanosatellite de chez *Tethers Unlimited Inc.*

4.2.1.2 Contrôle de l'attitude

Le deuxième membre du système d'attitude concerne tout ce qui permet d'agir sur le satellite et d'influencer son orientation ou ses vitesses angulaires. Elle est utile pour stabiliser un satellite qui vient d'être séparé de son lanceur, le système de contrôle d'attitude doit pouvoir se baser sur une mesure fiable de celle-ci. Par l'intermédiaire d'une gestion logicielle des informations émises par les instruments de détermination d'attitude, le système de contrôle va permettre de maîtriser en temps réel l'orientation du satellite. Plusieurs instruments sont capables de corriger une attitude, le but étant de produire une rotation autour de l'un des

axes du satellite (visibles sur la figure 4.3). Les satellites de grandes envergures, à cause de leurs grandes masses, ont besoin de systèmes capables de fournir des poussées importantes et utilisent généralement des petits propulseurs à gaz froid qui nécessitent l'embarquement de carburant. Ce carburant est limité en quantité et donc un satellite utilisant ces systèmes de contrôle d'attitude a une durée de vie potentiellement courte. Les nanosatellites quant à eux ont une masse largement inférieure étant donné qu'une réduction de taille implique une diminution de masse à la puissance trois ce qui leur permet d'embarquer des technologies délivrant moins de puissance mais ayant une durée de vie considérablement plus grande. Comme premier exemple, les couplages magnétiques (*magnetorquers*) embarqués sur le Swisscube permettent de générer un champ magnétique qui va vouloir s'aligner avec le champ magnétique ambiant. Comme citée à la section précédente, cette solution est peu envisageable pour le J.V.-Sat et ne va pas être retenue. Un autre système basé sur la troisième loi de Newton appliquée à un système en rotation permet d'engendrer un couple plus important que celui produit par les *magnetorquers*. Ce système est composé de volants d'inertie aussi appelés roues à réaction (*reaction wheels*). Le couple produit par un petit moteur sur une de ces roues crée un couple de sens opposé sur le satellite, c'est le principe d'action et réaction appliqué en rotation. Ces roues à réaction sont disposées selon les trois axes du satellite. Les systèmes de contrôle par roue à inertie peuvent même, selon les cas, être équipés d'une quatrième roue redondante assurant la fonctionnalité du système en cas de dysfonctionnement d'une des roues.

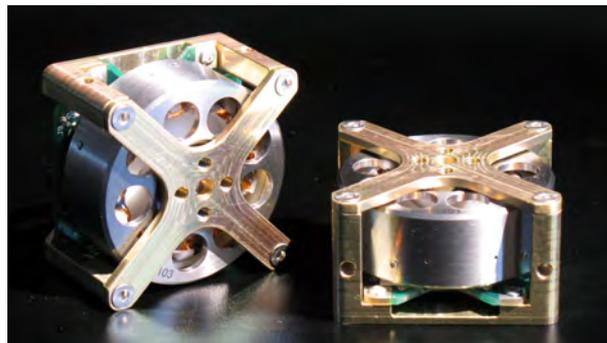


FIGURE 4.7 – Photographie de roues à réaction de chez *Sinclair Interplanetary*

Les roues à réaction illustrées à la figure 4.7 ne sont pas adaptées aux nanosatellites à cause de leur taille. Il existe pourtant des unités regroupant un système de roues à réaction avec l'électronique nécessaire à leur commande. Ces modules sont directement intégrables à la structure d'un nanosatellite. De tels modules sont disponibles chez *CubsatShop.com*(annexe).

Un système complémentaire permet d'assister les roues à réaction de manière à ce que le satellite soit plus dynamique en cas de forte rotation. Des petites buses peuvent être intégrées à la structure du satellite et reliées à des capsules de gaz. Selon le principe d'action et réaction ces jets de gaz créent une poussée. À chaque jet est associé une petite vanne commandée indépendamment des autres qui permet de moduler la poussée délivrée.

4.2.1.3 Gestion logicielle

Contrôler l'attitude d'un satellite n'est pas une opération simple. Les algorithmes utilisés pour lier la détermination au contrôle d'attitude sont basés sur des théories complexes qui demandent par la même occasion un matériel de pointe capable de satisfaire les contraintes de régulation des différents éléments. Par exemple un des projets de l'ESA utilise des algorithmes

de gestion d'attitude basés sur une régulation non linéaire à l'aide de quaternions. Pour cette raison, le système de contrôle d'attitude comporte généralement sa propre unité de traitement détachée de la gestion générale des autres modules du satellite.

4.2.2 Système de propulsion

4.2.2.1 Principe physique des moteurs spatiaux

La poussée

La poussée, terme utilisé pour décrire la force exprimée en Newton qui permet à une fusée, satellite ou autre engin spatial de se déplacer ou de s'orienter dans le vide. Cette force résulte de la troisième loi de Newton qui stipule que pour toute action il y a une réaction d'amplitude égale et de sens opposé.

Les différentes technologies de propulsions spatiales actuellement disponibles consistent à mettre en application des systèmes capables de fournir cette poussée aussi bien en présence d'atmosphère que dans le vide. Celle-ci est la réaction produite par le moteur à l'éjection de matière (gaz) à haute vitesse dans le sens opposé au déplacement désiré. Pour générer ces gaz et les accélérer, il est nécessaire de travailler à haute température et à des pressions considérables. En effet, physiquement parlant la poussée est la résultante des forces créées par les pressions à l'intérieur et à l'extérieur du moteur respectivement générées par la combustion des gaz et l'atmosphère du milieu ambiant. Elle est donc maximale hors de l'atmosphère où la pression ambiante est nulle.

Par la conservation de la quantité de mouvement cela donne

$$F = \dot{m} \cdot v_e = \dot{m} \cdot v_{e-réelle} + (P_s - P_a) \cdot A_e \quad (4.2.1)$$

avec \dot{m} le débit de masse éjectée en [kg/s], P_a la pression de l'atmosphère ambiante en [Pa], P_s la pression des gaz à la sortie de la tuyère en [Pa], A_e la section de sortie de la tuyère en [m²], v_e la vitesse atteinte par les gaz d'échappement en [m/s] et $v_{e-réelle}$ la vitesse réelle d'éjection des gaz en [m/s].

La température et la pression nécessaire sont obtenues par la combustion de deux réactifs ayant des masses moléculaires faibles et dont le résultat est une réaction hautement exothermique. Les gaz sont ensuite accélérés au travers d'une tuyère dans laquelle la température et la pression diminuent au bénéfice de la vitesse d'éjection des gaz.

Conservation de la quantité de mouvement

La quantité de mouvement p d'un satellite est le résultat du produit de sa masse par sa vitesse. Dans le temps et de manière différentielle, la variation de quantité de mouvement peut être perçue comme une accélération et donc comme une force.

$$F = \frac{dp}{dt} \quad (4.2.2)$$

Si dans un système donné la somme des forces externes à l'objet est nulle (par exemple un objet en apesanteur), la quantité de mouvement est donc constante, ce qui est identifié en tant que loi de la conservation de la quantité de mouvement.

Considérons une fusée qui allume ses moteurs pendant un intervalle de temps Δt et qui

pendant cette période éjecte des gaz à débit constant et à vitesse constante. Au temps t la fusée possède une masse M et une vitesse v . Un intervalle de temps plus tard la fusée possède une masse $(M - \Delta M)$ et une vitesse $(v + \Delta v)$ alors que la quantité de gaz éjectée possède quant à elle une masse ΔM et une vitesse absolue u . Appliquant la loi de la conservation de la quantité de mouvement, il en ressort

$$0 = \frac{\Delta p}{\Delta t} = \frac{(p_2 - p_1)}{\Delta t} \quad (4.2.3)$$

où p_1 et p_2 sont la quantité de mouvement initiale respectivement finale de l'ensemble. On peut écrire

$$0 = \frac{[(M - \Delta M) \cdot (v + \Delta v) + \Delta M \cdot u] - M \cdot v}{\Delta t} \quad (4.2.4)$$

Si l'intervalle de temps donné tend vers zéro, $(\Delta v/\Delta t)$ devient (dv/dt) et $(\Delta M/\Delta t)$ devient dM/dt . L'équation (4.2.5) peut donc s'écrire

$$M \cdot \frac{dv}{dt} = (u - (v + dv)) \cdot \frac{-dM}{dt} \quad (4.2.5)$$

où $(u - (v + dv))$ est la vitesse relative $-v_e$ entre la fusée et la masse éjectée (ou vitesse d'éjection des gaz). Cette vitesse est négative étant donné que son sens est opposé à celui de la vitesse de la fusée. Le membre de gauche étant reconnu comme une force (ici la poussée) et dM/dt comme le débit il vient donc naturellement que

$$F = v_e \cdot \dot{m} \quad (4.2.6)$$

En conclusion il est possible de dire que plus la vitesse des gaz éjectés est élevée plus importante sera la poussée.

Combustion et vitesse des gaz

Dans le cas des moteurs-fusées traditionnels ou les plus communs, les gaz d'échappement sont obtenus par une réaction chimique entre un comburant et un carburant à haut potentiel énergétique, les fusées se doivent d'emporter les deux afin qu'une réaction soit possible dans le vide. Dans la chambre de combustion du moteur se produit l'oxydation du carburant et la réduction du comburant. Afin que le résultat soit optimal, il faut absolument que les proportions soient respectées. Les éléments chimiques qui jouent ces rôles sont appelés *ergols* ou *propergols* en parlant d'un couple d'ergols ce qui les définit en tant que produits homogènes initiaux destinés à fournir de l'énergie après réaction. Ils sont eux-mêmes classés en fonction de leurs états (solides ou liquides), de leur nombre de constituants et de leur température de conditionnement. Ces ergols sont choisis en fonction de différentes propriétés qui sont :

- une densité élevée pour réduire le volume des réservoirs,
- une température d'ébullition la plus élevée possible pour éviter les pertes sous forme gazeuse,
- une énergie de combustion élevée,
- des produits de combustion stables,
- des produits de combustion à faible masse molaire.

Les couples d'ergols utilisés sont généralement ceux qui délivrent les meilleures performances

au niveau de la réaction pour optimiser les volumes des réservoirs et la masse des réactifs emportés.

La relation permettant le calcul précis de la vitesse d'éjection de gaz faisant intervenir des grandeurs thermodynamiques ainsi que des grandeurs propres aux ergols utilisés est fournie ici à pur titre informatif.

$$v_e = \sqrt{\frac{T \cdot R}{M} \cdot \frac{2 \cdot k}{k - 1} \cdot \left[1 - (P_e/P)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (4.2.7)$$

où

v_e	=	vitesse d'éjection du flux, [m/s]
T	=	température absolue du flux, [K]
R	=	constante universelle des gaz parfaits, [J/(kmol·K)]
M	=	masse molaire des ergols, [kg/kmol]
k	=	c_p/c_v = indice polytropique
c_p	=	capacité thermique massique du gaz à pression constante
c_v	=	capacité thermique massique du gaz à volume constant
P_e	=	pression de sortie, [Pa]
P	=	pression interne, [Pa]

Dynamique et impulsion spécifique

En prenant une fusée qui accélère dans le temps, il est possible d'affirmer de manière générale que si à l'instant t_1 celle-ci a une quantité de mouvement p_1 , un intervalle de temps dt plus tard, sa quantité de mouvement aura augmenté selon l'intégrale de la poussée dans le temps.

$$p_1 + \int F \cdot dt = p_2 \quad (4.2.8)$$

Dans le cas où plusieurs forces agissent sur la fusée, il faut considérer la somme de chacune de leurs contributions.

$$p_1 + \sum \int F \cdot dt = p_2 \quad (4.2.9)$$

Pour un intervalle de temps ne tendant pas vers zéro, l'équation (4.2.9) se simplifie de la manière suivante

$$p_1 + \sum (F \cdot \Delta t) = p_2 \quad (4.2.10)$$

En admettant qu'une fusée, ayant une masse initiale M au temps t , ayant une vitesse absolue v , dont la consommation de carburant est à débit constant \dot{m} et dont les gaz sont éjectés à une vitesse constante relative à la fusée v_e , se trouve en apesanteur et dans le vide. À un instant $(t + \Delta t)$, sa masse devient $(M - \dot{m}t)$, sa vitesse $(v + \Delta v)$ et la vitesse absolue des gaz éjectés est u .

$$(M - \dot{m}t) \cdot v = (M - \dot{m}t - \dot{m}\Delta t) \cdot (v + \Delta v) + \dot{m}\Delta t \cdot u \quad (4.2.11)$$

Il en ressort que

$$(M - \dot{m}t) \cdot v = (M - \dot{m}t) \cdot (v + \Delta v) - \dot{m}\Delta t \cdot (v + \Delta v) + \dot{m}\Delta t \cdot u \quad (4.2.12)$$

$$(M - \dot{m}t) \cdot v = (M - \dot{m}t) \cdot (v + \Delta v) + \dot{m}\Delta t \cdot \underbrace{(u - (v + \Delta v))}_{-v_e} \quad (4.2.13)$$

$$\Rightarrow 0 = (M - \dot{m}t) \cdot \Delta v - \dot{m}\Delta t \cdot v_e \quad (4.2.14)$$

En divisant le tout par Δt et lorsque celui-ci tend vers zéro, cela donne

$$0 = (M - \dot{m}t) \cdot \frac{dv}{dt} - \dot{m} \cdot v_e \Rightarrow dv = \frac{\dot{m} \cdot v_e}{M - \dot{m}t} \cdot dt \quad (4.2.15)$$

En intégrant les deux membres dans le temps, cela donne

$$\int dv = \int \frac{\dot{m} \cdot v_e}{M - \dot{m}t} \cdot dt \Leftrightarrow v = v_e \cdot \ln \left(\frac{M}{M - \dot{m}t} \right) \quad (4.2.16)$$

De manière différentielle et avec ($M = m_o$) étant la masse initiale de la fusée et $M - \dot{m}t = m_f$ la masse finale après un temps Δt , on peut dire

$$\Delta v = v_e \cdot \ln \left(\frac{m_o}{m_f} \right) \quad (4.2.17)$$

L'équation (4.2.17) est connue sous le nom d'équation de Tsiolkovsky. On en tire le temps nécessaire à augmenter la vitesse de la fusée d'un Δv .

$$t = \frac{m_o}{\dot{m}} \cdot \left[1 - \frac{1}{\exp(\Delta v/v_e)} \right] \quad (4.2.18)$$

À partir de là il est possible de déterminer la masse de carburant/comburant utilisée pour l'accélération.

Tous les moteurs utilisés pour des propulsions spatiales, quelque soit la technologie utilisée, sont caractérisés par une grandeur nommée *Impulsion Spécifique*. Celle-ci est un critère de qualification mis au point pour classer des technologies de propulsion en fonction de leurs efficacités. Cette impulsion spécifique I_{sp} s'exprime de la manière suivante

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_o} \text{ [s]} \quad (4.2.19)$$

avec F la poussée, \dot{m} le débit de matière éjectée et g_o l'accélération due au champ de gravitation qui est supposée constante. En d'autres termes, l'impulsion spécifique indique la durée pendant laquelle un kilogramme de propergol produit une poussée d'un kilogramme-force (9.81 [N]).

4.2.2.2 État de l'art et composition des moteurs spatiaux

Technologies disponibles

Différentes technologies permettent d'assurer une propulsion dans le vide. Elles possèdent toutes des avantages et des inconvénients cependant certaines d'entre elles ne sont pas encore développées de manière à être viables en mission. Les plus utilisées sont les propulsions classiques à gaz froid pour de faibles poussées de durées très limitées et les moteurs-fusées.

Ces derniers peuvent être de différents types. Il y a les moteurs utilisant une paire d'ergols en phase liquide, ceux utilisant du propergol solide et les hybrides qui combinent les deux technologies pour tirer partie des avantages des deux systèmes sans pour autant supprimer totalement leurs inconvénients.

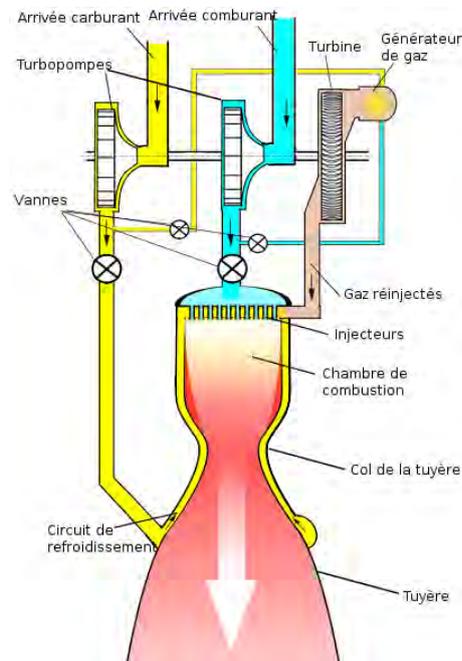


FIGURE 4.8 – Représentation schématique d'un moteur à ergols liquides

Pour des moteurs à ergols liquides, le carburant et le comburant sont stockés dans des réservoirs différents. Ils sont ensuite injectés à l'aide de pompes dans la chambre de combustion où la réaction entre les deux a lieu générant ainsi un mélange gazeux à haute pression dont la détente à travers la tuyère va permettre d'avoir la poussée désirée. Les combustibles sous forme liquide de par leur densité permettent d'avoir des réservoirs de volume acceptable. De plus, étant donné que les combustibles sous forme liquide nécessitent l'utilisation de pompes à haute vitesse (turbopompes) pour pouvoir être injectés, il n'y a pas de pression excessive à l'intérieur des réservoirs et donc ceux-ci ne nécessitent pas de parois épaisses pour y résister ce qui diminue considérablement leur masse. Un des principaux avantages est la possibilité de moduler la poussée ainsi que l'allumage et l'extinction désirés lors de manoeuvres orbitales. Un avantage certain aussi est la possibilité de tester le moteur avant de le mettre en fonction, ce qui est impossible aux propulseurs à propergols solides qui sont à usage unique. Ils ont aussi une impulsion spécifique plus conséquente que ceux à combustibles solides. Ils ont aussi des inconvénients qu'il faut prendre en compte comme par exemple un risque considérable d'explosion lors de l'allumage si le flux délivré par les injecteurs n'est pas réglé correctement. Les turbopompes impliquent quant à elles une conception complexe du système et donc des sources de pannes supplémentaires.

Les propulseurs à propergol solide sont de conception plus simple. Ils sont principalement composés d'une enveloppe contenant le propergol (carburant et comburant) sous forme solide, d'un allumeur et d'une tuyère. Le principe est de percer un canal dans le bloc de propergol ce qui servira de chambre de combustion. Une fois allumé le propergol se trouvant sur la surface du canal se met à brûler, ce qui génère des gaz à haute pression qui seront éjectés au travers de la tuyère. L'absence de pompe simplifie considérablement leur conception et

c'est également grâce à leur faible coût que ce type de propulseur est encore préféré pour certaines applications par rapport à son homologue à ergols liquides. Il possède cependant des désavantages considérables pour une navigation spatiale dont l'impossibilité de moduler la poussée ainsi que l'impossibilité d'arrêter la propulsion après le premier allumage. Ils ont aussi une impulsion spécifique plus faible que les propulseurs à ergols liquides ce qui les rend peu utilisables pour des missions orbitales lointaines. En effet ils sont utilisés plutôt dans des systèmes de propulsion de missiles terrestres ainsi que dans les propulseurs initiaux des lanceurs.

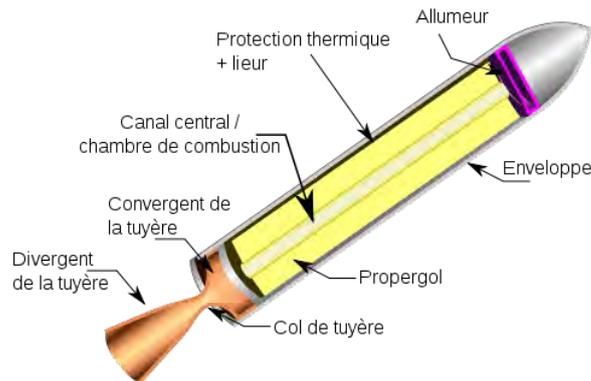


FIGURE 4.9 – Conception schématique d'un propulseur à ergols solides

Le propulseur hybride est un compromis entre un moteur-fusée à ergols liquides et propulseur à propergol solide. Il est de conception plus simple que le moteur-fusée à ergols liquides et brûle des ergols qui ne sont pas susceptibles d'exploser. Le concept est d'utiliser deux réservoirs, un avec le comburant sous forme liquide et un avec le carburant sous forme solide avec un canal le traversant. L'admission de comburant est réglé par une valve, ce qui permet à tout moment de moduler ou d'arrêter la poussée à la manière du moteur-fusée à ergols liquides. L'absence de pompe implique par contre un réservoir pressurisé et donc ayant des parois plus épaisses pour résister à cette pression. L'utilisation de cette technologie est cependant limitée à cause des performances obtenues qui sont relativement faibles.

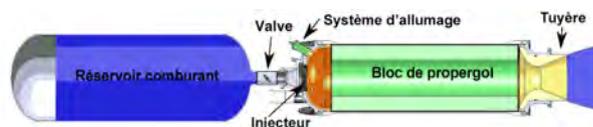


FIGURE 4.10 – Conception schématique d'un propulseur hybride

D'autres techniques de propulsion dont les dites électriques ont été développées. Celles-ci font appel au même principe que les propulsions chimiques concernant l'éjection à haute vitesse des produits. Les inconvénients principaux de ce type de propulsion sont leur faible poussée qui s'élève à quelques dixièmes de Newton et l'alimentation qui demande des puissances électriques importantes pour des forces s'élevant au dessus du Newton. Ces moteurs ont par contre l'avantage d'avoir des impulsions spécifiques importantes en comparaison à des moteurs à propulsion chimique. Ils sont alimentés avec des gaz rares comme généralement l'argon ou le xénon ce qui permet une compression possible pour en emporter un maximum. Le principe est de ioniser ces gaz à haute température par des électrodes pour atteindre l'état de plasma et ensuite être éjectés à haute vitesse.

Il y a encore d'autres technologies qui permettent une propulsion spatiale comme par exemple la propulsion nucléaire qui par l'intermédiaire d'un réacteur à fission nucléaire et d'une tuyère permet l'éjection à haute vitesse des produit réactifs. L'énergie nucléaire, par sa densité d'énergie considérable, permet une bonne impulsion spécifique mais par contre pose une difficulté du côté du rendement. En effet, une propulsion à ergols liquides récupère en énergie cinétique plus de 80% de l'énergie idéale de la réaction chimique entre les ergols. Aucun concept actuel de réacteur nucléaire n'atteint ce niveau là. Il est encore possible de citer les propulsions par voile solaire qui s'appuient sur un autre principe physique ou encore la propulsion laser. Ces techniques ne sont encore qu'au stade expérimental et ne peuvent pas être considérées comme viable en terme d'efficacité pour une mission allant orbiter autour de la lune.

La tuyère

Le rôle principal d'une tuyère est de convertir l'énergie chimique-thermique générée par la combustion des ergols en énergie cinétique. Étant donné que la poussée est le résultat du produit de la masse par la vitesse, il est nécessaire de maximiser la vitesse d'éjection des gaz d'échappement. Les tuyères sont avant tout un jeu de section permettant aux gaz de se détendre. La longueur de la tuyère ainsi que les différentes sections sont déterminées pour que la pression au niveau de la sortie de la tuyère soit égale à la pression du milieu ambiant. Dans ces conditions, la poussée est maximale car les gaz d'échappement ne peuvent pas plus se détendre. Chaque tuyère est donc conçue en fonction de son utilisation ou du milieu dans lequel elle sera utilisée. Une caractéristique propre aux tuyères est le rapport entre la section de la sortie de la tuyère et la section de la gorge de celle-ci qui est appelée *taux d'expansion*. Plus celui-ci est élevé, plus les gaz d'échappement peuvent se détendre lorsqu'ils sont dans la tuyère et donc accélérer et transmettre une poussée. Pour des engins spatiaux qui évoluent dans un milieu où la pression est nulle, le taux d'expansion est augmenté jusqu'à ce que la matière supplémentaire ajoutée à la tuyère handicape plus les performances que la différence de poussée apportée.

La chambre de combustion, injecteurs, turbopompes et système de refroidissement

Comme son nom l'indique, la chambre de combustion est une enveloppe qui retient les réactifs suffisamment longtemps pour leur permettre de se mélanger complètement et donc pour produire une bonne combustion. Le temps nécessaire à une bonne combustion varie avec les type de carburants. Trois formes de chambre de combustion sont généralement utilisées, les sphériques, les quasi-sphérique et les cylindriques. L'avantage des deux premières est d'avoir moins de surface à refroidir pour le même volume et donc une masse à vide plus faible. Elles ont quant à elle le désavantage d'être plus compliquée à mettre en oeuvre.

En amont de la chambre de combustion, dans le cas des moteurs à ergols liquides, se trouve la platine d'injection avec les injecteurs de carburant et de comburant. Ces injecteurs sont les éléments le plus impactants sur l'efficacité de la combustion. Ils doivent administrer les bonnes proportions de chaque réactif et selon leur disposition peuvent être plus ou moins efficaces. De plus, ils assurent également la fermeture de la partie supérieure de la chambre de combustion contre la haute pression et la température qu'elle contient. L'allumage des deux réactifs se fait par réaction lors du mélange de ceux-ci.

Les turbopompes nécessaires à l'alimentation en ergols sont actionnées grâce à un petit circuit parallèle qui produit des gaz issus d'un mélange de faibles quantités de carburant et de comburant pour faire tourner les pompes. Ces gaz sont ensuite redirigés vers la chambre de combustion pour participer à la réaction.

Les moteurs des navettes spatiales ainsi que les moteurs fusées nécessitent des circuits de refroidissement compte tenu des températures élevées atteintes par les gaz d'échappement. La plupart de la chaleur est évacuée par ces gaz mais une partie est transférée à la paroi de la chambre de combustion et de la tuyère. Plusieurs techniques ont été mises au point pour préserver la structure de la chaleur. La plus utilisée d'entre elles consiste à faire circuler à grande vitesse un des ergols dans les parois du moteur pour en emmagasiner la chaleur. Il est ensuite redirigé vers les injecteur pour participer à la combustion. Les plus petits moteurs-fusée comme par exemple le *10N Bipropellant thruster* de chez *Astrium* utilisent des matériaux plus chers et qui résistent mieux à la chaleur (alliage de platine) et ne nécessitent pas de système de refroidissement.

Les différents cycles de puissance

Les moteurs-fusées à ergols liquides intégrant des turbopompes peuvent être séparés en trois catégories selon leurs technologies.

Le cycle de génération des gaz (figure 4.11), aussi appelé cycle ouvert utilise une petite quantité du flux principal de carburant et de comburant pour alimenter un brûleur servant à générer des gaz. Ceux-ci passent au travers d'une turbine qui transmet un moment aux turbopompes qui servent à l'alimentation en ergols de tout le système. Les gaz sont ensuite dirigés vers un échappement séparé. Plus le flux des réactifs utilisés dans le générateur de gaz est élevé plus la vitesse des pompes sera importante. Le rapport optimal entre la poussée est la vitesse des pompes est dicté par la vitesse de réaction des ergols, de plus, plus le pourcentage du flux principal d'ergols diminue plus la poussée diminue, il faut donc trouver le bon compromis. Dans le générateur de gaz, le rapport entre carburant et comburant ne doit pas être optimal pour éviter que les gaz soit trop chauds et endommagent les pales de la turbine.

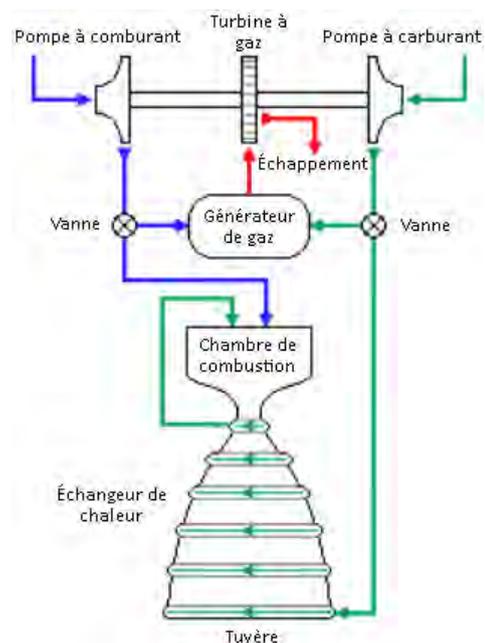


FIGURE 4.11 – Générateur de gaz

Le cycle de combustion étagée (figure 4.12) aussi appelé cycle fermé est une configuration où les ergols sont brûlés par étapes. Comme pour le cycle de génération des gaz, un brûleur est utilisé pour générer des gaz afin de transmettre un moment à la turbine. Comme précédemment le circuit parallèle prélève dans les flux principaux un petit pourcentage d'un des ergols et un grand pourcentage de l'autre, voir la totalité, afin rendre le mélange soit riche en comburant soit riche en carburant. Le mélange est donc sous forme gazeuse dû à la chaleur mais comporte essentiellement du combustible non brûlé. Ce mélange passe ensuite dans la turbine et est ensuite injecté dans la chambre de combustion pour la réaction finale. L'avantage par rapport au générateur de gaz est de permettre une combustion principale au pourcentage optimal de chaque ergol et de ne pas avoir de flux de perte par le biais d'un échappement secondaire. D'un autre côté le développement de cette technologie est plus compliquée à cause des plus hautes pressions et températures (représentées en rouge) parcourant le circuit.

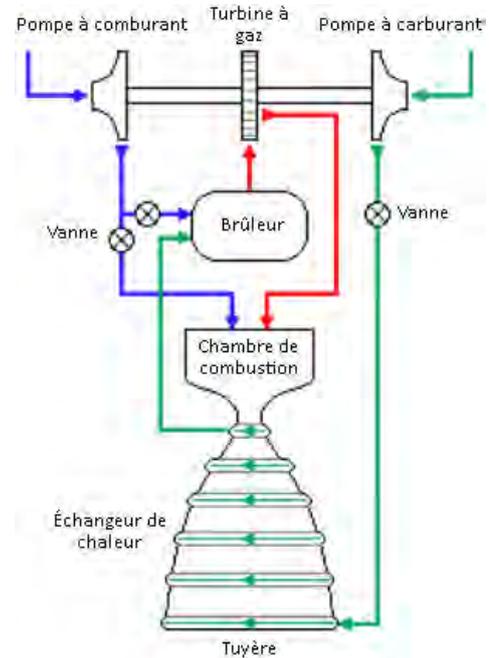


FIGURE 4.12 – Combustion étagée

Le cycle d'expansion (figure 4.13) est un peu similaire à la combustion étagée à la différence que l'ergol servant à faire tourner la turbine n'est pas vaporisé par un brûleur mais par la chaleur emmagasinée lors du passage dans les parois de la tuyère et de la chambre de combustion. Après le passage du combustible dans la turbine, il est redirigé vers la chambre de combustion, où la réaction avec le deuxième ergol a lieu. Ce cycle fonctionne bien avec les carburants qui ont une température de transition liquide-gaz basse tels que l'hydrogène ou le méthane. Les combustibles sont mélangés au bon pourcentage de concentration dans la chambre de combustion, aucun échappement secondaire n'est nécessaire. Par contre, la chaleur transmise au carburant dans le circuit de refroidissement limite la puissance transmise à la turbine, ce qui limite l'utilisation de cette technologie pour des petits moteurs.

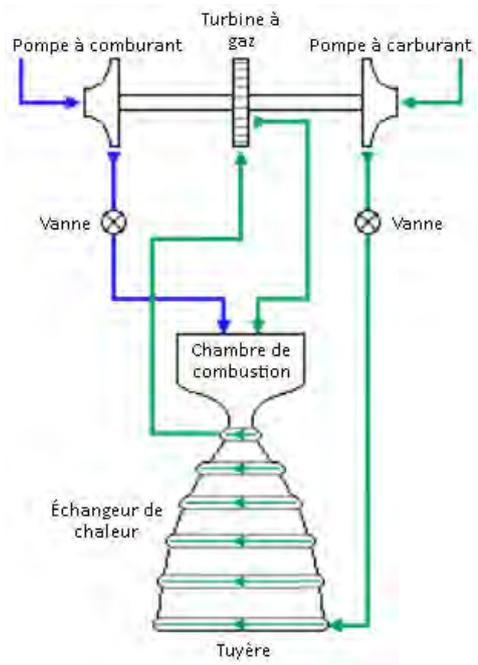


FIGURE 4.13 – Expanseur

4.2.3 Système d'alimentation

Comme son nom l'indique, le système d'alimentation du satellite est indispensable pour que celui-ci puisse en tous temps garantir le bon fonctionnement de ses instruments nécessitant de l'énergie électrique. L'environnement spatial n'offre pas une grande diversité de ressources

dans lesquelles les satellites peuvent puiser efficacement. La seule qu'il est possible d'exploiter de manière plus ou moins rentable, est la lumière émise par le Soleil et par chance, elle y est abondante. L'investissement fait dans des cellules photovoltaïques de qualité est donc avantageux et permet au satellite d'emmagasiner assez d'énergie pour faire fonctionner toute son instrumentation. Il existe plusieurs sortes de cellules solaires et toutes ne résistent pas à l'environnement spatial.

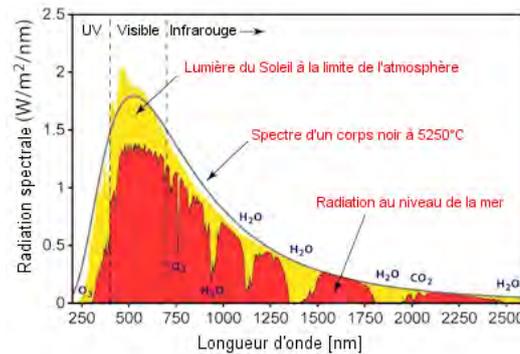


FIGURE 4.14 – Représentation du spectre solaire

Alors que sur Terre, la lumière est filtrée par l'atmosphère, dans l'espace les radiations sont beaucoup plus importantes et d'autres perturbations viennent s'y mêler comme par exemple les micrométéorites. La figure 4.14 illustre la différence entre les radiations solaires perceptibles au niveau de la mer et à la limite de l'atmosphère.

Les cellules se doivent donc de pouvoir résister à ces radiations pour limiter leur dégradation au cours du temps. Il existe des cellules conçues spécialement pour le domaine spatial et offrant un rendement proche de 30%. Elles sont basées sur la technologie du dopage du silicium avec des triples jonctions GaAs. Cela en fait des candidates idéales pour le J.V.-Sat qui ne possède pas une grande surface disponible pour des cellules. Étant donné qu'elles recouvrent la plus grande partie du satellite, elles sont exposées à des perturbations variées comme les micrométéorites ou encore les particules diverses emportées par le vent solaire en plus de la dégradation naturelle de l'efficacité des cellules silicium. De manière à prévenir les effets que toutes ces perturbations ont sur la puissance convertie et finalement disponible, il faut faire intervenir un facteur de sécurité assez élevé sur la puissance totale disponible.

Le module d'alimentation comporte encore d'autres éléments qui sont liés à la gestion de l'énergie électrique. Bien que pendant sa mission le J.V.-Sat ne se retrouve que peu de temps dans des zones d'ombre, il est tout de même nécessaire de le munir de batteries capables de stocker suffisamment d'énergie pour délivrer la puissance consommée par les instruments. Le développement de la technologie des batteries a évolué parallèlement à celui des cellules solaires et le matériel disponible est aussi très coûteux. Les batteries lithium-polymère sont une évolution des batteries lithium-ions traditionnelles. Elles offrent entre autres l'avantage de pouvoir s'adapter facilement à la structure qu'elles vont intégrer. Ceci est dû au fait que l'électrolyte n'est pas contenu dans un solvant liquide mais dans un polymère composite solide comme de l'oxyde de polyéthylène. Ces batteries peuvent être branchées en parallèle afin de pouvoir garantir la réserve d'énergie suffisante.

Associés à la batterie se trouve généralement une unité de gestion de l'énergie électrique (*Electrical Power System* - EPS) qui permet de réguler le flux électrique est de le distribuer de manière contrôlée vers les différents systèmes.

4.2.4 Système de traitement des données

Le module de traitement sert en premier lieu de coordinateur qui permet de gérer les systèmes les uns par rapport aux autres. Il permet aussi le stockage et le traitement de données générales. Il sera par exemple utile pour traiter les données reçues par le système de communication ou de mesure de la température. Il peut aussi être utilisé comme plate-forme pour le calcul des orbites et des trajectoires propres à la mission. Il se doit donc d'être composé d'éléments capables de fournir une puissance de calcul suffisante. Bien qu'il ne soit pas assigné au calcul et à la régulation de l'attitude qui elle demande plus de ressources.

4.2.5 Système de communication

La communication entre satellite et station au sol est toujours un point clé d'un projet afin de garder le contrôle permanent de l'engin et pouvoir obtenir un retour des données générées par les instruments. Il y a différents types de systèmes de communications. Premièrement, l'émission et la réception des données peut être gérée dans un cas par un seul élément appelé émetteur-récepteur (*transceiver*) ou alors par deux systèmes distincts dont l'un se charge de l'émission (*transmitter*) et l'autre de la réception (*receiver*).

Une deuxième approche à adopter est définie en fonction de l'environnement qui sépare les deux stations communicantes. Un satellite orbitant à 300 [km] de la surface de la Terre n'aura pas les mêmes exigences en termes de matériel de communications qu'un satellite se trouvant à $1 \cdot 10^6$ [km]. De plus, la transmission d'ondes électromagnétiques est perturbée par différents facteurs tels que les phénomènes naturels comme les orages ou plus généralement l'atmosphère terrestre mais aussi par des perturbations qui viennent directement depuis le Soleil. Les éruptions à sa surface sont d'une telle intensité qu'elles peuvent perturber le réseau de communications terrestres et donc les satellites.

Ceux-ci utilisent généralement une bande spectrale appartenant aux hautes fréquences délimitées par des longueurs d'ondes allant de 10 [cm] (*Ultra high frequency* - UHF - 0.3 à 3 [GHz]) à 10 [m] (*Very high frequency* - VHF - 30 à 300 [Mhz]). Comme exemple extrême, les sondes Voyager-1 et 2 sont actuellement proches de la limite de l'héliosphère à quelques 17 milliards de kilomètres du Soleil et continuent cependant à communiquer avec le *Deep Space Network* qui gère les communications pour des voyages interplanétaires sur des fréquence S-Band. Ces sondes utilisent des bandes de fréquences appelées S-band (longueur d'onde de 13 [cm]) et X-Band (longueur d'onde de 3.6 [cm]). Le TUGSAT-1 par exemple communique également sur des fréquences S-Band. Tout cela pour dire que la communication entre une station au sol et un satellite se trouvant à plusieurs centaines de milliers de kilomètres l'un de l'autre est possible.

Le module de communication comporte aussi des antennes permettant d'assurer l'émission et la réception des signaux. Lié aux antennes, un système de déploiement doit être conçu. Les antennes des nanosatellites font généralement aux alentours de 50 à 60 [cm] de long et doivent être rabattues d'une manière ou d'une autre pour que le satellite puisse s'intégrer convenablement au lanceur.

4.2.6 Module d'instrumentation - Charge utile

La charge utile ou *payload* en anglais désigne l'instrumentation que le satellite embarque à son bord mais qui n'est pas indispensable au fonctionnement général de l'engin. Elle est généralement liée à la mission du satellite. Dans le cas de Swisscube par exemple, il s'agit d'un petit télescope qui est capable de capturer des images du *nightglow* qui est somme toute l'objectif scientifique principal du nanosatellite. Pour le J.V.-Sat, la charge utile se compose d'une caméra miniature qui permettra uniquement d'avoir un retour visuel du déroulement de

la mission. La caméra est accompagnée d'une électronique permettant de stocker un minimum de données pour ensuite pouvoir les envoyer par le biais du module de communication.



FIGURE 4.15 – Caméra miniature de chez *GOMspace* intégrable à un nanosatellite

4.2.7 Système de contrôle de température

L'énergie lumineuse venant du soleil peut être transformée en énergie électrique par l'intermédiaire des cellules photovoltaïques mais naturellement elle se transforme en énergie thermique au contact d'une surface. Ce phénomène crée des variations de température importante dans toute la structure du satellite en fonction de l'orientation de celui-ci. En admettant que le satellite a une attitude stable, il est éclairé constamment sur la même face, ce qui la fait chauffer alors que la face opposée est dans l'ombre. Ceci peut créer des différences de températures très importantes selon les endroits de la structure. Les instruments et l'électronique en général sont très sensibles et ces variations de température peuvent facilement endommager et même rendre inutilisable le système. Il est donc nécessaire de prévoir un moyen de réguler les flux thermiques à l'intérieur du satellite. Dans la plupart des cas de nanosatellites, ce contrôle thermique est géré de manière passive avec l'aide de quelques sondes de température. Le principe consiste à utiliser l'attitude du satellite pour que celui-ci conserve une rotation. Cette rotation permet à toutes ses faces de recevoir de la lumière solaire et ainsi, la température générale du satellite reste dans la plage de fonctionnement des équipements. Celle-ci s'étend généralement de -20°C à 60°C .

4.2.8 Structure du satellite

Chaque système, que cela soit une voiture, un ordinateur, un bâtiment ou un satellite, est composé de nombreux éléments distincts qui n'ont aucun lien physique entre eux. Le but d'une structure est de, premièrement les lier, mais aussi de les disposer de manière à satisfaire des critères ou des spécifications précises. Dans le cas des satellites, la structure est très importante car elle est dépendante de beaucoup d'éléments et doit aussi être optimisée selon d'autres critères comme la masse et le volume qu'elle occupe. Il est possible de décomposer la structure du J.V.-Sat en plusieurs parties.

Premièrement le corps principal qui doit être capable d'accueillir les éléments des modules d'attitude, d'alimentation, de traitement, la charge utile, le module de communication et le module de propulsion. Tous ces éléments mis ensemble occupent un certain volume qu'il faut pouvoir gérer. Le satellite devant fournir une poussée tangentielle à sa trajectoire, le paramètre le plus important à respecter est l'alignement de l'axe du moteur avec le centre de gravité du satellite, afin que la poussée n'engendre pas de couple sur le système et perturbe ou empêche le contrôle d'attitude de réaliser son objectif. Les autres modules possédant des

dimensions et des masses différentes, leur disposition doit être telle que le centre de gravité principal reste dans l'axe ce qui n'est pas forcément une tâche facile lorsque les modules sont tous issus d'industries différentes.

Le deuxième critère le plus important est lié à la consommation électrique générale du système. La puissance délivrée par les cellules solaires est liée à la surface disponible pour les accueillir. Selon la fiche de présentation [5], le premier concept de structure du J.V.-Sat est basé sur un cube de 30 [cm] de côté mais il serait intéressant de comparer cette configuration avec d'autres formes en se basant sur le même volume.

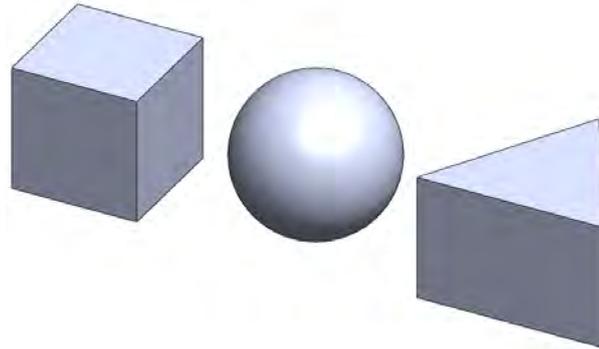


FIGURE 4.16 – Vue en perspective des différentes formes de structures analysées

Un cube de 0.3 [m] de côté possède un volume V de 0.027 [m³] et une surface de

$$S_c = 6 \cdot 0.3^2 = 0.54 \text{ [m}^2\text{]} \quad (4.2.20)$$

Ce cube équivaut en volume à une sphère de rayon et de surface :

$$r_s = \sqrt[3]{\frac{0.027 \cdot 3}{4\pi}} = 0.186 \text{ [m]} \quad (4.2.21)$$

$$S_s = 4\pi \cdot r_s^2 = 0.435 \text{ [m}^2\text{]} \quad (4.2.22)$$

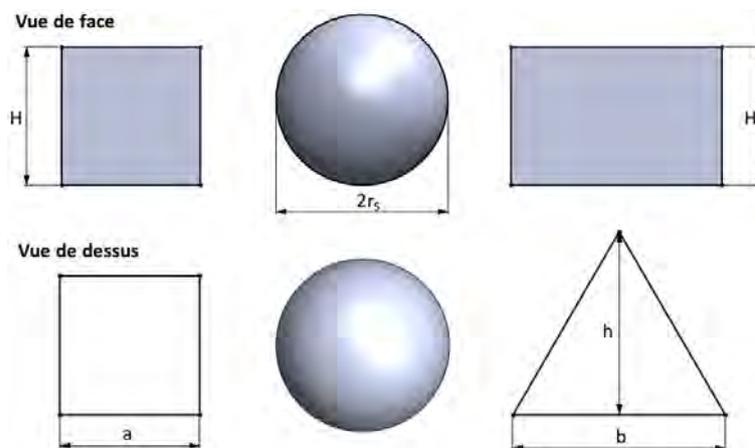


FIGURE 4.17 – Projections des trois configurations

Si en troisième alternative est considéré un volume de base triangulaire extrudé de même hauteur H que le cube, il en ressort l'aire B de la base du volume triangulaire.

$$V = B \cdot H \quad \Rightarrow \quad B = \frac{0.027}{0.3} = 0.09 \quad (4.2.23)$$

Les dimensions de la base peuvent donc être déterminées par un système de deux équations à deux inconnues.

$$\begin{cases} \frac{b \cdot h}{2} = B \\ b^2 - \left(\frac{b}{2}\right)^2 = h^2 \end{cases} \Rightarrow h = \sqrt{\frac{3b^2}{4}} \quad (4.2.24)$$

Par substitution de l'une dans l'autre cela donne $b = 0.0456$ [m] et $h = 0.395$ [m]. Il est maintenant possible de calculer la surface totale que cette configuration est prête à offrir.

$$S_t = 3(b \cdot H) + 2 \cdot B = 3 \cdot 0.1368 + 2 \cdot 0.09 = 0.5904 \text{ [m}^2\text{]} \quad (4.2.25)$$

Par comparaison des trois configurations, il en ressort que pour un même volume la configuration triangulaire a une surface environ 8.5% plus grande. D'un autre point de vue, le volume d'une « boîte » pouvant contenir la configuration triangulaire est presque deux fois plus grand que celui pouvant contenir la configuration cubique ce qui rend moins pratique le transport du satellite. En d'autres termes la configuration prend plus de place dans le lanceur, ce qui en fait une moins bonne alternative si cette place est comptée. Pour la suite de l'étude du J.V.-Sat c'est donc la configuration cubique qui est retenue.

4.2.9 Système de largage

Le système de largage ou d'éjection du satellite est lié à l'interface entre celui-ci et le lanceur. Ce système doit être conçu en fonction des indications données par le lanceur. En clair, le satellite doit pouvoir s'éjecter de manière à ne pas endommager ni entraver les autres équipements. Ce module demande une recherche approfondie une fois que les critères sont connus ce qui n'est pas le cas lors de cette étude. Il est par contre intéressant de savoir que certains fournisseurs d'éléments standardisés proposent des modules d'éjection intégrables aux lanceurs qui se basent sur des unités standards de nanosatellite. Ils sont généralement adaptés à des satellites de une à trois unités. Ils permettent au moins d'avoir une idée des techniques utilisées pour le déploiement des nanosatellites.

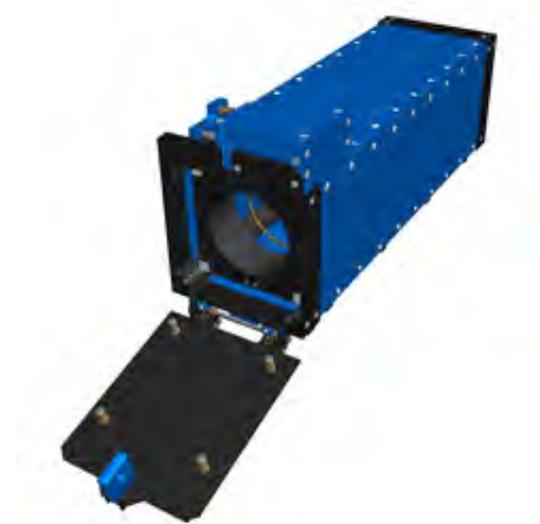


FIGURE 4.18 – Système de déploiement d'un *cubesat* de trois unités

4.3 Modélisation volumique du satellite

Avec l'aide du programme de conception *Solidworks* et en se basant sur ce qui a déjà été soulevé à la section 4.2, il est possible de faire une première représentation du satellite ainsi que de ses principaux composants.

4.3.1 Choix des composants

Selon les observations et recherches déjà effectuées, un choix peut être fait concernant plusieurs composants du satellite permettant ainsi de dimensionner le système général en taille, masse et consommation électrique.

Module de propulsion

Le premier module fixé est le moteur d'apogée issu du catalogue d'*Astrium*(A.1), une compagnie du groupe *EADS*. Ce moteur est capable de fournir une poussée nominale de 10 [N] à l'aide d'ergols liquides qui sont du Peroxyde d'azote N_2O_4 comme comburant et de Méthylhydrazine MMH comme carburant. Le modèle qui est retenu est le S10-13 et sa fiche technique est disponible en annexe (A.1). Ce modèle est adapté à l'utilisation sous forme d'impulsion qu'en ferait le nanosatellite en tant que moteur d'apogée mais il est également utilisé en tant que propulseur d'attitude pour de plus gros engins. Sa température de fonctionnement nominale est de 1500°C et son impulsion spécifique nominale de 291 [s]. Ces dimensions sont disponibles dans une ancienne fiche technique et sont exposées à la figure 4.19.

Thruster S 10-13

MOOG Valve, SingleSeat

Dimensions

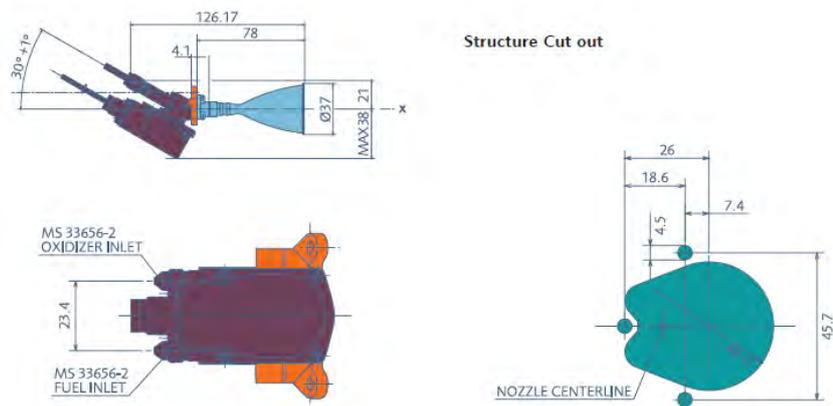


FIGURE 4.19 – Dimensions du propulseur 10 [N] à ergols liquides

Les réservoirs quant à eux sont dimensionnés premièrement par rapport à la masse emportée de carburant/comburant qui est fixée à 7 [kg] au total [5]. Étant donné que chaque ergol est séparé de l'autre avant la combustion, le volume de chaque réservoir dépend des proportions comburant/carburant (*mixture ratio*). Dans le cas du moteur 10 [N] de chez *Astrium* il est de 1.65, c'est à dire que le rapport entre la masse de comburant et la masse de carburant est de 1.65.

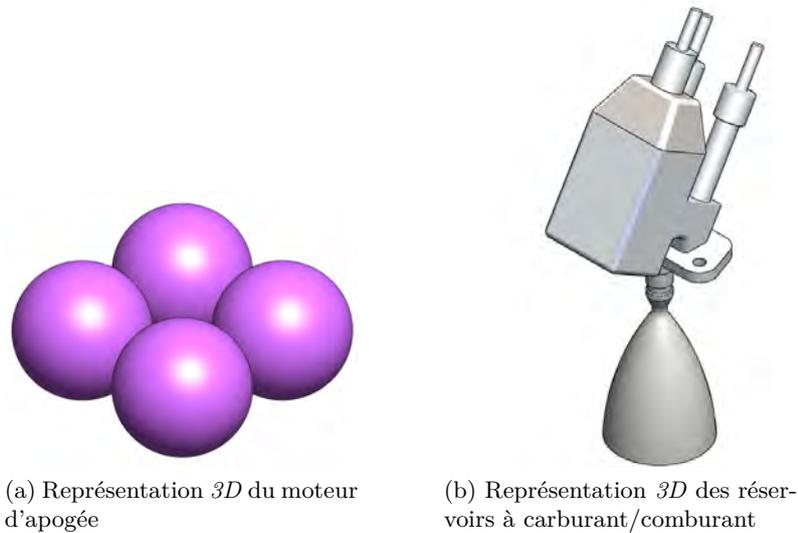


FIGURE 4.20 – Représentation du module de propulsion

Le module de détermination et de contrôle d'attitude

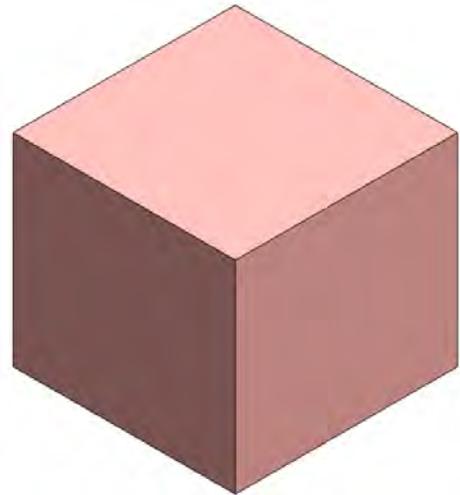
Le module qui contraint le plus le système dans le domaine énergétique est sans doute le sous-système de détermination et de contrôle d'attitude. Concernant le système de détermination, l'utilisation de trois *sunsensor* ainsi que d'un *startracker* de chez *Comtech AstroAero* [35] serait idéale (annexes A.9 et A.10) et l'unité de mesure inertielle retenue est celle qui est proposée par *Tethers Unlimited Inc.* (A.11). Le système de contrôle d'attitude lui est premièrement équipé d'une unité MAI-101 issue du catalogue de *CubeSatShop.com* [17] contenant des roues à inertie sur trois axes (A.12). La deuxième source de poussée pour contrôler l'attitude du satellite est produite par des jets de gaz carbonique contenu dans des petites capsules dont la détente peut être gérée par des électrovannes. Par exemple, des capsules de gaz utilisées pour le gonflage des pneus de bicyclette qui ont une masse de 70 [g] dont 16 [g] de CO_2 . Ces petits propulseurs sont au nombre de six, deux pour contrôler le roulis et quatre permettant à la fois de gérer le lacet et le tangage.



FIGURE 4.21 – Capsule de CO_2



(a) Représentation 3D du Capteur Stellaire



(b) Représentation 3D du module des roues à réaction

FIGURE 4.22 – Représentation de deux éléments qui composent le système de contrôle d'attitude

Le module de communication

Le module suivant à traiter est celui qui concerne tout ce qui est transmission de données et communication avec la station terrestre. Comme signalé précédemment dans la section 4.2, elle est composée d'un émetteur-récepteur de deux antennes, l'une pour l'émission et l'autre pour la réception. Pour la modélisation un émetteur-récepteur de chez ClydeSpace [16] a été choisi (A.5). Le support des antennes n'est pas pris tel que trouvé chez un fournisseur pour être adapté plus facilement à la structure. Les dimensions des antennes ainsi que leur consommation électrique sont basées sur un système existant chez ClydeSpace (A.2).



FIGURE 4.23 – Représentation 3D de l'émetteur récepteur

L'unité de traitement

Le module de traitement est quant à lui basé sur un ordinateur de bord proposé par Cube-SatShop [17] du type Andrews Model 160 High Performance Flight Computer. Cette unité de traitement est plus performante que pourrait l'être une autre, cependant elle a été choisie pour la modélisation. La gestion parallèle des données par différentes unités de traitement n'a pas été prise en compte.



FIGURE 4.24 – Représentation 3D de l'ordinateur de bord

La charge utile

Comme énoncé précédemment, la caméra utilisée en tant que charge utile est la NanoCam C1U (A.13) proposée par *GOMspace*. Elle a été conçue pour des *cubesats* et pour l'observation de la Terre en premier lieu. Elle offre cependant une résolution de 80 mètres au sol à une distance de 650 [km] et permettra sans problème de prendre des images de qualité de la mission.



FIGURE 4.25 – Représentation 3D de la NanoCaméra

Le module d'alimentation

La production d'énergie électrique se fait par l'intermédiaire de cellules photovoltaïques à triple jonctions de type TJ Solar Cell 3G30C (A.4) produites par la société *AzurSpace*([36]). Ces cellules sont capables de fournir de l'énergie électrique avec un rendement proche de 30% et une puissance maximum d'environ 1.2 [W] par cellule. Le module de stockage d'énergie ainsi que celui qui s'occupe de la gestion de l'énergie sont pris chez *ClydeSpace*([16]). Les batteries lithium-polymer(A.3) peuvent être mises en série suivant l'énergie nécessaire au fonctionnement du système. Chaque module de stockage est composé de deux batteries et permet le stockage de 20 [Wh]. Le modèle choisi pour l'EPS est de type CS-XUEPS2-42(A.2). Ce système est assez flexible pour être adapté à des *cubesats* de plus grandes tailles et peuvent gérer jusqu'à trente-six unités solaires. Une unité solaire est composée de deux cellules générant chacune 1.2 [W]. En d'autres termes l'EPS peut gérer une production allant jusqu'à 86.4 [W] et il est possible qu'une EPS supplémentaire soit nécessaire suivant la consommation énergétique totale.

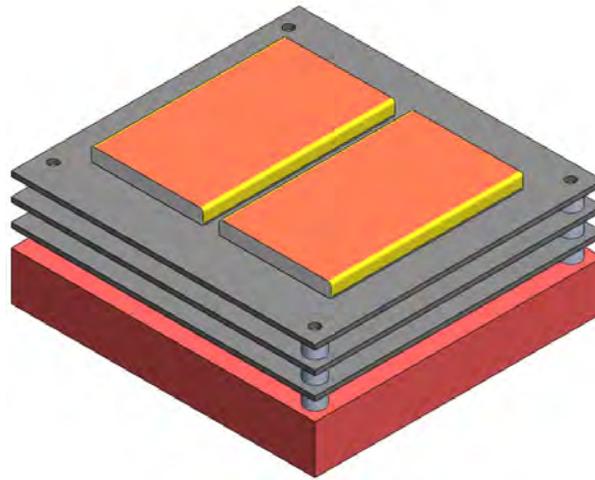


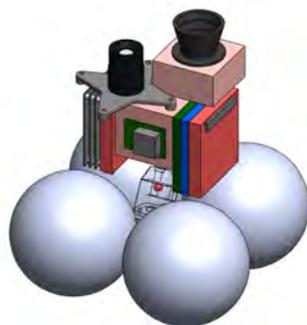
FIGURE 4.26 – Représentation 3D de l'EPS et des batteries

Le module de contrôle thermique

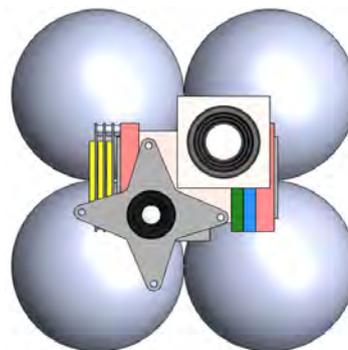
Le module de contrôle thermique ne sera pas représenté, cependant des capteurs destinés à des applications aéronautiques et aérospatiales sont disponibles chez *Watlow* [37] (A.8). Les modules restants sont la structure et le système de largage qui eux sont conçus en fonction de tous les autres et ne sont pas pris directement chez un fournisseur.

4.3.2 Disposition des modules

Le satellite possède un volume prédéfini permettant d'accueillir tous les instruments nécessaires à son bon fonctionnement. Le volume du J.V.-Sat a été estimé, lors de l'étude préliminaire à un cube de trente centimètres de côté, ce qui offre un large choix de disponibilités pour disposer les éléments étant donné que ceux-ci sont prévus pour des plus petits satellites. Le point auquel il faut prêter le plus d'attention est la position du centre de masse. Si celui-ci n'est pas sur l'axe du moteur d'apogée, un couple va être créé lors des phases de poussée. S'il s'en écarte peu, le système de contrôle d'attitude peut encore espérer corriger l'erreur mais la marge de manoeuvre est faible car le moteur produit une force bien plus grande que celle du système d'attitude. Il faut donc peu d'écartement pour que celui-ci ne puisse pas compenser le couple généré.



(a) Vue en perspective de la disposition interne des éléments



(b) Vue de dessus de la disposition interne des éléments

FIGURE 4.27 – Différentes vues de la construction interne du satellite

Un deuxième point moins crucial peut être évoqué. Il s'agit de la disposition compacte des éléments. Plus ceux-ci seront rapprochés de l'axe du moteur plus le moment d'inertie du satellite sera faible et plus les actions faites par le système d'attitude seront efficaces. Dans le cas de cette étude, la disposition des modules a été faite de manière peu rigoureuse, cependant elle se base sur les masses de chaque élément indiquées dans le tableau 4.1 ainsi que sur les dimensions de ceux-ci.

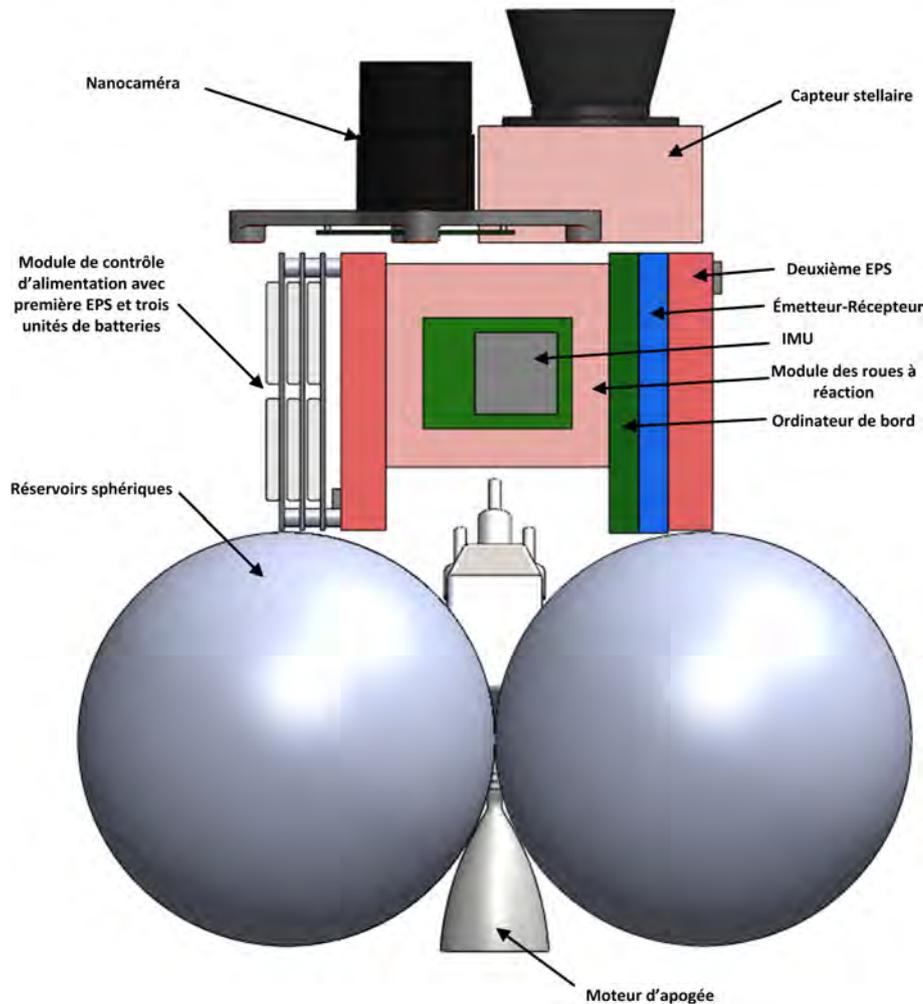


FIGURE 4.28 – Disposition des modules à l'intérieur du satellite

Sur la figure 4.28 ne figurent pas tous les éléments. Ceux qui n'y figurent pas sont disposés de manière symétrique par rapport à l'axe du moteur et sont des éléments qui vont au minimum par paires.

4.3.3 Budget masse, puissance

Une manière de dimensionner un satellite et un engin spatial en général est de prendre en compte son budget de masse et de puissance. Ceux-ci correspondent à l'addition de toutes les consommations et à la masse totale du satellite et de ses composants. L'intérêt de faire ce budget est, premièrement d'avoir une idée de la consommation générale du satellite afin de déterminer la surface des cellules solaires requises et deuxièmement d'avoir un point de vue concret permettant de faire une appréciation sur le respect du cahier des charges ainsi que

des coûts engendrés par la location de place sur le lanceur. La liste des éléments ainsi que de leurs caractéristiques sont répertoriées dans le tableau (4.1). Toutes les valeurs sont tirées des fiches techniques disponibles en annexe (annexe A.1 à A.13). En admettant que toutes les valeurs massiques fournies par les fabricants soient correctes, la somme des différents composants, à l'exception des éléments dont le nombre où les dimensions doivent être fixées, approche une valeur de 9.8 [kg].

L'étude préliminaire([5]) propose une masse du satellite totale de 15 [kg], ce qui veut dire que le solde restant (~ 5.2 [kg]) est disponible pour concevoir une structure, des réservoirs et un système de largage, sans oublier l'intégration des batteries qui dépendent de l'énergie requise par les modules, pour pouvoir garantir l'alimentation de ceux-ci pendant les passages en zone d'ombre. Le bilan de consommation du satellite s'élève à un minimum de 10.64 [W] avec les antennes et la caméra en mode *standby*. Celui-ci s'élève au contraire à 41.93 [W] au maximum de la consommation du satellite. Ce bilan n'intègre pas la consommation électrique du moteur d'apogée qui n'est pas connue. Pour générer assez de puissance pour subvenir à la consommation maximum, il faut trente-cinq cellules soit environ la moitié de la capacité totale que peut gérer l'EPS. La probabilité que le système demande la puissance maximum est faible, cependant le satellite ne sera jamais éclairé sur la totalité de sa surface. Il est donc judicieux de prévoir un facteur de sécurité. En admettant que la moitié des cellules du satellite sont éclairées au même instant il faudrait une deuxième EPS pour avoir un facteur de sécurité environ égal à 2. Ceci implique donc l'ajout de 64 unités solaires comportant chacune deux cellules, ce qui fait un total de 128 cellules. Toujours en considérant que la moitié des cellules du satellite sont éclairées à chaque instant, la puissance produite s'élève à

$$P_{Prod} = 64 \cdot 1.2 = 76.8 \text{ [W]} \quad (4.3.1)$$

L'avantage du J.V.-Sat est qu'il possède également un module de stockage lui permettant de continuer à fonctionner lors de ses passages en zone d'ombre. Les simulations orbiter (voir chapitre 6) ont permis de déterminer que lors du parcours d'une orbite GTO équatoriale la durée maximale d'éclipse s'élève à environ 45 minutes. Les Watts étant des Joules par seconde, à régime maximal le satellite consomme

$$45 \cdot 60 \cdot P_{Sat} = 2700 \cdot 41.93 = 113.2 \text{ [kJ]} \quad (4.3.2)$$

Pour que le système soit en fonction pendant toute la durée de l'éclipse il faut donc une batterie qui puisse fournir cette énergie. Comme il a été dit à la section 4.3.1, chaque module de stockage contient 20 [Wh] ce qui équivaut à 72 [kJ]. Il faut donc au minimum deux modules de stockage pour garantir le fonctionnement du système pendant 45 minutes sans soleil. En intégrant un module de plus, l'énergie stockée s'élève à 60 [Wh] soit 216 [kJ] ce qui représente 190 % de l'énergie consommée par le système en trois-quart d'heure à régime maximal.

Les masses de la structure et des réservoirs ont été estimées par *Solidworks* ce qui rend leurs valeurs moins réalistes que celles des autres éléments.

Remarque : Dans le tableau 4.1, la puissance fournie par les cellules solaires n'intervient pas dans le total de puissance requise par le satellite.

	Plage de fonctionnement [°C]	Tension d'alimentation [V]	Puissance requise [W]	Masse [kg]
Contrôle d'attitude				
Sensors (3 unités)	-20 à +93	-	-	0.03 (0.01)
MST (avec déflecteur)	-40 à +60	(Pas d'information)	< 2	0.675 (~0.3)
IMU	-40 à +80	5	0.2	0.034
Reaction wheels	-40 à +85	12 à 28 pour 0.2 à 0.3 [A]	2.4 à 10	0.64
Jets de gaz (6 unités)	-40 à +80	-	-	0.42 (0.07)
Propulsion				
Moteur 10 [N]	jusqu'à 1500	28 à 50	(Pas d'information)	0.35
Réservoirs	-	-	-	0.15
Carburant/comburant	-	-	-	7
Traitement				
Ordinateur de bord	-30 à +65	6.5, 12 ou 28	5 à 9 au maximum	0.07
Communication				
Émetteur-Récepteur	-40 à +85	6 à 30	0.72 à 18	0.125
Antennes (2 unités)	-	3.3, 5, 8 ou 12	2 (0.02 en <i>standby</i>)	< 0.1
Charge utile				
Caméra (En acquisition)	0 à +60	3.3	0.634	0.222
Caméra (En <i>standby</i>)	-40 à +85		0.2	
Alimentation				
Cellules, 128 unités (par unité)	-	-	-153.6 (-1.2)	0.333 (0.0026)
EPS (2 unités)	-40 à +85	-	< 0.2 (< 0.1)	0.268 (0.134)
Batteries, 6 unités (par batterie)	0 à +40	-	60 [Wh](10 [Wh])	0.372 (0.062)
Autres				
Contrôle thermique	-40 à +500	5	-	0.006
Structure	-	-	-	2.35
Largage	-	-	-	-
Total	-	-	min : 10.64; max : 41.93	13.175

TABLE 4.1 – Budget de masse et de puissance du J.V.-Sat

Chapitre 5

Modèle et simulation théoriques

La mécanique spatiale ne se limitant pas au problème des deux corps expliqué par *Howard Curtis* ([1]) il peut y avoir des interactions complexes venant par exemple du Soleil ou même d'autres planètes. Le modèle utilisé dans ce travail se limite uniquement à l'influence du corps principal autour duquel le satellite orbite, ce qui veut dire qu'en toutes saisons et en tout temps le modèle ne varie pas. De plus les changements de vitesse occasionnés par le moteur du satellite sont considérés comme instantanés, ce qui par exemple ne fait pas varier le rayon du périégée de la GTO lors d'une poussée à celui-ci. Finalement le modèle considère l'orbite de la Lune comme ayant une excentricité nulle ce qui la rend semblable à un cercle.

5.1 Description générale des orbites

Comme énoncée dans le chapitre 3, la mission du J.V.-Sat se décompose en plusieurs phases distinctes qui ne dépendent pas d'un autre véhicule spatial comme le lanceur par exemple. Pendant ces quatre phases, le satellite va faire évoluer sa situation orbitale et celle-ci peut être décomposée en quatre orbites.

Pour entièrement les caractériser, il faut tenir compte de différents paramètres externes à l'orbite qui sont soit généraux soit liés au corps autour duquel l'orbite est considérée. Ils sont les suivants :

- Le rayon du corps principal (la Terre) : $R_T = 6.378140 \cdot 10^6$ [m]
- La masse du corps principal (la Terre) : $M_T = 5.9742 \cdot 10^{24}$ [kg]
- L'accélération de gravité absolue : $g_a = 9.81$ [m/s²]
- La constante de gravitation universelle : $G = 6.67259 \cdot 10^{-11}$ [N·m²/kg²]
- Le paramètre de gravitation : $\mu_T = G \cdot M_T = 3.9863 \cdot 10^{14}$ [N·m²/kg]

Les relations utilisées pour calculer les paramètres des orbites ci-dessous sont toutes présentes dans la section 2.1 du chapitre 2. En raison de la quantité de relations utilisées, elles ne seront pas toutes référencées explicitement.

5.1.1 Première phase : Synchronisation

Lors de la phase de synchronisation ou d'attente, le satellite se trouve sur une orbite terrestre stable qui peut être décrite comme une orbite de transfert géostationnaire avec son périégée à quelques centaines de kilomètres de la surface de la Terre et son apogée à environ 36'000 kilomètres d'altitude. La GTO se trouve sur le plan équatorial de la Terre qui est considéré comme le plan de référence pour cette simulation. L'origine du système est, quant à elle,

confondue avec le foyer de la GTO se trouvant au centre de la Terre.

L'orbite de transfert géostationnaire est de forme elliptique et ses paramètres sont les suivants :

- Rayon minimum (périgée) : $R_{minGTO} = 6.87814 \cdot 10^6$ [m]
(500 [km] d'altitude)
- Rayon maximum (apogée) : $R_{maxGTO} = 42.37814 \cdot 10^6$ [m]
(36'000 [km] d'altitude)
- Demi grand axe : $a_{GTO} = 24.62814 \cdot 10^6$ [m]
- Demi petit axe : $b_{GTO} = 17.073 \cdot 10^6$ [m]
- Excentricité : $e_{GTO} = 0.7207$ [-]
- Moment angulaire relatif : $h_{GTO} = 68.688 \cdot 10^9$ [Nm/kg]
- Paramètre d'ellipse : $p_{GTO} = 11.835 \cdot 10^6$ [m]

Les relations (2.1.19) et (2.1.20) permettent de calculer les vitesses du satellite au périgée et à l'apogée d'une orbite. La relation (2.1.29), quant à elle, donne la période de révolution orbitale du satellite.

$$v_{pGTO} = \sqrt{\frac{3.9863 \cdot 10^{14}}{24.62814 \cdot 10^6} \cdot \frac{42.37814}{6.87814 \cdot 10^6}} = 9.99 \cdot 10^3 \text{ [m/s]} \quad (5.1.1)$$

$$v_{aGTO} = \sqrt{\frac{3.9863 \cdot 10^{14}}{24.62814 \cdot 10^6} \cdot \frac{6.87814 \cdot 10^6}{42.37814}} = 1.62 \cdot 10^3 \text{ [m/s]} \quad (5.1.2)$$

$$T_{GTO} = \frac{2\pi}{\sqrt{3.9863 \cdot 10^{14}}} \cdot (24.62814 \cdot 10^6)^{\frac{3}{2}} = 38.463 \cdot 10^3 \text{ [m/s]} \quad (5.1.3)$$

5.1.2 Deuxième phase : Voyage

L'impulsion donnée au périgée de la GTO permet d'adopter une trajectoire orbitale étendue avec une altitude au périgée valant toujours 500 [km] et une altitude à l'apogée de 1'000'000 [km]. Cette orbite n'a pas changé de plan par rapport à la phase précédente et se trouve donc toujours sur le plan équatorial.

Selon la même référence que précédemment l'orbite de voyage ou orbite étendue est une ellipse avec les paramètres suivants :

- Rayon minimum (périgée) : $R_{minEtendue} = 6.87814 \cdot 10^6$ [m]
(500 [km] d'altitude)
- Rayon maximum (apogée) : $R_{maxEtendue} = 1.0064 \cdot 10^9$ [m]
(1'000'000 [km] d'altitude)
- Demi grand axe : $a_{Etendue} = 506.6 \cdot 10^6$ [m]
- Demi petit axe : $b_{Etendue} = 83.20 \cdot 10^6$ [m]
- Excentricité : $e_{Etendue} = 0.9864$ [-]
- Moment angulaire relatif : $h_{Etendue} = 73.80 \cdot 10^9$ [Nm/kg]
- Paramètre d'ellipse : $p_{Etendue} = 13.66 \cdot 10^6$ [m]

Comme précédemment, les relations (2.1.19) et (2.1.20) permettent de calculer les vitesses du satellite au périgée et à l'apogée de l'orbite et la relation (2.1.29) donne la période de

révolution orbitale du satellite.

$$v_{pEtendue} = \sqrt{\frac{3.9863 \cdot 10^{14}}{506.6 \cdot 10^6} \cdot \frac{1.0064 \cdot 10^9}{6.87814 \cdot 10^6}} = 10.74 \cdot 10^3 \text{ [m/s]} \quad (5.1.4)$$

$$v_{aEtendue} = \sqrt{\frac{3.9863 \cdot 10^{14}}{506.6 \cdot 10^6} \cdot \frac{6.87814 \cdot 10^6}{1.0064 \cdot 10^9}} = 73.37 \text{ [m/s]} \quad (5.1.5)$$

$$T_{Etendue} = \frac{2\pi}{\sqrt{3.9863 \cdot 10^{14}}} \cdot (506.6 \cdot 10^6)^{\frac{3}{2}} = 3.5886 \cdot 10^6 \text{ [s]} \quad (5.1.6)$$

5.1.3 Troisième phase : Transfert

La troisième phase s'amorce lorsque le satellite se trouve à l'apogée de l'orbite étendue. Il va changer l'orientation de son vecteur vitesse pour se mettre dans un autre plan d'orbite. Celui-ci aura une inclinaison par rapport au plan de l'équateur selon le grand axe de l'orbite étendue.

Cette inclinaison dépend de la direction et du sens dans lequel le satellite va donner son impulsion mais aussi, dans un cas réel, de la durée de cette impulsion. Ceci équivaut à une variation de vitesse dans une direction dont les composantes horizontales et verticales viennent s'ajouter à la vitesse initiale du satellite qui n'est autre que sa vitesse tangentielle à l'apogée de l'orbite étendue. Si le plan de transfert voulu doit avoir une inclinaison de 90° , le satellite va devoir s'orienter de manière à ce qu'une fois qu'il aura accéléré, la résultante de ses vitesses soit orientée de l'angle voulu (figure 5.1¹).

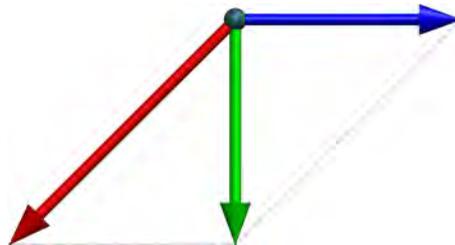


FIGURE 5.1 – Situation vectorielle pour un changement de plan à 90°

En admettant qu'en changeant son plan d'orbite, le satellite ne change pas sa vitesse tangentielle, la trajectoire obtenue aura la même excentricité que l'orbite étendue, ce qui rend son paramètre b , déterminant la « demi-largeur » de l'orbite, égal à celui de l'orbite étendue. Dans cette configuration, la distance entre la Terre et le satellite, lorsque celui-ci croise le plan de la Lune, se calcule par la relation (2.1.11).

1. Légende :
En bleu la vitesse initiale
En rouge la vitesse apportée par l'impulsion
En vert la vitesse finale

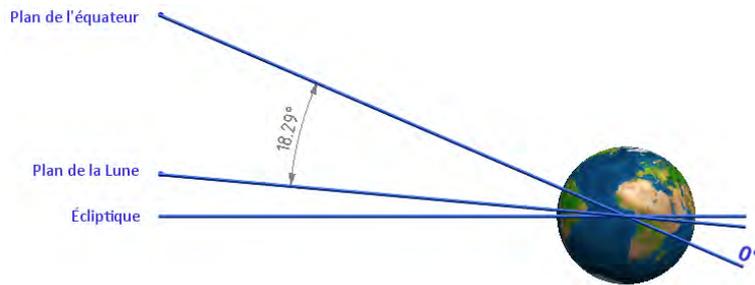


FIGURE 5.2 – Angle séparant le plan de l'équateur du plan de la Lune

Dans le cas d'une inclinaison à 90° , l'angle θ requis dans la formule est l'angle visible à la figure 5.2 auquel y est ajouté un offset de 180° étant donné que le 0° est fixé sur le périhélie. Pour qu'une rencontre avec la Lune ait lieu, la distance de la Terre à laquelle le satellite croise le plan de la Lune doit être égale au rayon de l'orbite lunaire. Cet angle varie en fonction de l'inclinaison entre les deux plans et il est minimal pour la configuration à 90° . Pour se faire une idée, la distance entre satellite et le centre de la Terre à cet endroit vaut environ $2 \cdot 10^6$ [m], ce qui est largement insuffisant. Tout ceci pour dire que simplement changer le plan d'orbite ne sera pas suffisant pour qu'une rencontre ait lieu et qu'une augmentation de la vitesse va devoir être faite.

Dans le cas d'une impulsion perpendiculaire au plan de l'équateur, l'inclinaison varie en fonction de la variation de vitesse apportée. L'idée est donc de trouver l'angle pour lequel le vecteur vitesse obtenu est suffisant pour élargir l'orbite de transfert et ainsi croiser celle de la Lune. L'optimisation de cet angle est exposée à la section 5.2 et la situation vectorielle en résultant est illustrée à la figure 5.3.

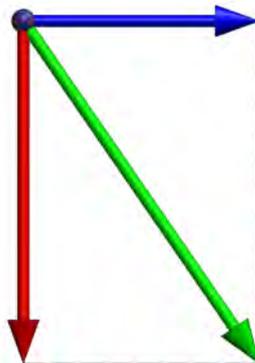


FIGURE 5.3 – Situation vectorielle pour un changement de plan à 55.7°

La détermination de l'orbite de transfert optimale est expliquée dans la section 5.2 et ses caractéristiques finales sont les suivantes :

- Rayon minimum (périhélie) : $R_{min\text{Transfert}}$ = $19.056 \cdot 10^6$ [m]
(500 [km] d'altitude)
- Rayon maximum (apogée) : $R_{max\text{Transfert}}$ = $1.0064 \cdot 10^9$ [m]
(1'000'000 [km] d'altitude)
- Demi grand axe : $a_{\text{Transfert}}$ = $512.72 \cdot 10^6$ [m]
- Demi petit axe : $b_{\text{Transfert}}$ = $138.48 \cdot 10^6$ [m]
- Excentricité : $e_{\text{Transfert}}$ = 0.9723 [-]

- Moment angulaire relatif : $h_{\text{Transfert}} = 130.80 \cdot 10^9$ [Nm/kg]
- Paramètre d'ellipse : $p_{\text{Transfert}} = 37.403 \cdot 10^6$ [m]

La relation (2.1.20) permet de calculer la vitesse tangentielle du satellite à l'apogée de l'orbite de transfert.

$$v_{a\text{Transfert}} = \sqrt{\frac{3.9863 \cdot 10^{14}}{514.15 \cdot 10^6} \cdot \frac{21.93 \cdot 10^6}{1.0064 \cdot 10^9}} = 130.05 \text{ [m/s]} \quad (5.1.7)$$

La relation permettant de donner le temps de parcours d'une portion d'orbite depuis le périégée en fonction de l'angle est fournie par *Howard Curtis* (ref). Elle est donnée ici sans démonstration.

$$t = \frac{h^3}{\mu^2} \cdot \frac{1}{(1-e^2)^{\frac{3}{2}}} \left[2 \cdot \tan^{-1} \left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \cdot \tan \frac{\theta}{2} \right) - \frac{e\sqrt{1-e^2} \cdot \sin \theta}{1+e \cos \theta} \right] \quad (5.1.8)$$

Pour que cette relation, une fois appliquée à l'orbite de transfert, donne le temps que met le satellite pour accomplir le transfert, il faut y introduire la valeur de θ comme étant l'angle entre l'apogée et la rencontre avec le plan lunaire additionné de 180° pour que la formule soit utilisable. Le développement et le calcul des angles figurent à la section 5.2.

$$t_{\text{Transfert}} = 2.0582 \cdot 10^6 \text{ [s]} \quad (5.1.9)$$

Ce temps exprimé en jours donne un total de 23.8 jours uniquement pour le transfert vers la Lune.

5.1.4 Quatrième phase : Orbite lunaire

La dernière phase est l'arrivée en orbite lunaire. C'est le but final de la mission et elle va dépendre du carburant restant après les corrections faites durant les autres phases. La mission est un succès quelle que soit l'orbite lunaire obtenue mais pour y arriver, le J.V.-Sat doit impérativement entrer dans la sphère d'attraction lunaire. En d'autres termes il doit se trouver pendant un laps de temps suffisant à sa mise en orbite dans une zone où la Lune a plus d'influence sur lui que la Terre.

5.2 Simulation analytique

5.2.1 Définition du modèle

La réalité est complexe et tenir compte de tous les éléments rendrait la modélisation beaucoup trop compliquée. On se limitera ici à un modèle simplifié. Déjà brièvement abordés dans la section précédente, les choix et simplifications faits sont listés ci-dessous.

- Le modèle se limite à un problème à deux corps et néglige les influences que les autres ont. (en particulier le Soleil)
- L'orbite de la Lune est circulaire de rayon $386.05 \cdot 10^6$ [m].
- La précession des orbites est négligée. Celle-ci ne varie donc pas dans le temps.
- L'énergie est conservée et les pertes sont nulles.
- La masse du satellite est négligée concernant le phénomène de gravitation. Le point d'équilibre des systèmes Satellite-Terre ou Satellite-Lune sont confondus avec les centres des astres.
- L'orbite de lancement GTO est dans le plan équatorial terrestre.

- Le satellite est dimensionné de telle sorte que son centre de masse est parfaitement dans l'axe de son moteur.
- Les impulsions (*kick*) données par le satellite sont instantanées (uniquement pour les calculs d'orbites).

5.2.2 Paramètres et configuration planaire

En plus des paramètres généraux cités à la section 5.1 d'autres viennent s'y ajouter et sont listés dans le tableau 5.1.

Dénominations	Symboles	Valeurs numériques	Unités
Paramètres gravitationnels			
Accélération de gravité absolue	g_a	9.81	[m/s ²]
Constante de gravitation universelle	G	$6.67259 \cdot 10^{-11}$	[N·m ² /kg ²]
Paramètres relatifs à la Terre			
Rayon de la Terre à l'équateur	R_T	$6.378140 \cdot 10^6$	[m]
Masse de la Terre	M_T	$5.9742 \cdot 10^{24}$	[kg]
Paramètre de gravitation de la Terre	μ_T	$3.9863 \cdot 10^{14}$	[N·m ² /kg]
Inclinaison du plan de l'équateur	$i_{\text{équateur}}$	23.4393	[°]
Paramètres relatifs à la Lune			
Rayon de la Lune	R_L	$1.738 \cdot 10^6$	[m]
Masse de la Lune	M_L	$7.350 \cdot 10^{22}$	[kg]
Paramètre de gravitation de la Lune	μ_L	$4.9044 \cdot 10^{12}$	[N·m ² /kg]
Inclinaison du plan d'orbite	i_{Lune}	5.145	[°]
Rayon de l'orbite de la Lune	$R_{\text{orbite Lune}}$	$386.05 \cdot 10^6$	[m]

TABLE 5.1 – Liste des paramètres orbitaux généraux

Remarques :

- Les angles des différents plans sont considérés par rapport à l'écliptique.
- Le paramètre de gravitation de la Lune μ_L n'est pas utilisé dans cette étude et c'est pour cette raison que le symbole μ décrit implicitement le paramètre de gravitation de la Terre μ_T .

5.2.3 Calculs et optimisation

La simulation théorique est faite grâce au programme de traitement numérique *Matlab* dont le code est disponible en annexe (B).

La mission ainsi que les paramètres des orbites étant connus, l'intérêt principal de la simulation est d'obtenir un ordre de grandeur concernant les temps de parcours, les temps de combustion ainsi que la consommation en carburant. Le point central de cette simulation réside tout de même dans la détermination et l'optimisation de l'orbite de transfert.

5.2.3.1 Trajectoire de transfert

Admettons dans un premier temps que la nature du satellite n'a pas d'importance et que la réflexion se limite à des trajectoires elliptiques, à des vitesses et à des temps. La première

trajectoire connue est la GTO qui est caractérisée par les paramètres listés à la section 5.1. La vitesse du satellite lors de son passage au périégée se trouvant à 500 [km] d'altitude s'élève à $9.99 \cdot 10^3$ [m/s] soit environ 10 [km/s]. Or la vitesse nécessaire pour se mettre sur l'orbite étendue est de $10.74 \cdot 10^3$ [m/s] ce qui fait donc une différence de

$$\Delta v_{\text{phase 1-2}} = 10.74 \cdot 10^3 - 9.99 \cdot 10^3 \cong 750 \text{ [m/s]} \quad (5.2.1)$$

Une fois que le satellite a atteint cette vitesse, il entame son voyage en direction de l'apogée de l'orbite étendue. Le temps nécessaire à ce déplacement découle de la relation (2.1.29) qui permet de calculer la période de révolution de l'ellipse en question. Le satellite met donc

$$t_{\text{phase 2}} = \frac{3.5886 \cdot 10^6}{2} = 1.7943 \cdot 10^6 \text{ [s]} \quad (5.2.2)$$

ce qui fait environ 20.8 jours de trajet. Le satellite se trouve à l'apogée de l'orbite étendue, prêt à allumer son moteur pour incliner son plan d'orbite. C'est ainsi que les conditions nécessaires sont réunies pour entrer dans la phase n° 3 de la mission.

Le but de la simulation est, dans un premier temps, de connaître la variation de vitesse, dirigée verticalement, nécessaire pour incliner le plan de transfert d'un angle voulu et de regarder à quelle distance de la Terre l'orbite adoptée croise le plan de la Lune. Pour connaître cette distance à l'aide de la relation (2.1.11), il faut déterminer l'angle se trouvant entre les deux droites selon lesquelles le plan de transfert coupe les plans de l'orbite étendue et celui de la Lune. La technique analytique permettant d'y arriver se base sur la manipulation des vecteurs normaux aux plans. Le produit vectoriel des deux vecteurs normaux donne un vecteur directeur de la droite d'intersection des plans en question. En ramenant ces deux vecteurs directeurs sur l'origine du système (centre de la Terre) il est ainsi possible de déterminer l'angle qu'ils ont entre eux par la relation suivante.

$$\theta = \arccos \left(\frac{\mathbf{u}_1 \cdot \mathbf{u}_2}{u_1 \cdot u_2} \right) \quad (5.2.3)$$

Maintenant que l'angle est connu, il est possible de déterminer si l'orbite de transfert en question croise la trajectoire de la Lune. L'angle d'inclinaison de l'orbite de transfert étant déterminant pour les paramètres de l'orbite elle-même, tous les éléments nécessaires à l'application de la relation (2.1.11) sont connus. Si la valeur du rayon obtenu est égale au rayon de l'orbite de la Lune, les deux trajectoires se croisent.

Dans le cas d'un changement de plan sans modifier la vitesse tangentielle du satellite, l'orbite de transfert ne peut pas croiser celle de la Lune, quel que soit l'angle. Comme il a été déjà cité, dans le meilleur des cas ($i_{\text{transfert}} = 90^\circ$), le satellite croise le plan de la Lune à $2 \cdot 10^6$ [m] ce qui n'est pas suffisant. La vitesse tangentielle doit donc être augmentée.

La première manière d'obtenir l'orbite de transfert est d'agir dans un premier temps uniquement sur l'angle et seulement ensuite augmenter la vitesse. En fonction de l'angle d'inclinaison choisi il faut augmenter de manière plus ou moins importante la vitesse tangentielle. En d'autres termes cette méthode fournit une vitesse en fonction d'un angle. La détermination de la vitesse se fait par approximations successives, à l'aide d'un algorithme de dichotomie. Cet algorithme consiste à éloigner progressivement le périégée de l'orbite de transfert, ce qui correspond à une modification de la vitesse à l'apogée. En recalculant les paramètres de l'orbite à chaque itération et en les appliquant à la relation (2.1.11), il est ainsi possible de

déterminer la distance de la Terre à laquelle il croise le plan lunaire. Après plusieurs itérations, l'algorithme converge vers la vitesse d'apogée nécessaire. Ceci est fait pour une palette d'angles allant de 45° à 90° d'inclinaison et donne le graphe de la figure 5.4.

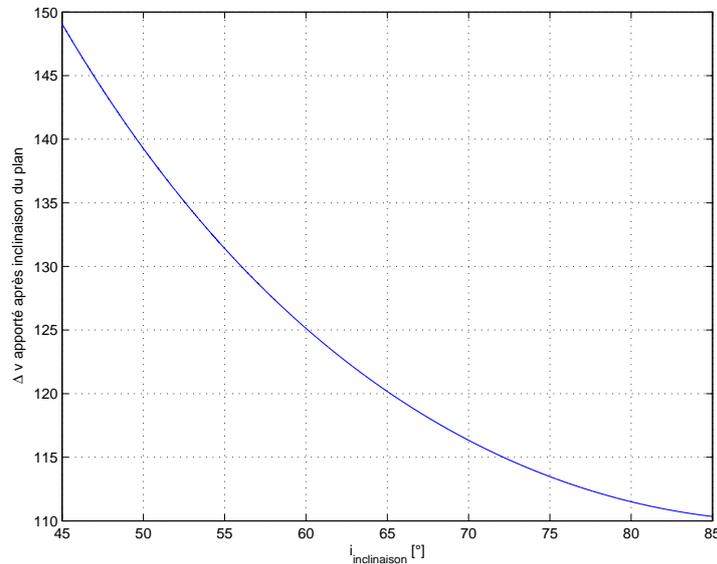


FIGURE 5.4 – Variation de vitesse à apporter après inclinaison en fonction de l'angle

Il est clairement visible que la variation de vitesse à apporter est minimum pour un angle de 90° cependant, l'inclinaison du plan à angle droit demande un Δv plus important que les autres angles. Cette variation est illustrée en fonction de l'angle d'inclinaison à la figure 5.5.

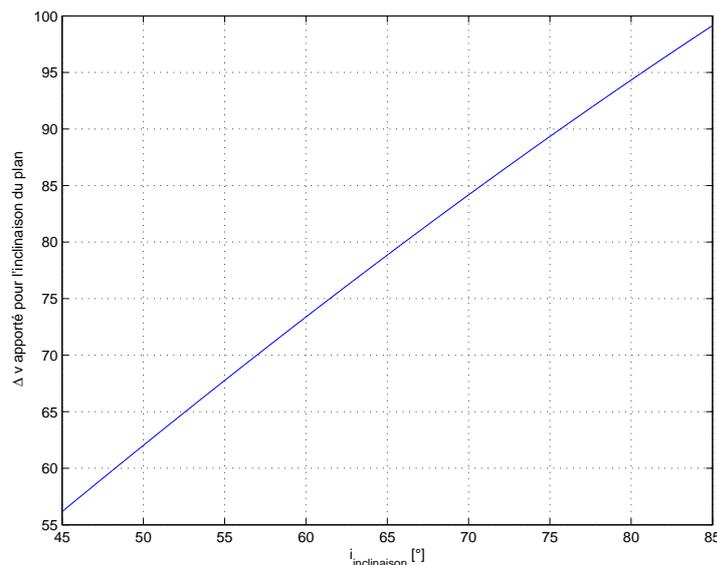


FIGURE 5.5 – Variation de vitesse à apporter pour l'inclinaison du plan en fonction de l'angle

La somme des deux variations de vitesse donne le Δv total pour les manoeuvres propres à cette première méthode. Le graphe de la figure 5.6 illustre ce Δv total et montre que la variation minimum à fournir est de 125.1 [m/s] .

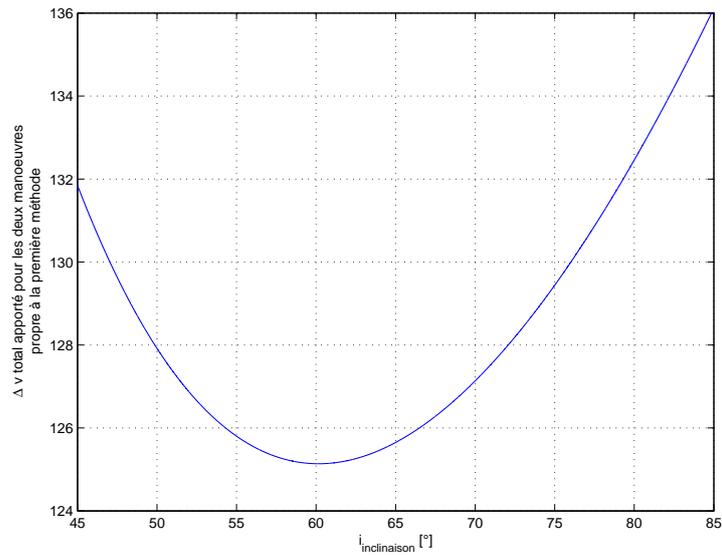


FIGURE 5.6 – Variation de vitesse à apporter pour l'inclinaison du plan en fonction de l'angle

La deuxième approche permettant de changer le plan de l'orbite de transfert est de réaliser une manoeuvre perpendiculairement au plan de l'équateur. L'idéal serait de trouver quelle variation de vitesse est nécessaire pour donner un angle d'inclinaison de telle sorte que la vitesse tangentielle de transfert, déterminée par celui-ci, soit égale à celle générée par l'impulsion verticale. En d'autres termes, la vitesse tangentielle de transfert, calculée avec l'algorithme de dichotomie découlant d'un certain angle d'inclinaison, doit être égale à la vitesse tangentielle générée par l'impulsion verticale donnant le même angle. L'angle idéal de transfert est celui pour lequel l'erreur entre les deux vitesses est minimale. Cette erreur est illustrée par le graphe de la figure 5.7.

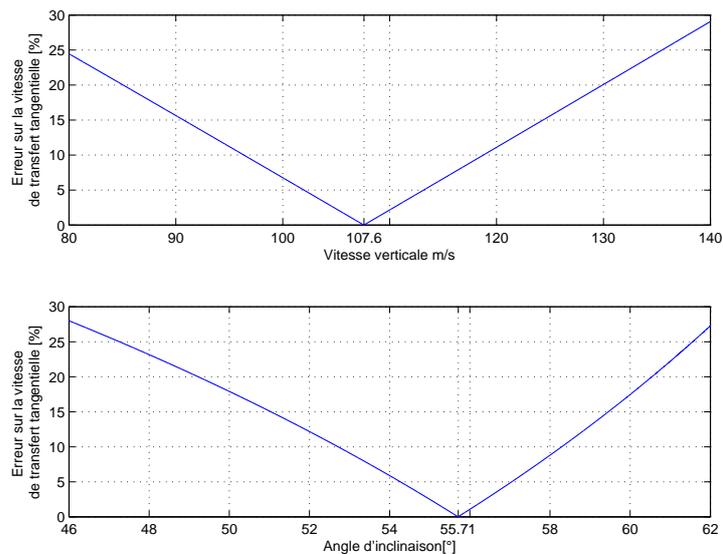


FIGURE 5.7 – Optimisation de l'erreur sur la vitesse de transfert tangentielle

L'optimisation montre donc que si le satellite donne une impulsion verticale produisant un

Δv de 107.6 [m/s], il va faire tourner son plan d'orbite de 55.71 [°] alors que s'il manoeuvre en deux étapes, il devra obligatoirement consommer plus de carburant. De plus, ceci rend la manoeuvre plus aisée étant donné qu'il lui suffit de s'orienter perpendiculairement au plan de l'équateur.

5.2.3.2 Consommation en carburant/comburant

Maintenant que les orbites, leurs caractéristiques et donc les vitesses à adopter sont connues, il est possible de déterminer les durées de combustion ainsi que la consommation générale du satellite. La deuxième partie du code *Matlab* disponible en annexe se concentre sur l'angle optimal de transfert est n'a pas été créée pour calculer la consommation du satellite quel que soit l'inclinaison du plan de transfert. Les calculs traités dans cette partie se basent sur les caractéristiques du moteur d'apogée qui sont disponibles dans la fiche technique du moteur (annexeA.1). Les données utiles sont cependant listées dans le tableau 5.2.

Poussée nominale	10 [N]
Impulsion spécifique nominale	291 [s]
Débit de carburant/comburant	3.5 [g/s]
Vitesse d'éjection des gaz	$2.8571 \cdot 10^3$ [m/s]
Masse de carburant disponible (m_{c0})	7 [kg]
Masse initiale du satellite à vide (m_0)	8 [kg]

TABLE 5.2 – Liste des caractéristiques utiles du moteur d'apogée

En reprenant la mission depuis le début, vient en premier la combustion permettant au satellite d'étendre la GTO. Comme il a été signalé précédemment la différence de vitesse à apporter au périégée de la GTO est d'environ 750 [m/s] (743.76 [m/s] selon la simulation *Matlab*). La relation (4.2.18) permet de calculer le temps de combustion nécessaire à produire ce changement de vitesse.

$$t_{c\ 1-2} = \frac{15}{0.0035} \cdot \left[1 - \frac{1}{\exp(743.76/2.8571 \cdot 10^3)} \right] = 982.26 \text{ [s]} \quad (5.2.4)$$

Lors de la simulation, ce temps est à répartir de part et d'autre du périégée pour limiter les effets non-désirables. Grâce à cette valeur temporelle, il est maintenant possible de déterminer la consommation que cette accélération engendre. Le débit du moteur étant donné dans le tableau 5.2 la consommation massique de carburant donne.

$$m_{1-2} = t \cdot \dot{m} = 982.26 \cdot 0.0035 = 3.438 \text{ [kg]} \quad (5.2.5)$$

Ce qui veut dire qu'il reste 3.562 [kg] de carburant pour le reste de la mission. La deuxième manoeuvre à l'apogée de l'orbite étendue, quant à elle, nécessite une variation de vitesse de 107.6 [m/s] ce qui donne un temps de combustion de

$$t_{c\ 2-3} = \frac{11.562}{0.0035} \cdot \left[1 - \frac{1}{\exp(107.6/2.8571 \cdot 10^3)} \right] = 121.91 \text{ [s]} \quad (5.2.6)$$

Durant ce temps, le moteur consomme une masse de

$$m_{2-3} = t \cdot \dot{m} = 121.91 \cdot 0.0035 = 0.427 \text{ [kg]} \quad (5.2.7)$$

Ce qui laisse au satellite une masse de 3.13 [kg] de carburant pour l'entrée en orbite lunaire. Bien entendu ceci est vrai pour le modèle définissant des orbites stables qui ne varient pas. Ceci n'est pas le cas et la simulation avec *Orbiter 2010* le montre bien dans le chapitre suivant.

Chapitre 6

Simulation spatiale avec *Orbiter 2010*

Orbiter 2010 est un programme de simulation de vol spatial disponible gratuitement sur internet (référence). Il propose une simulation réaliste des vols et interactions spatiales en fonction des dates souhaitées. Dans le cadre de ce travail, ce programme a été utile pour avoir un point de comparaison entre le modèle théorique simplifié fait à l'aide de *Matlab* et une simulation réelle. Le travail fait par rapport à ce programme se décompose en plusieurs étapes. Il a fallu prendre le simulateur lui même en main pour comprendre de manière globale son fonctionnement et ainsi pouvoir attaquer la modélisation du J.V.-Sat. Cette modélisation commence premièrement par une conception en trois dimensions pouvant être intégrée au simulateur et comporte deuxièmement une partie de programmation permettant de spécifier les différentes caractéristiques du satellite.

6.1 Conception du modèle

6.1.1 Modélisation du satellite en trois dimensions

Le simulateur *Orbiter 2010* traite les modèles d'engins qu'il intègre avec des fichiers de type *mesh .msh*. Malheureusement *Solidworks* ne permet pas de convertir ou d'enregistrer le modèle déjà réalisé sous ce format. Pour cette raison, l'utilisation d'un programme de modélisation surfacique 3D de type *Autodesk 3D Studio Max* est nécessaire. Le désavantage de *3DS Max* est sa non gratuité. Pour cette raison l'utilisation, d'un programme gratuit, moins puissant et plus abordable pour quelqu'un de non-initié. Ce programme se nomme *Anim8or* et se trouve disponible en version libre sur son site ([31]).

Le modèle conçu se base sur la représentation finale faite à l'aide de *Solidworks* et le résultat est illustré à la figure 6.1. *Anim8or* crée un format de fichier (*.3ds*) lisible avec un programme de modélisation 3D, mais illisible directement par *Orbiter 2010* ce qui nécessite une conversion supplémentaire en format *.msh*.

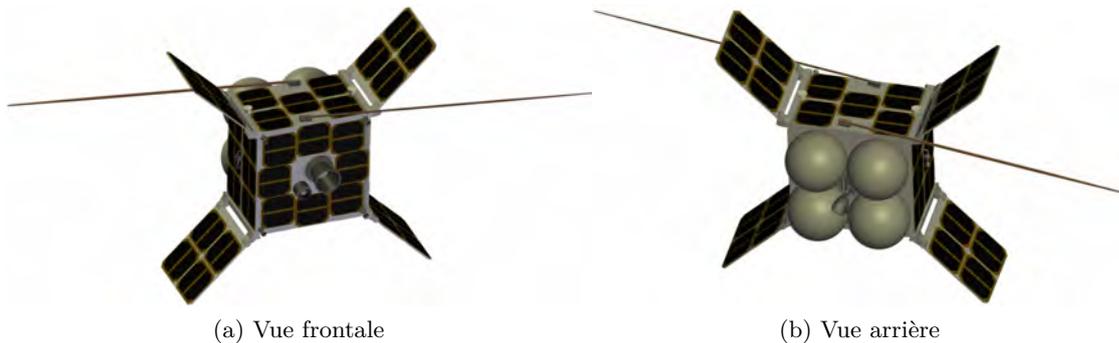


FIGURE 6.1 – Vues en perspectives du modèle créé avec *Anim8or*

Les textures utilisées sont également tirées du modèle *Solidworks* et doivent être sauvegardées dans un format *Direct Draw Surface* `.dds` pour qu'elles puissent être reconnues par le simulateur. Ce format de fichier est obtenu par une conversion faite avec *Gimp*, un programme de retouche d'image disponible en version libre sur internet.

6.1.2 Programmation Orbiter

La communauté *Orbiter* est très étendue et tout le monde peut proposer des *add-ons* intégrables directement au simulateur. La programmation avancée en *C++* permet de créer des modules compliqués. Cependant, un *add-on* destiné volontairement à une modulation aisée des différents paramètres des engins spatiaux est mise à disposition par son créateur. Ce module, `spacecraft3.dll` ([34]), a permis d'aborder rapidement la conception d'un scénario et d'une configuration pour le J.V.-Sat.

Deux fichiers ont été créés. Premièrement, le fichier définissant le scénario mettant en jeu le J.V.-Sat (`JV_Sat.scn` (C.1)) permettant de fixer la configuration initiale du satellite dans l'espace et dans le temps. Le but étant dans le cas de cette étude de programmer une orbite GTO sur le plan de l'équateur et de définir la date de départ. La programmation de cette situation se fait grâce à la commande `ELEMENTS` qui demande en arguments les valeurs des différents angles illustrés à la figure 2.5. La date est définie selon le calendrier *Julien*. Deuxièmement, le fichier propre à l'engin mis en scène est le fichier de configuration `JV_Sat.ini` (C.2). Dans ce fichier se trouve toutes les spécifications concernant le satellite en lui-même. Il y est donné la poussée maximum du moteur d'apogée et son impulsion spécifique, les positions et la force des propulseurs d'attitude ou encore la masse totale du satellite à vide et la quantité de carburant.

6.2 Simulation et observations

6.2.1 Validation du modèle et premières observations

La première chose à faire avant de commencer la simulation proprement dite et de vérifier si la configuration orbitale est correctement implantée dans le simulateur. La première observation qui peut être faite est que malgré la programmation précise de la distance du périégée à 500 [km] de la surface de la Terre, une différence minime est présente lors de la situation. Le périégée de la GTO est en fait à une distance 507.6 [km] et la même remarque peut être faite sur l'inclinaison du plan de la GTO par rapport à l'équateur qui dans cette simulation est de 0.08 [°]. Ces différences sont bien là mais sont faibles et même négligeables compte tenu

des distances élevées intervenant dans l'espace. Une remarque importante à faire concerne la diversité des orbites GTO. Il a été dit qu'une orbite de ce type se trouve dans le plan équatorial, cependant rien ne fixe sa situation dans ce plan. Le grand axe de l'orbite peut tout aussi bien être contenu dans le plan écliptique où non. Lors de cette étude, seule la configuration présentée à la figure 3.2 est prise en compte.

6.2.2 Description des manoeuvres

Contrairement au modèle théorique abordé dans le chapitre 5, les changements de vitesses et d'orientation ne sont pas instantanés et doivent être prévus avant l'arrivée au point d'accélération. Les temps d'accélération calculés au chapitre 5 peuvent être répartis de part et d'autre du point d'accélération pour minimiser l'effet involontaire que cette accélération pourrait avoir sur la modification de l'orbite. Ceci est d'autant plus important au périégée car la vitesse du satellite est élevée et il parcourt une grande portion angulaire pendant son temps d'accélération. Pour que l'inclinaison, la direction du grand axe et l'altitude du périégée ne varient pas, il faudrait avoir un changement de vitesse instantané survenant précisément au périégée ce qui en réalité n'est pas possible. Le transfert vers la lune à partir de l'apogée de l'orbite étendue se fait avec l'assistance d'un outil de calcul (*Interplanetary Multifunctional Display*) permettant un transfert plus facile compte tenu des perturbations réelles qui empêchent le modèle théorique de fonctionner sans correction durant la trajectoire de transfert. Les différentes manoeuvres sont listées dans le tableau 6.1 en fonction de leurs apparitions au cours de la mission.

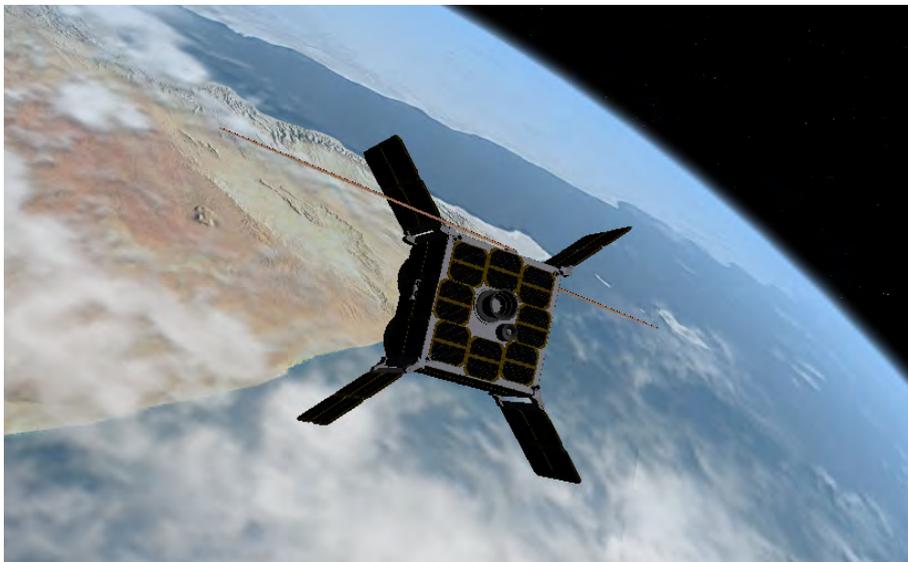


FIGURE 6.2 – Le J.V.-Sat proche de son périégée en orbite GTO

Quelques définitions :

- Prograde : Sens de parcourt de l'orbite
- Rétrograde : Inverse de prograde
- MFDs : *Multifunctional Display* ; instruments disponibles d'aide au pilotage
- IMFD : *Interplanetary MFD* ; instrument d'aide au transfert interplanétaire

N°	Phase	Temps de simulation [s]	Manoeuvres	Durée [s]
1	2	0	Stabilisation de l'attitude dans le sens prograde afin d'être prêt à accélérer	~ 60
2	2	140	Allumage du moteur d'apogée 10 [N] jusqu'à ce que le rayon de l'apogée se trouve à environ $1 \cdot 10^6$ [km]	~ 1005
3	2	1145	Voyage et attente du parcours de la demi-orbite étendue	~1'800'000
4	3	~1'800'000	Utilisation de IMFD pour produire une impulsion en direction de la Lune	~ 150
5	3	~2'000'000	Première correction de trajectoire avec IMFD	~ 70
6	3	~2'500'000	Deuxième correction de trajectoire avec IMFD	~ 70
7	4	~3'500'000	Stabilisation de l'attitude dans le sens rétrograde selon l'orbite hyperbolique actuelle du satellite autour de la Lune	~ 60
8	4	~3'500'000	Allumage du moteur d'apogée pour diminuer l'excentricité de l'orbite lunaire en dessous de 1	~ 600
9	4	~3'500'000	Gestion du carburant restant pour ajuster l'orbite lunaire du satellite	Dépend du carburant restant

TABLE 6.1 – Liste des manoeuvres faites dans *Orbiter 2010*

La mission entière se déroule donc durant approximativement 40 jours. De plus, il est bon de signaler que les valeurs indiquées dans le tableau 6.1 sont basées sur les différentes simulations réalisées et listées à l'annexe D. Ces valeurs sont approximatives mais permettent de garantir une mise en orbite lunaire avec le carburant à disposition.

6.2.3 Remarques et observations

Une fois que le déroulement général de la mission a bien été intégré, des simulations ont été faites sous différentes conditions. La première réflexion s'est faite concernant la date la plus propice à laquelle il faudrait entamer la mission. Au cours de l'année, le plan équatorial terrestre est soumis à une translation et non à une rotation autour de l'axe de la Terre. Ceci est vrai en négligeant son effet de précession. Cela veut dire que, si à une certaine date le Soleil se trouve en dessous de ce plan, ce qui est le cas pendant les mois d'hiver, six mois plus tard le Soleil se trouvera au dessus du plan et celui-ci se sera translaté de manière parallèle autour de l'étoile. Ceci pour dire que l'orbite GTO ou l'orbite étendue sera toujours sur le même plan et que suivant la période de l'année son apogée sera plus ou moins proche du Soleil. À des distances telles que un million de kilomètres de la Terre, le champ gravitationnel de celle-ci est de faible intensité, ce qui sous-entend une plus forte instabilité de l'orbite sous l'effet de perturbations. De manière similaire lors des équinoxes de printemps et d'automne, les orbites ne sont pas orientées vers le Soleil, ce qui pourrait peut-être éviter des perturbations. La figure 6.3 illustre, sans respecter l'échelle réelle, la situation que les orbites du cas traité ont en fonction de la période de l'année.

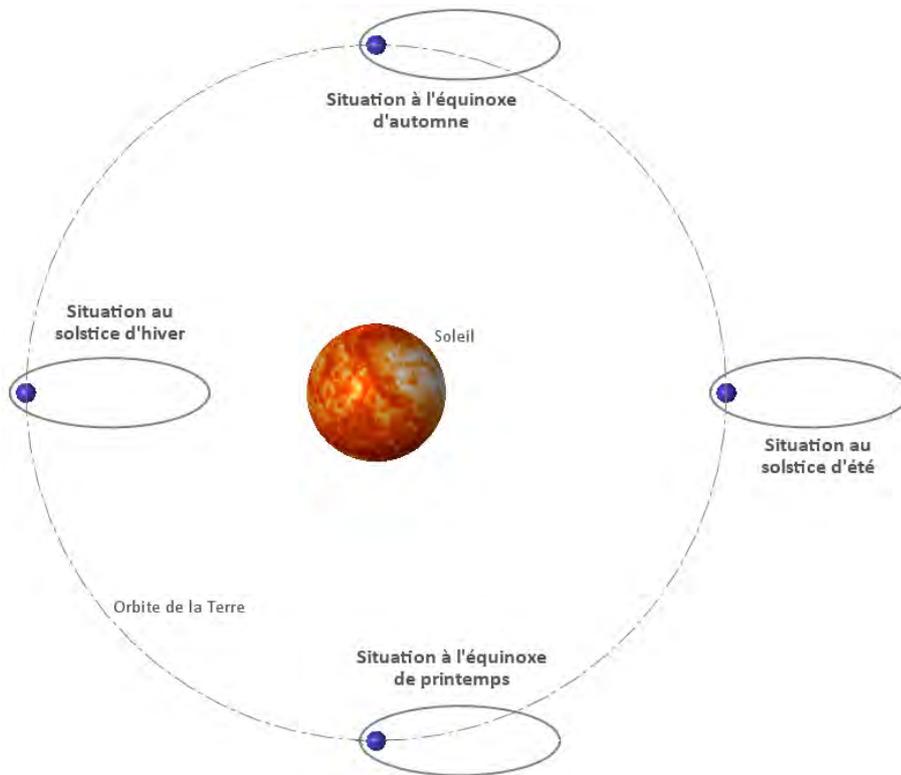


FIGURE 6.3 – Situation des orbites GTO et étendue autour du Soleil selon la période de l'année

Afin de pouvoir faire une simulation en condition réelle sans avoir besoin d'attendre la synchronisation avec la Lune, la date du début de la simulation est réglée de manière à ce que 40 jours plus tard la Lune soit au bon endroit et pour ce faire, cette dernière doit se trouver environ à 32° du périhélie de la GTO. L'année de départ est fixée à 2015 et les dates sont :

- Équinoxe de printemps : 29.03.2015 à 9h
- Solstice d'été : 19.06.2015 à 7h
- Équinoxe d'automne : 09.09.2015 à 7h
- Solstice d'hiver : 27.12.2015 à 12h

L'orbite GTO est stable car elle se trouve proche de la Terre et les influences des autres planètes ont très peu d'impact sur le mouvement du satellite. Par contre lorsque celui-ci se trouve sur une orbite étendue, il est fortement perturbé. Son orbite en vient même à changer l'inclinaison de son plan de 20° suivant les cas. Les observations faites (annexeD) aux différentes dates donne les résultats suivants.

Cas des orbites étendues aux équinoxes

- L'angle d'inclinaison de l'orbite varie peu jusqu'à ce que le satellite se trouve environ à 900'000 [km] de la Terre. Elle s'incline ensuite de un ou deux degrés ce qui est très peu.
- Le rayon de l'apogée de l'orbite varie négativement, il se rétrécit d'environ 50'000 [km].

Cas des orbites étendues aux solstices

- L'angle d'inclinaison de l'orbite varie fortement pour atteindre un angle final de 20 à 25° .
- Le rayon de l'apogée varie positivement d'environ 30'000 [km]

La variation d'angle présente lors des missions aux solstices laisse présumer que pendant les vingt premiers jours de voyage, le déplacement de la Terre sur son orbite a une influence non négligeable sur le satellite qui est en train de s'en éloigner. Et ainsi, l'orbite n'évolue pas comme elle le devrait (une translation parallèle autour du Soleil). La Terre parcourt son orbite autour du Soleil en 365.26 jours ce qui donne un angle de 19.87° en vingt jours. L'augmentation de distance d'apogée quant à elle peut être accentuée par le Soleil dans le cas de l'orbite au solstice d'hiver. Elle est engendrée par l'éloignement de la Terre au Solstice d'été. Dans le cas de l'orbite de l'équinoxe de printemps, la Terre se déplace également en direction de l'apogée de l'orbite étendue ce qui peut avoir un effet. La diminution du rayon lors du test à l'équinoxe d'automne ne peut par contre pas être expliquée de la même manière. Peut-être est-ce dû à l'attraction que la Lune produit sur le satellite.

De manière générale, il est possible de dire que la simulation est assez fiable et robuste étant donné que l'objectif est atteint à chaque fois. L'utilisation d'une assistance de calcul apportée par le IMFD facilite cependant grandement les choses.

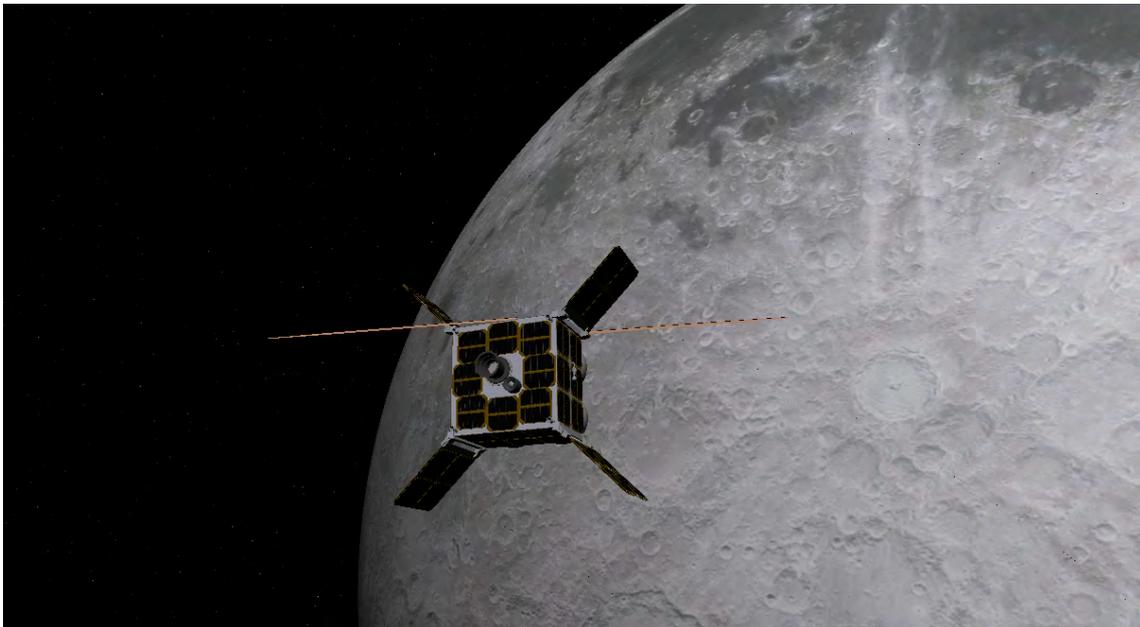


FIGURE 6.4 – Le J.V.-Sat en orbite lunaire stable

Chapitre 7

Conclusion

Les remarques faites sur les simulations *Orbiter* montrent clairement que le modèle théorique présente des limitations venant des simplifications qui y ont été faites. Il donne cependant un bon ordre d'idées sur les vitesses. La consommation en carburant des manoeuvres simulées avec *Orbiter* est également très proche de celle issue du modèle. Cependant, les variations des orbites lors de leurs parcours demandent des corrections inévitables et celles-ci engendrent des consommations supplémentaires en carburant qui ne sont pas prises en compte dans le modèle théorique.

La comparaison entre simulation et modèle théorique montre une bonne similitude concernant les temps de parcours et les impulsions à donner. Ceci prouve que même le modèle simplifié peut suffire à donner un ordre de grandeur des paramètres de la mission avec une erreur réduite. En d'autres termes, le modèle est assez robuste.

De manière générale il peut être dit que la mission est réalisable avec un nanosatellite d'une quinzaine de kilogrammes carburant compris. Les simulations ont montré que l'utilisation d'un calculateur de bord permettant de commander les corrections est indispensable en cas réel.

L'évolution future du satellite peut être vue de plusieurs façons, les pistes de développement sont larges. Par exemple, chaque module peut être développé de manière rigoureuse et approfondie. De cette manière, les éléments ou systèmes composant le satellite seraient connus avec précision, ce qui permettrait de faire plus que des suppositions à leur égard. Il y a également le module de largage qui n'a pas ou peu été abordé lors de cette étude.

La chose à retenir est que la mission est possible si les moyens y sont consacrés.

Yverdon-Les-Bains, le 12 août 2011.

Duc Pierre-Laurent

Bibliographie

- [1] [Howard D. Curtis]
(2005). *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier Aerospace Series, Burlington Canada, Elsevier Butterworth-Heinmann.

- [2] [Jean-François Ferrot]
(2005). *Physique Smart - Vol. 2 : Gravité, LEP fluides, chaleur*, LEP Editions Loisirs et Pédagogie SA

- [3] [S. Pahud et al.]
(2002). *Formulaire et tables*, Édition du Tricorne, Genève, Suisse.

- [4] [Martin Schweiger]
(2010). *Orbiter Space Flight Simulator 2010 - User Manual*

- [5] [Lorenzo Zago]
(2010). *J.V.-Sat, Proposal for a feasibility study of a SwissCube successor project*, Institut d'Automatisation Industriel - iAi, Heig-VD, Yverdon, Suisse.

- [6] [R. Walker and M. Cross]
THE EUROPEAN STUDENT MOON ORBITER (ESMO) : A SMALL MISSION FOR EDUCATION, OUTREACH AND LUNAR SCIENCE, ESA Education Office.

- [7] [Raymond Kristiansen and Per J.Nicklasson]
Satellite Attitude Control by Quaternion-Based Backstepping, Narvik University College.

- [8] [R. Walker and M. Cross]
THE EUROPEAN STUDENT MOON ORBITER (ESMO) : A LUNAR MISSION FOR EDUCATION, OUTREACH AND SCIENCE, ESA Education Office.

- [9] [Stig Johannessen]
(2006). *ESMO ADCS Redundancy Management*, Narvik University College.

- [10] [Jessica Gersh and Mason Peck]
(2009). *Violet : A High-Agility Nanosatellite for Demonstrating Small Control-Moment Gyroscope Prototypes and Steering Laws*

- [11] [**Gerard Aalbers**]
CDHS DESIGN FOR A UNIVERSITY NANO-SATELLITE, IAC-06-B5.7.05
- [12] [**Dr. Stephen Hobbs**]
(2005). *MUSTANG 0 - A low-cost technology demonstration nanosatellite*, College of Aeronautics Report 0502
- [13] [**Thomas Estier**]
(1999). *Nanosatellite*, Travail de diplôme.
- [14] [**O.Koudelka et al.**]
TUGSAT-1 / BRITE-AUSTRIA- THE FIRST AUSTRIAN NANOSATELLITE, IAC-06-B5.2.6.
- [15] [**Duc Pierre-Laurent et Sébastien Gay**]
Cellules photovoltaïques, Travail de recherche documentaire.
- [16] [**Clyde Space**]
<http://www.clyde-space.com>
- [17] [**Cubesatshop.com**]
<http://www.cubesatshop.com>
- [18] [**CubeSat Kit**]
<http://www.cubesatkit.com>
- [19] [**Surrey Space Centre**]
<http://www.ee.surrey.ac.uk/ssc>
- [20] [**TI sat-1**]
<http://www.spacelab.dti.supsi.ch/tiSat1.html>
- [21] [**Sharing Earth Observation Ressources**]
<http://events.eoportal.org/presentations>
- [22] [**Sinclair Interplanetary**]
<http://www.sinclairinterplanetary.com>
- [23] [**Swisscube**]
<http://swisscube.epfl.ch>
- [24] [**Emcore**]
<http://www.emcore.com>
- [25] [**NASA**]
<http://www.nasa.gov>

- [26] [ESA]
<http://www.esa.int/esaCP/index.html>

- [27] [Wikipédia, anglais]
<http://en.wikipedia.org>

- [28] [Wikipédia, français]
<http://fr.wikipedia.org>

- [29] [Traducteur Google]
<http://translate.google.com>

- [30] [Gimp]
<http://www.gimp.org>

- [31] [Anim8or]
<http://www.anim8or.com>

- [32] [Orbiter]
<http://orbit.medphys.ucl.ac.uk>

- [33] [Dan's Orbiter Page]
<http://orbiter.dansteph.com>

- [34] [Vinka's Orbiter Page]
<http://users.swing.be/vinka>

- [35] [Comtech]
<http://www.comtechedata.com/home.asp>

- [36] [AzurSpace]
<http://www.azurspace.com>

- [37] [Watlow]
<http://www.watlow.com>

- [38] [Wikibooks]
<http://en.wikibooks.org/wiki/LaTeX>

