

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Mouloud MAMMERIE de TIZI OUZOU

Faculté du Génie de la Construction

Département de Génie Mécanique



Mémoire en vue de l'obtention du diplôme de MASTER en Génie
Mécanique

Option: Construction Mécanique

THÈME

**Conception et analyse de la réponse aux chargements quasi-
statique et dynamique dus au lanceur PSLV de deux structures
Nanosatellite Cubesat 3U modulaire et monocoque.**

Réalisé par :

M^{lle}. ZEGGAR Cylia

M^r. SACI Tarek

Devant le jury composé de :

M ^r . DJERIDI Rachid	Enseignant-Chercheur à l'UMMTO	Président
M ^r . AHMED Ali	Enseignant-Chercheur à l'UMMTO	Examineur
M ^r . OULD OUALI Mohand	Enseignant-Chercheur à l'UMMTO	Encadreur
M ^r . AGUECHARI Nacim	Chercheur à l'Agence Spatiale Algérienne (ASAL)	Co-encadreur

Année universitaire 2020/2021

Remerciements

Nous tenons à exprimer notre profonde gratitude envers notre encadrant Monsieur OULD OUALI Mohand, pour sa disponibilité, sa générosité et pour le fait d'avoir su nous aiguiller toujours avec beaucoup de pédagogie.

Nous remercions le personnel des bibliothèques centrale et du département du génie mécanique d'avoir été patients avec nous durant la phase de recherche bibliographique. Merci à celles et ceux qui veillent en permanence sur l'alimentation continue de nos bibliothèques en ouvrages.

Nous ne pouvons manquer d'adresser notre reconnaissance à tous nos enseignants, qui durant ces cinq années nous ont transmis le savoir. « Enseigner », cette mission rendue encore plus compliquée durant ces deux dernières années en raison de la situation sanitaire mondiale. Un grand merci à celles et ceux qui ont travaillé pour perpétuer notre acquisition de savoir contre vents et marées. Ainsi qu'au membres du laboratoire de recherche LEC2M pour leurs aides et conseils qui ont été très précieux.

Nous voulions faire de cette page, un champ de remerciements des équipes d'encadrement et de ceux qui ont veillé au bon déroulement de ce travail de master. Nos chers parents en font partie, ces personnes que nous aimons tant ont toujours été à nos côtés dans toutes les circonstances. Nous leur adressons donc nos chaleureux remerciements et leur exprimons toute notre reconnaissance d'avoir fait de nous ce que nous sommes aujourd'hui ! Papa, Maman : Mille merci

A toutes celles et ceux que nous aurions oubliés, un grand *MERCI* est la moindre des choses !

Merci

Tarek et Cylia

*« A vous qui espérez nous voir réussir
A vous qui serez ravis de nous voir devenir un grand homme et une
grande femme
A vous qui nous souteniez, soutenez et soutiendrez en toutes circonstances
Nous vous dédions le fruit de nos efforts
Vous vous reconnaitrez ! »*

Tarek et Cylia

Table des matières

Abréviations.....	1
Nomenclature	2
Glossaire	3
Liste des Figures	4
Liste des tableaux.....	6
CHAPITRE 1 : Environnement Spatial.....	9
Introduction	10
1. Eléments de mécanique orbitale.....	11
1.1. Les lois de Kepler	11
1.1.1- La 1 ^{ère} loi de Kepler.....	11
1.1.2- La 2 ^{ème} loi de Kepler.....	13
1.1.3- La 3 ^{ème} loi de Kepler.....	14
1.2- Loi de Newton	15
1.2.1- Mouvement relatif de deux corps.....	17
1.2.2- Champs gravitationnelle terrestre	18
1.2.3- Problème à N corps et a deux corps	19
1.2.3.1- Problème à N corps	19
1.2.3.2- Problème a 2 corps	19
1.3- Paramètres orbitaux	22
1.3.1- Paramètres de forme : demi grand axe et excentricité	23
1.3.1.1- La vitesse et l'énergie du satellite	24
1.3.1.2- Période de l'orbite	26
1.3.2- Position du satellite sur l'orbite	27
1.3.3- Inclinaison du plan de l'orbite i	31
1.3.4- Ascension droite du nœud ascendant Ω	31
1.3.5- Position de l'orbite sur son plan	32
1.4- Différents types d'orbites	33
1.4.1- Orbite Géostationnaire (GEO).....	34
1.4.2- Orbite terrestre basse (LEO)	35
1.4.3- Orbite terrestre moyenne MEO	36
1.4.4- Orbite polaire et orbite héliosynchrone (SSO)	36
1.4.5- Orbite de transfert et orbite de transfert géostationnaire GTO	37
1.4.6- Les points de Lagrange	38
2.- Contraintes dues à l'environnement spatial énergétique	39
2.1- Les rayonnements électromagnétiques	40
2.2- Le rayonnement cosmique :.....	42
2.3- Le vent solaire :.....	42
2.4- Les éruptions solaires :.....	43
2.5- L'environnement spatial proche de la terre :	44
2.5.1- La magnétosphère :.....	45
2.5.2- Les ceintures de radiation:	46
2.5.3- Les différentes orbites suivies par les satellites	47
3.- Contraintes dues à l'environnement thermique.....	48
3.1- Le rayonnement solaire :	49

3.2-	Le flux Albedo (le flux solaire réfléchi) :.....	50
3.3-	Le rayonnement terrestre (ou rayonnement de planètes proches)	52
4.-	Contraintes dues au débris.....	53
5.-	Dégazage des matériaux sous vide	56
6.-	Contraintes mécaniques dues au lanceur.....	58
6.1-	Charges statique et quasi-statique	59
6.2-	Découplage fréquentiel	60
6.3-	Vibrations harmonique (sinus)	60
6.4-	Les vibrations aléatoires :	61
	Conclusion :.....	62

Chapitre 2 : Architecture des satellites et technologies des Nanosatellite /Cubesat 63

	Introduction	64
1 -	Architecture d'un satellite	65
1.1 -	Description d'un satellite	65
-	La composition d'un satellite	66
1.2 -	Différents types de satellites.....	67
1.2.1 -	En se basent sur la taille et la masse	67
1.2.2 -	En se basent sur les missions	68
1.2.2.1 -	Satellites scientifiques	68
1.2.2.2 -	Satellites de télécommunication.....	70
1.2.2.3 -	Satellites de positionnement	71
1.2.2.4 -	Les satellites militaires.....	73
1.2.2.5 -	Les satellites de navigation :	74
1.3 -	Architecture d'un satellite	74
1.3.1 -	La plateforme	74
1.3.2 -	La charge utile	75
1.4 -	Sous-systèmes d'un satellite	76
1.4.1 -	La plateforme	77
1.4.1.1 -	Ordinateur de bord	77
1.4.1.2 -	Sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite.....	78
1.4.1.3 -	Sous système de propulsion	79
1.4.1.4 -	Sous système d'alimentation	80
1.4.1.5 -	Sous système de communication.....	80
1.4.1.6 -	Sous système de contrôle thermique	81
1.5 -	Structure et matériaux.....	82
1.5.1 -	Structure primaire (structure principale) :	83
1.5.1.1 -	Structure cadre-peau (skin-frame).....	84
1.5.1.2 -	Structures en treillis	84
1.5.1.3 -	Cylindres monocoques	85
1.5.1.4 -	Structures raidisseur/tôle skin-stringer.....	86
1.5.2 -	Structures secondaires	87
1.5.3 -	Structures complémentaires.....	87
1.5.4 -	Les méthodes d'optimisation structurelle	87
1.5.4.1 -	Les structure sandwich	87
1.5.4.2 -	Les structures multifonctionnelles (MSF MultiFunctional structure)	88
1.5.4.3 -	Structures isogrid	89
1.5.5 -	Les matériaux utilisés sur les engins spatiaux	89

2 - Technologie des Nanosatellite	90
2.1 - Les Nanosatellite type Cubesat	90
2.2 - Evolution des technologies Nanosatellite.....	91
2.2.1 - Les lancements de Nanosatellite	91
2.2.2 - La Miniaturisation.....	92
2.2.3 - Constellations de Nanosatellite pour des missions scientifiques et d'observation de la terre	93
2.3 - Définition des Nanosatellite.....	93
2.4 - Différents types de Nanosatellite type Cubesat	94
2.5 - Standardisation de la technologie Cubesat	95
2.6 - Architecture et sous-systèmes d'un Cubesat.....	96
2.6.1 - Les sous-systèmes d'un Cubesat.....	97
2.6.1.1 - Les sous-systèmes correspondant à la plateforme d'un Cubesat	97
2.7 - Différentes structures d'un cubesat	100
2.8 - Matériaux utilisés	105
2.8.1 - Les alliages d'aluminium	105
2.8.2 - L'Alliage de titane	105
2.8.3 - Les alliages d'acier inoxydable	106
2.8.4 - Le Béryllium.....	106
2.8.5 - Les matériaux composites	106
Conclusion.....	108
CHAPITRE 3 : Conception et Simulation	109
Introduction	110
1. Conception.....	111
1.1. Mise en plans.....	113
- Mise en page des pièces de la structure modulaire.....	114
- Mise en page des pièces de la structure monocoque	115
2. Simulation.....	116
2.1. Matériaux et leurs propriétés	116
2.2. Éléments finis	118
2.3. Analyses mécaniques préliminaires effectuées sur le châssis	119
2.3.1. Analyse modale	119
2.3.2. Analyse quasi-statique	122
2.4. Analyses mécaniques effectués sur le modèle EF représentatif châssis avec carte PCB.....	124
2.4.1. Point de masse:.....	124
2.4.2. Analyse modale	127
2.4.3. Analyse quasi-statique	128
2.4.4. Analyse vibratoire Sinus	132
2.4.4.1. Les résultats de l'analyse vibratoire sinusoïdale des deux structures (monocoque et modulaire) sur l'axe longitudinale :.....	134
2.4.4.2. Les résultats de l'analyse vibratoire sinusoïdale des deux structures (monocoque et modulaire) sur l'axe latéral :.....	135
2.4.5. Analyse vibratoire aléatoire.....	136
Conclusion.....	139
Conclusion générale	140
Références	141

Abréviations

EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Servic.
GEO	Geostationary Earth Orbit.
GLONASS	Global'naya Navigation Sputnikovaya Sistema.
GNSS	Global Navigation Satellite Systems.
GPS	Global positioning system.
HEO	Highly Elliptical Orbit.
IGSO	Inclined Geosynchronous Orbit.
Isp	l'impulsion spécifique.
MEO	Medium Earth Orbit « Orbite terrestre moyenne ».
WAAS	Wide Area Augmentation system.
P-POD	Poly-Déployer orbital Picosatellite.
LEO	Low – Earth Orbit.
UTIAS/SFL	University of Toronto Institute for Aerospace Studies/ Space Flight Laboratory.
CTE	coefficient de dilatation thermique.
MeV	Mégaélectronvolt.
SEEs	Single Event Effects (perturbations par une particule isolée).
KeV	Kiloélectronvolt.

Nomenclature

π	nombre pi
V_t	vitesse de la terre sur son orbite autour du soleil Km/s
V_p	vitesse au perigée Km/s
F	Force
G	constante universelle de gravitation
M_i	masse d'un corps céleste ou satellite
d	distance entre le corps central et le corps en orbite
r_p	rayon au périgée (rayon Min.)
r_a	rayon a l'apogée (rayon max)
μ	paramètre de gravitation standard
V	Vitesse
γ	angle entre la direction du mouvement du satellite et le plan perpendiculaire au vecteur le reliant au centre de la terre
T	période de révolution
θ	anomalie vraie(v)
a	demi grand axe
b	Demi petit axe
p	demi-latus rectum (r_c)
c	distance entre le foyer et le centre de l'ellipse
H	moment angulaire

Glossaire

Termes	Définitions
biterrors	Valeur relative au taux d'erreurs, taux e perturbation d'un signal de transmission.
EGNOS	C'est un système reposant sur le répéteur embarqué à bord de 3 satellites géostationnaires pour enregistrer corriger et améliorer les données des différents services de positionnement et de navigation.
géodésie	C'est une science qui étudie la forme et les dimensionnements de la terre.
Les ondes gravitationnelles	Ce sont des « ondulations » de l'espace-temps produites par certains de évènements les plus violents du cosmo, comme les fusions d'astres compact et massifs.
Module spécifique	La densité du matériau
techniques altimétriques	Ce sont des techniques de détermination de l'altitude d'un objet, d'un aéronef, d'un lieu...
flambage	Le flambage ou flambement est un phénomène d'instabilité d'une structure élastique.

Liste des Figures

Figure 1.1 . L'ellipse : la base des lois de Kepler. F_1 et F_2 sont es points focaux, a désigné le demi-grand et b les dei-petits axes, ϑ est la vraie anomalie et le paramètre p est classiquement appelé semi-latus rectum [2]......	12
Figure 1.2 . 2 ^{ème} loi de Kepler. Définition de la vitesse surfacique dA/dt et de la vitesse de trajectoire dR/dt . e_r et e_ϑ sont des vecteurs unitaires d'un système de coordonnées polaire et que $ R =r$ [2].	14
Figure 1.3 . Forces centrales [3]......	17
Figure 1.4 . Les différents paramètres orbitaux.	23
Figure 1.5 . Les paramètres qui définissent la forme de l'orbite [4].	30
Figure 1.6 . Positionnement de l'orbite dans l'espace. Ω = ascension droite du nœud ascendant, ω = argument du périhé, ν = anomalie vraie, u = allongement angulaire nodal, l'axe X correspond a la direction dde a vernale point γ [4].	31
Figure 1.7 . Orbite de la terre autour du soleil [4].	32
Figure 1.8 . Différentes orbites et leurs altitudes.	34
Figure 1.9 . Les points de Lagrange.	39
Figure 1.10 . Représentation des mesures de vitesse du vent solaire provenant de la sonde Ulysse [IMAGINOVA- 2005] [22]......	43
Figure 1.11 . Illustration des éruptions solaire.	44
Figure 1.12 . La magnétosphère et les différentes régions de plasma [13]......	46
Figure 1.13 . Trajectoire d'une particule piégée dans une ceinture de radiation.	47
Figure 1.14 . Les rayonnements absorbés puis réfléchis par la terre.	51
Figure 1.15 . Spectre terrestre.....	52
Figure 1.16 . Répartition des débris spatiaux autour de la Terre sur Less régime LEO, MEO, GEO [15].	55
Figure 1.17 . Diagramme de répartition des débris spatiaux.	56
Figure 1.18 . Effet du dégazage sur les matériaux sous vide, LDEF (NASA) face « espace » avant et après vol [17].	57
Figure 1.19 . La fusé réutilisable "Falcon 9" de l'entreprise américaine SpaceX en phase de lancement.	58
Figure 2.1 . Composition d'un satellite.	67
Figure 2.2 . Le télescope Hubble.	69
Figure 2.3 . Satellite de communication pour la transmission et la réception du signal.	70
Figure 2.4 . Le système mondial de navigation par satellite GNSS.	72
Figure 2.5 . Les divers sous-systèmes d'un satellite.....	77
Figure 2.6 . Les catégories de structures d'un modèle de satellite.....	83
Figure 2.7 . Structure cadre/peau (skin-frame) [40]......	84
Figure 2.8 . Structure en treillis [40].	85
Figure 2.9 . Cylindre monocoque.	86
Figure 2.10 . Exemple de structures raidisseur/tôle.	86
Figure 2.11 . Structure sandwich.	88
Figure 2.12 . Structures Multifonction.	88
Figure 2.13 . Exemples de structures isogrid.....	89
Figure 2.14 . Nanosatellite type cubesat 1U, 2U, 3U, 6U.	90
Figure 2.15 . Les lancements de Nanosatellite 1958-2008 retiré de [30].	92
Figure 2.16 . Vanguard 1 [35]......	94
Figure 2.17 . Structure primaire cubesat 1U Pumkin.....	101
Figure 2.18 . Structure Cubesat 3U Clyde Space.	102
Figure 2.19 . Structure cubesat 3U C3S.....	102
Figure 2.20 . Structure Cubesat 1U ISIS.	103
Figure 2.21 . Structure cubesat 3U Endurosat.	103
Figure 2.22 . Structure cubesat 6U GOMSpace.	104
Figure 2.23 . Structure cubesat 3U NanoAvionics.	104
Figure 3.1 . Structure modulaire Cubesat 3U sur le logiciel SolidWorks (Assemblage).	111
Figure 3.2 . Structure monocoque Cubesat 3U sur le logiciel SolidWorks (Assemblage).	112
Figure 3.3 . Maillage de la structure modulaire Cubesat 3U.	118

Figure 3.4 . Maillage de la structure monocoque Cubesat 3U.....	119
Figure 3.5: résultat de l'analyse modale de la structure modulaire et de la structure monocoque « comparaison ».....	121
Figure 3.6. Les chargements appliqués au deux structures "châssis seulement " sur le logiciel Abaqus.....	122
Figure 3.7. Amplitude du chargement quasi-statique châssis seulement.....	123
Figure 3.8. Comparaison des résultats de l'analyse quasi-statique de la structure modulaire et monocoque... 	123
Figure 3.9 . La localisation et les fixations des points de masse de la structure modulaire.....	126
Figure 3.10 . Localisation et fixations des points de masse de la Structure monocoque.....	126
Figure 3.11. Comparaison entre les résultats de l'analyse modale « déplacement » entre la structure modulaire et la structure monocoque.....	128
Figure 3.12. Les chargements appliqués au deux structures "châssis + PCB" sur le logiciel Abaqus.....	129
Figure 3.13. Amplitude du chargement quasi-statique châssis + PCB.....	129
Figure 3.14 . Encastrement et les charges quasi-statique dues à l'accélération du lanceur "PSLV" pour la structure modulaire.....	130
Figure 3.15 . Encastrement et les charges quasi-statique dues à l'accélération du lanceur "PSLV" pour la structure monocoque.....	130
Figure 3.16. Résultats des analyses quasi-statique de la structure modulaire et la structure quasi-statique....	131
Figure 3.17. Grand plan sur les parties de la structure monocoque qui subissent le plus de contrainte en appliquent les charges quasi-statique.....	131
Figure 3.18. Les paramètres initiaux introduits dans le logiciel Abaqus pour l'analyse vibratoire Sinus « latéral ».....	133
Figure 3.19. Les paramètres initiaux introduits dans le logiciel Abaqus pour l'analyse vibratoire Sinus « longitudinale ».....	133
Figure 3.20. Amplitude Sinusoïdale du chargement.....	134
Figure 3.21. Résultats de l'analyse vibratoire Sinus sur l'axe longitudinale pour les deux structures.....	134
Figure 3.22. Résultats de l'analyse vibratoire Sinus sur l'axe latérale pour les deux structures.....	135
Figure 3.23. Les paramètres initiaux introduits dans le logiciel Abaqus pour l'analyse vibratoire sinus Aléatoire.....	136
Figure 3.24. Amplitude Aléatoire du chargement.....	137
Figure 3.25. Résultats de l'analyse vibratoire Aléatoire pour les deux structures.....	137

Liste des tableaux

Tableau 1.1 . Altitude, rayon, période et vitesse pour certaines orbites circulaires [4].	27
Tableau 1.2 . Les facteurs environnementaux.	39
Tableau 1.3 . Composition des deux différentes ceintures de radiation terrestre.	47
Tableau 1.4 . Les charges quasi-statiques pendant le lancement pour certains lanceurs [19]	60
Tableau 2.1 . Classification des types des satellites selon la masse.....	67
Tableau 2.2 . Comparaison des différents types de propulsion.	79
Tableau 2.3 . Plages de température pour quelques équipements d'un satellite.....	82
Tableau 3.1 . Les différentes pièces de la structure modulaire et leurs matériaux.	112
Tableau 3.2 . Les différentes pièces de la structure monocoque et leurs matériaux.	113
Tableau 3.3 . Le matériau utilisé pour les deux structures et ses propriétés.	117
Tableau 3.4 . Le matériau utilisé pour la visserie et ses propriétés.....	117
Tableau 3.5 . Tableau comparaison entre les résultats de l'analyse modale entre la structure modulaire et monocoque.	120
Tableau 3.6 . Paramètres des points de masse.	125
Tableau 3.7 . Comparaison des résultats de l'analyse modale entre la structure modulaire et monocoque (châssis + PCB).	127
Tableau 3.8 . Les charges vibratoires sinusoïdale du lanceur "PSLV".	132

Introduction générale

L'intérêt pour les Nanosatellite format Cubesat croît rapidement depuis les années 2000, en raison du développement de composants électroniques miniaturisés et légers, et de l'évolution rapides des techniques et technologies de fabrication. Ce sont des satellites qui sont utilisés dans de diverses applications (technologique, scientifique, observation de la terre...) et dans différents secteurs (civil, éducatif, commercial, militaire...). Ils jouent un rôle important pour la mise en œuvre des applications spatiales, tout en réduisant les coûts et les temps de conception et de fabrication.

Le travail présenté dans ce mémoire de fin d'étude consiste à concevoir deux Nanosatellite type Cubesat pouvant embarquer une plateforme 3U, à structure modulaire et monocoque, et à analyser le comportement mécanique de ces structures en utilisant le code de calcul élément finis Abaqus.

Ce mémoire est structuré en trois (03) chapitres :

Dans le premier chapitre, une discussion sur l'environnement spatiale est donnée. Nous y présentons les notions de base de la mécanique orbitale, les contraintes dues à l'environnement spatiale ainsi que ses conséquences sur les satellites. Par la suite, les contraintes dues au débris et le dégazage des matériaux sous vide sont abordées. A la fin du chapitre, nous présentons les contraintes mécaniques dues au lanceur, qui sont propres à chaque lanceur.

Dans le second chapitre, nous parlerons de l'architecture des satellites et la technologie Nanosatellite format Cubesat. Cette présentation se fera en deux parties, la première abordera les différentes catégories de satellites, les technologies embarquées, et les différents sous-systèmes qui constituent un satellite. La deuxième partie traitera de la technologie Nanosatellite type Cubesat, l'évolution de cette

technologie, l'architecture et les sous-systèmes des Cubesat et enfin les matériaux et les structures utilisées.

Le dernier chapitre est consacré à la conception et à la simulation numérique de deux structures de Nanosatellite : modulaire et monocoque. Nous proposons d'abord ces deux structures de Nanosatellite que nous avons conçues avec le logiciel SolidWorks. Afin de vérifier la pertinence de nos choix, nous avons effectué différentes analyses de la réponse de ces Nanosatellite aux chargement quasi-statique et dynamiques correspondant au lanceur PSLV. Pour ce faire, nous avons eu recours au code de calcul élément finis Abaqus.

CHAPITRE 1 : Environnement Spatial.

Introduction

L'environnement spatial est composé de l'espace profond qui réfère à la région centrale du système solaire, elle contient Une étoile qui est le soleil, de rayon 696 000 Km, Les neuf planètes principales au quelles la distance héliocentrique varie entre 0.39 UA a 39.44 UA pour pluton ; de l'espace proche qui est dominé par la présence d'une enveloppe gazeuse, de l'atmosphère, retenue autour de la terre par la gravité, et par la présence du champ magnétique, la magnétosphère, généré par la partie extérieure du cœur terrestre ; de l'atmosphère ; de la magnétosphère ; de Plasma [1] ; de vide ; de débris. L'environnement spatiale est un environnement très hostile, dans lequel les objets spatiaux doivent évoluer, et cela en étant soumis à de diverses contraintes dues à diverses sources.

Dans ce chapitre, nous allons présenter les éléments de mécanique orbitale, les contraintes dues à l'environnement spatiale énergétique, les contraintes dues à l'environnement thermique, les contraintes due aux débris, quelques aspects relatifs au dégazage des matériaux sous le vide seront abordés et nous finirons par aborder les contraintes mécaniques dues au lanceur.

1. Éléments de mécanique orbitale

1.1. Les lois de Kepler

Dans la première partie du XVIIe siècle Johannes Kepler (1571-1630) a formulé les trois lois régissant le mouvement des planètes. Kepler a déduit ses lois de données mesurées. Même si le but premier du travail de Kepler était à la base l'observation et l'explication du mouvement des planètes autour du soleil, les lois qui ont été formulées sont valides pour tout objet passant à proximité d'un champ gravitationnel, par exemple un satellite, une sonde scientifique ou une capsule voyageant autour de la terre ou d'autres planètes [2].

1.1.1- La 1^{ère} loi de Kepler

L'énoncé de la première loi de Kepler décrit la trajectoire d'une planète autour du soleil sous forme d'une ellipse, où la position du soleil est l'un des foyers de cette ellipse. Puisque l'ellipse est une figure de géométrie plane, nous pouvons la décrire à l'aide de coordonnées polaires r et θ [2]:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta} \quad (1.1)$$

Avec les deux constantes p et e . Ici e est appelée l'excentricité et le paramètre p porte le nom de demi-latus rectum. De plus, l'anomalie vraie θ est calculée depuis l'axe x (Figure 1.1). La relation entre les paramètres e, a, b, c, r_1, r_2 est donnée par les équations ci-dessous :

$$p = b^2/a \quad (1.2)$$

$$e = \frac{c}{a} = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} \quad (1.3)$$

$$c^2 = a^2 - b^2 \quad (1.4)$$

$$a = \frac{p}{1 - e^2} = \frac{r_1 + r_2}{2} \quad (1.5)$$

$$b = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}} \quad (1.6)$$

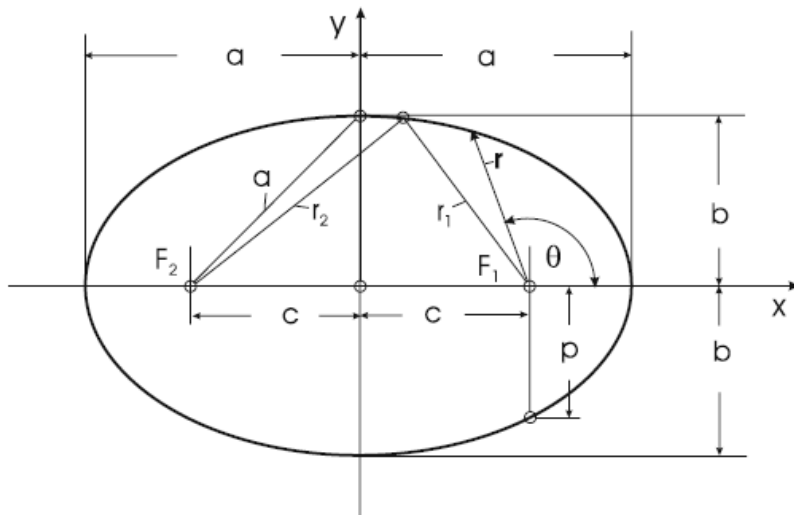


Figure 1.1. *L'ellipse : la base des lois de Kepler. F1 et F2 sont es points focaux, a désigné le demi-grand et b les dei-petits axes, θ est la vraie anomalie et le paramètre p est classiquement appelé semi-latus rectum [2].*

1.1.2- La 2^{ème} loi de Kepler

Avant de définir la seconde loi de Kepler, Il faut prendre conscience que les mouvements des objets dans l'espace qui suivent une trajectoire elliptique sont en fonction du temps.

Donc le vecteur position R , qui est un vecteur a deux démentions, (Figure 1.2) et l'anomalie vrai θ sont fonction du temps. La seconde loi de Kepler peut alors être formulée ainsi :

Le vecteur position $R(t)$ balaie des aires égales à des intervalles de temps égaux.

L'élément de surface qui appartient à l'élément d'arc de la trajectoire écliptique peut être déterminé par :

$$dA = \frac{1}{2} r^2 d\theta \quad (1.7)$$

Donc la vitesse de l'élément de surface est

$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \dot{\theta} \quad (1.8)$$

La seconde loi de Kepler est alors exprimée par :

$$r^2 \dot{\theta} = f = c^{ste} \quad (1.9)$$

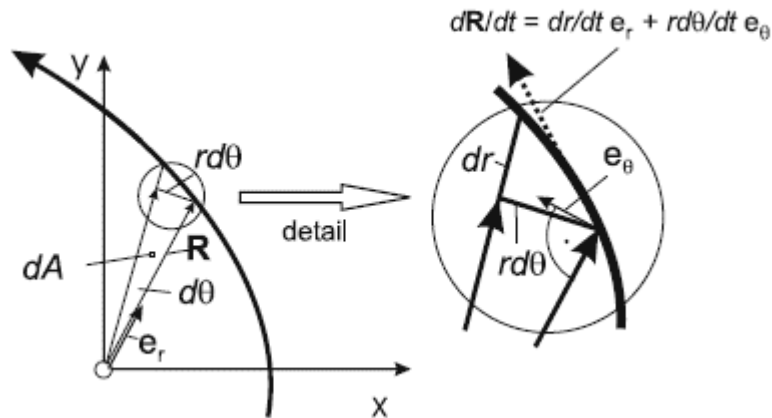


Figure 1.2 . 2^{ème} loi de Kepler. Définition de la vitesse surfacique dA/dt et de la vitesse de trajectoire dR/dt . e_r, e_θ sont des vecteurs unitaires d'un système de coordonnées polaire et que $|R|=r$ [2].

1.1.3- La 3^{ème} loi de Kepler

Le vecteur reliant la planète au centre de gravitation balaie une surface à vitesse constante.

$$\frac{dA}{dt} = \frac{h}{2} \quad (1.10)$$

$$h = r^2 \dot{\theta} \quad (1.11)$$

Nous savons aussi que la géométrie d'une orbite est une ellipse, le grand et petit axe de cette ellipse sont donnés respectivement comme suit:

$$a = \frac{r_c}{1 - e^2} \quad (1.12)$$

$$b = a(1 - e^2)^{1/2} \quad (1.13)$$

L'aire de cette ellipse est

$$A = \pi a b \quad (1.14)$$

On s'attend à ce que le vecteur position balaie la totalité de la surface de l'ellipse en une période orbitale T tel que :

$$T = \frac{A}{dA/dt} = \frac{2\pi a b}{h} = \frac{2\pi a^2(1 - e^2)^2}{h} = \frac{2\pi a^{3/2} r_c^{1/2}}{h} \quad (1.15)$$

Il s'en suit de l'équation de r_c

$$T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{G(M + m)} \quad (1.16)$$

Dans le cas d'une planète orbitant autour d'une étoile, la masse de l'étoile est largement supérieur à celle de la planète, donc

$$T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{GM} \quad (1.17)$$

En d'autres termes le carré de la période orbitale d'une planète est proportionnelle au cube du grand axe de son orbite [3].

1.2- Loi de Newton

Le mouvement des satellites artificiels et naturels est gouverné par la loi universelle de la gravitation. Newton a étendu le travail de Kepler et, en 1667, a découvert la loi universelle de gravitation. La gravité classique, qui est invariablement

la force prédominante dans la dynamique des corps célestes, a été correctement décrite dans l'ouvrage *Principal* qui fut l'œuvre maitresse d'Isaac Newton. La loi de Newton est énoncée comme suit [1] :

Deux points matériels s'attirent mutuellement avec une force qui est proportionnelle à leurs masses et inversement proportionnelle au carré de la distance qui les sépare.

D'après Newton, deux objets quelconques exercent une force gravitationnelle d'attraction mutuelle. Cette force est portée sur la ligne joignant les deux objets, est directement proportionnelle à leurs masses et est inversement proportionnelle au carré de la distance qui les sépare.

En considérant deux objets de masses m_1 et m_2 qui sont situés au vecteurs position r_1 et r_2 , respectivement. La force de gravitation f_{12} que la masse m_2 exerce sur la masse m_1 est donnée par :

$$f_{12} = Gm_1m_2 \frac{r_2 - r_1}{|r_2 - r_1|^3} \quad (1.18)$$

La force de gravitation que la masse m_1 exerce sur la masse m_2 est égale et de direction opposé (Fig. 1.3)

$$f_{21} = -f_{12} \quad (1.19)$$

Ici, la constante de proportionnalité G est appelé la constante de gravitation universel et prend la valeur :

$$G = 6.673 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg}\cdot\text{s} \quad (1.20)$$

Par ailleurs, selon cette loi, la force gravitationnelle agissant sur un corps donné est directement proportionnelle à sa masse. La question laissa perplexes les physiciens durant de nombreuses années, et ce n'est qu'en 1916 qu'Albert Einstein publia sa théorie de la relativité générale. Selon Einstein, la masse agit comme une sorte de charge gravitationnelle, et qu'il est impossible de distinguer une accélération produite par un champ gravitationnel depuis une accélération apparente générée par un mouvement d'observation dans un référentiel non-inertiel [2].

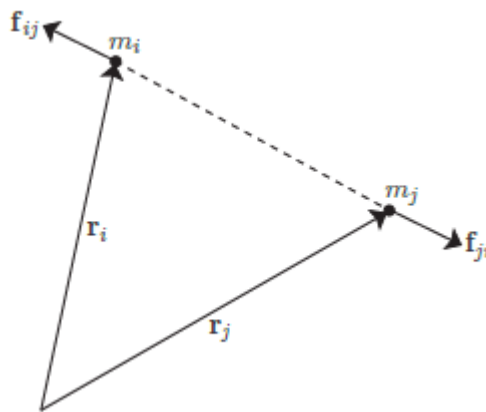


Figure 1.3 . Forces centrales [3].

1.2.1- Mouvement relatif de deux corps

Le mouvement des satellites autour de la terre obéit aux lois de Kepler, la preuve résulte de la loi de Newton et des hypothèses suivantes :

- La masse m du satellite est insignifiante par rapport à la masse M de la terre qui est supposé être homogène et sphérique.

- Le mouvement se fait dans un espace vide, et les seuls objets présents sont le satellite et la terre.

Le mouvement réel doit tenir compte du fait que la terre n'est ni sphérique ni homogène, de l'attraction du soleil et de la lune, et d'autres forces perturbatrices [4].

1.2.2- Champs gravitationnelle terrestre

On suppose que la terre est une sphère dont la densité est fonction de la distance du centre O . Si on considère un point en dehors ou à la surface de la Terre, le champ à la distance r de O est :

$$g(r) = -\mu \frac{r}{r^3} \quad (1.21)$$

Avec

$$\mu = GM \quad (1.22)$$

Où M est la masse totale de la Terre. Dans ce cas, μ est appelé la constante géocentrique de gravitation. Sous de telles conditions, un satellite en orbite autour de la Terre peut être considéré comme suivant un mouvement Képlérien : une masse ponctuelle se déplaçant dans un champ $1/r^2$ créée par une masse ponctuelle fixe (la masse de la Terre). Sous les conditions de la vitesse, on a un mouvement périodique dont la trajectoire est une ellipse plane [5].

Dans le monde réel, le mouvement d'un satellite est proche du Képlérien, mais légèrement différent à cause de deux principales raisons :

- La Terre n'est pas parfaitement sphérique et la distribution de masse ne dépend pas seulement de r .

- Le champ gravitationnel du soleil, de la Lune et des planètes du système solaire sont superposés au propre champ de la Terre.

Le mouvement d'un satellite est donc perturbé par ces différents effets. Les trajectoires des satellites ne sont donc pas des orbites Képlériennes parfaites [5].

1.2.3- Problème à N corps et a deux corps

1.2.3.1- Problème à N corps

On considère N corps dans l'espace, chacun produisant un champ gravitationnel. Si l'on désire étudier le mouvement de l'un de ses corps, il est nécessaire de prendre en compte qu'il est attiré vers les autres $(N - 1)$ corps. On l'appelle le problème à N corps. Il n'existe pas de solution analytique pour un cas générale, si N est supérieur ou égale à 3. Le problème à 3 corps a été étudié par Euler, Lagrange, Laplace, et Poincaré. Le mouvement de la Lune tombe clairement dans la catégorie d'un problème à 3 corps (impliquant la Lune, la Terre et le Soleil).

Poincaré a montré qu'un système à 3 corps ou plus est chaotique : il évolue d'une manière qui dépend des conditions initiales. Pour une planète en orbite autour du Soleil, le problème est simplifié en considérant que la masse des planètes est très faible comparé à la masse du soleil (ceci est justifié : la masse de Jupiter est seulement un millième de la masse du soleil). Le problème à N problème est transformé en problème a $(N - 1)$ deux corps. Chaque planète est traitée comme sujet au champ gravitationnel du soleil, pris comme immobiles, tandis que l'attraction des autres planètes est traitée comme des perturbations. La même chose peut être appliquée aux satellites artificiels autour de la Terre : l'attraction du soleil et de la lune sont traité comme des perturbations [5].

1.2.3.2- Problème a 2 corps

On considère deux corps A_1 et A_2 , de masses m_1 et m_2 , respectivement, en mouvement dans un référentiel Galiléen $(O_x; x, y, z)$. Le système est isolé dans le sens

ou chaque corps est seulement affecté par le champ gravitationnel de l'autre. En prenant une origine arbitraire O , la seconde loi de Newton prend la forme

$$m_1 O\ddot{A}_1 = -Gm_1m_2 \frac{A_1A_2}{\|A_1A_2\|^3} \quad (1.23)$$

$$m_2 O\ddot{A}_2 = -Gm_1m_2 \frac{A_2A_1}{\|A_2A_1\|^3} \quad (1.24)$$

Ce qui donne la relation

$$m_1 O\ddot{A}_1 + m_2 O\ddot{A}_2 = 0 \quad (1.25)$$

Le centre de masse C des deux points A_1 et A_2 est défini par

$$m_1 OA_1 + m_2 OA_2 = (m_1 + m_2)OC \quad (1.26)$$

On a alors

$$\ddot{OC} = 0 \Rightarrow OC = v_0 t + u_0 \quad (1.27)$$

Où les vecteurs v_0 et u_0 sont constants.

Puisque C est en mouvement uniforme dans $(O; x, y, z)$, cela montre que le référentiel $(C; x, y, z)$ est Galiléen.

En utilisant (1.25) et les expressions pour l'accélération on obtient

$$A_1 \ddot{A}_2 = -G(m_1 m_2) \frac{A_1 A_2}{\|A_1 A_2\|^3} \quad (1.28)$$

En prenant le centre de masse C de ces deux points comme origine, on a alors

$$r_1 = CA_1 \quad (1.29)$$

$$r_2 = CA_2 \quad (1.30)$$

$$r_{12} = r_2 - r_1 \quad (1.31)$$

Et de la définition du centre de masse

$$m_1 r_1 + m_2 r_2 = 0 \quad (1.32)$$

L'équation (1.28) donne l'équation du mouvement

$$r_{12} \ddot{} = -G(m_1 m_2) \frac{r_{12}}{\|r_{12}\|^3} \quad (1.33)$$

Comme observé par rapport au référentiel Galiléen. Le mouvement des points A_1 et A_2 peut être déduit du mouvement de r_{12} via les relations

$$r_1 = -\frac{m_2}{m_1 + m_2} r_{12} \quad (1.34)$$

$$r_2 = + \frac{m_1}{m_1 + m_2} r_{12} \quad (1.35)$$

Par exemple, pour le mouvement de la Lune (A_2) autour de la Terre (A_1), m_2 est négligeable en comparaison à m_1 , et on a :

$$r_1 = 0 \quad (1.36)$$

$$r_2 = r_{12} \quad (1.37)$$

Brièvement, le mouvement d'un satellite artificiel autour de la Terre sera traité comme suite :

- Pour commencer, il sera considéré comme un problème à deux corps dans lequel un corps (le satellite) a une masse négligeable comparé à l'autre. Ce sera alors un mouvement Képlérien et l'orbite sera alors appelée orbite Képlérienne.
- L'étape suivante, sera de considérer que ce mouvement est perturbé. L'orbite réelle (qui résulte) est appelée l'orbite perturbée.

1.3- Paramètres orbitaux

Cinq paramètres définissent l'orbite d'un satellite artificiel autour de la terre. Chaque satellite suit une orbite s'inscrivant dans un plan fixe par rapport aux coordonnées astronomiques [3].

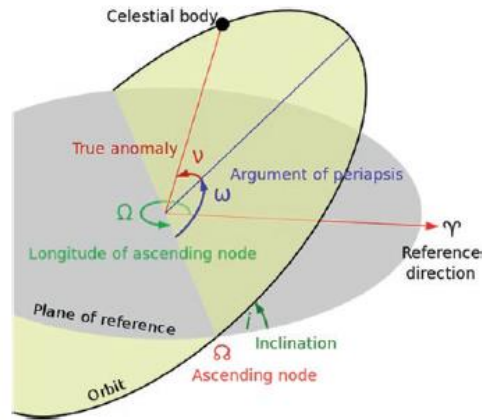


Figure 1.4 . Les différents paramètres orbitaux.

1.3.1- Paramètres de forme : demi grand axe et excentricité

Le vecteur position r est au maximum pour $\theta - \theta_0 = \pi$ et correspond à l'apogée de l'orbite [4]:

$$r_a = \frac{p}{1 - e} \quad (1.38)$$

Le vecteur position r_p correspond au périégée de l'orbite

$$r_0(r_p = r_0 = \frac{p}{1 + e}) \quad (1.39)$$

La somme $r_p + r_a$ représente le grand axe de l'ellipse de longueur $2a$.

$$a = \frac{1}{2}(r_p + r_a) = \frac{p}{1 - e^2} \quad (1.40)$$

A partir duquel

$$\frac{H^2}{\mu m^2} = p = a(1 - e^2) \quad (1.41)$$

Mais en posant $\theta - \theta_0 = \nu$, l'équation de l'ellipse devient :

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu} \quad (1.42)$$

Les paramètres excentricité e et le demi grand axe a apparaissent et cela définit la forme de l'orbite.

L'excentricité e peut-être écrite

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (1.43)$$

Aussi :

$$r_a = a(1 + e) \quad (1.44)$$

1.3.1.1- La vitesse et l'énergie du satellite

L'énergie de la masse unitaire est donnée par

$$E_0 = (V_0^2/2) - \mu/r_0 \quad (1.45)$$

Peut-être écrit

$$E_0 = (H^2 - 2\mu r_0)/2r_0^2 \quad (1.46)$$

Puisque

$$H = mr_0V_0 \quad (1.47)$$

Pour une masse unitaire $m = 1$

$$H = mr_0V_0 \quad (1.48)$$

Le demi grand axe peut être donné sous la forme :

$$a = \mu r_0^2 / (2\mu r_0 - H^2) \quad (1.49)$$

Par conséquent l'énergie E_0 prend la valeur

$$E_0 = -\mu/2a \quad (1.50)$$

L'expression de la vitesse V d'un satellite est donné par :

$$V = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} \quad (1.51)$$

Où

$$\mu = GM = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2 \quad (1.52)$$

Et r la distance du satellite au centre de la Terre. Dans le cas d'une orbite circulaire ($r = a$), la vitesse est constante :

$$V = \sqrt{\mu/a} \quad (1.53)$$

1.3.1.2- Période de l'orbite

La durée de rotation d'un satellite sur son orbite, ou période T est reliée à l'aire Σ de l'ellipse par la loi des aires qui mène à

$$\Sigma = \frac{HT}{2m} \quad (1.54)$$

De l'équation du demi grand axe (1.40)

$$\frac{H}{m} = \sqrt{a\mu(1 - e^2)} \quad (1.55)$$

L'aire de l'ellipse est aussi donnée par

$$\pi a^2 \sqrt{1 - e^2} \quad (1.56)$$

Alors

$$T = 2\pi \sqrt{a^3/\mu} \quad (1.57)$$

Quelques exemples de périodes T et de vitesses V d'orbites circulaires en fonction de l'altitude du satellite (le rayon de la Terre est pris $r_e = 6378 \text{ Km}$)

Tableau 1.1 . *Altitude, rayon, période et vitesse pour certaines orbites circulaires [4].*

Altitude (Km)	Rayon (Km)	Période (s)	Vitesse (m/s^{-1})
200	6578	5309	7784
290	6668	5419	7732
800	7178	6052	7450
20 000	26 378	42 636	3887
35 786	42 164	86 164	3075

1.3.2- Position du satellite sur l'orbite

Sur le plan de l'orbite, en utilisant la notation (Figure 1.5), l'équation de l'orbite en coordonnées polaires est donnée par [4]:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} \quad (1.58)$$

L'anomalie vraie v , la position du satellite est déterminée par l'angle v , appelée l'anomalie vraie, un angle positif pris dans la direction du mouvement du satellite de 0° à 360° , entre la direction du périégée et la direction du satellite. L'anomalie excentrique E la position du satellite peut aussi être défini par l'anomalie excentrique E , la position du satellite peut aussi être défini par l'anomalie excentrique E , qui est l'argument de l'image dans la cartographie qui transforme la trajectoire elliptique en son cercle principale (Figure 1.5).

L'anomalie vraie v est liée à l'anomalie excentrique E par [4] :

$$\cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \quad (1.59)$$

Et par

$$\tan(v/2) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan(E/2) \quad (1.60)$$

Inversement, l'anomalie excentrique E est liée à l'anomalie vraie v par

$$\tan(E/2) = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \cdot \tan(v/2) \quad (1.61)$$

Et par

$$\cos E = \frac{\cos v + e}{1 + e \cos v} \quad (1.62)$$

Finalement, la relation suivante évite les singularités dans les calculs

$$\tan\left(\frac{v-E}{2}\right) = \left(\frac{A \sin E}{1 - A \cos E}\right) = \left(\frac{A \sin v}{1 + A \cos v}\right) \quad (1.63)$$

Avec

$$A = \frac{e}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \quad (1.64)$$

La distance r du satellite du centre de la Terre peut être écrite :

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (1.65)$$

Mouvement moyen n . Il permet de définir le mouvement moyen du satellite n comme la vitesse angulaire du satellite de période T sur son orbite :

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad (1.66)$$

L'anomalie moyenne M .

La position du satellite peut alors être définie par l'anomalie moyenne M qui serait l'anomalie vraie du satellite sur une orbite circulaire de même période T . L'anomalie moyenne est exprimée en fonction du temps t :

$$M = \left(\frac{2\pi}{T}\right)(t - t_p) = n(t - t_p) \quad (1.67)$$

Où t_p est l'instant du passage au périhélie. L'anomalie moyenne est liée à l'anomalie excentrique par l'équation de Kepler :

$$M = E - e \sin E \quad (1.68)$$

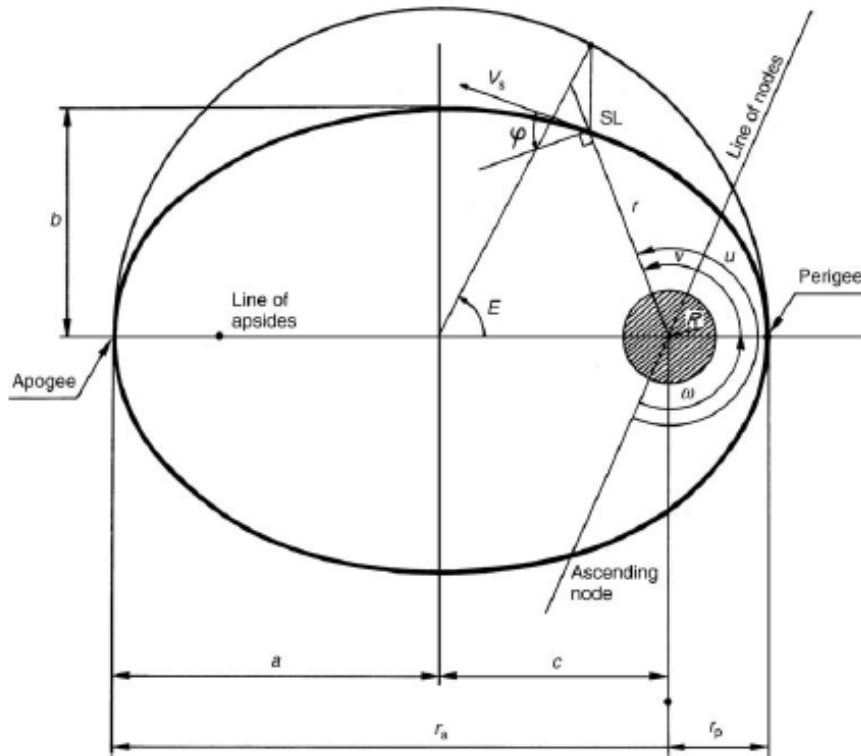


Figure 1.5 . Les paramètres qui définissent la forme de l'orbite [4].

- **Position du plan orbital dans l'espace**

La position du plan orbital dans l'espace est spécifiée au moyen de deux paramètres, l'inclinaison i et l'ascension droite du nœud ascendant Ω . Ses paramètres sont définis, comme montré dans la (Figure 1.6), qui respecte un système de coordonnées qui a pour origine le centre de masse de la Terre, dont l'axe Oz est la direction du moment angulaire terrestre (l'axe de rotation normale au plan équatorial), l'axe Ox (normal a Oz) dans le plan équatorial est orienté dans la direction de référence défini ci-après et l'axe Oy est dans le plan équatorial tel que le système de coordonnées soit orthogonal [4].

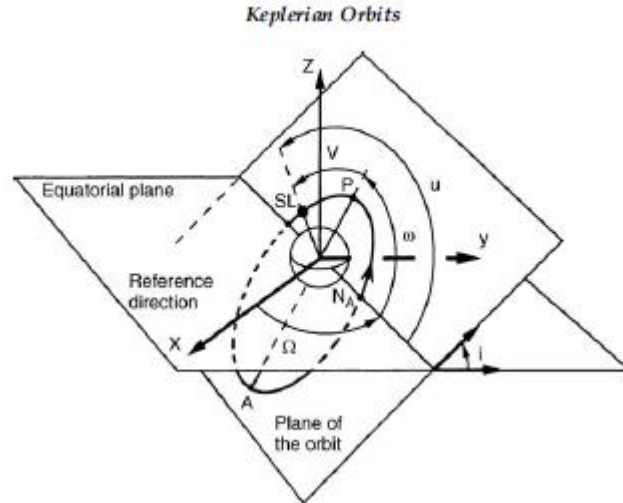


Figure 1.6 . *Positionnement de l'orbite dans l'espace. Ω = ascension droite du nœud ascendant, ω = argument du périgé, ν = anomalie vraie, u = allongement angulaire nodal, l'axe X correspond a la direction dde a vernale point γ [4].*

1.3.3- Inclinaison du plan de l'orbite i

C'est l'angle au nœud ascendant, pris positivement entre 0° et 180° , entre la normale (dirigé vers l'Est) à la ligne de nœuds dans le plan équatorial et la normale (dans la direction de la vitesse) à la ligne de nœuds dans le plan orbitale. C'est aussi l'angle au centre du système de coordonnées entre le moment angulaire H de l'orbite et l'axe Oz (la direction du pôle). Pour une inclinaison inférieure à 90° , le satellite tourne vers l'Est dans la même direction que la Terre (appelée orbite directe ou non-rétrograde). Pour une inclinaison supérieure, le satellite tourne en direction de l'Ouest dans le sens opposé à la direction de la terre (appelée orbite rétrograde) [4].

1.3.4- Ascension droite du nœud ascendant Ω

L'ascension droite ascendant et l'angle pris positivement de 0° à 360° , entre la direction de référence à la direction d'une ascendant de l'orbite (l'intersection de l'orbite avec le plan de l'équateur, le satellite croisant ses plans du Sud au Nord). La direction de référence (l'axe x sur Figure 1.6) est donné par la ligne d'intersection du

plan équatorial et du plan de l'écliptique, orienté positivement vers le soleil (Figure 1.7). Avec des hypothèses Képlériennes pour l'orbite de la terre autour du soleil, cette ligne (qui est contenue dans le plan équatorial) maintient une orientation fixe dans l'espace avec le temps et passe par le soleil à l'équinoxe de printemps ainsi définissant l'axe x comme la direction du point vernal γ [4].

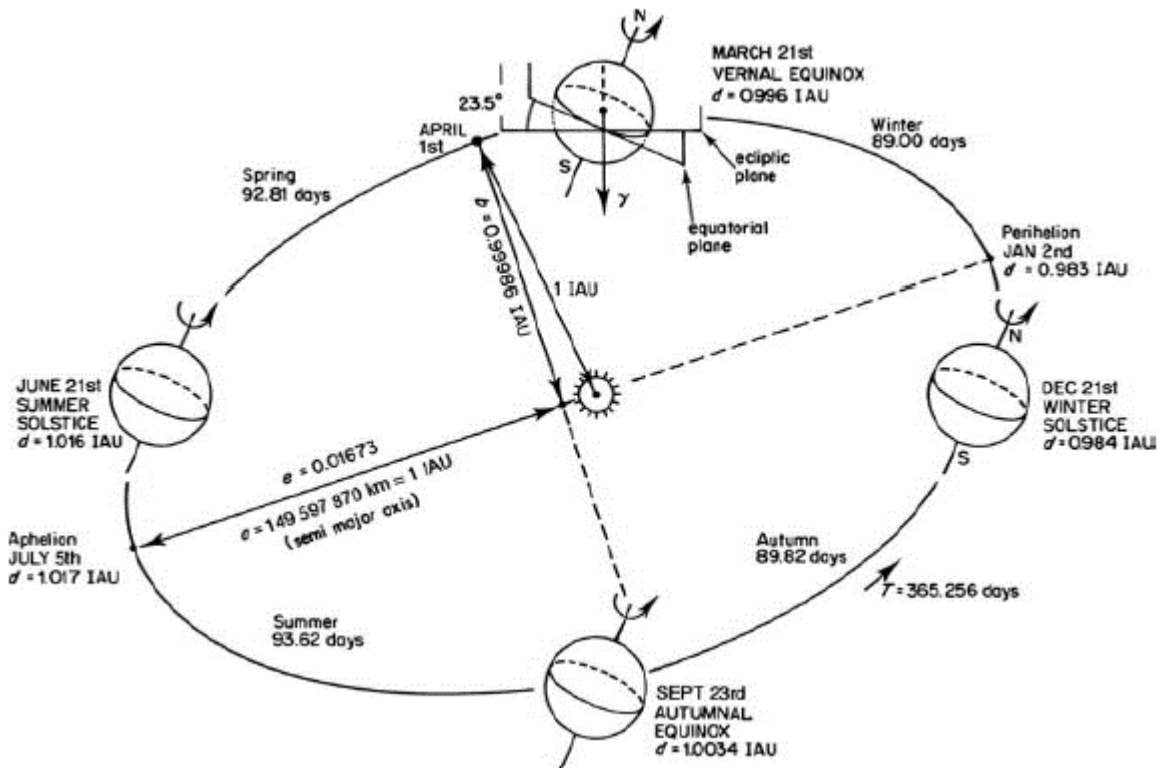


Figure 1.7 . *Orbite de la terre autour du soleil* [4].

1.3.5- Position de l'orbite sur son plan

L'orientation de l'orbite sur son plan est définie par l'argument au périhélie ω . C'est l'angle, pris positivement de 0° à 360° dans la direction du mouvement du satellite, entre la direction du nœud ascendant et la direction du périhélie [4].

Une connaissance des cinq (05) paramètres (a, e, i, Ω et ω) définissent complètement la trajectoire du satellite dans l'espace. Dans cette trajectoire le mouvement du satellite peut être défini par l'une des anomalies (v, E et M).

L'élongation angulaire nodale u peut aussi être utilisée pour définir la position du satellite sur son orbite. Cet angle est pris positivement dans la direction du mouvement de 0° à 360° entre la direction du nœud ascendant et la direction du satellite (Figure 1.6)

$$u = \omega + \nu \quad (1.69)$$

Ce paramètre utile dans le cas d'une orbite circulaire où le périégée est inconnu.

1.4- Différents types d'orbites

Bien que le premier engin spatial ne fut lancé qu'en 1957, l'orbite des satellites était déjà étudié deux siècles avant. Débutant de la formulation de la loi de gravitation de Newton, les scientifiques ont continuellement cherché à développer et affiner des théories analytiques décrivant le mouvement du seul satellite de la Terre à ce moment-là, la Lune. Aujourd'hui plusieurs milliers de satellites artificiels orbitent autour de la Terre, en compagnie d'innombrables débris spatiaux, Sur différentes orbites (Figure 1.8) [7].

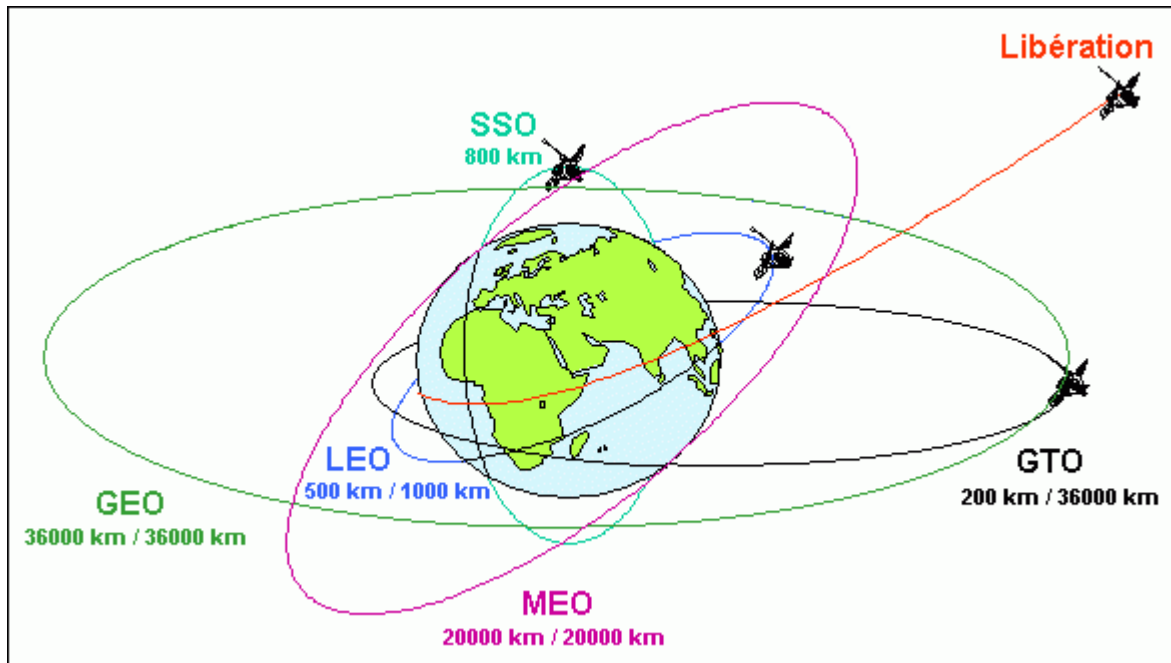


Figure 1.8 . Différentes orbites et leurs altitudes.

1.4.1- Orbite Géostationnaire (GEO)

Les satellites en orbite géostationnaire font le tour de la Terre au-dessus de l'équateur de l'Ouest vers l'Est (figure 1.8) en suivant la rotation de la Terre (prenant 23 heures 56 minutes et 4 secondes) en voyageant exactement au même rythme que la Terre. Ce qui fait que les satellites en GEO apparaissent stationnaires au-dessus d'un point fixe à la surface de la Terre. Afin de correspondre exactement à la rotation de la Terre, la vitesse des satellites géostationnaires doit être de 3074 m/s à une altitude de $\approx 36\,000 \text{ Km}$ ($35\,786 \text{ Km}$). Ce qui est une altitude beaucoup plus importante que pour la majorité des satellites.

L'orbite géostationnaire est utilisée pour les satellites qui ont besoin d'être constamment au-dessus d'un perpétuel endroit à la surface de la terre, comme les satellites de télécommunications. Cette manière, une antenne sur la terre peut être fixée pour toujours pointer en direction du satellite sans avoir à la bouger. Elle peut aussi être utilisée par les satellites météorologiques, car ça leur permet de

continuellement observer des zones spécifiques et les tendances météorologiques qui s'y dessinent [8].

Les satellites en GEO couvrent une large zone de la surface de la Terre tel que quelques satellites uniformément espacés peuvent fournir une couverture quasi globale. Car un satellite est à cette distance de la terre peut couvrir de larges sections à la fois.

1.4.2- Orbite terrestre basse (LEO)

Une orbite terrestre basse est, comme son nom l'indique, une orbite qui est relativement proche de la surface de la Terre. Elle est normalement à une altitude inférieure à 1000Km et jusqu'à 160Km au-dessus de la Terre (figure 1.8), ce qui est très inférieur aux autres orbites, mais reste relativement assez loin de la surface terrestre.

Par comparaison, la majorité des avions commerciaux n'atteignent pas des altitudes supérieures à 14Km , donc même à la LEO la moins élevée reste tout de même en moins dix fois supérieur.

Contrairement aux satellites en GEO qui sont contraints à toujours orbiter le long de l'équateur, les satellites en LEO n'ont pas toujours à suivre une trajectoire particulière autour de la Terre de la même manière (leur plan peut être incliné). Il existe donc plus d'itinéraires pour les satellites en LEO, ce qui fait qu'elles sont beaucoup plus utilisées.

Les satellites en orbite LEO à proximité de la Terre sont utilisés pour plusieurs raisons. C'est l'orbite la plus utilisée pour l'imagerie satellites, être proche de la surface lui permet de prendre des images de plus haute résolution. C'est aussi l'orbite utilisée pour la station spatiale internationale (ISS), puisqu'il est plus facile pour un astronaute d'effectuer le voyage d'allé et de retour à une plus courte distance. Les Satellites sur cette orbite voyagent à une vitesse de $7,8\text{Km/s}$; à cette vitesse, un satellite met approximativement 90 minutes pour faire le tour de la Terre, ce qui veut dire que l'ISS fait le tour de la Terre 16 fois par jour [8].

Toutefois, des satellites individuels en LEO sont moins utiles pour de la télécommunication, car nécessiterait plus d'efforts pour les traquer depuis la Terre. A la place, les satellites de télécommunication en LEO font souvent partie d'une large combinaison ou de constellation, de multiples satellites pour offrir une couverture constante. Afin d'élargir la couverture, ses constellations consistent à envoyer ensemble plusieurs satellites identiques ou similaires pour créer un réseau autour de la Terre. Cela leur permet de couvrir une large zone en travaillant ensemble.

1.4.3- Orbite terrestre moyenne MEO

L'orbite terrestre moyenne comprend une large gamme d'orbites n'importe où entre LEO et GEO (figure 1.8). Elle est similaire à LEO dans la mesure où elle ne suit pas une trajectoire spécifique autour de la Terre, et elle est utilisée par une large variété de satellites avec de différentes applications.

Elle est communément utilisée par les satellites de positionnement, comme le système européen Galileo. Il assure les communications de navigation à travers l'Europe, et est utilisé pour plusieurs types de navigation, de la navigation des avions gros-porteurs au smartphones. Galileo utilise une constellation de multiples satellites pour apporter une couverture à travers une large partie du monde au même instant.

1.4.4- Orbite polaire et orbite héliosynchrone (SSO)

Les satellites en orbite polaire voyagent habituellement du nord au sud plutôt que de l'Ouest à l'Est passent à peu près au-dessus des pôles terrestres.

Les satellites en orbite polaire ne sont contraints de passer précisément par les pôles nord et sud (figure 1.8); même une déviation de 20° à 30° est classée comme une orbite polaire. Les orbites polaires sont un type d'orbites terrestres basses, comme elles sont à basse altitude entre 200 Km à 1000 Km ($\approx 800\text{Km}$).

L'orbite héliosynchrone (SSO) est un type particulier d'orbite polaire. Les satellites en SSO, voyageant au-dessus des régions polaires, sont synchronisés avec le soleil. Cela signifie que le satellite visite toujours le même endroit au même temps local. Par exemple, passer par la ville de Paris à exactement midi.

Le satellite va donc toujours observer un point de la Terre constamment à la même heure de la journée, ce qui sert un bon nombre d'applications. Par exemple, les scientifiques peuvent comparer et surveiller comment un endroit de la Terre change avec le temps. Si l'objectif est de prendre une série d'images d'un certain endroit sur plusieurs jours, semaines, mois ou même années, il ne serait pas pratique de comparer un endroit à des heures différentes de la journée, comme à midi puis à minuit, il faudrait plutôt prendre chaque image de façon la plus similaire possible que la précédente. Donc les scientifiques ses séries d'images pour enquêter comment les motifs météorologiques apparaissent, pour aider à prédire la météo ou les tempêtes; lors de la surveillance des urgences comme les feux de forêt ou les inondations; ou pour cumuler des données pour des problèmes à long terme comme la déforestation ou la montée des eaux. Parfois les satellites en SSO sont synchronisés de telle sorte qu'ils sont constamment à l'aube ou au crépuscule, car en étant tous le temps vers un levé ou un coucher de soleil ils ne seront jamais pris dans l'ombre de la Terre. Un satellite en SSO voyage à une altitude comprise entre 600 Km et 800 Km. À 800 Km, il voyage à une vitesse approximative de 7,5 Km/s [8].

1.4.5- Orbite de transfert et orbite de transfert géostationnaire GTO

Les orbites de transfert représentées sur la figure 1.8, sont un type spécial d'orbites utilisé pour passer d'une orbite à une autre. Quand des satellites sont lancés depuis la Terre et transportés à bord de lanceurs comme Ariane 5, les satellites ne sont pas toujours placés directement sur leur orbite finale. Souvent, les satellites sont plutôt placés sur une orbite de transfert : une orbite où, en utilisant relativement peu

d'énergie des moteurs intégrés, le satellite ou le véhicule spatial peut aller d'une orbite à une autre.

Ceci permet au satellite d'atteindre, par exemple, une orbite de haute altitude comme GEO sans avoir besoin d'un lanceur capable de le transporter à cette altitude, ce qui requerrait plus d'effort, ce serait comme prendre un raccourci. Atteindre GEO de cette manière est un exemple d'orbite de transfert le plus courant, appelé orbite de transfert géostationnaire GTO. Sur une telle orbite très excentrique, le satellite peut rapidement alterner entre être très proche de la Terre puis très loin dépendamment d'où le satellite est sur l'orbite. Sur une orbite de transfert, la charge utile utilise des moteurs pour aller d'une orbite d'une certaine excentricité à une autre, ce qui le met sur une trajectoire vers une orbite plus ou moins élevée. Après le décollage, un véhicule spatial prend une trajectoire. À un certain point de la trajectoire, la fusée libère la charge utile ce qui la met en orbite elliptique. En suivant la ligne bleue, la charge utile peut se mettre à une altitude plus importante. Quand la charge utile atteint l'altitude d'une orbite GEO à 36000 Km, les moteurs sont mis en route de façon à ce que la charge utile entre en orbite circulaire GEO.

1.4.6- Les points de Lagrange

Pour beaucoup de véhicules spatiaux mis en orbite, être trop près de la Terre pourrait perturber leur mission, même à des altitudes plus élevées comme en GEO. Par exemple, pour les observatoires spatiaux et les télescopes dont la mission est de photographier l'espace lointain, être proche de la Terre porte un effet négatif sur la mission car la Terre émet naturellement de la lumière visible et des rayonnements infrarouges qui empêchent le télescope de détecter les faibles lumières comme les galaxies lointaines.

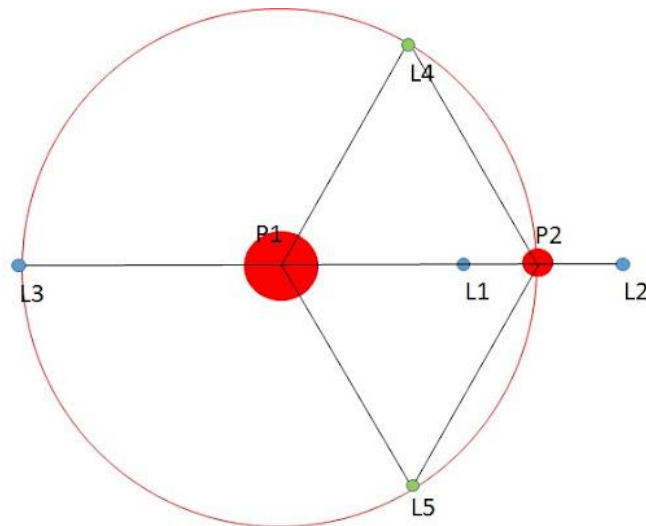


Figure 1.9 . *Les points de Lagrange.*

2.- Contraintes dues à l'environnement spatial énergétique

Durant toute sa mission et sa durée de vie dans l'espace, le satellite, est soumis à de diverses contraintes dues l'environnement spatial. Parmi les obstacles que peut rencontrer un concepteur d'engin spatial durant sa conception, nous avons la complexité de l'environnement spatial, Ainsi que tous les éléments de l'environnement spatial, et cela depuis le début de l'exploration spatiale. On distingue deux groupes de facteurs environnementaux (Tableau 1.2) représente arbitrairement ces catégories de facteurs.

Tableau 1.2 . *Les facteurs environnementaux.*

Les facteurs liés à l'orbite	Les facteurs liés au lancement
La gravitation	Dynamique
L'atmosphère	Acoustique
Les rayonnements	Electromagnétique
Electromagnétisme	Thermodynamique
Corps artificiels	

Dans cette partie nous allons présenter les contraintes dues à l'environnement spatial énergétique.

2.1- Les rayonnements électromagnétiques

Les rayonnements électromagnétiques correspondent aux radiations qui sont émises par la source principale qui est le soleil, mais il existe d'autres sources (la surface de la terre, surface océanique, l'atmosphère, capteur satellitaire). Ces rayonnements sont sous forme d'ondes électromagnétiques ou de particules.

Le rayonnement électromagnétique est un rayonnement photonique. Est composé de deux rayonnements (rayonnement gamma γ , rayonnement X). Les rayonnements gamma sont constitués de photons qui proviennent de l'intérieur du noyau. Le rayonnement X sont des photons qui proviennent de l'intérieur du noyau, ils sont généralement faibles en ce qui est de l'énergie que le rayonnement gamma. Les rayonnements électromagnétiques sont des rayonnements ionisant c'est-à-dire qu'ils possèdent suffisamment d'énergie pour éjecter les électrons de leurs orbites et ainsi perturber l'équilibre entre électrons et protons. L'intensité du rayonnement photonique peut être réduite grâce à des matériaux très denses (le plomb, acier). Le rayonnement électromagnétique peut parcourir de longues distances qui sont supérieures au rayonnement alpha (α) et beta (β) [9]. En dehors de l'atmosphère le rayonnement solaire qui est la source principale du rayonnement électromagnétique. A une distribution spectrale (spectre AM0= Air Mass Zéro), c'est-à-dire la masse d'air qui est traversée par le rayonnement est égale à 1, utilisée comme référence dans le domaine spatial le spectre AM0 peut être résumé dans une formule [22] :

$$A.M = \left(\frac{P}{1013}\right) \times \left(\frac{1}{\sin h}\right) \quad (1.70)$$

Avec :

P = Pression atmosphérique en mbar.

h = hauteur du soleil en degrés.

- Les caractéristiques des rayonnements électromagnétiques [10] :

+ La vitesse de propagation dans le vide (constante) :

$$c = 2098.10^8 m s^{-1}$$

- Le rayonnement monochromatique :

- Fréquence :

$$\nu = T^{-1} \quad (1.71)$$

- Longueur d'onde dans le vide :

$$\lambda = cT \quad (1.72)$$

- Nombre d'ondes par unité de longueur :

$$\sigma = \lambda^{-1} \quad (1.73)$$

- Pulsation :

$$\omega = 2\pi T^{-1} \quad (1.74)$$

2.2- Le rayonnement cosmique :

Viktor HESS a mis en évidence le rayonnement cosmique en 1912. Le rayonnement cosmique est constitué de particules chargées (noyaux et particules élémentaires) : proton, noyau d'hélium, antiprotons, électrons, positrons, et particules neutres « rayons gamma, neutrinos, neutrons ». Les rayonnements cosmiques sont composés essentiellement de protons, des particules alpha (α), et tous les éléments qui se situent entre les particules ayant le numéro atomique entre 1 et 90 [22].

Ces particules sont créées et probablement accélérées par l'explosion de supernova (étoiles massives parvenues en fin de vie), et qui se propagent et voyagent dans l'espace et galaxie à des vitesses voisinant la vitesse de la lumière [11].

Malgré que le flux de ce rayonnement soit peu intense, ces particules traversent les blindages et peuvent ainsi perturber le fonctionnement des éléments électronique de vol.

2.3- Le vent solaire :

Le vent solaire est un flux de plasma (particules ionisées) originaire d'une région de la couronne solaire (l'exobase) en évaporation et qui se propage dans tout le système solaire. Le vent solaire est constitué d'électrons, de protons et d'hélium, ce plasma interagit avec les champs magnétiques des planètes et cela crée des cavités magnétosphériques [22].

Les caractéristiques du vent solaire :

- La vitesse (figure 1.10): la vitesse du vent solaire varie, il est en moyenne de 800km/s sur les pôles et de 350km/s sur l'équateur.
- La densité : la densité du plasma varie, de 10^{12}cm^{-3} au niveau du soleil, et de 10cm^{-3} au niveau de la terre.

- Température : $1.3 \times 10^5 K$
- Champ magnétique : $7.0 nT$

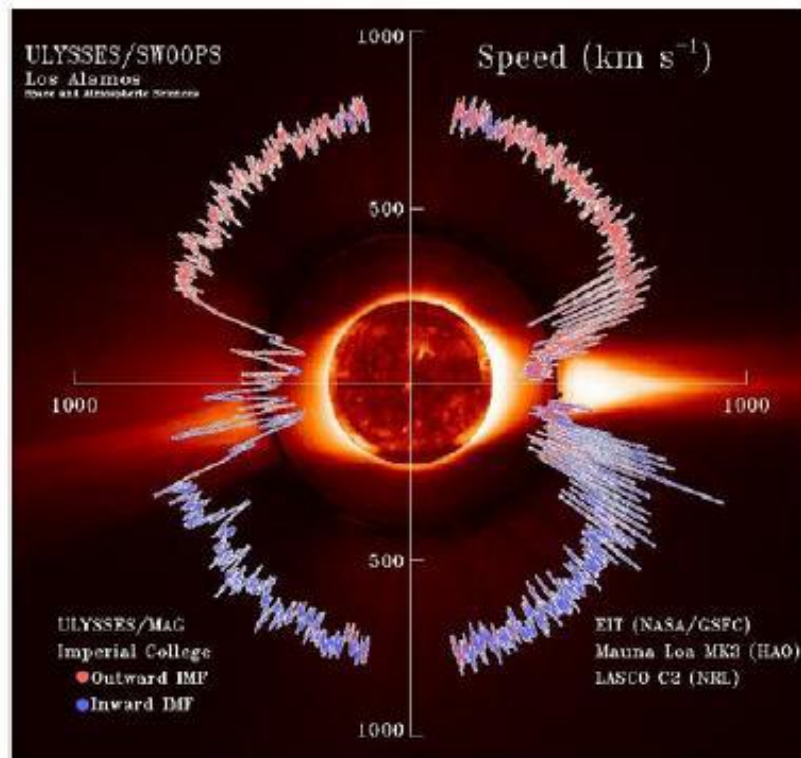


Figure 1.10 . Représentation des mesures de vitesse du vent solaire provenant de la sonde Ulysse [IMAGINOVA- 2005] [22].

2.4- Les éruptions solaires :

Les éruptions solaires sont des tempêtes de rayonnement électromagnétique, ces éruptions sont caractérisées par une libération soudaine d'énergie emmagasinée dans la couronne solaire, ceci provoque le réchauffement et l'accélération importante des particules environnantes. Ce qui :

- Elève subitement la température jusqu'à $\cong 700K$.
- Émet des radiations en : rayon X, ultraviolet, particules relativistes.

Les éruptions solaires représentent un danger pour les astronautes et entraînent des perturbations importantes sur les communications satellite, le système de positionnement GPS, des dommages aux infrastructures technologiques, dont les réseaux électriques [12]. On distingue deux types d'éruptions solaires [22]:

Les éruptions à protons : constitués de protons d'énergies élevée. On remarque deux différentes sortes d'évènements, des évènements ordinaires ($\cong 10$ fois par an) qui ne dépassent pas 10^9 protons/cm², évènement extraordinaire ($\cong 1$ par an) ou la fluence énergétique peut être multipliée par 10000 comme en 1972.

Les ions des éruptions ont ions lourds qui sont issu de la couronne solaire, ce type d'éruption se produit environ 3 fois par an. La composition d'une éruption à ions lourds varie d'une éruption à l'autre, et correspond à la composition de la couronne solaire modulée par l'intensité des champs magnétiques. L'énergie des ions lourds varie de quelques dizaines de Mev/nucléon, à quelques centaines de Mev/nucléon.

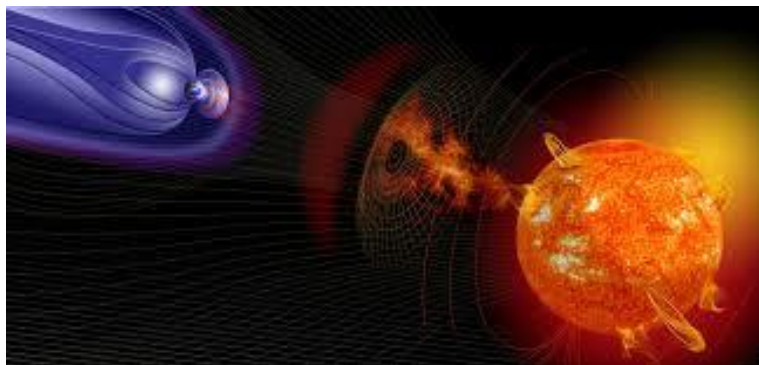


Figure 1.11 . *Illustration des éruptions solaire.*

2.5- L'environnement spatial proche de la terre :

Le champ magnétique de la terre forme le bouclier protecteur de la terre « la magnétosphère ». Ce champ magnétique crée aussi des pièges à particules formant des ceintures de radiation. Nous allons développer cela ci-dessous [22] :

2.5.1- La magnétosphère :

La magnétosphère d'une planète est la région spatiale contrôlée par le champ magnétique de celle-ci, la magnétosphère contient un plasma qui est en majeure partie originaire de la planète ou des satellites de celle-ci.

La magnétosphère de la terre résulte de l'interaction du vent solaire, le plasma émis en permanence par le soleil, avec le champ magnétique de la terre. Dont Les caractères de la magnétosphère terrestre sont :

- Température : $10^7 - 10^9 K$.
- Densité : $10^5 - 10^7 m^{-3}$

La magnétosphère forme une cavité au milieu de l'espace interplanétaire protégeant partiellement la terre des phénomènes extraterrestres. La magnétosphère contient des différentes régions de plasmas (figure 1.11) peu dense d'origine terrestre et solaire, et contractions et des températures différentes [13]. Le champ magnétique de la terre est assimilé à un dipôle à l'intérieur d'une sphère de 4 à 5 rayons terrestres allant jusqu'à 10 à 12 rayons terrestres. Le soleil (de son côté) comprime les lignes de champ magnétique. Par contre du côté nuit, les lignes du champ magnétique sont étirées par le vent solaire, ainsi une queue magnétosphérique d'une longueur qui a été estimée à $\cong 1000$ rayons terrestres [22].

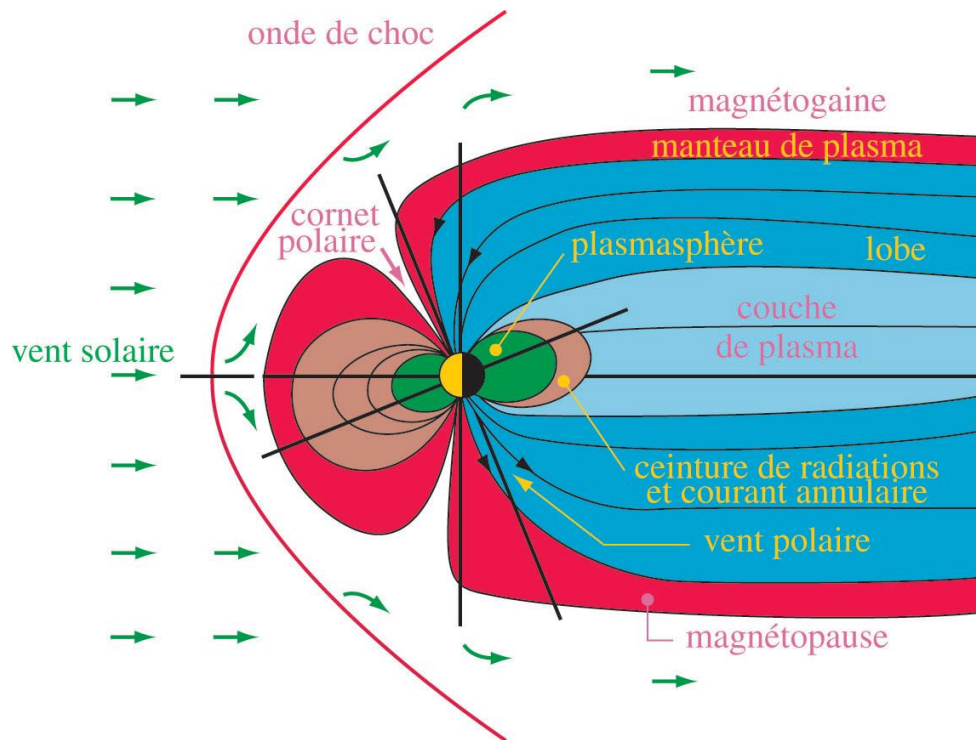


Figure 1.12 . La magnétosphère et les différentes régions de plasma [13].

2.5.2- Les ceintures de radiation:

Le champ magnétique de la terre piège des particules chargées électriquement (principalement des électrons, des protons et quelques ions plus lourds), ainsi formant des régions toroïdales appelées « ceinture de radiation » appelée également ceinture de Van Allen. Les particules de ces ceintures de radiation possèdent une énergie cinétique supérieure à 30KeV et qui peuvent atteindre plusieurs centaines de MeV comme pour le cas des protons de la ceinture interne. On distingue principalement deux différentes ceintures de radiation, la ceinture intérieure qui s'étend jusqu'à environ 4 rayons de la terre, et la ceinture extérieure qui s'étend jusqu'à 10 rayons de la terre qui sont représentées dans le tableau 1.3 [13]:

Tableau 1.3 . Composition des deux différentes ceintures de radiation terrestre.

Ceinture intérieure	Ceinture extérieure
+ des protons qui ont une énergie comprise entre 100KeV et plusieurs centaines de MeV.	+ des électrons énergétiques de quelques MeV.
+ Contient des électrons qui ont une énergie comprise entre quelque dizaines de KeV et 10 MeV.	

Ces particules suivent des trajectoires hélicoïdales le long des lignes du champ magnétique de la terre, la charge de la particule additionnée au gradient du champ magnétique apporte une force à la particule qui l'oblige à faire le chemin inverse. Pour ce fait, les particules sont forcées à faire des allers retours (figure 1.12) [22]

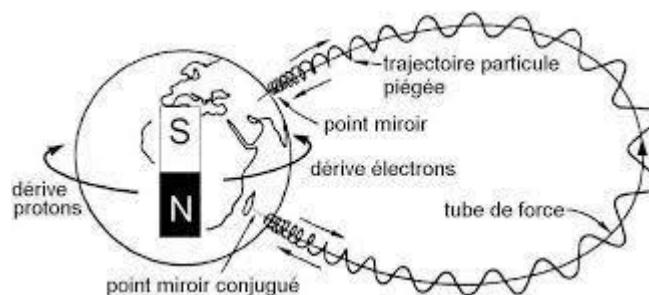


Figure 1.13 . Trajectoire d'une particule piégée dans une ceinture de radiation.

2.5.3- Les différentes orbites suivies par les satellites

Les contraintes que subit un satellite en orbite varient selon les caractéristiques de l'orbite sur laquelle il a été lancé. Les caractéristiques des engins spatiaux selon les orbites sont :

- Selon les orbites basses :

- Passage dans les ceinture de Van Allen plusieurs fois par jour.
 - Variations importantes du flux de particule des ceintures de Van Allen suivant l'inclinaison et altitude de l'orbite.
- Selon les orbites très elliptiques :
- Passage dans les ceintures de Van Allen plusieurs fois par jour.
 - Hautement exposés au rayonnement cosmique et aux éruptions solaires et cela est dû à leurs attitude qui est élevées à l'apogée $> 30000 \text{ Kms}$.
- Selon les orbites géostationnaires :
- Les électrons de la zone extérieure de Van Allen provoquent des SEEs aux satellites.
 - Grande exposition aux rayons cosmiques et aux éruptions solaires.
- Les orbites planétaires et interplanétaires :
- Dans ce cas, plusieurs facteurs doivent être pris en compte pour prévoir les contraintes que va subir un satellite sur ce type d'orbite :
- Le nombre de passage au travers des ceintures de radiations.
 - La distance par rapport au soleil.
 - Le degré de connaissances de l'environnement.

3.- Contraintes dues à l'environnement thermique

Dans l'espace, la température face d'un satellite exposé au soleil peut atteindre $+150^{\circ}\text{C}$, tandis que la face à l'ombre descendra à -120°C .

Les différents équipements d'un satellite, instruments de mesures, équipement, charge utile, source de puissance, ne fonctionnent que dans plage de températures optimales pour le bon fonctionnement.

Un satellite dans l'espace est soumis à 3 principaux flux de chaleurs sur son orbite :

3.1- Le rayonnement solaire :

Le rayonnement solaire est une source d'énergie considérable reçue par un satellite, les paramètres de ce rayonnement doit être sérieusement pris en compte lors de l'analyse thermique d'un engin spatial (sa distribution spectrale et son intensité).

Le flux solaire Φ_s reçu par un satellite placé en orbite géostationnaire, est équivalent aux flux reçu par la terre qui est d'environ $1350W/m^2$ [14].

- L'intensité du flux solaire reçu par une surface dont la seule source d'illumination est le soleil [22] :

$$\Phi_s = C_s \times \mu \times A \quad (1.75)$$

Avec :

C_s = la constante solaire (W/m^2)

μ = le coefficient d'aspect solaire (angle entre la direction du soleil et la normale à la surface).

A = l'air total de la surface.

- La constante solaire :

$$C_s(J) = C_{sm} \left[1 + 0.033 \cdot \cos \left(\frac{360 \cdot J}{370} \right) \right] \quad (1.76)$$

Avec

J = le nombre de jours comptés du 1 janvier

C_{sm} = la constante solaire moyenne $1360W/m^2$

- Le flux d'énergie reçue par un objet qui se situe à une distance R du soleil est donné par la relation suivante [14]:

$$\Phi = \Phi_s \left(\frac{R_0}{R} \right)^2 \quad (1.77)$$

Avec :

R_0 = unité astronomique (distance terre-soleil « $1.5 \times 10^8 km$ »).

3.2- Le flux Albedo (le flux solaire réfléchi) :

Le flux Albedo correspond au rayonnement réfléchi par la surface et/ou l'atmosphère d'une planète, pour la terre le flux Albedo se réfère à la réflexion et la diffusion du flux solaire sur l'atmosphère terrestre. Sa valeur varie d'une région à une autre, sur les régions continentales ou sur les régions océaniques. Sa répartition spectrale et son intensité diffèrent de celles du soleil, cette répartition spectrale diffère en raison des bandes d'absorption de l'atmosphère, de l'eau, du CO_2 (figure 1.14). Son intensité est une fonction de l'angle et de la distance du satellite de la terre (ou bien d'une autre planète) [14].

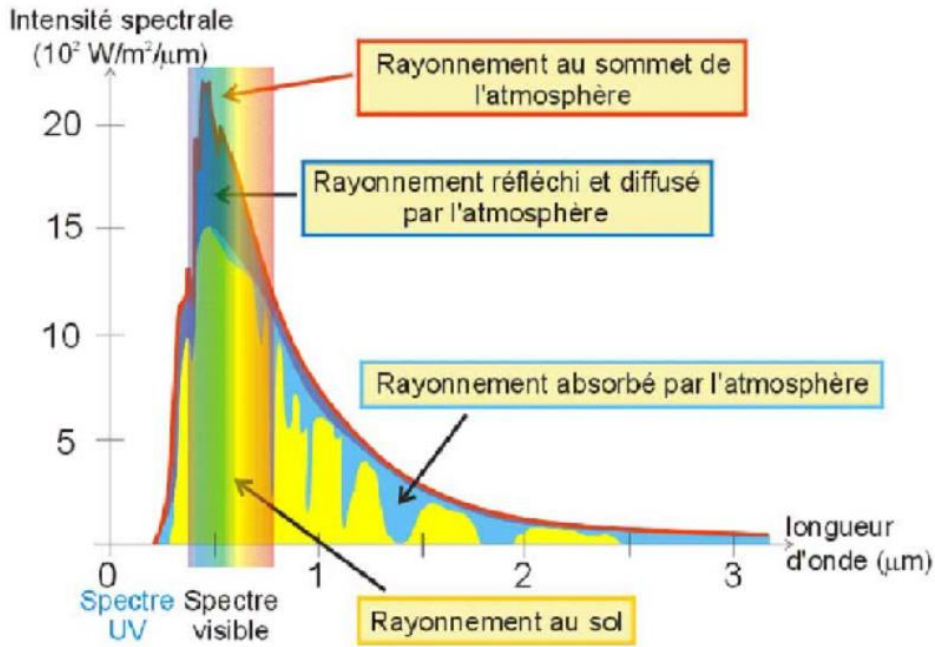


Figure 1.14 . Les rayonnements absorbés puis réfléchis par la terre.

La mesure de l'Albedo est très difficile. Cependant, on dispose de valeurs approximatives déduites par des calculs des températures d'un satellite en vol, mesurées à l'aides de de sondes ou de radiomètres qui se situent à bord de satellites.

Le flux Albedo Φ_A sur un satellite peut être exprimé par cette relation [22]:

$$\Phi_A = \alpha \times C_s \times F_A \quad (1.78)$$

Avec :

C_s = la constante solaire.

α = coefficient d'Albedo.

$$\left. \begin{array}{l} C_s = \text{la constante solaire.} \\ \alpha = \text{coefficient d'Albedo.} \end{array} \right\} \alpha \cdot C_s = C_A \text{ (Constante d'Albedo)}$$

$F_A = F_A(\beta, \text{altitude})$, fonction d'un facteur de visibilité. Exprime la dépendance du flux d'Albedo sur un satellite de l'angle β planète(terre)-soleil, et de la distance planète(terre)-véhicule.

Pour calculer le flux que reçoit un satellite, le coefficient d'Albedo est considéré comme constant sur la surface de la terre : $\alpha = 0.30^{\pm 0.02}$ et que cette surface réfléchit suivant la loi de Lambert.

3.3- Le rayonnement terrestre (ou rayonnement de planètes proches)

N'ayant pas une température nulle, les planètes du système solaire émettent aussi de la chaleur. Pour le cas de la terre, celle-ci également rayonne un flux thermique, elle émet toute sa chaleur dans l'infrarouge. La terre est un corps chaud dont la radiance est comparable à la radiance d'un corps noir qui est de $250^{\circ}K$ car le spectre terrestre peut avoir une température allant de $218^{\circ}K$ à $288^{\circ}K$ (figure 1.15).

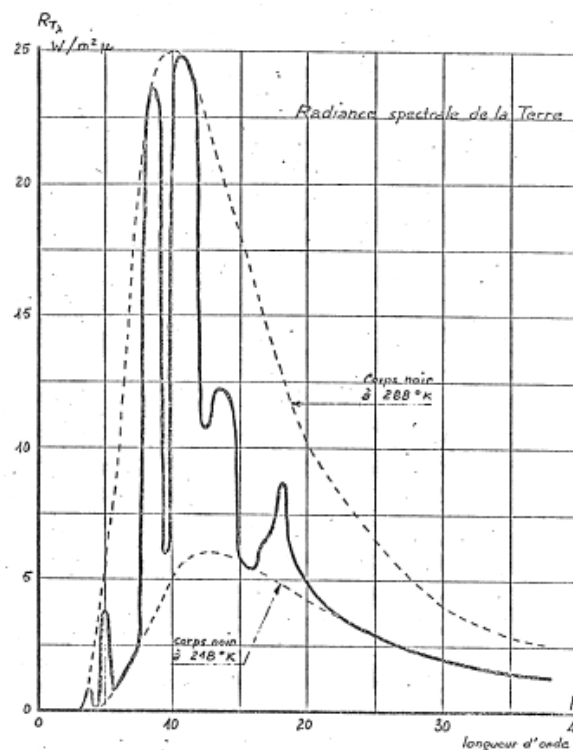


Figure 1.15 . Spectre terrestre

La température reçue par un satellite placé en orbite terrestre dépend des propriétés thermo-optiques des revêtement surfacique (absorptivité α et émissivité ε) [14] .

L'énergie reçue par un satellite est en fonction de l'altitude peut varier, pour cela on définira un facteur de vue terrestre (F_T) pour une surface (plane ou non) d'un satellite, un facteur qui nous permettra de calculer le flux terrestre incident sur une surface d'air (A)[22] :

$$\Phi_T = A \times C_r \times F_T \quad (1.79)$$

Avec

Φ_T = le flux terrestre.

A = l'air d'une surface du satellite.

C_r = la valeur moyenne annuelle du rayonnement thermique proche de la surface de la terre ($C_r = 237 \pm 7W/m^2$)

Le satellite lui-même étant un corps chaud qui rayonne et perd ainsi de l'énergie. La seule source de froid extérieur d'un satellite c'est le fond du ciel équivalent au rayonnement d'un corps noir à 4K. Un satellite reçoit de l'énergie constamment sous forme de rayonnement (solaire, terrestre directe ou réfléchi) et en perd sous forme de rayonnement propre [14].

4.- Contraintes dues au débris

Depuis le début de l'ère spatiale, un nombre important de débris (objets de tous types de toutes tailles et de toutes compositions) se sont formés et gravitent autour de la terre. La définition (qu'on trouve sur le site de l'ESA) que donne la communauté scientifique aux débris spatiaux, est comme suite [15] :

Les débris spatiaux sont tous les corps créés par l'homme incluant leurs fragments ou pièces s'en étant détachées, autre qu'un véhicule spatial actif susceptible d'être utilisé différemment, se trouvant sur orbite.

L'accroissement continu de la population de ces débris orbitaux, résultant du développement considérable de l'activité spatiale, constituent une menace qui devient de plus en plus importante pour les satellites fonctionnels qui assurent des missions pour lesquelles la population mondiale est dépendante tel que : les services de téléphonie, d'accès à internet, de télévision, de géolocalisation...

Les débris spatiaux se répartissent essentiellement sur les régimes orbitaux les plus populaires (figure 1.16), on distingue trois régimes orbitaux qui sont :

Le régime des orbites basses LEO, qui est composé des orbites qui se situent entre 120Km et 2000Km d'altitude. C'est le régime orbital le plus encombré en raison de la grande fréquence d'utilisation, notamment pour des missions d'observations de la terre, de météorologies... ; Cette région destinée à accueillir des « méga-constellations », comme le projet Starlink de l'entreprise américaine SpaceX, en cours d'exécution, visant à apporter l'internet haut débit dans le monde entier en lançant 12000 satellites (4500 responsables des opérations, 7500 pour l'amélioration des performances de services) [16] pour lesquelles les débris pourraient être un danger considérable.

Le régime des orbites moyennes MEO, composée d'orbites qui se situent entre 2000Km et 36000Km d'altitude, ce régime est principalement constitué de constellations de géolocalisation comme les constellations américaines GPS « Global Positioning System », russe GLONASS « GLObal'naya NAVigatsionnaya Sputnikovaya Systema », européenne Galileo, chinoise Beidou (ou COMPASS).

Et enfin le régime le plus critique l'orbite géostationnaire GEO, cette orbite circulaire se situe à environ 36000Km d'altitude, est constitué de satellites de télécommunications qui ont une particularité qui est de pointer en permanence un point de la surface terrestre.



Figure 1.16 . Répartition des débris spatiaux autour de la Terre sur Les régime LEO, MEO, GEO [15].

Les débris spatiaux sont également séparés en deux parties (objets observable et non observable). Les objets observables sont des débris qui possèdent un diamètre supérieur à 10cm. Les objets non observables quant à eux sont des objets dont le diamètre est inférieur à 10cm qui est particulièrement dangereuse car les objets qui constituent cette classe sont souvent trop petits pour être observés en totalité (diamètre : entre 1cm et 10cm), leurs tailles et leurs énergies cinétiques engendrent des dégâts importants aux satellites actifs, et peuvent même causer leur destruction en cas de collisions.

Au-delà de leurs diamètres et du régime gravitationnel où ils se situent, Les débris spatiaux ont été divisés en diverses catégories qu'on a représentées sous forme de diagramme qui englobe les débris spatiaux et satellites fonctionnels représentés sur la figure 1.17 :

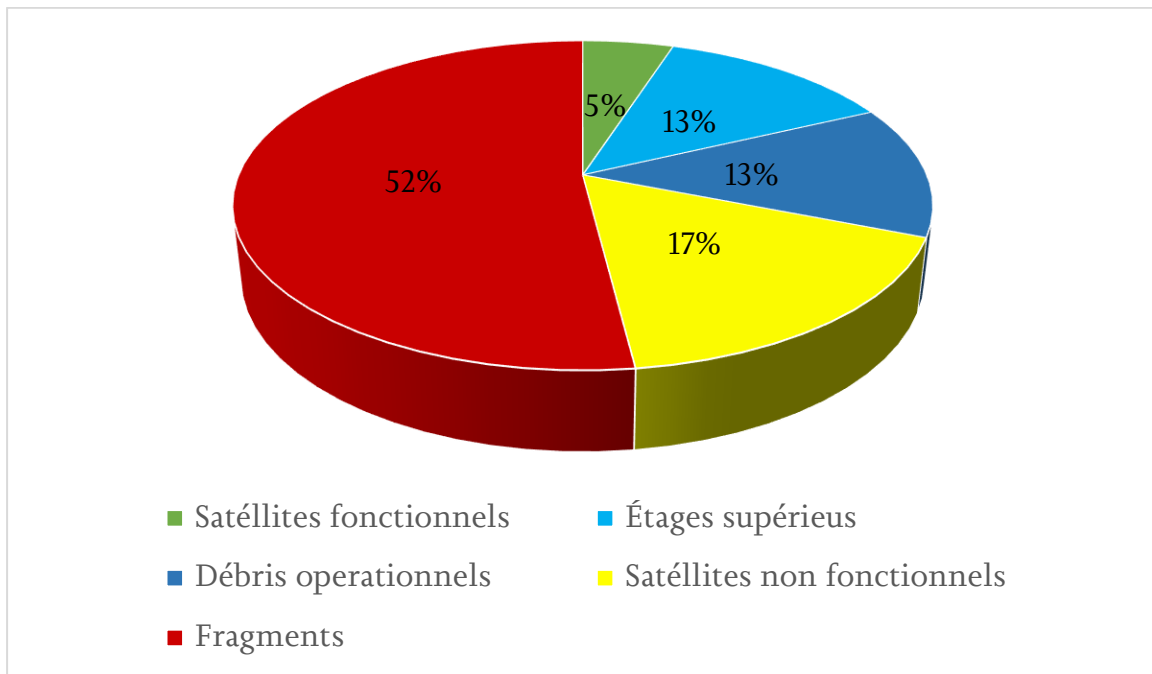


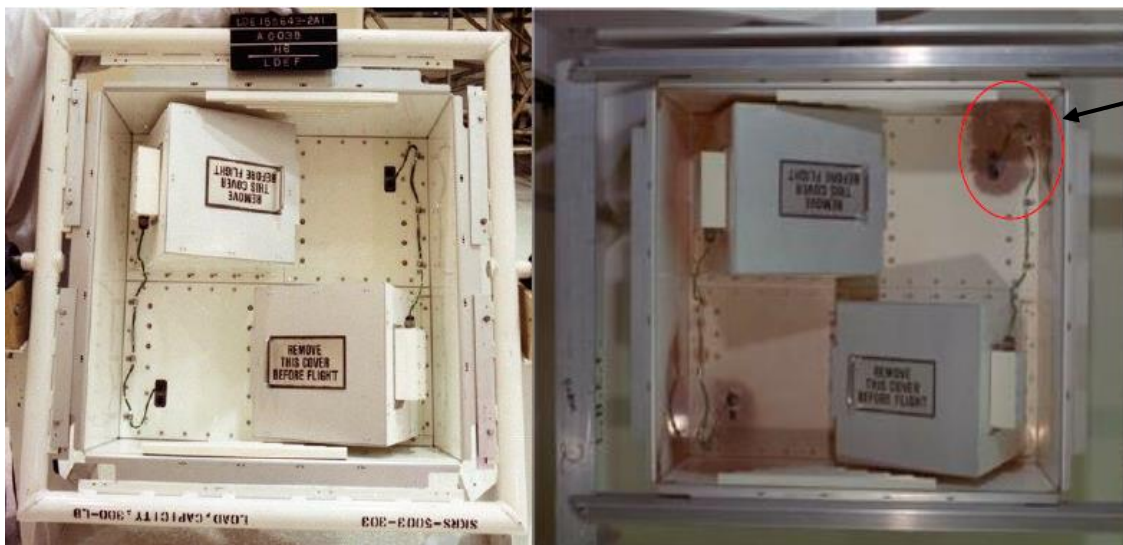
Figure 1.17 . *Diagramme de répartition des débris spatiaux.*

Ce diagramme résume les différentes catégories de ces débris spatiaux fonctionnels ou non fonctionnel, ils peuvent être des satellites hors d'usage (entier ou disloqués), vis-écrous qui peuvent se détacher lors du déploiement des dispositifs d'un satellite, de déchets de lancement, il peut même s'agir de rejets de combustibles solide ou de particules minuscules... [22].

5.- Dégazage des matériaux sous vide

Le dégazage dans le domaine spatial est un phénomène qui se produit lorsque le satellite a atteint l'espace. Ce phénomène provoquerait des modifications sur les matériaux (figure 1.18) et des nuages de gaz. Les conséquences du dégazage [17]

- Dégradation des surfaces de contrôle thermique.
- Modification des caractéristiques thermo-optique (α_s absorptivité solaire ; ϵ émissivité)
- Pertes de performances d'élément optique (lentilles, miroirs, détecteurs),
modification de caractères optiques :
 - o Transmission des lentilles/ réflexion des miroirs
 - o Augmentation de la diffusion



Dégazage +
polymérisa-
tion sous
UV.

Figure 1.18 . Effet du dégazage sur les matériaux sous vide, LDEF (NASA) face « espace » avant et après vol [17].

Le dégazage des matériaux sous vie ne doit pas altérer ces propriétés, c'est pour cela la technologie spatiale et dans l'obligation de sélectionner des matériaux qui résistent à ce genre de phénomènes est qui possèdent le pourcentage le plus faible possible de matières volatile. Pour cela les matériaux qui sont généralement sélectionné sont des atrieaux pressantant une perte de poids inférieur à 1% et des matières volatiles condensable inférieur à 0.01% [22].

L'environnement dans lequel se trouve le satellite pendant le lancement conditionnent la conception de la plupart des structures, le matériau ne doit pas se dégrader durant cette phase au cours de laquelle les sollicitations sont essentiellement liées à la technologie et aux performances du lanceur, il est donc nécessaire de connaître les chargements successifs ou simultanés auxquels le satellite est soumis et ainsi pouvoir y remédier [19].

Les contraintes mécaniques peuvent être statiques ou dynamiques. Les charges statiques sont constantes dans le temps, les charges dynamiques varient avec le temps.

6.1- Charges statique et quasi-statique

Ces charges sont issues des différentes accélérations dites « statiques » ou très basse fréquence, il s'agit d'accélérations induites par la poussée du décollage que subit le satellite, les charge quasi-statique sont des charges volumiques uniformes. Elles s'appliquent au centres de gravité et la structure. Le lanceur subit différentes accélérations tout le long du lancement, les charges quasi-statiques correspondent à la combinaison des accélérations statiques et dynamiques lors des différentes phases de vol.

Les différentes sources de ces charges dynamiques ont comme suite [22] :

- L'allumage un moteur.
- L'augmentation de pression dans les conduits d'échappement du pas de lancement crée une surpression qui agit sur le lanceur.
- Les rafales de vent.
- Le passage en transsonique et autres chocs aérodynamiques.

Les valeurs des accélérations continues et les effets transitoires a base fréquences subites par le satellite, dépendent essentiellement du lanceur utilisé Tableau 1.4 et de la position du satellite dans le lanceur.

Tableau 1.4 . Les charges quasi-statiques pendant le lancement pour certains lanceurs [19]

	<i>Vega</i>	<i>Dnepr</i>	<i>Soys</i>	<i>Ariane5</i>	<i>PSLV</i>
<i>Accélération longitudinale (g)</i>	5.5	7.8	4.3	4.55	$\frac{7}{-2.5}$
<i>Accélération latérale (g)</i>	0.9	0.9	0.4	0.25	6

6.2- Découplage fréquentiel

Il s'agit de sollicitations dites « basse fréquence » qui s'apparente à des sollicitations de type sinusoïdal et aléatoire à faible fréquences qui sont imposé au satellite lors de divers évènements de vol (l'allumage, le burnout et la séparation des étages du lanceur). Ces agressions sont essentiellement d'origine lanceur. Pour éviter le couplage dynamique entre les fréquences d'excitation du lanceur et les modes propres du satellite, la rigidité de la structure du satellite doit être conçue pour maintenir ces fréquences.

6.3- Vibrations harmonique (sinus)

La contrainte appliquée à la structure durant les tests est un signal sinusoïdal dont la fréquence varie selon une certaine vitesse qui se situe sur une plage des vitesses données. L'intensité de ce signal est donnée en amplitude de déplacement ou amplitude l'accélération. L'accélération étant la dérivé seconde du déplacement (qui est un sinus) les deux grandeurs peuvent être effectivement reliées. L'accélération maximale (quand le sinus égale à 1 ou -1) est donc proportionnelle au carré de la fréquence multipliée fois le déplacement maximal [19].

$$\frac{d^2 \sin(\omega t)}{dt^2} = -\omega^2 \sin(\omega t)$$

L'amplitude du déplacement appliqué est constante et l'amplitude en accélération augmente à basse fréquence comme le carré de la fréquence. À plus haute fréquence, l'accélération est constante et des lors l'amplitude diminue comme le carré de la fréquence.

6.4- Les vibrations aléatoires :

Les vibrations aléatoires sont des vibrations d'origine acoustique contenant des ondes à de nombreuses fréquences qui causent des vibrations aléatoires. La structure du satellite est excitée avec un niveau de DSP (densité spectrale de puissance : représente la répartition fréquentielle de la puissance d'un signal suivant les fréquences qui le composent), Les niveaux sont donnés en DSP d'accélération du lanceur, c'est à dire la répartition fréquentielle de la puissance du signal d'accélération.

Pour un signal $f(t)$ de la transformée de Fourier $F_T(\omega)$, la DSP $S_f(\omega)$ s'écrit [22]:

$$S_f(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{|F_T(\omega)|^2}{T}$$

Ce genre de sollicitation est appliquée sur les structures légères ayant une grande surface, ce qui n'est pas le cas des structures lourdes qui sont peu affectées

Conclusion :

L'objet de ce chapitre était la présentation de l'environnement spatial dans lequel les objets spatiaux doivent évoluer, cet environnement est composé de l'espace profond qui réfère à la région centrale du système solaire, d'Espace proche.

Dans ce chapitre nous avons parlé des éléments de la mécanique orbitale dont, les lois de Kepler trois lois régissant le mouvement des planètes, la loi de Newton "la loi universelle de gravitation", et les paramètres orbitaux qui sont Cinq paramètres définissent l'orbite d'un satellite artificiel autour de la terre. Le différent types d'orbites dont, l'orbite Géostationnaire (GEO), l'orbite terrestre basse (LEO), l'orbite terrestre moyenne MEO, l'orbite polaire et l'orbite héliosynchrone (SSO), l'orbite de transfert et orbite de transfert géostationnaire GTO, et Les points de Lagrange. Les contraintes dues à l'environnement spatial énergétique, les contraintes dues à l'environnement thermique, les contraintes dues au débris, et enfin les contraintes mécaniques dues au lanceur.

Chapitre 2 : Architecture des satellites et technologies des Nanosatellite /Cubesat

Introduction

Un satellite est un objet naturel qui tourne autour d'une planète, ou un objet artificiel conçue par l'homme qui a été lancer dans l'espace dans le but de réaliser une ou plusieurs missions, ils existent plusieurs catégories de satellites pour notre part nous allons traiter des Nanosatellite plus pressement format Cubesat.

Mis en place en 2000 par l'université polytechnique de Californie, les Nanosatellite type Cubesat, correspondent à un programme d'enseignement dont l'objectif est d'offrir au étudiant et au particulier une expérience concrète et des connaissances de pointe liées à l'industrie et la recherche aérospatiale.

Un Nanosatellite type Cubesat et un satellite constitué d'une plateforme (composée de divers sous-systèmes), et d'une ou plusieurs charges utiles dites payload.

Dans ce chapitre sera décrite l'architecture des satellites et la technologie Nanosatellite "Cubesat".

1 - Architecture d'un satellite

1.1 - Description d'un satellite

Le satellite est défini comme un objet (naturel, ou artificiel) qui orbite autour d'un objet spatial naturel, par exemple la lune est le satellite de la terre comme la terre est l'un des satellites du soleil. Les vaisseaux spatiaux artificiels sont également appelés satellites, ces satellites sont mis en orbite dans l'espace à l'aide de lanceurs, et y sont maintenus par la force de gravitation, de la même manière que les planètes ou bien astres qui sont en orbite autour d'une autre planète. Les satellites sont des récepteurs/émetteurs sans fil, dont la fonction principale est de recevoir, transformer, et transmettre des ondes radiofréquences et les informations qu'elles contiennent d'un coin du monde à l'autre, il y a actuellement des milliers de satellites en fonctionnement autour de la terre.

Artur C. Clarke écrivain anglais de science-fiction a été le premier à proposer de lancer un satellite sur une orbite terrestre ou la vitesse du satellite correspond avec la vitesse de rotation de la terre, cette orbite, se trouve aujourd'hui à $35786Km$ au-dessus de la surface de la terre, est connue sous le nom de l'orbite géostationnaire, en 1945 monsieur Clarke analyse de différentes orbites et a insisté sur un éventuel réseau de communication activé par un satellite tournant autour de la terre, en ce temps-là déjà il a souligné qu'il suffirait d'avoir 3 satellites pour couvrir toute la planète. Le premier satellite Spoutnik 1, de la taille d'un ballon de basketball de $58cm$ et de $83Kg$, a été lancé par la Russie (l'union soviétique) en octobre 1957, dans le but était de relier les signaux du code morse [20].

- La composition d'un satellite

Un satellite est composé de deux parties (figure 2.1), « la charge utile », « la plateforme ». Chaque partie est composée de divers équipements nécessaires au fonctionnement du satellite. La composition de La plateforme et la charge utile se présente comme suite [21]:

- La plateforme
 - La Structure.
 - Le sous-système de contrôle thermique.
 - Le sous-système de contrôle d'attitude et orbite.
 - Le sous-système d'alimentation.
 - La gestion de bord (ordinateur de bord).
 - Le câblage et pyrotechnique.
 - ...
- La charge utile

Elle Varie selon la mission que doit accomplir le satellite. Exemple de charge utile :

- Caméra
- Radar
- Antennes
- ...

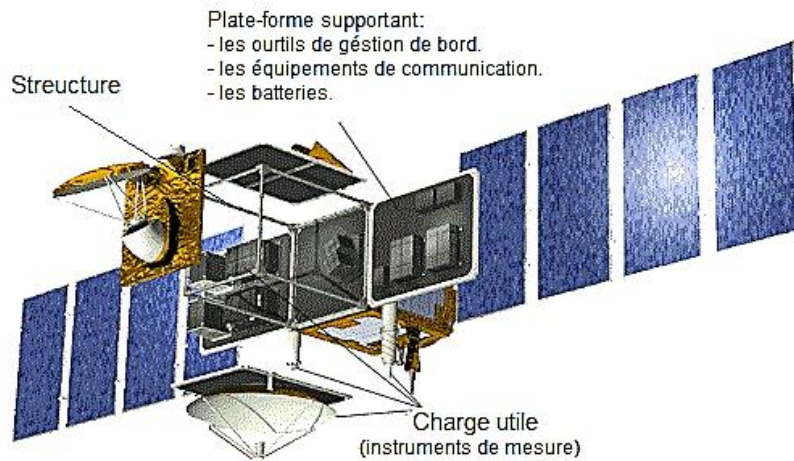


Figure 2.1 . *Composition d'un satellite.*

1.2 - Différents types de satellites

Les différents types de satellites sont classés en fonction de leurs conceptions qui sont basés sur les missions pour lesquels elles sont destinées et leurs taille (en masse ou en volume)

1.2.1 - En se basent sur la taille et la masse

En se basant sur le masse, les satellites peuvent être regroupés selon des catégories de différentes tailles comme représenté dans le tableau. 2.1 :

Tableau 2.1 . *Classification des types des satellites selon la masse.*

Satellite	Masse
Femtosatellite	0.001 - 0.1 kilogramme
Picosatellite	0 - 1 kilogramme
Nanosatellite	1 - 10 kilogramme
Microsatellite	10 - 100 kilogramme
Minisatellite	100 - 500 kilogramme
Satellites de taille moyenne	500 – 1000 kilogramme
Large satellites	> 1000 kilogramme

1.2.2 - En se basent sur les missions

La classification des satellites est également en fonction des missions pour lesquels ils sont destinés (scientifiques, télécommunication, militaire, de positionnement et de navigation, etc. ...), la mission d'un satellite couvre généralement de différentes gammes de domaine, par exemple un satellite océanographique peut également participer à une mission de géodésie ou une mission pour développer des techniques altimétriques.

1.2.2.1 - Satellites scientifiques

Les satellites scientifiques sont des satellites assignés aux études scientifiques, parmi ces satellites on trouve :

1.2.2.1.1 - *Satellites d'observation astronomique*

Les satellites d'observation astronomique sont une sorte de télescopes (figure 2.2) en orbite en dehors de l'atmosphère, placé sur une orbite la plus éloignée possible des perturbations lumineuses ou électromagnétiques. Ils offrent beaucoup d'opportunités aux chercheurs et astronautes de découvrir des exoplanètes, étoiles, galaxies, astres, et d'autres phénomènes. Ils permettent une meilleure observation de l'espace lointain avec une résolution qui dépasse celle des observations terrestres les plus performantes.

Les satellites d'observation astronomique jouent un rôle important dans l'exploration spatiale, qui a pour but de découvrir et d'explorer les changements violents de corps et événements physiques de haute énergie dans l'univers, surveiller l'activité des corps toute la journée, étudier et révéler la nature et le mécanisme physique des phénomènes cosmiques comme les ondes gravitationnelles et les trous noirs [23].

Parmi les télescopes spatiaux les plus puissants et performant, le télescope spatiale Hubble (figure 2.2), développé et lancé par la NASA le 24 avril 1990, sur une orbite de

590Km d'altitude, a fait de grande découvertes dans le domaine de l'astronomie, et a offert et offre toujours les plus beaux spectaculaires et clichés du cosmos.



Figure 2.2 . *Le télescope Hubble.*

1.2.2.1.2 - Satellites d'observation de la terre

Ces satellites ont été développés dans le but d'observer la terre de l'espace afin de surveiller l'environnement, confectionner des cartes géographiques, et les surveillances météorologiques, mais n'est pas utilisé pour des fins militaires [20]. Ces satellites permettent d'obtenir des renseignements essentiels sur les océans, les glaces, les terres émergées et l'atmosphère. Les satellites d'observation de la Terre aident à surveiller et à protéger notre environnement, à gérer nos ressources et à assurer la sécurité. Les images-satellite et les compétences dans ce domaine appuient aussi les efforts humanitaires et le développement durable à l'échelle planétaire.

1.2.2.1.3 - Satellites météorologique

Ce sont des véhicules spatiaux conçus pour l'observation des conditions météorologiques, et dans certains cas, le climat mondial [20]. Ces satellites sont mis sur une orbite polaire, héliosynchrone ou géostationnaire. Le premier satellite météo opérationnel Tiros 1 a été lancé par les américains en 1960.

Les satellites scientifiques ont fait de nombreuses découvertes scientifiques majeures telles que la détection d'évènement d'ondes gravitationnel.

1.2.2.2 - Satellites de télécommunication

Un satellite de télécommunication ou de communication est un satellite artificiel ou bien une station de répéteur qui permet à l'aide des stations terriennes appropriées, l'échange d'informations. Le but des satellites de communication est de servir de station relai dans l'espace en utilisant des ondes radiofréquences pour transmettre les signaux qui transportent des informations. Mis sur une orbite géostationnaire terrestre basse, ce satellite reçoit des signaux en provenance des stations terrestres, les amplifie, puis les transmet dans une autre fréquence à une autre station terrestre (figure 2.3) [24]. Les satellites de télécommunication sont utilisés dans de diverses applications de communication civile, militaire...

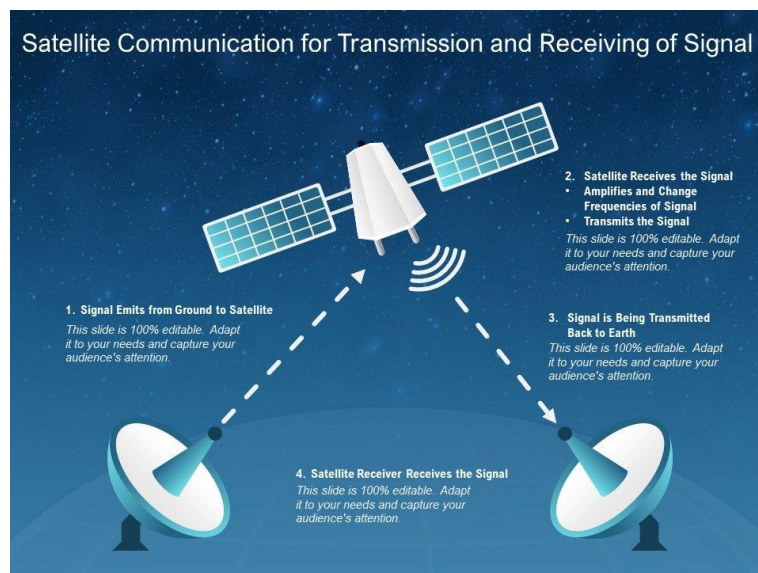


Figure 2.3 . *Satellite de communication pour la transmission et la réception du signal.*

1.2.2.3 - Satellites de positionnement

Les satellites de positionnement « boussole spécial » ce sont des satellites qui permettent à des utilisateurs de se localiser avec précision dans toutes les directions sur la surface de la terre, sur mer, et dans les airs. Il existe plusieurs systèmes de localisation par satellites. Un système de positionnement est divisé en trois segments :

- Le segment spatial, c'est la constellation de satellites.
- Le segment de contrôles, qui contrôle l'ensemble des constellations et du système de positionnement.
- Le segment utilisateurs, c'est l'ensemble des abonnés ou utilisateur civile et militaire.

Le GNSS « Global Navigation Satellite Systems » englobe tous les systèmes mondiaux de positionnement par satellites :

1.2.2.3.1 - *GNSS « Global Navigation Satellite Systems »*

Le global Navigation Satellite, en français le système mondial de navigation par satellite GNSS (figure 2.4) est un système de positionnement radio spatial, ce système comprend une ou plusieurs constellations de satellites, qui fournit une position tridimensionnelle de 24 heures [25], des informations de vitesse et de temps aux utilisateurs qui sont convenablement équipés, et qui se trouvent n'importe où sur terre ou près de la surface de la terre.

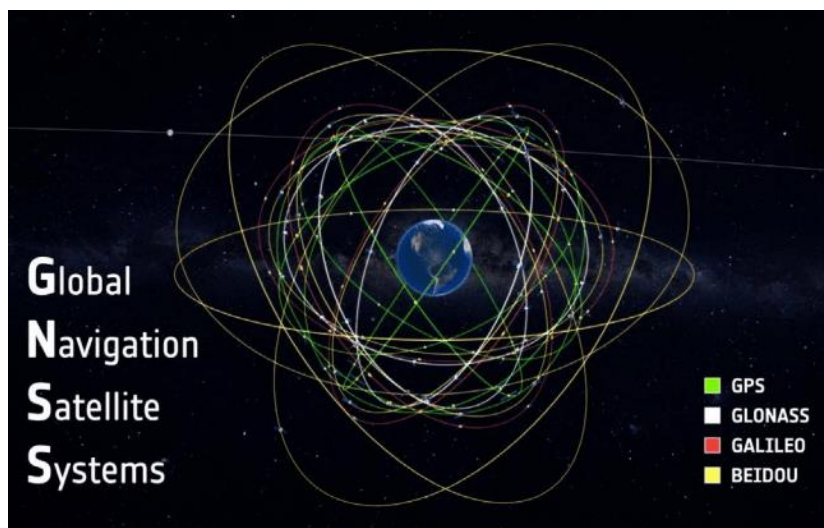


Figure 2.4 . *Le système mondial de navigation par satellite GNSS.*

1.2.2.3.2 - *Le GPS « Global positioning system »*

Le GPS ou bien le système mondial de positionnement est le premier système de localisation par satellite mis en point dans les années 1970. La constellation Navstar/GPS est composé actuellement de 32 satellites qui ont été mis sur une orbite MEO (orbite circulaire) à une altitude de 20 183km et inclinée à 55.0°, un satellite de cette constellation fait exactement deux (02) révolutions en 24 heures.

1.2.2.3.3 - *GLONASS « Global'naya Navigation Sputnikovaya Sistema »*

Le système GLONASS autrement dit système planétaire-global- de navigation assisté par satellite, a été développé par l'union des républiques socialistes soviétiques dans un but militaire à partir de 1976. Le système GLONASS procède un segment spécial qui est composé de 24 satellites, sur une orbite moyenne MEO semblable à celle de Navstar/GPS incliné à 64.8° par rapport à l'équateur [26] [27]. Ces satellites ont une attitude d'environ 19 100km et une période nominale de 11 heures et 15 minutes et 40 secondes [27].

1.2.2.3.4 - *Galileo*

Le système Galileo, nommé en hommage au grand savant Galilée, est un système de positionnement européen. Cette constellation est composée de 27 satellites qui sont distribués sur 3 plans, chaque plan 9 satellites sont régulièrement espacés, positionnés sur 3 orbites terrestres moyennes MOE presque circulaires, les trois plans orbitaux sont inclinés de 56° par rapport au plan équatorial avec une altitude de 23 222 km et une période de 14 heures et 05 minutes. [26]

1.2.2.3.5 - *BeiDou*

Également appelé BNTS « Beidou Navigation Test System » le système Beidou est un système expérimental chinois opérationnel depuis 2003 [28]. Le système satellitaire Beidou est un système de navigation, de positionnement et de communication, il peut transmettre de courts messages ce qui s'appelle Beidou message service « BDMS » peut transmettre des informations via liaisons de communication composées avec les satellites GEO [23], Beidou est l'équivalent du système américain GPS avec 27 satellites en orbite terrestre moyenne MEO, 5 en orbite géostationnaire circulaire GEO et 3 autres en orbites géosynchrones inclinées IGSO [28].

1.2.2.4 - Les satellites militaires

Les satellites militaires sont des satellites qui sont utilisés pour des objectifs militaires, ils sont divisés en plusieurs catégories :

Les missions de reconnaissance c'est-à-dire d'observation de jour et de nuit, et pour des raisons de sécurité par exemple alerte rapide en cas de tir de missile, la télécommunication militaire, les renseignements, détection (d'avions, navires...) par leurs radars de renseignement électromagnétique, le positionnement en utilisant le système GPS et le système GLONASS.

1.2.2.5 - Les satellites de navigation :

Les satellites de navigation envoient des signaux radio à l'aide d'équipements électroniques qui sont régulièrement améliorés, permettent au récepteur de ces signaux sur la surface de la terre, d'identifier sa position avec une très grande précision.

1.3 - Architecture d'un satellite

Les objectifs définis par la mission et les contraintes liées à l'évolution d'un satellite dans l'espace définissent son architecture, Tous les satellites possèdent une charge utile, et une plateforme (module) de service.

1.3.1 - La plateforme

La plateforme de service est constituée de tout système essentiel au bon fonctionnement du satellite mais n'entre pas dans la partie utile de manière directe à la mission, la partie utile du satellite est la « charge utile » qui sans la plateforme (les sous-systèmes qui constituent la plateforme) n'est d'aucune utilité c'est-à-dire le bon fonctionnement de la partie utile d'un satellite dépend considérablement de la plateforme. Les sous-système de la charge utile sont résumés comme suit :

- L'ordinateur de bord qui est chargé de faire les calculs des autres sous système de la plateforme et de la charge utile;
- Le sous-système de contrôle d'attitude (position) et d'orbite, chargé de donner une orientation et attitude favorable pendant la phase d'exploitation de la charge utile ;
- Le sous-système d'alimentation, son principal objectif est de fournir suffisamment d'énergie électrique pour maintenir le satellite en fonctionnement pendant sa mission ce système peut contenir « une batterie, cellules solaire, BCDR « battery charge/discharge regulator » ;
- Le sous-système de contrôle de puissance ;
- Le sous-système de régulation thermique ou système de contrôle thermique, maintient le satellite et ses composants dans une plage de températures acceptable pour le bon fonctionnement et le bon déroulement de la mission ;

- Le sous-système de propulsion, ce sous système permet d'augmenter la vitesse pour faire des manœuvres comme le contrôle et correction d'orbite et d'altitude et désorbitation et la correction d'apogée.

1.3.2 - La charge utile

La charge utile ou payload est la partie du satellite qui est chargée de mener à bien la mission. Elle est due aux instruments liés aux objectifs de la mission elle comprend les antennes d'émission et de réception, la camera, le radar et tous les systèmes électriques nécessaires au traitement et à la transmission des données, ces sous-systèmes dépendent du type du satellite et de mission.

Exemples :

- Les satellites d'observation terrestre

- *Camera*

Les caméras sont chargées de fournir des informations visuelles sur un phénomène en observation, le choix de ces cameras se porte sur certains critères, exemple : la résolution des images

- *Radar*

Le radar est un instrument qui envoie des ondes sur une zone, enregistre les échos ensuite il transforme les informations sous forme d'images.

- Les satellites de télécommunications

- *Antennes*

Une antenne est un dispositif qui permet d'émettre et de réceptionner des ondes électromagnétiques. Les antennes spatiales se déploient une fois le satellite est sur orbite, elles permettent au satellite de communiquer avec la terre.

- *Transpondeurs*

Le transpondeur (TRANSmetteur/réPONDEUR) ou simulateur satellite est un appareil destiné à répondre à l'impulsion radar.

- Les satellites météorologiques
 - Argos :

C'est un système de localisation et de collecte de données par satellite.

1.4 - Sous-systèmes d'un satellite

Tout satellite possède des sous-systèmes, chaque sous-système est spécifié et conçu pour une tâche particulière à remplir. En tenant compte de la technologie utilisée et les caractéristiques des autres sous-systèmes. Les performances et les spécifications d'un sous-système dépendent de la présence d'autres sous-systèmes et cela influence les interfaces entre sous-systèmes. Chaque interface est-elle-même définie par de nombreux caractéristiques, mécanique (vibrations, chocs), thermique (température, flux de chaleur), électrique (voltage, puissances...), magnétique (champs ...), électromagnétique (compatibilité...), informations (formats, tarif...).

Les sous-systèmes d'un satellite se divisent en 2 groupes « les sous-systèmes de la plateforme et les sous-systèmes de la charge utile » (Figure. 2.5). Dans cette partie nous allons présenter les différents sous-systèmes d'un satellite.

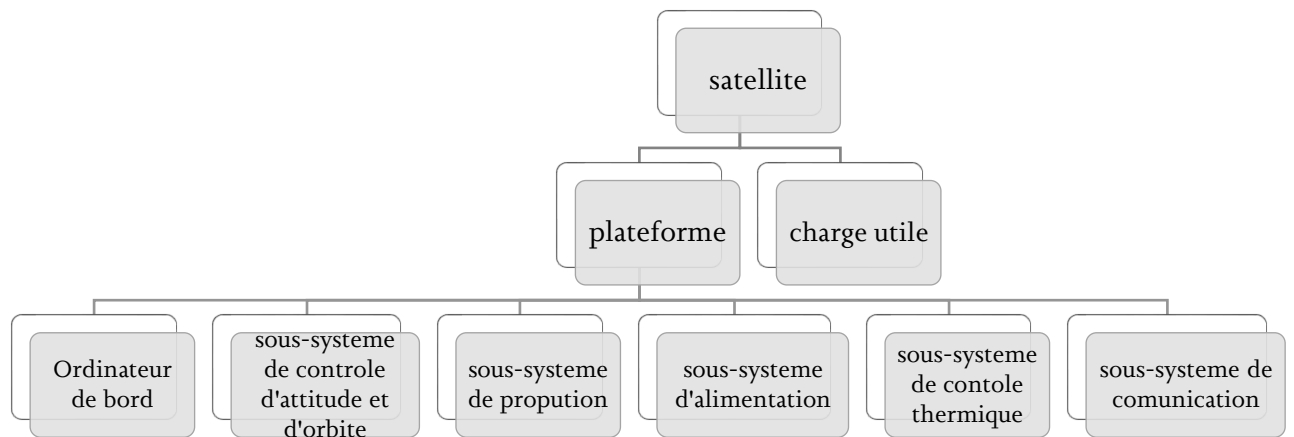


Figure 2.5 . Les divers sous-systèmes d'un satellite.

1.4.1 - La plateforme

1.4.1.1 - Ordinateur de bord

Un ordinateur de bord est le cœur et le cerveau du satellite, il est conçu et programmé pour le traitement de données et assurer tous les services nécessaires comme le contrôle d'attitude, alimentation en énergie, la régulation thermique, L'ordinateur de bord joue plusieurs rôles dans le fonctionnement efficace d'un engin spatial :

- Les calculs pour les autres sous-systèmes ;
- Le traitement et diagnostic des erreurs ;
- La conversion et la régulation (DC/DC) ;
- Le stockage des données envoyé par la charge utile ;
- Exécution des commandes ;
- Gestion des données de télémétrie ;
- Synchronisation horaire a bord ; ...

La programmation et les équipements de l'ordinateur de bord dépend essentiellement du type et des exigences de la mission que le satellite doit accomplir, exemple : L'OBC du satellite (microsatellite) algérien alsar-1, pour une mission d'observation de la terre, pour ce fait il a été équipé de caméras d'imagerie terrestre, un enregistreur de données à semi-conducteur de 8Gbit (SSDR) pour un stockage embarqué haute capacité, une liaison descendante en bande S à 8 Mbps pour la transmission au sol. L'OBC du satellite Alsat-1 et un système basé sur 80C386EX « Intel », il agit comme la clé composante du calculateur de charge utile ainsi que la commande et l'ordinateur de contrôle du microsatellite [29].

1.4.1.2 - Sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite

L'orbite peut avoir n'importe quelle forme. Selon les hypothèses képlériennes, les paramètres orbitaux c'est à dire la forme et l'orientation de l'orbite dans l'espace restent constantes. Mais sous l'effet de multiples perturbations, les paramètres orbitaux changent avec le temps, en conséquence il est nécessaire de maintenir le satellite sur son orbite [4].

Le contrôle d'orbite et d'attitude désigne l'ensemble des équipements et d'algorithmes mis en œuvre sur un satellite afin de lui permettre la maîtrise de l'attitude, c'est-à-dire l'orientation du satellite au mieux de son mouvement autour de son centre d'inertie et le contrôle de la trajectoire, le contrôle des paramètres orbitaux de véhicule spatial donc le contrôle du mouvement de son centre d'inertie. Le SCAO assure la navigation, la localisation et la restitution d'attitude. Le guidage autonome à bord, notamment le contrôle du vecteur poussé dans les phases de manœuvre, assurer à bord du véhicule le calcul au sol des manœuvres importantes ou de maintenance, la mesure de l'attitude assurée par des senseurs embarqués, et le filtrage des mesures par des algorithmes du genre filtrage KALMAN [4]. L'élaboration des lois de contrôle utilisées à bord, la mise en œuvre de la commande,

par une logique informatique et de l'automatique qui pilote des actionneurs. Le sous-système comporte Des détecteurs (Des détecteurs optiques et Détecteurs inertiels à gyroscope inertiels ou laser), Electronique et informatique de bord (traitement des informations), Actionneurs : organe de commande, des amortisseurs de mutation.

1.4.1.3 - Sous système de propulsion

La propulsion et le SCAO fonctionnent ensemble, La propulsion est un actionneur du SCAO, qui a pour fonction de créer les variations de vitesse nécessaire aux manœuvres du satellite. Le sous-système de propulsion agit sur le centre de masse du satellite et cela génèrent des forces qui agissent sur celui-ci, ces forces modifient l'orbites du satellite (pour la mise en orbite ou pour contrôler la dérive de l'orbite nominale). Il existe plusieurs types de propulsion (voir le Tableau. 2.2)

Tableau 2.2 . Comparaison des différents types de propulsion.

Type de propulsion		Fiabilité	cout		Isp	Poussée	
Propulsion chimique	Gaz froid	Gaz	Très bien	Très bas		Très basse	Faible
		Liquide	Bien	Très bas		Très basse	Faible
	Gaz chaud	Solide	Bien	Bas		moyenne	Très forte
		Mono-carburant	Bien	Bas		Basse	Faible
		Bi-carburant	Moyenne			Haute	Moyenne
Propulsion électrique	électrothermique	Moyenne			Haute	Très faible	
	électromagnétique	Faible			Très haute	Extrêmement faible	
	électrostatique	Faible			Extrêmement haute	Très faible	

1.4.1.4 - Sous système d'alimentation

Un satellite en orbite fonctionne en continue durant toute sa durée de vie et pour cela il a besoin d'une alimentation électrique interne pour assurer sa mission. Le sous-système d'alimentation électrique est un dispositif essentiel au fonctionnement d'un satellite, il fournit la puissance nécessaire [4].

Le sous-système d'alimentation électrique comprend :

→ Une source d'énergie primaire qui convertit l'énergie disponible (énergie solaire) en énergie électrique qui est les panneaux photovoltaïques, qui transforme l'énergie es photon lumineux en énergie électrique.

→ Une source d'énergie secondaire (batterie d'accumulateurs électrochimiques), substituer à la source d'énergie primaire lorsque celle-ci ne peut remplir sa fonction, exemple : le temps d'une éclipse

→ Circuit de conditionnement (régulation et distribution) et de protection.

1.4.1.5 - Sous système de communication

C'est l'un des sous-systèmes principaux et essentiel au fonctionnement d'un satellite, c'est ce sous-système qui assure le lien entre le satellite et la station terrestre d'une façon continue et cela pour s'assurer de son état et bon fonctionnement, donc ce sous-système assure la communication, et la transmission des données collectées et la réception des commandes pour le contrôle du satellite.

Le sous-système de communication utilise des émetteur et récepteurs en un seul élément qui assurent l'émission et la transmission des informations à l'aide d'ondes électromagnétique.

1.4.1.6 - Sous système de contrôle thermique

Le sous-système de contrôle thermique joue un rôle très important au bon fonctionnement de tous les équipements du satellite et cela en les maintenant à des températures raisonnables (dans leurs plages de températures) pour un fonctionnement satisfaisant, en évitant toutes dégradations irréversibles, et minimisant toutes défaillances de la structure et cela pour le maintenir à une attitude stable (capteurs et antennes). L'optimisation du sous-système de contrôle thermique doit être en fonction des contraintes d'exploitation, phases de transfert et des équipements en état de fonctionnement et en état de veille, car le comportement de l'équipement peut différer selon qu'il soit en activité ou au repos, quand un équipement est en activité il génère généralement de la chaleur ainsi le contrôle thermique doit l'évacuer, au repos l'équipement doit être chauffé dans certains cas pour éviter les températures très basses. A cause de la différence d'orbite et d'attitudes, et l'état du moteur d'apogée, etc... les contraintes d'exploitations sont très différentes, les objectifs d'un contrôle thermique sont donc : Maintenir l'équipement à une température acceptable, et cela dans un état de fonctionnement ou de veille, La prise en compte des valeurs des gradients de température « par rapport au temps ».

- Les plages de températures

Les plages de température sont considérées comme les température ambiante de certains produit ou matériaux et processus, la plage de température c'est les températures qui se situent entre la température minimale et la température maximale que peut supporter un produit ou un matériau dans plusieurs domaines, autrement dit, les plages de températures sont les températures que l'équipement peut rencontrer une fois sur orbite, l'équipement a été conçu pour fonctionner dans des températures qui se situent dans ces plages de température. Les plages de températures diffèrent

d'un équipement à un autre nous présentons dans le tableau 2.3 quelques exemples de plages de température

Tableau 2.3 . Plages de température pour quelques équipements d'un satellite.

Équipements	Plages de température	
Antennes	-150°C à +80°C	
équipement électronique	<i>En veille</i>	<i>En fonctionnement</i>
	-30°C à +55°C	+10°C à +45°C
Générateur solaire	-160°C à +55°C	
Batterie	En veille	En fonctionnement
	-10°C à +25°C	+0°C à +10°C
Capteur solaire	-30°C à +55°C	
Propulseur	+10°C à +55°C	
Unité pyrotechnique	-170°C à +55°C	

Dans ces plages de température la performance nominale de l'équipement doit être maintenue et définie en ajoutant des erreurs de modélisation aux limites de la plage de température estimée

1.5 - Structure et matériaux

La structure du satellite est l'élément essentiel à la tenue mécanique d'un satellite en supportant les principaux sous-ensembles fonctionnels du satellite et assure également l'interface mécanique avec le lanceur. Les structures aérospatiales nécessitent généralement des conceptions légères qui doivent résister à de diverses contraintes. Le but de ces conceptions est d'optimiser l'efficacité des structures en utilisant une combinaison de divers modèles et matériaux structurels. La conception structurelle du satellite a considérablement évolué au cours des quatre dernières décennies [41]. Le design de la structure a été basé sur cinq caractéristiques : Les

conditions et les objectifs de la mission, La compatibilité du véhicule, les conditions de vol et conditions environnementale orbitales, les techniques de fabrication et Les exigences liées au calendrier.

Les structures de satellites sont divisées principalement en trois catégories qui sont illustrées dans la figure 2.6. Nous commencerons cette section par la présentation de ces catégories, Les méthodes d'optimisation structurelle et clôturer par la présentation des matériaux utilisés dans les engins spatiaux.

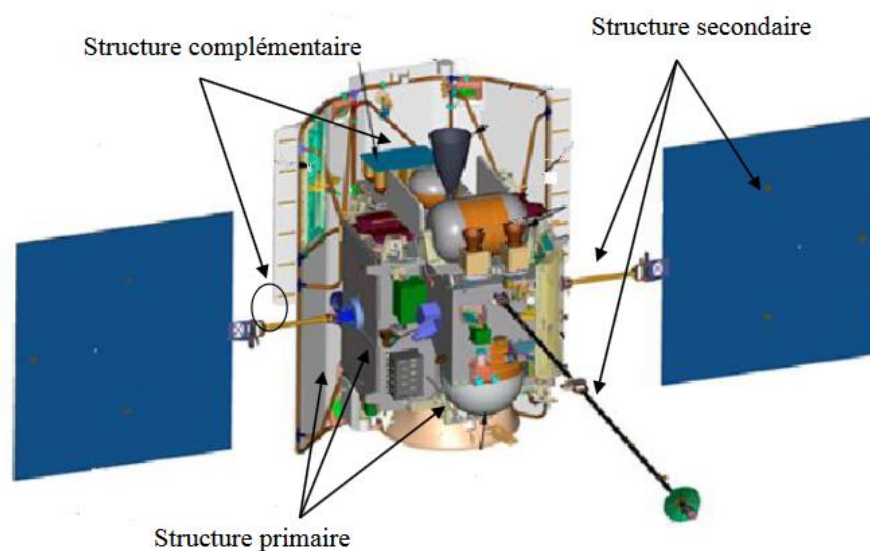


Figure 2.6 . Les catégories de structures d'un modèle de satellite.

1.5.1 - Structure primaire (structure principale) :

La structure primaire sert principalement au transfert de charge et à la fixation au lanceur, elle est divisée en deux grandes parties (module de service, système de séparation de l'interface satellite lanceur).

Les structures primaires sont conçues selon plusieurs critères qui dépendent des exigences de la mission. Les engins spatiaux conventionnels intègrent quatre conceptions structurelles primaires de base.

1.5.1.1 - Structure cadre-peau (skin-frame)

La structure skin-frame utilise un réseau squelettique intérieur de cadres axiaux et latéraux qui supportent la flexion et la torsion. Pour monter des panneaux de revêtement extérieurs à l'aide d'attaches ou de rivets. Les cadres supportent une grande partie des sollicitations (flexions, torsion, efforts axiaux) que peuvent subir les structures. La peau est utilisée pour minimiser la masse, sa fonction principale est le renfort qu'elle apporte à cette structure en supportant les forces de cisaillement [19].

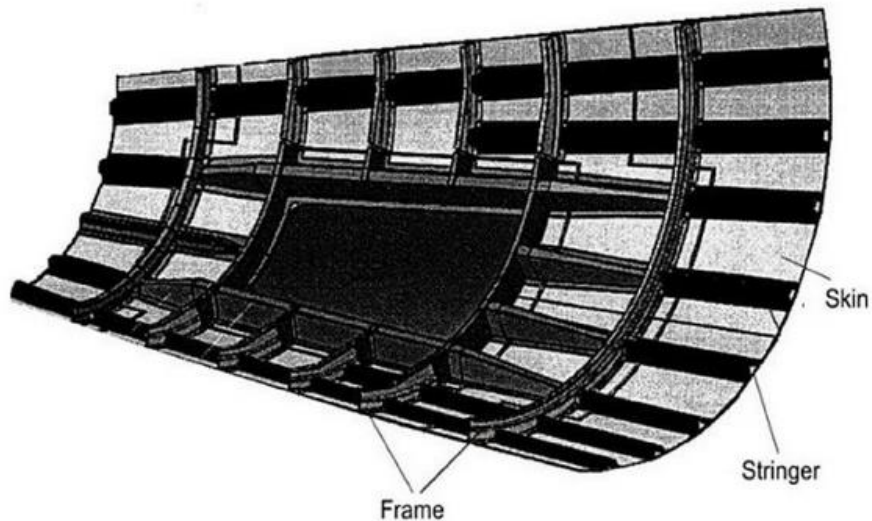


Figure 2.7. Structure cadre/peau (skin-frame) [40].

1.5.1.2 - Structures en treillis

Les structures en treillis utilisent généralement un réseau de barres (tubes extrudés) en matériaux composites, en acier inoxydable en aluminium ou en tôle. Ces barres sont assemblées verticalement, horizontalement ou en diagonale formant des triangles pour plus de stabilité, et de sorte que les barres subissent un effort qui soit acceptable et que les déformations de l'ensemble soient modérées. Les structures treillis sont efficaces lorsque les assemblages sont triangulaires ou rectangulaires mais le sont moins quand ils sont cylindriques, coniques, ou sphériques. Les composants

de la structure peuvent être montés à l'extérieur ou à l'intérieur, et l'absence de panneaux permettent un accès rapide à la partie interne du satellite (charge utile plateforme) [41].

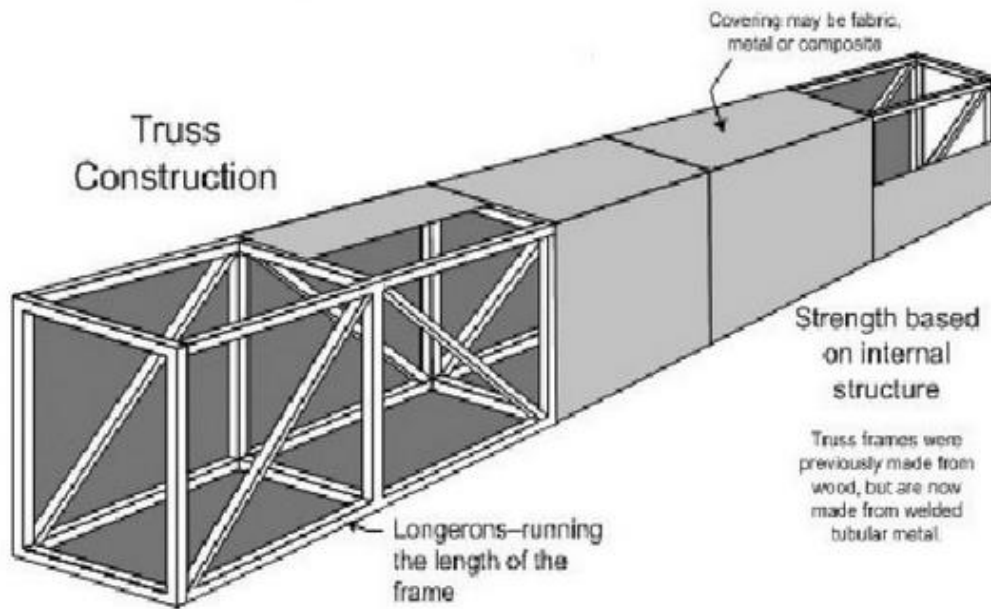


Figure 2.8. Structure en treillis [40].

1.5.1.3 - Cylindres monocoques

Les cylindres monocoques sont des coques ne contenant ni renforts ni cadres. Les coques sont fabriquées à l'aide de panneaux métalliques ou sandwich avec des sections courbées formées par laminage. Typiquement, deux ou trois sections courbées sont fabriquées et assemblées dans une configuration cylindrique (figure. 2.9). La résistance des cylindres monocoques son généralement limitées par le flambage. Les coques sont efficaces, la répartition des charges est uniforme sur l'ensemble de la structure.

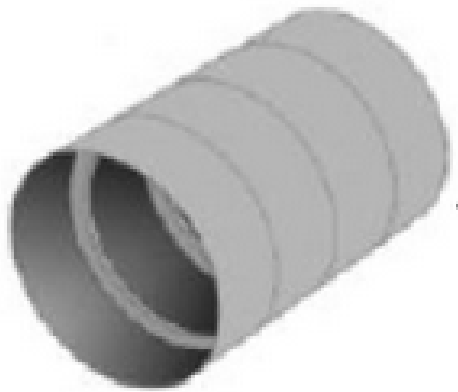


Figure 2.9. Cylindre monocoque.

1.5.1.4 - Structures raidisseur/tôle skin-stringer

Ce genre de conception est similaire à celle des structures skin-frame. Elles sont conçues en utilisant des éléments sur lesquels sont fixées les tôles extérieures qui sont des éléments raidisseurs axiaux et latéraux. Les éléments raidisseurs et la tôle doivent être assemblés de façon que l'ensemble agisse comme une structure continue.

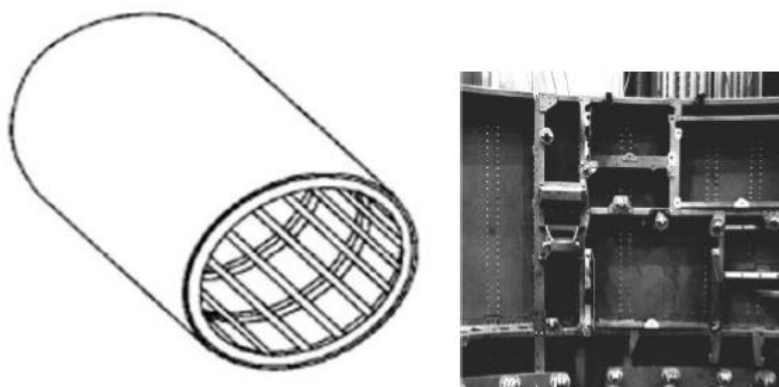


Figure 2.10. Exemple de structures raidisseur/tôle.

1.5.2 - Structures secondaires

Ce sont les structures (panneaux solaire, couverture thermique) qui sont fixé à la structure primaire, qui garantit l'intégrité structurelle globale mais leurs dégradations de ses conceptions n'affectent pas l'intégrité structurelle. La défaillance de la structure secondaire pourrait plutôt avoir un impact important sur la mission.

1.5.3 - Structures complémentaires

Les structures complémentaires d'un satellite sont les mécanismes, support mécanique, éléments de connexion et boites électronique. La structure est dimensionnée pour faire face aux contraintes mécaniques subies durant le lancement, lors de la mise en orbite et sur orbite (durant la mission).

1.5.4 - Les méthodes d'optimisation structurelle

Divers méthodes d'optimisation des propriétés structures de engins spatiaux ont disponible. Elles peuvent varier en fonction de la mission. Nous allons présenter trois des méthodes les plus utilisées :

1.5.4.1 - Les structure sandwich

Ce genre de structures sont généralement utilisées pour les conceptions skin-frame. Elles se composent de deux feuilles (peaux) minces attachées à l'aide de film de colle au deux faces d'un noyau en nid d'abeille léger figure.2.11. Les feuilles externes supportent les charges axiales, la flexion, et le cisaillement, tandis que le noyau (l'âme) supporte le cisaillement traverse, mais remplit aussi de nombreuses fonctions (isolation thermique, isolation acoustique, amortissement dynamique...).

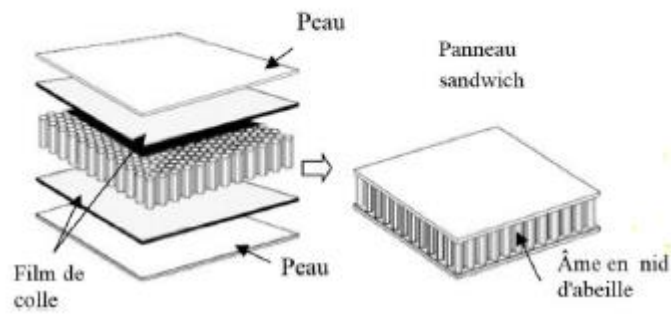


Figure 2.11 . Structure sandwich.

1.5.4.2 - Les structures multifonctionnelles (MSF MultiFunctional structure)

La technologie des structures multifonctionnelles représentées sur la figure 2.12 intègre plusieurs fonctions à la structure d'un engin spatial. L'objectif principale et de minimiser la masse parasite en intégrant le châssis, des câbles, des connecteurs et des composants de contrôle thermique dans les murs (parois) de la structure primaire du satellite. Les murs sont traditionnellement fabriqués à base de matériaux composites ou de panneaux sandwich, les composants électriques sont intégrés dans les murs lors de la fabrication.

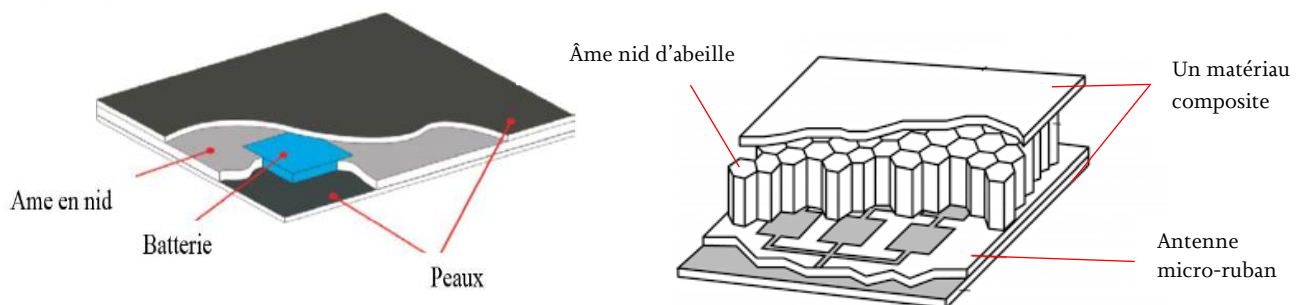


Figure 2.12. Structures Multifonction.

1.5.4.3 - Structures isogrid

Ce sont des plaques pour lequel des nervures de renfort de forme triangulaire ont été intégré. Ce modèle structure prend l'avantage sur les structures treillis triangulaire (qui sont bien perforantes). La structure se comporte comme un matériau isotrope ce qui lui vaut le nom de isogrid. Les structures sont fabriquées à base de panneaux métallique ou de matériaux composites.

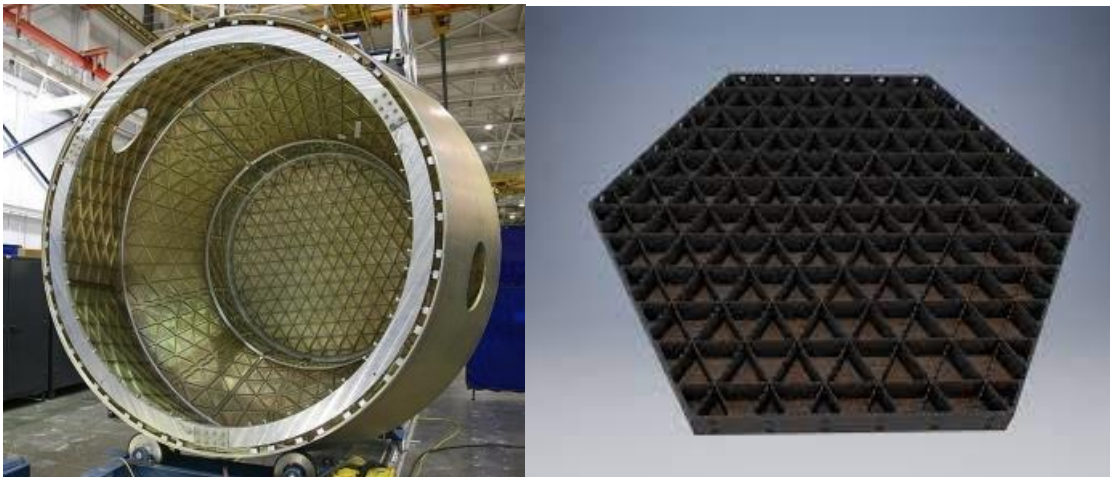


Figure 2.13. Exemples de structures isogrid.

1.5.5 - Les matériaux utilisés sur les engins spatiaux

Plusieurs différents matériaux sont utilisés pour la conception et la fabrication des structures des satellites. Ces matériaux sont choisis en fonction de leurs propriétés, leurs couts et leurs complexités. Deux types de matériaux sont utilisés dans les applications spatiales : des métaux notamment comme l'aluminium (le métal le plus utilisé dans les applications spatiales), béryllium, l'acier, titane. Des matériaux composites qui sont constitués par une matrice (métal, époxy) et de fibre (carbone, graphite).

2 - Technologie des Nanosatellite

2.1 - Les Nanosatellite type Cubesat

Le Cubesat est un Nanosatellite, un type de satellite utilisé pour des recherches par les scientifiques et les chercheurs. La taille du Nanosatellite type Cubesat peut être de 1U, 2U, 3U ou 6U « U= Unité » (figure 2.14). Les dimensions de chaque unités sont de $100 \times 100 \times 100 \text{ mm}$ et généralement de poids inférieur à 1.33 Kg pour chaque unité. Les nanosatellites type cubesat sont déployés à partir d'un P-POD (Poly-Déployer orbital Picosatellite) sur les orbites terrestre basses LEO, afin que les rayonnements ne puissent pas avoir un effet considérable, et utiliser des composants électriques disponibles sur le marché ou commercial off-the-shelf (COTS). Ce type de Nanosatellite peut être utilisé pour de divers types de missions, missions scientifique (observation de l'espace lointain, observation de la terre, la recherche biologique, mesures sismiques). Ils peuvent également être utilisés pour la communication ou les démonstrations technologiques.

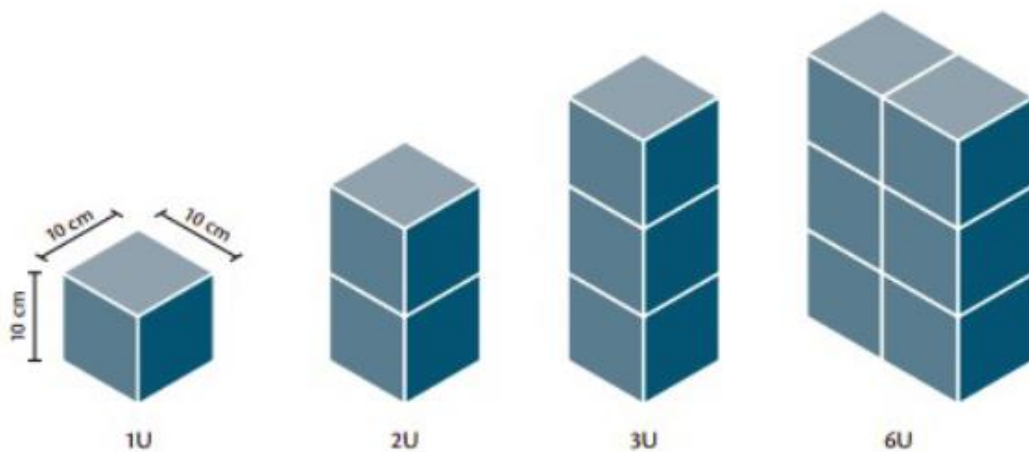


Figure 2.14 . Nanosatellite type cubesat 1U, 2U, 3U, 6U.

2.2 - Evolution des technologies Nanosatellite

Les satellites de petite taille ont traversé une série de développement technologique de leurs systèmes et sous-systèmes, Après plusieurs décennies sans aucune mission Nanosatellite, les révolutions de la microélectronique a rendu les Nanosatellite à nouveau plus intéressant et donc plus attrayant pour les missions spatiales. Dans cette section nous allons commencer par la catégorisation des satellites de petite taille

2.2.1 - Les lancements de Nanosatellite

Le premier Nanosatellite lancé a été le deuxième satellite dans l'espace, quatre mois après le lancement du premier satellite Sputnik, Explorer 1 a été lancé avec succès par la NASA en 1958 et avait une masse de seulement 13.9Kg. Les autres qui ont suivis ont eu pour mission l'exploration jusqu'en 1961. Les premiers satellites radio OSCAR 1 (1961) et OSCAR (1962) avaient respectivement une masse de 5kg et 10kg, cependant après 1962 aucun autre Nanosatellite n'a été lancé jusqu'en 1996, un aperçu de l'écart important qu'il y a eu entre les lancements du début des années 60 et la fin des années 90 qui est clairement visible sur la figure.2.15. L'enquête Bouwmeester et GIO [30] suggère que la cause de l'écart important entre les lancements de ces satellites de petites taille est due à la capacité de la charge utile du vaisseau spatial. Cette enquête indique que les premiers satellites étaient très simples, une fois que les lanceurs sont devenue plus performants, ils sont également devenus plus gros et plus avancés, le besoin de Nanosatellite (avec des capacités très limitées) n'était plus d'actualité, car la technologie de pointe est rapidement devenue trop importante, et donc la masse de lancement des satellites devait être continuellement augmentée pour leur intégration.

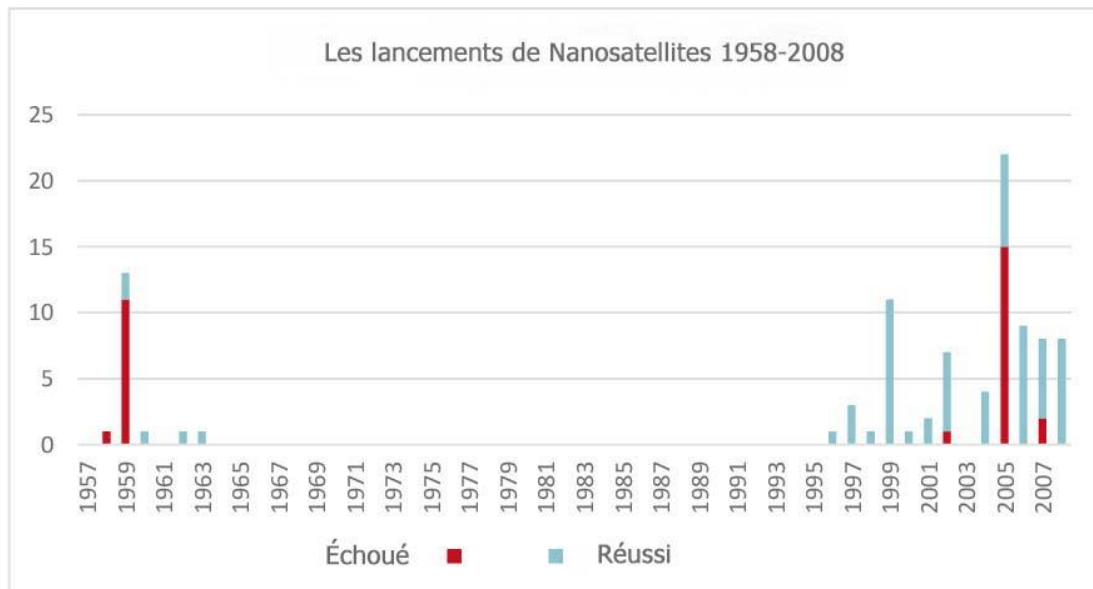


Figure 2.15 . Les lancements de Nanosatellite 1958-2008 retiré de [30].

2.2.2 - La Miniaturisation

La première mission de nanosatellite après 1963 a été effectuée en 1998 par l'université de technologie de Berlin TU Berlin, les satellites TUBSAT-N/N1 ont démontrés l'efficacité de la « miniaturisation, technologie » en effectuant avec succès la même expérience de communication que le microsatellite TUBSAT-A neuf ans plutôt [31]. A ce moment la microélectronique à haut rendement énergétique était devenue disponible, ce qui a permis la réalisation de missions plus avancées pour les satellites de plus petits taille. En 1996 des microsatellites ont été introduits dans des systèmes satellitaires pour des fins civiles et commerciales avec une miniaturisation au-delà de l'échelle des microsatellites. En raison des coûts de lancement réduit a été particulièrement intéressant pour les universités, et après la réalisation de la première norme CDS (CubeSat Design Specifications) de cubesat en 1999, le nombre de Nanosatellite commence à augmenter énormément. Une année après cela, SNAP-1 a été lancé.

2.2.3 - Constellations de Nanosatellite pour des missions scientifiques et d'observation de la terre

Avec l'avancée technologiques des composants électroniques grand publique, la miniaturisation conçue pour les applications spatiales a augmenté rapidement pour les pico et les Nanosatellite, qui se reflète à l'augmentation des lancements de cette catégorie de satellite après l'année 2010. L'extension de la norme cubesat impliquait des installations de déploiement plus grandes et standardisées, qui a ouvert la voix aux satellites 3U (unités) et 6U. À ce moment-là, la technologie satellitaire miniaturisée était capable de soutenir pleinement les missions scientifiques ou d'observation de la terre. L'UTIAS/SFL a développé le Generic Nanosatellite Bus (GNB), comme base des satellites BRITE, une constellation Nanosatellite qui surveille les variations luminosités et de températures des étoiles, elle comprend six engins spatiaux lancées en 2013 et 2014 [32]. Durant la même année les satellites X4 et CAN-X5, également basés sur GNB, ont établie des démonstrations au vol avec des Nanosatellite. Parallèlement, les entreprises privées lancèrent également leurs propres programmes de Nanosatellite. Après sa première mission de démonstration baptisée dove-1 en 2013, la société américaine « planet » a lancé en 2014 Flock 1 [33], une constellation de 28 Cubesats 3U, quelques temps après planet exploite la plus grande constellation de satellites dans l'espace. Elle fournit une image complète de la terre avec une résolution optique de 3 à 5m. Le projet FP7 NANOSAT de la commission européenne, fait actuellement l'objet de recherche et de future projet de Nanosatellite.

2.3 - Définition des Nanosatellite

Les Nanosatellite sont des satellites artificiels, ils ont été développés la première fois dans l'objectif d'être utilisé dans la communication. Le premier Nanosatellite actif Vanguard (figure 1.16) a été placé en orbite terrestre (elliptique) le 17 mars 1958

par les USA [35]. Après de longs débats, la communauté spatiale internationale a mis en place une classification des satellites en fonction de leurs masses au lancement. Selon cette classification, les Nanosatellite viennent se classer entre 1 à 10kg, qui conviennent le mieux au transport de certaines charges utiles. C'est pour cela que, beaucoup d'étudiants à travers le monde développent et lancent des Nanosatellites pour de diverses expériences technologiques scientifiques. Un nanosatellite peut être développé soit en adoptent un bus (plateforme d'un satellite) standard, soit en développant son propre bus. Le bus standard peut être « le cubesat ». Ces cubesats dont les sous-systèmes tels que le sous-système d'alimentation, l'ordinateur de bord, et le sous-système de contrôle d'attitude, sont disponibles dans le commerce avec des interfaces avec des spécifications standardisées. Toutefois, la conception et le développement des Nanosatellites par des étudiants par eux-mêmes leurs offres plus de connaissances intellectuels et, de l'expérience dans le côté pratique. [34]

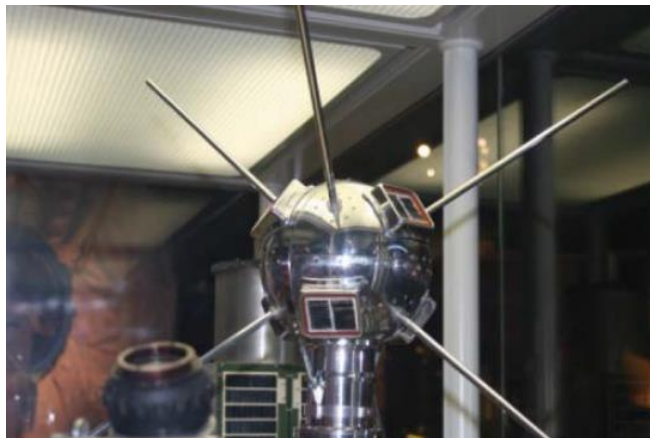


Figure 2.16 . Vanguard 1 [35].

2.4 - Différents types de Nanosatellite type Cubesat

Comme leurs nom l'indique les Cubesat sont des Nanosatellite en forme de cube qui, à la base ont une longueur de côté normalisé de 10cm. Les dimensions de chaque unité sont de $100 \times 100 \times 100mm^3$, ne pesant pas plus de 1.33g/unité. De multiples

cubesat peuvent être assemblés et former divers types de Nanosatellite [40]. Les Nanosatellite type Cubesat sont classés selon leurs masses, et leurs tailles (1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U), nous distinguons cinq différents types de nanosatellite type Cubesat [37]:

- Cubesat 1U

c'est un nanosatellite, composé de 1 Cubesat (une unité).de dimension $100mm \times 100mm \times 100mm$, pesant de 1 à 1.33kg .

- Cubesat 2U

Ce Nanosatellite est composé de 2 Cubesat (2U). De dimension $100mm \times 100mm \times 200mm$, pesant de 2 à 2.66kg.

- Cubesat 3U

Composé de 3 unités de Cubesat, de dimension $100mm \times 100mm \times 300mm$, et pesant de 3 à 3.99kg.

- Cubesat 6U

Le Cubesat 6U est un nanosatellite composé de 6 Cubesat (6 unités), pesant de 6 à 7.98kg.

2.5 - Standardisation de la technologie Cubesat

La standardisation de l'industrie spatiale est vitale car elle permet de faire baisser les coûts de fabrication des satellites. Les pièces standardisées permettent aux satellites d'éviter les coûts de développement et de certification TRL. En raison de la possibilité d'acheter et d'utiliser des systèmes préfabriqués et testés. L'état de la standardisation de la technologie Cubesat indique qu'un seul Cubesat ne doit pas dépasser un cube d'environ 100 mm /arrête, et avoir une masse totale ne dépassant pas 1.33Kg , grâce à cette standardisation, jusqu'à trois cubesats peuvent être déployés à partir d'une seule P-POD. De plus, le P-POD peut lancer des cubesats doubles ou triples qui occupent le même volume et poids que deux et trois Cubesat respectivement [38].

La standardisation d'un Cubesat en fonction de l'interface du P-POD :

- Le centre de masse d'un Cubesat doit être à moins de 2cm de son centre géométrique pour minimiser les taux de culbutage et de rotation au déploiement du P-PODD.
- Les rails Cubesat doivent être lisses, plates et anodisées durs pour empêcher le soudage à froid dues à l'environnement de lancement et minimiser la friction lors du déploiement.
- La dilatation thermique des Cubesat doit être similaire à celle du matériau en aluminium du P-POD (7075-T73)

Les tolérances de conception du Cubesat sont basées sur les tolérances et les spécifications du P-POD. Ce qui mène à la standardisation de la structure extérieure du Cubesat en fonction du P-POD.

2.6 - Architecture et sous-systèmes d'un Cubesat

Le Cubesat est constitué de deux parties. La charge utile et la plateforme. La charge utile (camera, radar...) est définie par la mission (observation de la terre, télécommunication, positionnement ...). Cette charge utile ne peut pas fonctionner correctement dans l'environnement spatial sans la plateforme. La plateforme est composée de plusieurs sous-systèmes, chaque sous-système joue un rôle bien défini. Les différents appareils électriques et équipement à bord du satellite doivent être alimenté par de l'énergie électrique, en effet, le Cubesat nécessite un sous-système d'alimentation qui, assume la génération, le stockage et la distribution de l'énergie électrique. La température de l'environnement spatial peut varier entre -170°C (en éclipse) et $+100^{\circ}\text{C}$ (en plein soleil). Ainsi, le satellite a besoin d'un sous-système de contrôle thermique pour que chaque équipement a bord reste dans l'intervalle de température correcte à son bon fonctionnement. Les composants de la charge utile,

comme les antennes, les cameras doivent être pointées dans une zone géographique bien précise. Pour ce fait le satellite aura besoin d'un sous-système de contrôle d'attitude qui sera responsable du contrôle de l'orientation du satellite dans l'espace. Ces différents sous-systèmes satellitaires ainsi que la charge utile, doivent être contrôlé à distance. Le besoin d'un sous-système de traitement de données se fait alors sentir. Son rôle est de recevoir les commandes envoyées par les stations de contrôle terrestre et de les exécuter à bord du satellite. Pour cela, le sous-système de traitements de données nécessite un équipement de communication soit un émetteur-récepteur et des antennes [39]. En somme, les sous-systèmes qui appartiennent à la plateforme et proposant leurs services à la charge utile, sont :

- Le sous-système structurel.
- Le sous-système d'alimentation.
- Le sous-système de contrôle thermique.
- Le sous-système de contrôle d'attitude.
- Le sous-système de traitement des données.

2.6.1 - Les sous-systèmes d'un Cubesat

2.6.1.1 - Les sous-systèmes correspondant à la plateforme d'un Cubesat

2.6.1.1.1 - *Le sous-système structurel :*

Après la mise en orbite du cubesat, la structure doit protéger les composants électroniques des radiations ionisants (avec l'utilisation de matériaux adéquats). Les agences spatiales, comme l'ESA (the European Space Agency), en français l'agence spatial européenne, ont établie des modèles de rayonnement issue de compagnies de mesures. Sur ce point de vue, nous utilisons le logiciel que l'ESA a mis en point pour calculer le blindage nécessaire pour protéger les composants électroniques dans l'environnement spatial. Les études ont déterminé que le satellite sera soumis à une

dose de rayonnement d'environ 400 rads par mois. Compte tenu des contraintes auxquels sera soumis un Cubesat, on a choisi un blindage de 2mm d'aluminium qui, sera à la fois partagé entre l'épaisseur de la structure et les boîtiers électroniques, permet au satellite de survivre presque 13 mois. Les études ont également estimé que le satellite connectera 2 fois tous les 100 jours et seul un pourcentage d'entre eux entraînera une condition de verrouillage [39].

2.6.1.1.2 - *Le sous-système d'alimentation électrique*

La principale fonction du sous-système d'alimentation électrique est de fournir à la charge utile et aux autres sous-systèmes une source d'alimentation électrique fiable et continue, les principaux composants de ce sous-système sont :

- Les panneaux solaires, (conversion de l'énergie solaire en énergie électrique)
Les panneaux solaires sont nécessaires, pour assurer l'autonomie du cubesat en terme d'énergie. Les panneaux solaires sont constitués des composants essentiels à la détection du flux de l'énergie solaire (les cellules solaires ou photovoltaïques).
- Les batteries, (stockage de l'énergie électrique dans les batteries)
Le choix de la batterie se porte sur le poids (faible), sa taille (petite), et sa capacité (bonne).
- Et les régulateurs. (Régulation de la puissance électrique, et sa distribution aux autres sous-systèmes).

Le choix du régulateur abaisseur pour fournir la tension aux bus [37].

Remarque :

Pour certains Nanosatellite (cubesat), afin d'éviter à avoir recours à un système de déploiement nécessaire aux panneaux solaire. Des panneaux solaires sont ainsi fixées sur les murs de la structure du cubesat [39].

2.6.1.1.3 - *Le sous-système de contrôle thermique*

Le sous-système de contrôle thermique est essentiel au fonctionnement du satellite. Il maintient la température, de la charge utile et des autres composants, dans la plage de températures adéquates. Et cela avec l'utilisation efficace des revêtements, des isolants et, des radiateurs. Les principales sources thermiques extérieures sont la lumière directe du soleil, la lumière du soleil réfléchi par la terre et le rayonnement infrarouge émis par la terre vers l'espace.

2.6.1.1.4 - *Le sous-système de contrôle thermique peut être :*

- Actif : en utilisant des radiateurs, des refroidisseurs, des capteurs de températures (thermostats), et des capteurs de température électronique de contrôle.
- Passif : en utilisant des revêtements, ouvertures multicouches, persiennes et radiateurs fixes.

2.6.1.1.5 - *Le sous-système de contrôle d'attitude*

Le sous-système de contrôle d'attitude, est responsable de maintenir un satellite dans l'espace, et de pratiquer une manœuvre demandée. Garder l'orientation d'un satellite dans l'espace s'appelle «la stabilisation d'attitude », la manœuvre d'attitude est le processus de réorientation qui change l'orientation du satellite à une autre. Le sous-système de contrôle d'attitude, collecte les données des capteurs d'attitude et les

traite pour déterminer l'attitude actuelle du vaisseau spatial. Puis compare les données actuelles et celles souhaitées ensuite utilise la différence entre elles, en utilisant un algorithme spécifié, pour activer les actionneurs appropriées pour supprimer ou réduire l'erreur.

2.6.1.1.6 - *Le sous-système de traitement de données*

Le cubesat a des contraintes de couts, de puissance, de la masse, et spécialement de la taille. Chaque sous-système a un logiciel, le sous-système de traitement des données intègrera la charge utile, les sous-systèmes de télémétrie/télécommande ainsi que les autres sous-systèmes du satellite. Le sous-système de traitement des données est devisé en deux parties :

- Logiciel de vol (Flight software).
- Matériel du sous-système de traitement des données (subsystem hardware architecture).

2.7 - Différentes structures d'un cubesat

Le design d'un cubesat a été proposé dans but de permettre aux étudiants de pouvoir concevoir, construire, tester et exploiter des satellites de petite taille dans l'espace. Initialement, toutes les universités utilisent ce design, le cubesat deviens le standard des Nanosatellite, et plus de 500, de ces satellites ont été lancés. L'unité de base (1U) du cubesat, a une taille de $100 \times 100 \times 100 \text{ mm}^3$, et pesé 1.33kg . Plusieurs de ces unités peuvent être empilées en 2U, 3U allant jusqu'à 16U comme représenté sur la [40]. La structure du satellite est l'un des sous-systèmes les plus importants et essentiel du cubesat. La conception intérieure et extérieure de cette structure peut affecter le fonctionnement du satellite. La structure Cubesat peut être divisée en deux catégories «la structure primaire et la structure secondaire ».

La structure primaire supporte les charges auxquels peut être soumis un satellite lors du lancement et sert aussi de point d'attache pour les différents composants. La défaillance de la structure primaire affecte tous les aspects du vaisseau spatial et peut même provoquer des défaillances catastrophiques de la fusée. Les structures primaires de cubesat peuvent être divisées en deux types « structures monocoques, structures modulaires »

- Structure primaire de cubesat utilisé et disponible dans le commerce
 - Structures monocoques

Pumkin


<i>Poids pour 1U</i>	Squelette : 71g parois pleines : 132g	
<i>Nombre d'unités</i>	0.5, 1, 1.5, 2, 3U	
<i>Matériaux</i>	Structure : Aluminium 5052-H32 avec anodisation dure. Attaches : Acier inoxydable.	

Figure 2.17 . Structure primaire cubesat 1U Pumkin.

Clyde Space


<i>Poids pour 1U</i>	155g	
<i>Nombre d'unités</i>	1, 3U	
<i>Matériaux</i>	Structure : Aluminium 7075-T6 et 6082-T6 avec rails anodisés. Attaches : Acier inoxydable.	

Figure 2.18 . Structure Cubesat 3U Clyde Space.

C3S


<i>Poids pour 1U</i>	Non spécifiée	
<i>Nombre d'unités</i>	3U	
<i>Matériaux</i>	Structure : non spécifié. Attaches : non spécifié.	

Figure 2.19 . Structure cubesat 3U C3S.

- Structure modulaire

ISIS Innovative Systems In Space

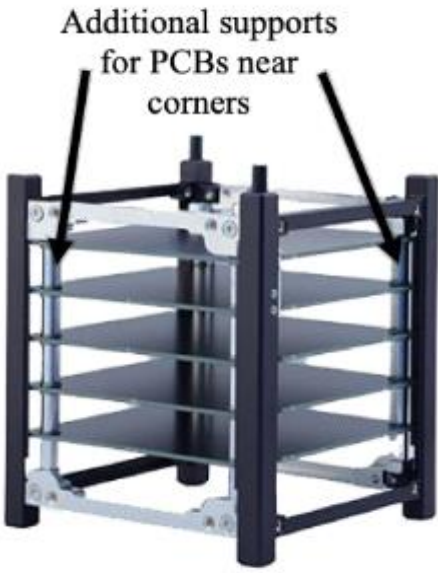
<i>Poids pour 1U</i>	90g	
<i>Nombre d'unités</i>	1, 1.5 2, 3U	
<i>Matériaux</i>	Structure : Aluminium 7075-T6 avec anodisation dure. Attaches : acier inoxydable	

Figure 2.20 . Structure Cubesat 1U ISIS.

Endurosat


<i>Poids pour 1U</i>	98g	
<i>Nombre d'unités</i>	1, 3U	
<i>Matériaux</i>	Structure : Aluminium 6061-T651n ou 6082-T6. Avec anodisation dure Attaches : non spécifié.	

Figure 2.21 . Structure cubesat 3U Endurosat.

GOMSpace

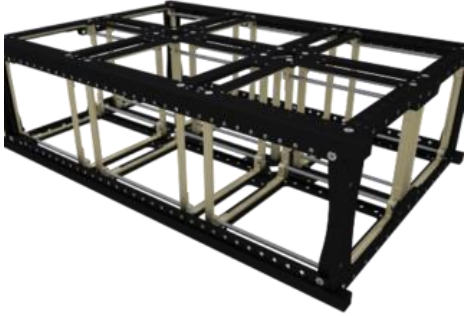
<i>Poids pour 1U</i>	177g	
<i>Nombre d'unités</i>	1, 2, 3, 6U	
<i>Matériaux</i>	Structure : Aluminium 7075-T7351 et 6082-T6, avec anodisation dure. Attaches : Acier inoxydable.	

Figure 2.22 . *Structure cubesat 6U GOMSpace.*

NanoAvionics


<i>Poids pour 1U</i>	90g	
<i>Nombre d'unités</i>	1, 2, 3, 6U	
<i>Matériaux</i>	Structure : Aluminium 7075-T6. Attaches : acier inoxydable.	

Figure 2.23 . *Structure cubesat 3U NanoAvionics.*

2.8 - Matériaux utilisés

Pour la fabrication de structures légères, principalement les alliages d'aluminium, de titane, et d'acier inoxydable, ainsi que du béryllium et des matériaux composites sont utilisées.

2.8.1 - Les alliages d'aluminium

Les alliages d'aluminium sont les métaux les plus utilisés dans la fabrication des engins spatiaux pour leurs rapport résistance/poids élevé, leurs haute ductilité et facilité d'usinage. Malgré leurs rapports rigidité/poids est comparable à celui de l'acier. Les inconvénients comprennent une faible dureté et des coefficients de dilatation thermique élevés. Ces alliages sont trempés pour augmenter leurs résistances.

Deux alliages typiques sont utilisés dans la fabrication qui sont [40] :

- Al6061-T6 qui contient du silicium et du magnésium qui renforcent l'alliage durant la trempe. Cet alliage a une bonne résistance à la corrosion et facilité d'usinage.
- Al7075-T7 un alliage, qui contient du zinc et des traces de magnésium, cet alliage présente une résistance à la rupture plus élevé que le précédent alliage (- Al6061-T6), mais plus difficile à usiner.

2.8.2 - L'Alliage de titane

Le titane et les alliages de titane sont utilisés pour des applications qui requièrent une très grande résistance. Ces matériaux représentent un rapport résistance/poids élevés, un faible coefficient de dilatation et une excellente résistance à la corrosion. Ti-6Al-4V, qui contient 6% d'aluminium et 4% de vanadium, est le plus populaire des alliages de titane utilisé dans les applications aérospatiales [40].

2.8.3 - Les alliages d'acier inoxydable

L'acier est principalement utilisé dans les applications aérospatiales, où la résistance et la rigidité à faible volume sont importantes. L'acier a une haute résistance à l'usure. L'acier inoxydable austénitique est également utilisé dans les engins spatiaux. Il contient 12% de chrome [40]. Ce qui se traduit par un revêtement d'oxyde de chrome résistant qui protège la pièce de la corrosion. L'inox est amagnétique et certains alliages à faible teneur en carbone peuvent être soudés sans sensibilisation. Le métal est généralement utilisé pour les attaches.

2.8.4 - Le Béryllium

Le béryllium est utilisé pour les applications aérospatiales qui nécessitent une très haute rigidité du matériau. Il a un module spécifique qui est 6.2 fois celui de l'aluminium [40]. Ce matériau est anisotrope en raison de son alignement de grains, et présente donc une faible ductilité et une faible ténacité dans la direction des grains courts. Il est couramment utilisé en optique et dans les miroirs légers car il fonctionne bien à des températures cryogéniques. Néanmoins, le béryllium est cher, difficile à usiner, et peu disponible. Le béryllium doit être usiné dans d'un environnement contrôlé car il se présente sous forme d'une poudre. Son inhalation peut être dangereuse. La pièce doit être manipulée avec précaution durant son usinage.

2.8.5 - Les matériaux composites

Les matériaux composites, sont la combinaison de deux ou plusieurs. Les matériaux composites se composent d'une matrice et d'un renfort. Les matrices (époxy, métal...) lient les matériaux de renforcement (carbone, graphite...) ensemble dans un système continu. L'efficacité de la structure des matériaux composite est due à son module spécifique élevé. Les contraintes de cisaillement en flexion sont transférées de la matrice à la fibre (haute résistance), créant une structure trois à cinq fois plus rigide

de l'aluminium. Les composites à renfort discontinu comprennent des particules de céramique ou de fibres qui sont réparties de manière aléatoire dans toute la matrice. L'aluminium, renforcé avec des particules de silicium, est le plus utilisé des composite a renforts discontinus.

La majorité des matériaux composites à fibre continue son généralement des stratifié. Les stratifié sont fabrique à partir de plusieurs couches de fibres tissées appelé lames. Les lames sont composées de plusieurs fibres parallèles disposées en feuilles. L'épilation de plusieurs stratifiés avec des fibres alignées a différents angles permet de créer une structure composite stratifiée plus stable. Le stratifié peut-être personnalisé pour des applications individuelles en faisant varier le type de fibre et leur superposition. Par exemple, certains stratifiés (graphite/époxy) sont conçus pour avoir un CTE presque nul et d'autre peuvent être superposés pour faire en sorte qu'ils prennent des propriétés de rigidité spécifique extraordinaires.

Malgré les avantages qu'offrent les matériaux composites aux métaux, particulièrement une faible densité et une haute résistance. Ils impliquent une procédure et un processus de fabrication complexes, ce qui entraine un temps de développement long et couteux. De plus, le caractère anisotrope des matériaux nécessite une grande attention lors du calcul des charges, et des méthodes de fixation spéciales doivent être utilisées (colles ou attaches).

Cependant, ces inconvénients peuvent être absorbés si une approche de construction modulaire est mise en œuvre, et une méthode de fabrication est appliquée. L'augmentation globale du cout de fabrication n'est qu'une fraction du coût total de développement global, cette augmentation est compensée par la réduction globale de la masse de la structure [40].

Conclusion

L'objectif de ce chapitre était de faire une présentation de l'architecture des satellites et la technologie des Nanosatellite type Cubesat.

Un satellite artificiel et une conception de l'homme, mis sur une orbite à l'aide d'un lanceur, composé d'une plateforme (constituées de plusieurs sous-systèmes) et une charge utile, il est destiné à accomplir une ou plusieurs missions. Il existe différents types de satellites, qui sont classés en fonction de leurs conceptions qui sont basés sur les missions pour lesquelles elles sont destinées et leurs tailles.

Dans ce chapitre nous avons présenté l'architecture des satellites, les différents types de satellites (classification), les différentes structures et matériaux utilisés. Dans une autre partie nous avons parlé de la technologie des Nanosatellite plus précisément les Nanosatellite type Cubesat "un type de satellite utilisé pour des recherches par les scientifiques et les chercheurs", de l'évolution des technologies Nanosatellite, de la Standardisation de la technologie Cubesat "en fonction du P-POD", et enfin des différentes structures d'un Cubesat.

CHAPITRE 3 : Conception et Simulation

Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter la conception et la simulation (les analyses) de deux structures Nanosatellite type Cubesat 3U (une structure monocoque et une structure modulaire) et faire une comparaison entre les résultats des analyses qui seront effectués sur celle-ci sur le logiciel Abaqus.

Dans la partie conception, nous allons exposer les différentes pièces des deux structures, leurs assemblages, et leurs dimensions (dans des mises en plans). La partie simulation est une étape importante, dans cette partie, nous allons présenter les différents matériaux utilisés pour ces structures ainsi que leurs propriétés, et les résultats des différentes analyses effectuées:

- Analyses mécaniques préliminaires effectuées sur le châssis
 - Analyse modale (fréquence propre) pour la recherche de la première fréquence propre qui sera comparée à celle du lanceur.
 - Analyse statique pour évaluer les déformations et contraintes.
- Analyses mécaniques effectués sur le modèle EF représentatif châssis avec les cartes PCB
 - Analyse modale
 - Analyse quasi-statique,
 - Et les analyses vibratoires “sinus et aléatoire”.

1. Conception

Les deux structures ont été conçues sur le logiciel SolidWorks qui est un logiciel de conception assistée par ordinateur, appartenant à la société DASSAULT SYSTEMES, avec lequel nous avons généré les différentes pièces des deux structures, assembler les différentes pièces, et fait les mises en plant de toutes les pièces et les assemblages des deux structures.

Les deux structures sont présentées dans la Figure N°3.1 et la Figure N°3.2.

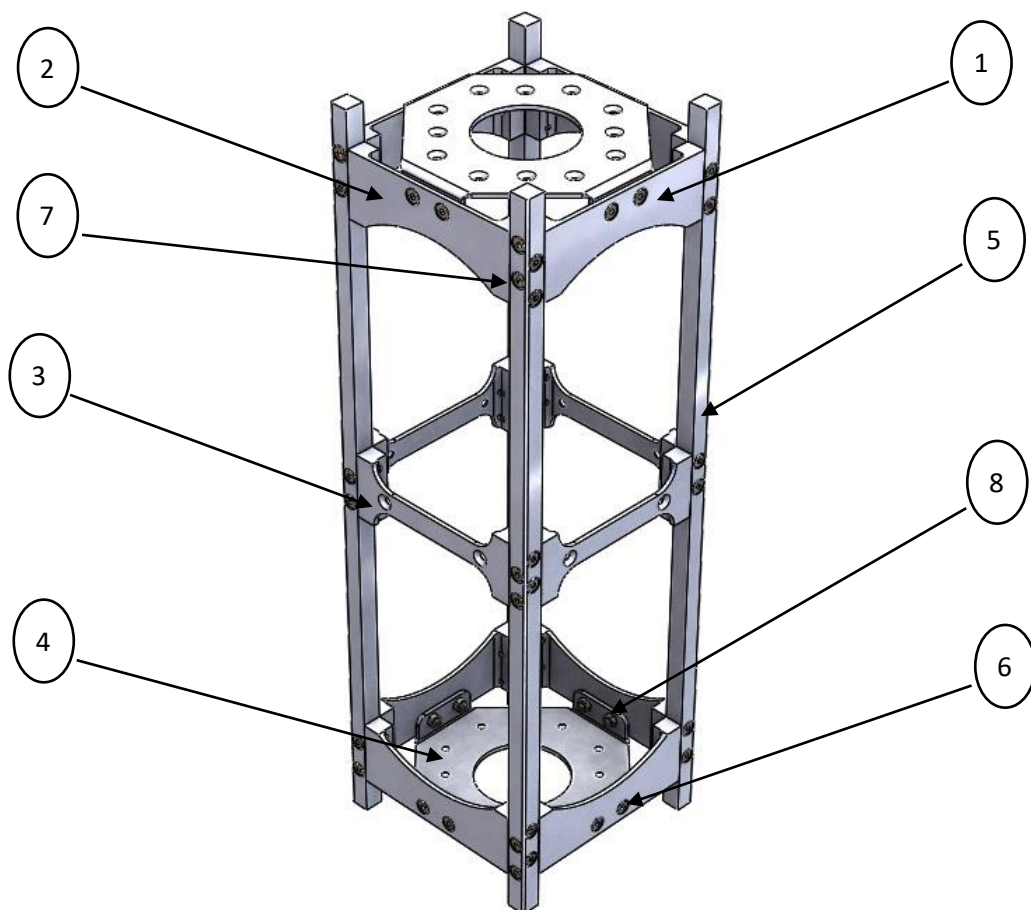


Figure 3.1 . Structure modulaire Cubesat 3U sur le logiciel SolidWorks (Assemblage).

La Structure modulaire est constituée de plusieurs pièces qui sont résumées dans le Tableau N°3.1.

Tableau 3.1 . Les différentes pièces de la structure modulaire et leurs matériaux.

	Pièce	Nombre de pièces	Matériaux
1	Entretoise 1	4	Al 7075-T651
2	Entretoise 2	4	Al 7075-T651
3	Entretoise 3	4	Al 7075-T651
4	Plaque d'extrémité	2	Al 7075-T651
5	Rail	4	Al 7075-T651
6	Vis ISO CHC-M3×8-10642	16	X10Cr13
7	Vis ISO CHC-M3×16-10642	48	X10Cr13
8	Ecrous	16	X10Cr13

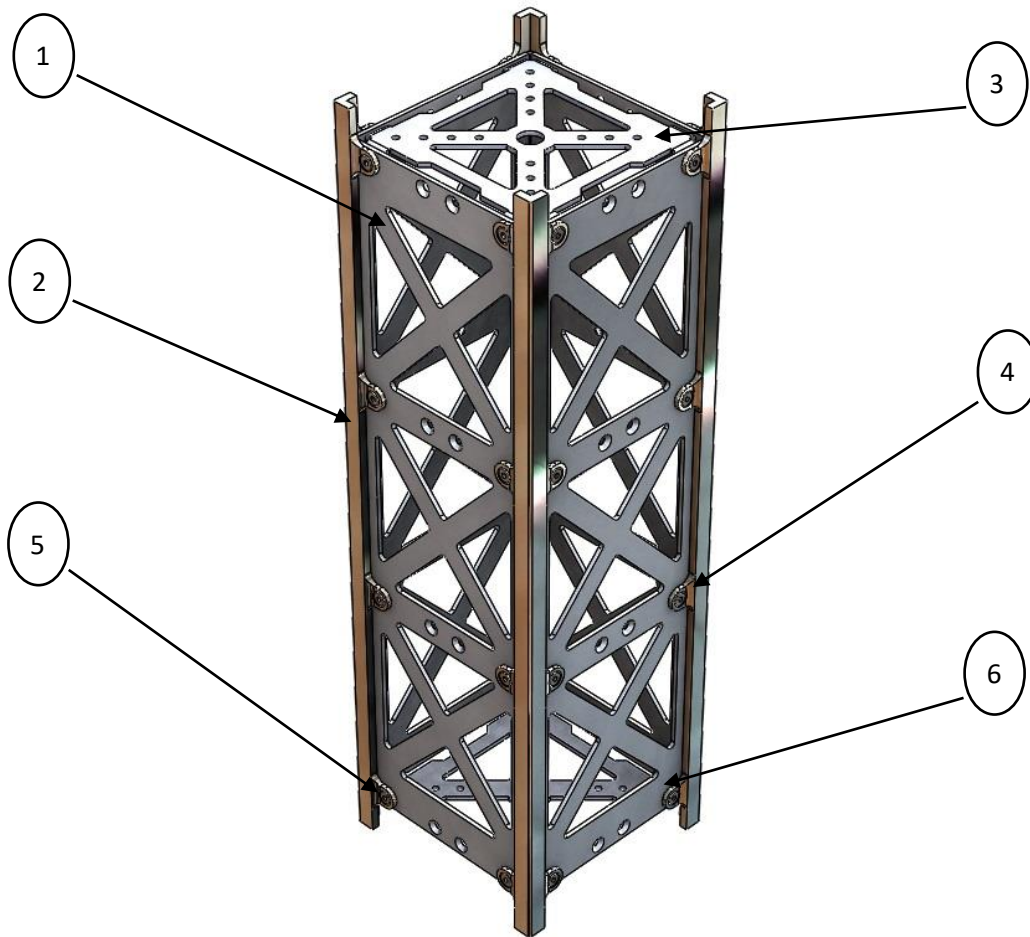


Figure 3.2 . Structure monocoque Cubesat 3U sur le logiciel SolidWorks (Assemblage).

Les différentes pièces qui constituent la structure monocoque ainsi que leurs nombres, sont présentés dans le Tableau N°3.2.

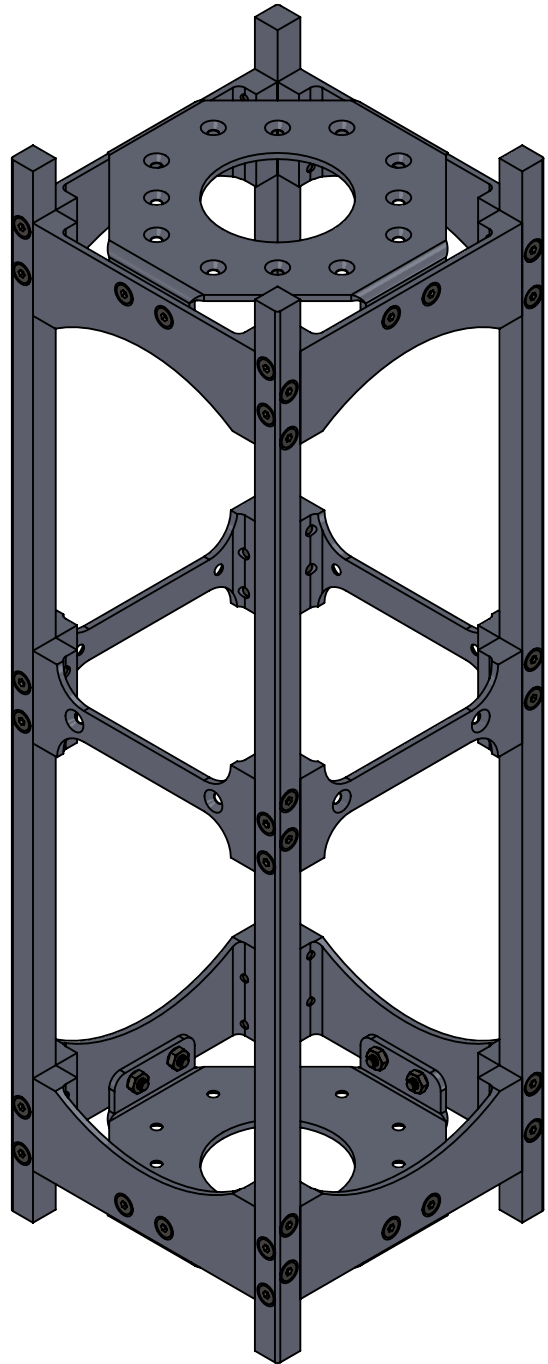
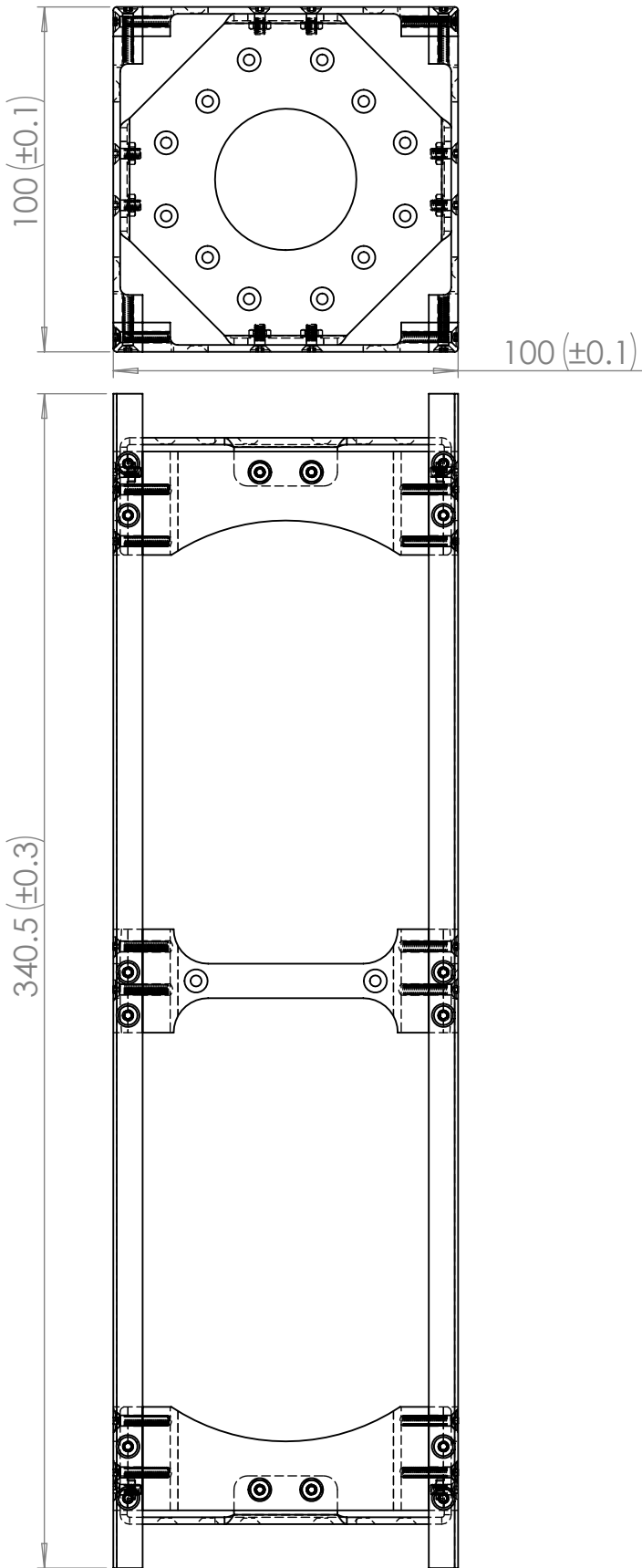
Tableau 3.2 . Les différentes pièces de la structure monocoque et leurs matériaux.

	Pièce	Nombre de pièces	Matériaux
1	Ossature	1	Al 7075-T651
2	Rail	4	Al 7075-T651
3	Plaque d'extrémité	2	Al 7075-T651
4	Vis ISO CHC-M3×8-10642	16	X10Cr13
5	Vis ISO CHC-M3×10-10642	16	X10Cr13
6	Ecrous	32	X10Cr13

1.1. Mise en plans

Dans cette partie nous allons présenter les mises en plans des différentes pièces pour les deux structures, qui ont été faites sur le logiciel SolidWorks. La mise en plan résume toutes les caractéristiques d'une pièce (cotation, matériaux).

- Mise en plan des pièces de la structure modulaire



Echelle:
1:2

Nanosatellite Modulaire

SACI Tarek
ZEGGAR Cylia

Projet
Nanosatellite



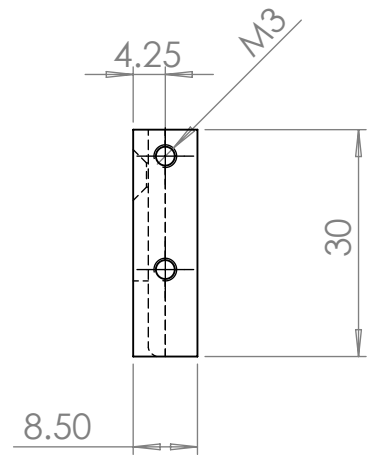
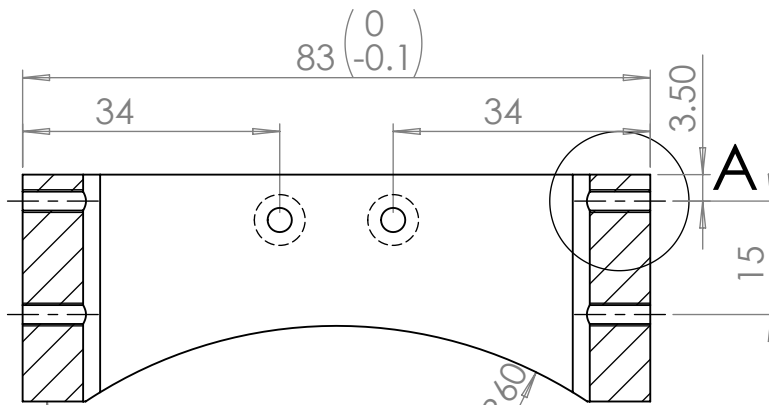
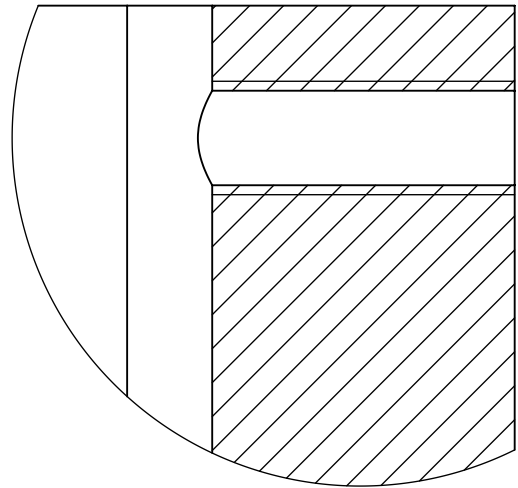
A4

U M M T O

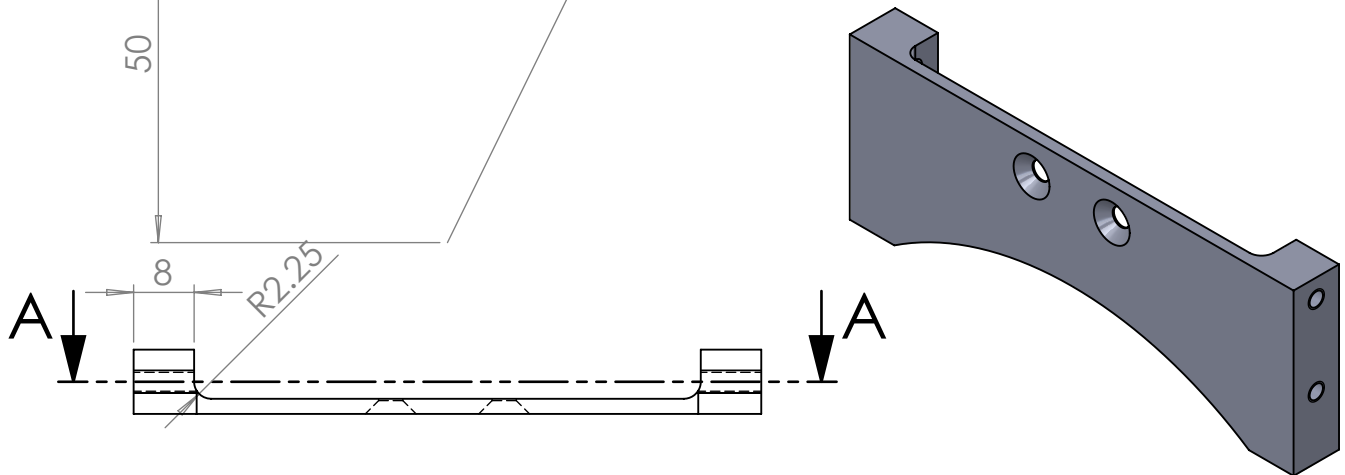
04/12/2021

DETAIL A

Echelle 5 : 1



COUPE A-A

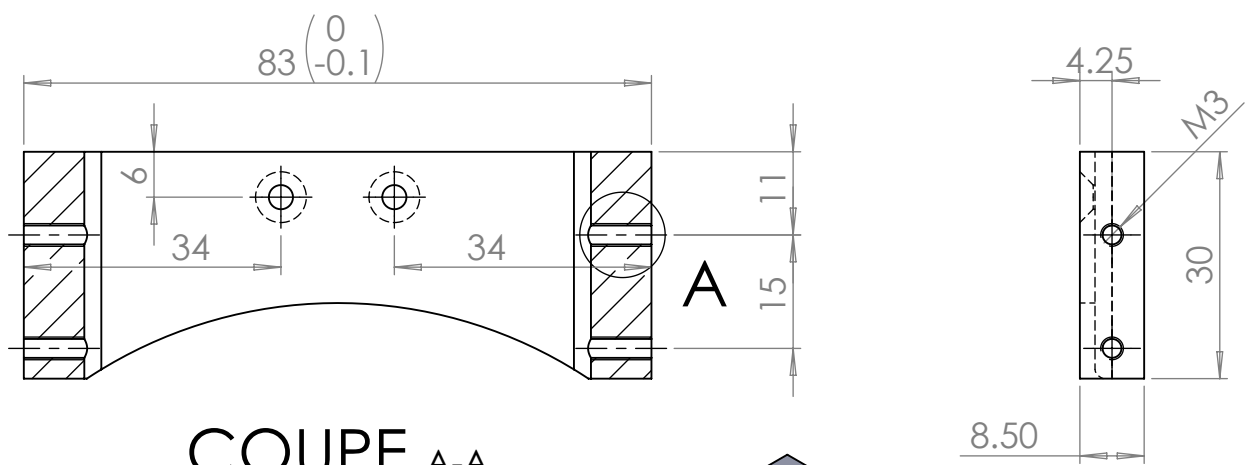
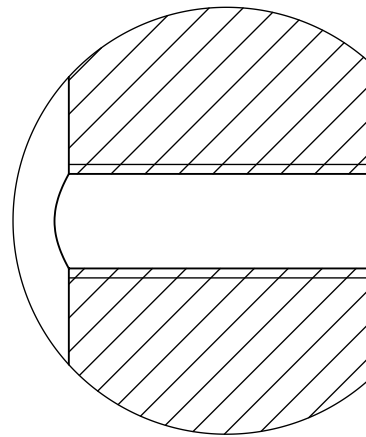


Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

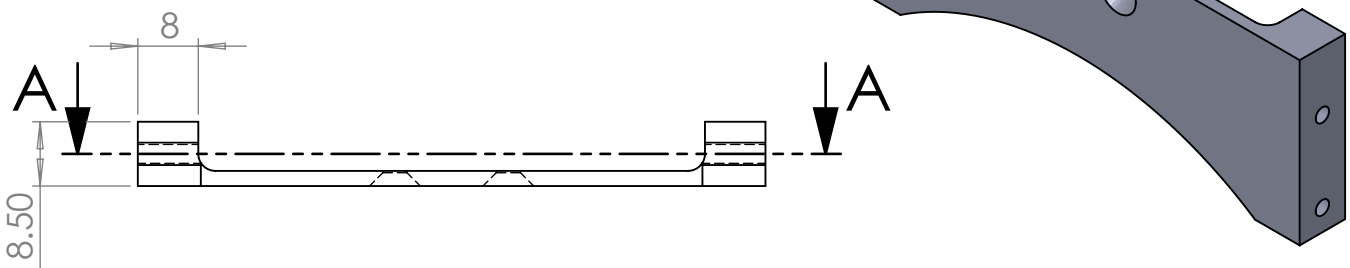
Nbr	4	AL 7075-T651	
Echelle:	1:1	Entretoise-1	SACI Tarek ZEGGAR Cylia
			Projet Nanosatellite
A4		UMMTO	04/12/2021

DETAIL A

Echelle 5 : 1

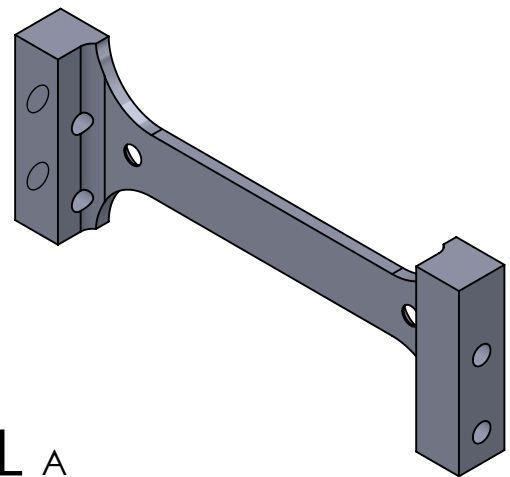
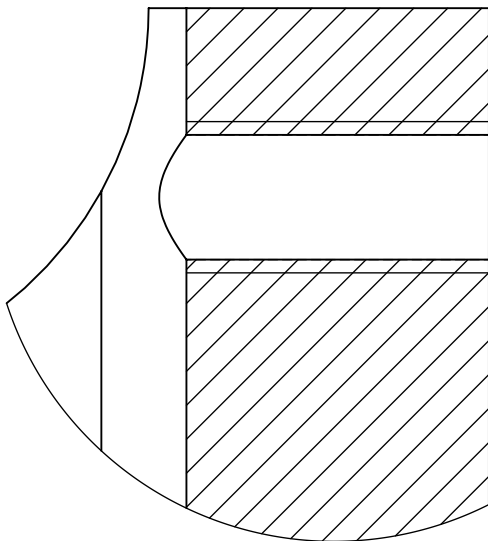
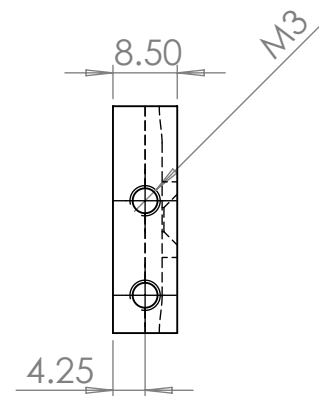
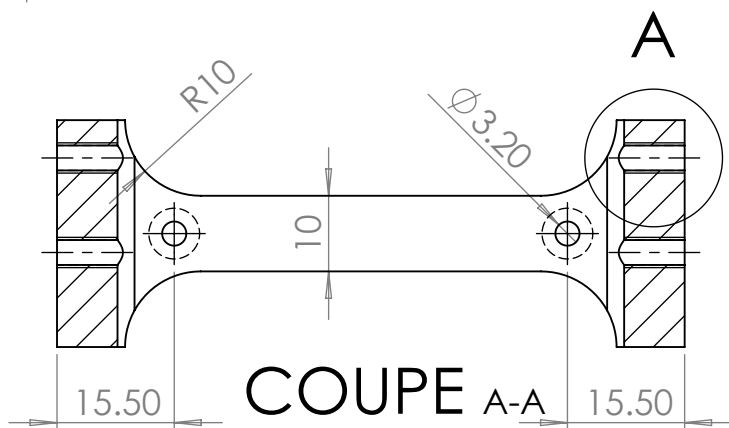
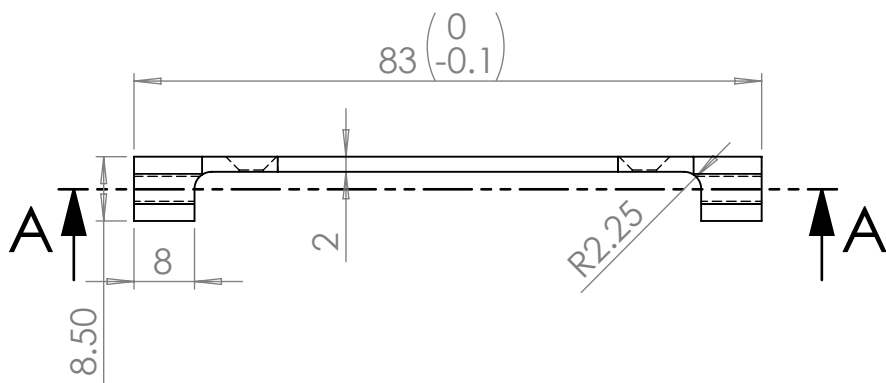


COUPE A-A



Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

Nbr	4	AL 7075-T651	
Echelle:	1:1	Entretoise-2	SACI Tarek ZEGGAR Cylia
			Projet Nanosatellite
A4		UMMTO	04/12/2021

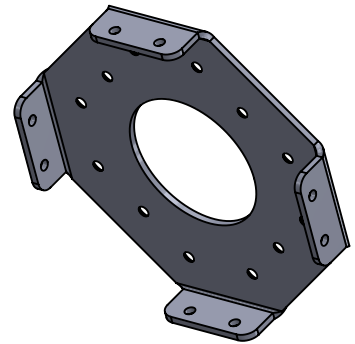
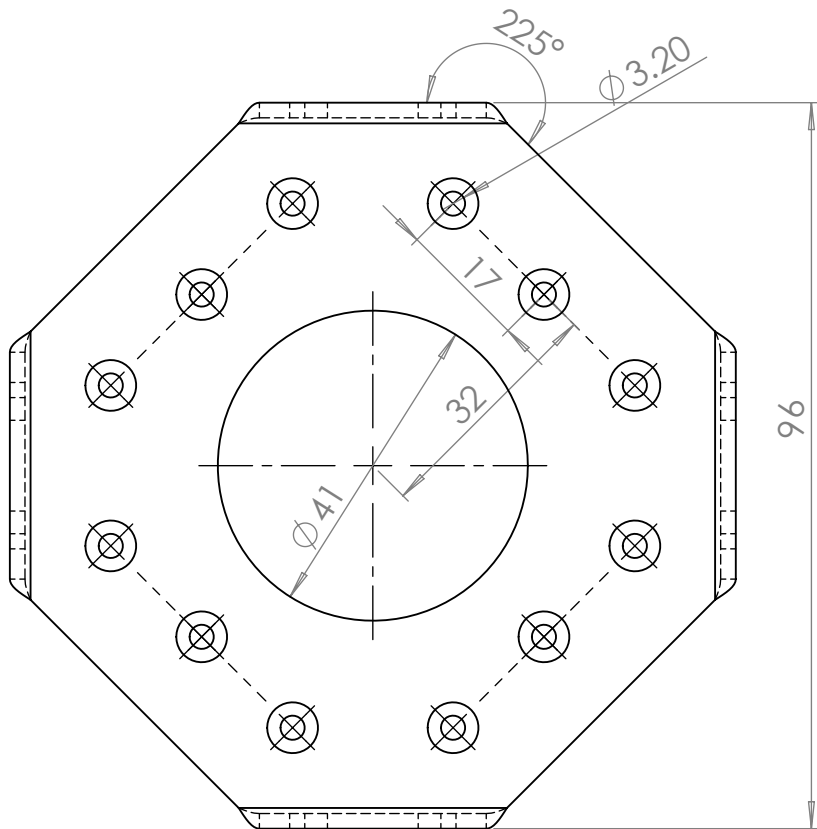
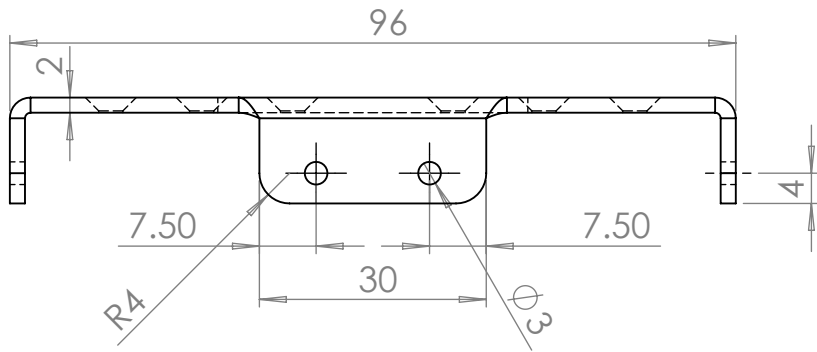


DETAIL A

SCALE 5 : 1

Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

Nbr	4	AL 7075-T651	
Echelle:	1:1	Entretoise-3	SACI Tarek ZEGGAR Cylia
	A4		Projet Nanosatellite
		UMMTO	04/12/2021



Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

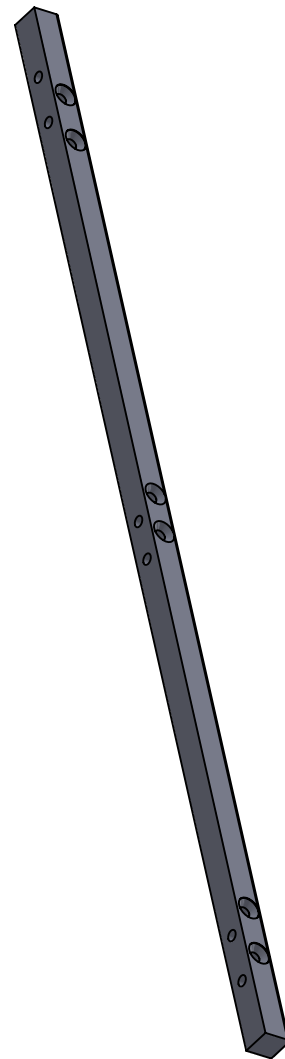
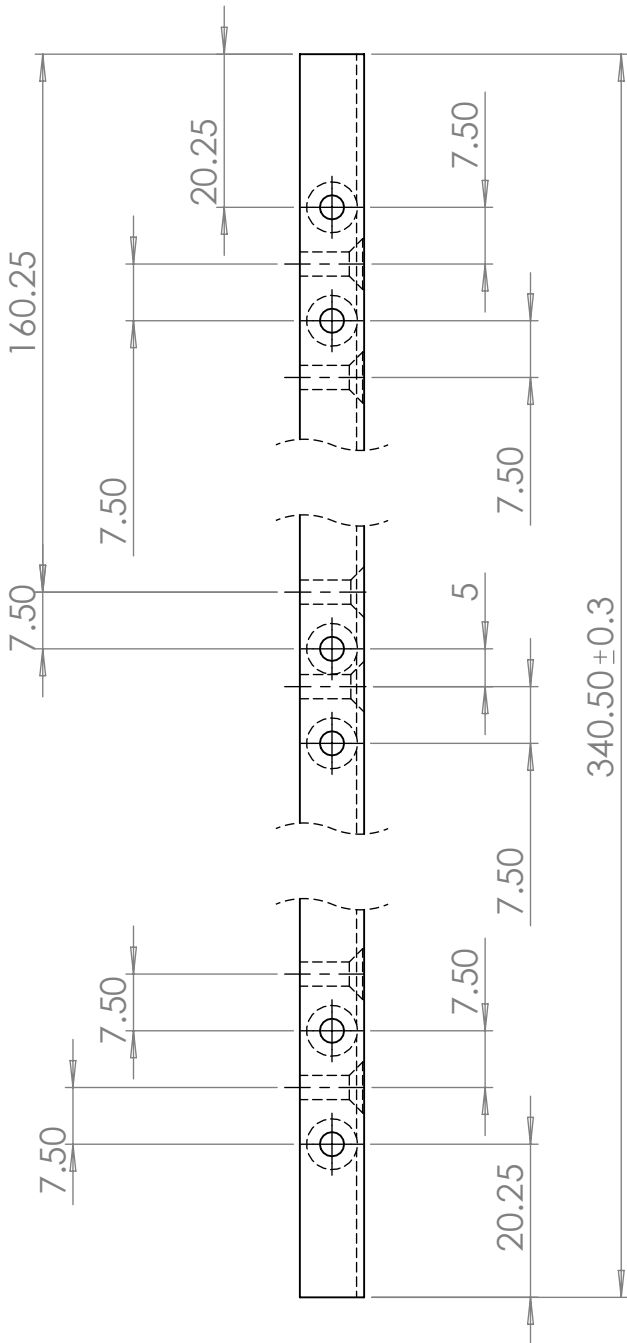
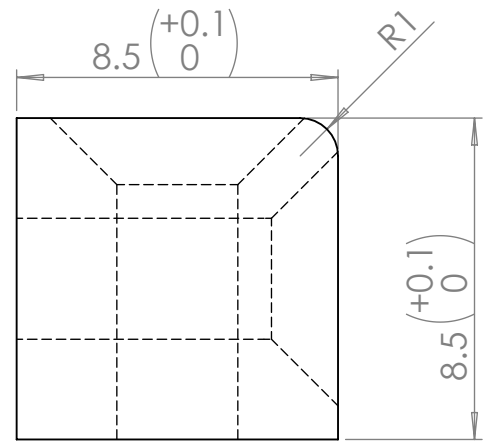
Nbr	2	AL 7075-T651	
Echelle: 1:1	Plaque d'extrémité		SACI Tarek ZEGGAR Cylia
			Projet Nanosatellite
A4	UMMTO		04/12/2021



A

DETAIL A

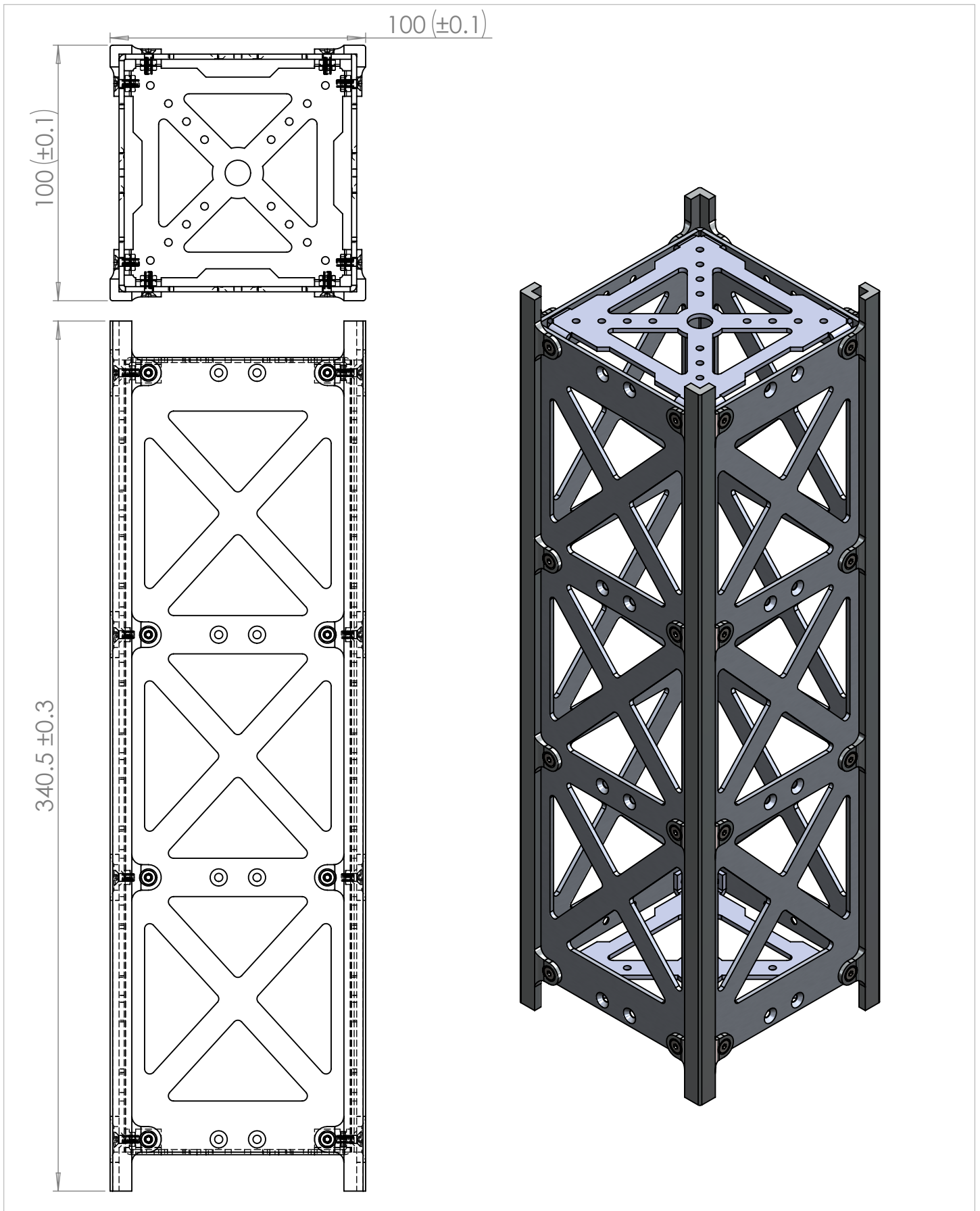
SCALE 5 : 1



Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

Nbr	4	AL 7075-T651	
Echelle: 1:1	Rail		SACI Tarek ZEGGAR Cylia
			Projet Nanosatellite
A4	UMMTO		04/12/2021

- Mise en plan des pièces de la structure monocoque



Echelle:
1:2

Nanosatellite Monocoque

SACI Tarek
ZEGGAR Cylia

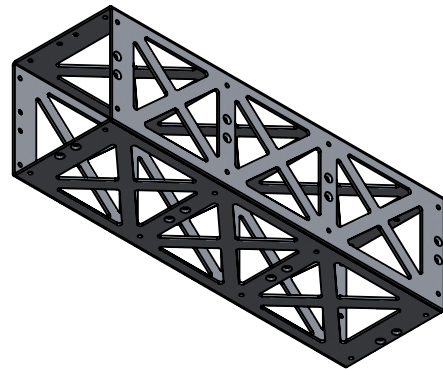
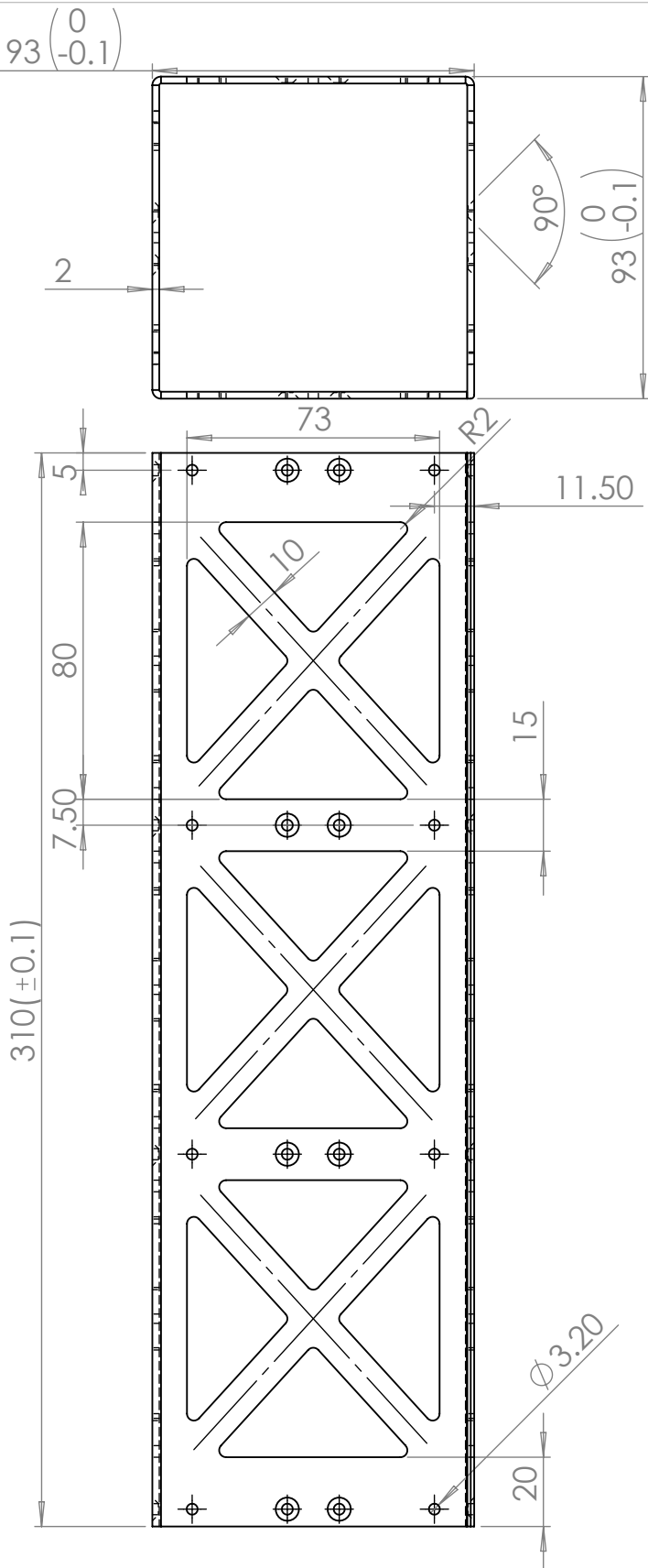
Projet
Nanosatellite



A4

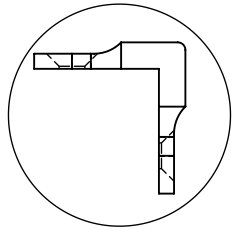
UMMTO

04/12/2021

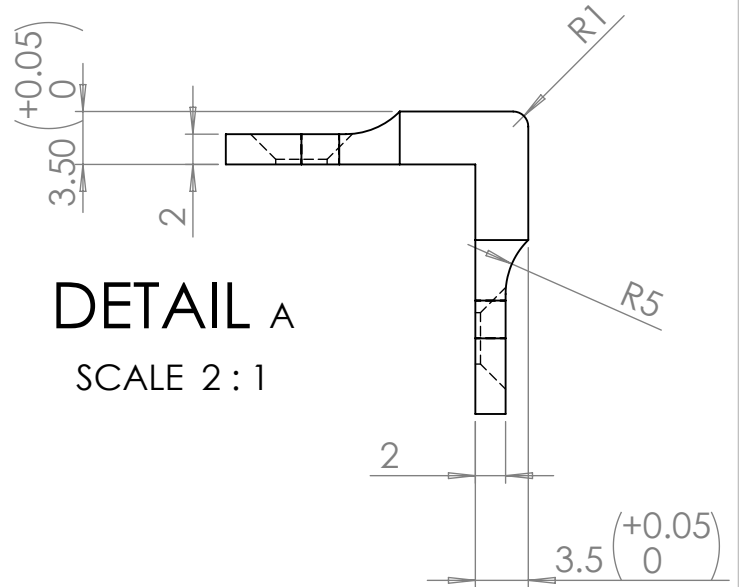
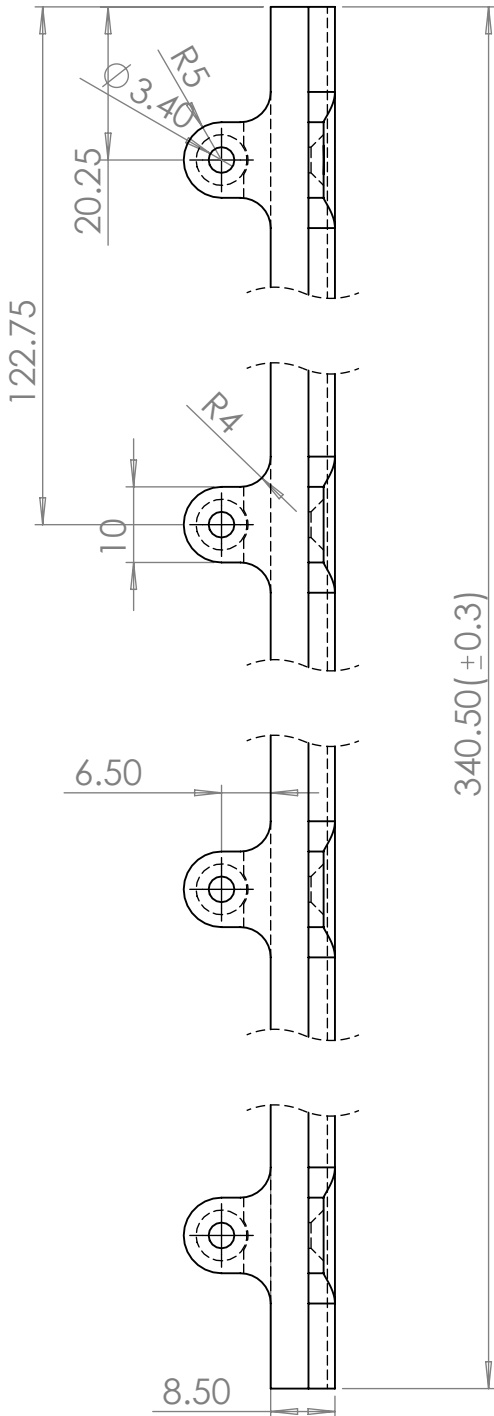


Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

Nbr	1	AL 7075-T651	
Echelle: 1:2	Ossature		SACI Tarek ZEGGAR Cylia
			Projet Nanosatellite
A4	UMMTO		04/12/2021



A

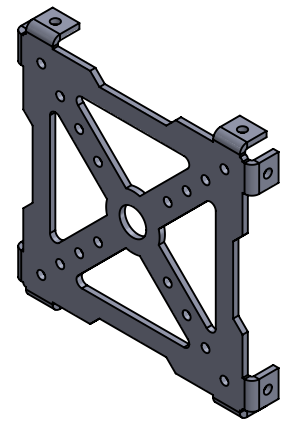
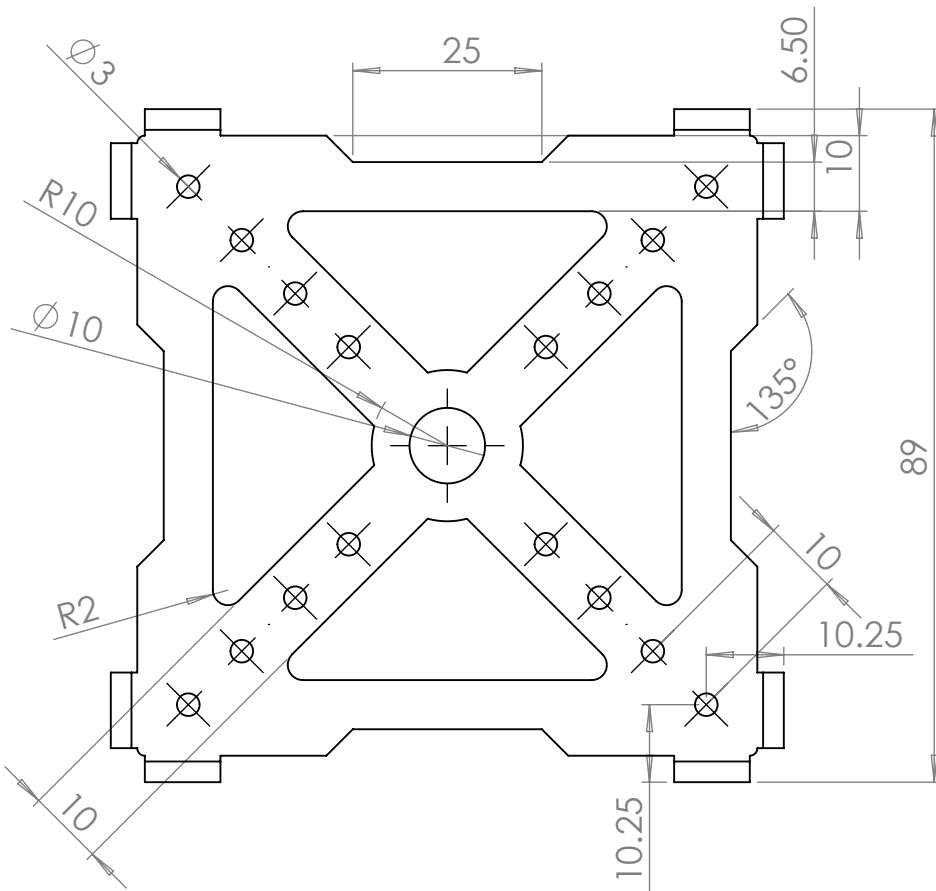
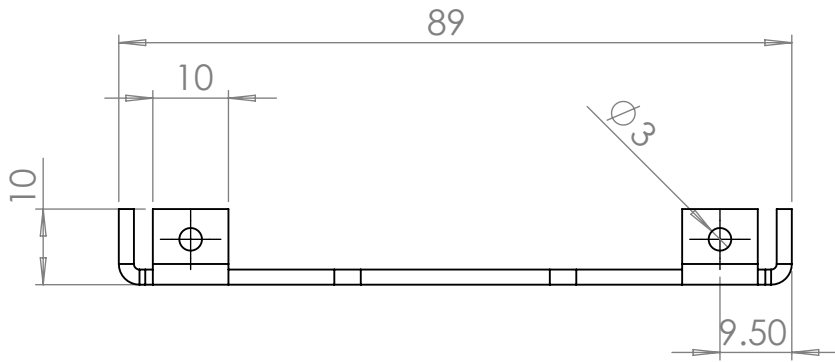


DETAIL A
SCALE 2 : 1



Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

Nbr	4	AL 7075-T651	
Echelle:	1:1	Rail	SACI Tarek ZEGGAR Cylia
	A4		Projet Nanosatellite 04/12/2021
		UMMTO	



Toutes les cotes sont à un intervalle de tolérance de ± 0.1 sauf autres indications.

Nbr	2	AL 7075-T651	
Echelle: 1:1	Plaque d'extrémité		SACI Tarek ZEGGAR Cylia
			Projet Nanosatellite
A4	UMMTO		04/12/2021

2. Simulation

Pour la représentation de phénomènes physique complexes la simulation numérique est essentiel.

La simulation numérique est un moyen de simuler de manière virtuelle un produit comme dans notre cas la structure d'un satellite, pour un premier temps le châssis seulement, pour un deuxième temps le châssis avec les cartes PCB.

La simulation permet de répondre à de multiples enjeux industriels, c'est-à-dire anticiper les écueils de conception, réduire les prototypes, favoriser l'innovation.

Nous allons utiliser le logiciel ABAQUS qui est un logiciel de calcul en éléments finis développé par DASSAULT SYSTEMES.

Dans cette partie nous allons donner les matériaux utilisées pour les différentes pièces des deux structures.

2.1. Matériaux et leurs propriétés

Nous avons désigné l'aluminium 7075-T65 pour la structure, un aluminium-magnésium de la série 7000 dont les propriétés sont représentées dans le Tableau N°3.3.

Tableau 3.3 . Le matériau utilisé pour les deux structures et ses propriétés.

Symbole	Définition	Al 7075-T651	Unité
E	Module de Young	71700	<i>MPa</i>
ν	Coefficient de poisson	0.33	–
P	Masse volumique	2810	<i>Kg/m³</i>
K	Conductivité thermique	130	<i>W/(m.k)</i>
A	Coefficient de dilatation thermique	25.2	<i>$\mu\text{m}/\text{m}.C^\circ$</i>
c_p	Chaleur spécifique	960	<i>J/(Kg.C^o)</i>
σ_{e-sdt}	Limite élastique à 24°C	503	<i>MPa</i>
σ_{e-hot}	Limite élastique à 316°C	45	<i>MPa</i>

Nous avons désigné l'acier inoxydable X10Cr13 pour la visserie, dont les propriétés sont représentées dans le Tableau N°3.4.

Tableau 3.4 . Le matériau utilisé pour la visserie et ses propriétés.

Symbole	Définition	X10Cr13	Unité
E	Module de Young	200000	<i>MPa</i>
ν	Coefficient de poisson	0.3	–
P	Masse volumique	7800	<i>Kg/m³</i>
σ_e	Limite élastique	480	<i>MPa</i>

2.2. Éléments finis

Les deux structures ont été conçues sur le logiciel SolidWorks, puis importés sur le logiciel Abaqus pour la simulation des charges que subit le Cubesat durant le lancement.

- Structure modulaire: les éléments finis de cette structure sont constitués d'un maillage, dont le nombre de nœuds est de 375960 et le nombre d'éléments est de 213552, et de type tétraédrique (Figure N°3.3).

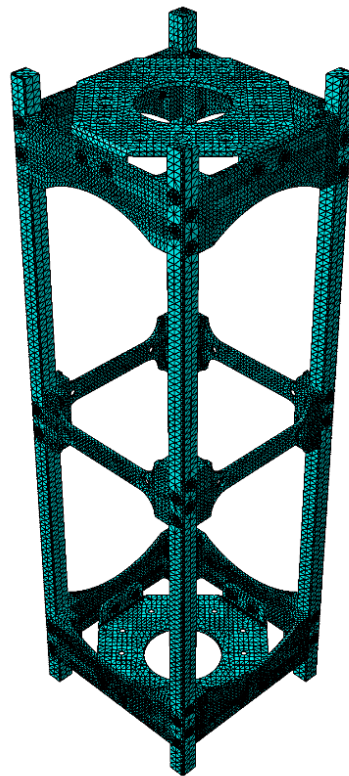


Figure 3.3 . Maillage de la structure modulaire Cubesat 3U.

- Structure monocoque : les éléments finis de cette structure sont constitués d'un maillage, dont le nombre de nœuds est de 635180 et le nombre d'éléments est de 413538, et de type tétraédrique (Figure N°3.4).

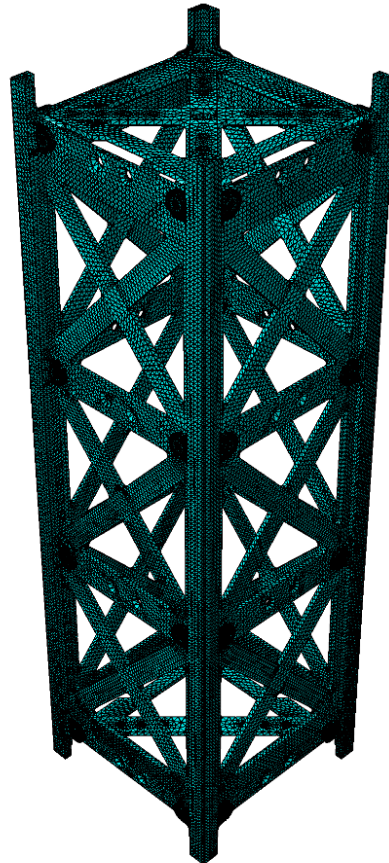


Figure 3.4 . Maillage de la structure monocoque Cubesat 3U.

2.3. Analyses mécaniques préliminaires effectuées sur le châssis

Dans cette partie nous avons effectué des analyses mécanique préliminaire c'est-à-dire une analyse modale et une analyse quasi-statique sur le châssis seulement.

2.3.1. Analyse modale

L'analyse modale a été effectuée dans le but de trouver la première fréquence propre de la structure, qui doit dépasser 90 Hz pour éviter la résonance.

Comparaison des résultats des deux structures (modulaire et monocoque)

Tableau 3.5. Tableau comparaison entre les résultats de l'analyse modale entre la structure modulaire et monocoque.

Mode	Structure modulaire	Structure monocoque
	Fréquence (Hz)	Fréquence (Hz)
1	150.55	541.01
2	151.05	541.91
3	202.61	708.25
4	517.03	909.51

La valeur de la première fréquence propre de la structure modulaire qui est de 150.55Hz, est inférieure à la valeur de la première fréquence de la structure monocoque qui est de 541.01Hz, néanmoins cette valeur reste satisfaisante car elle est largement supérieure à la première fréquence du lanceur qui se situe aux alentours de 90Hz.

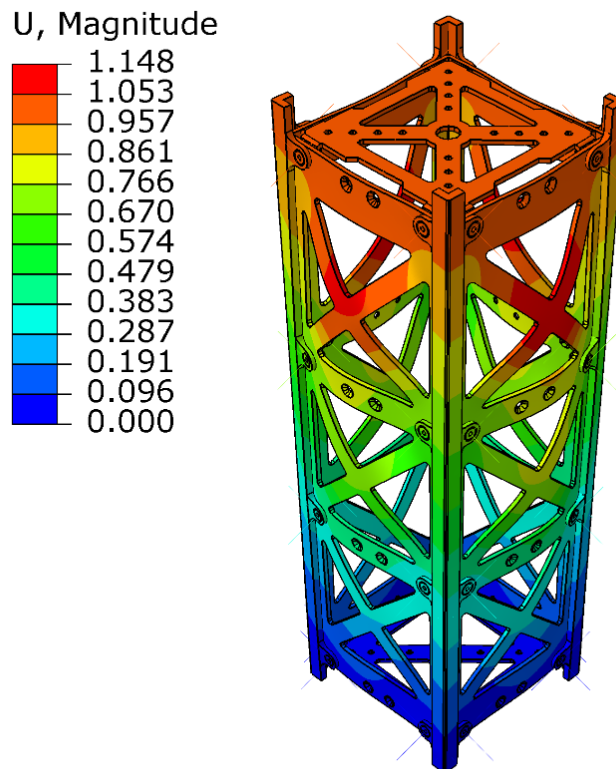
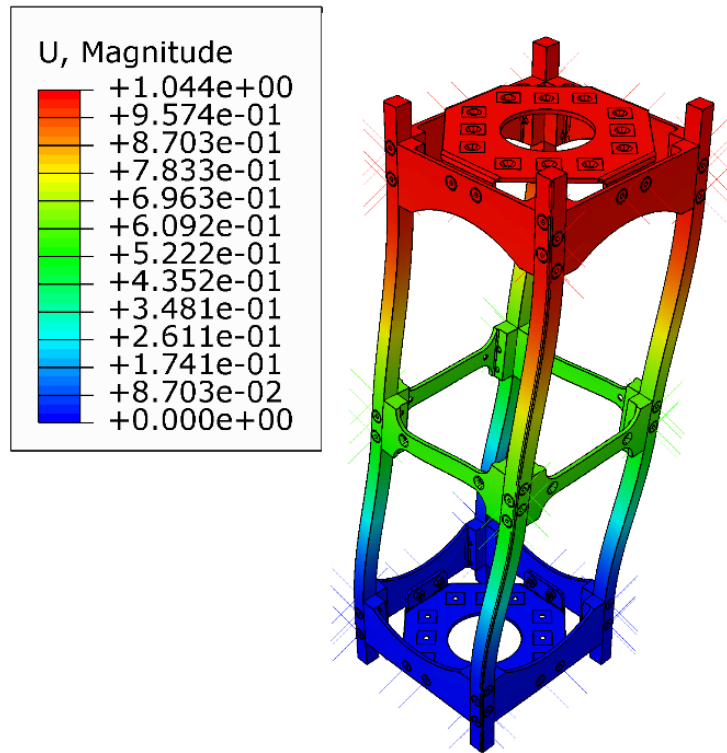


Figure 3.5: résultat de l'analyse modale de la structure modulaire et de la structure monocoque « comparaison ».

2.3.2. Analyse quasi-statique

L'analyse statique est une analyse qui a été effectuée seulement sur le châssis, en appliquant les charges (l'accélération du lanceurs "PSLV") que subit celui-ci c'est à dire: 6g selon l'axe "X", 11g selon l'axe "Y", et 6 g selon l'axe "Z" (voir figure N°3.6).

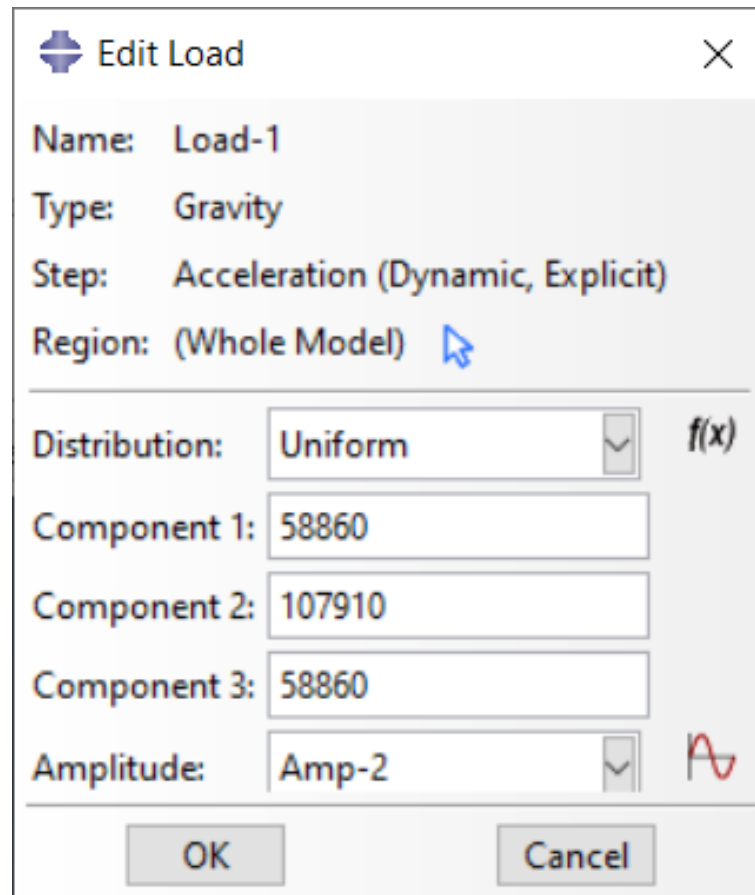


Figure 3.6. Les chargements appliqués au deux structures "châssis seulement " sur le logiciel Abaqus.

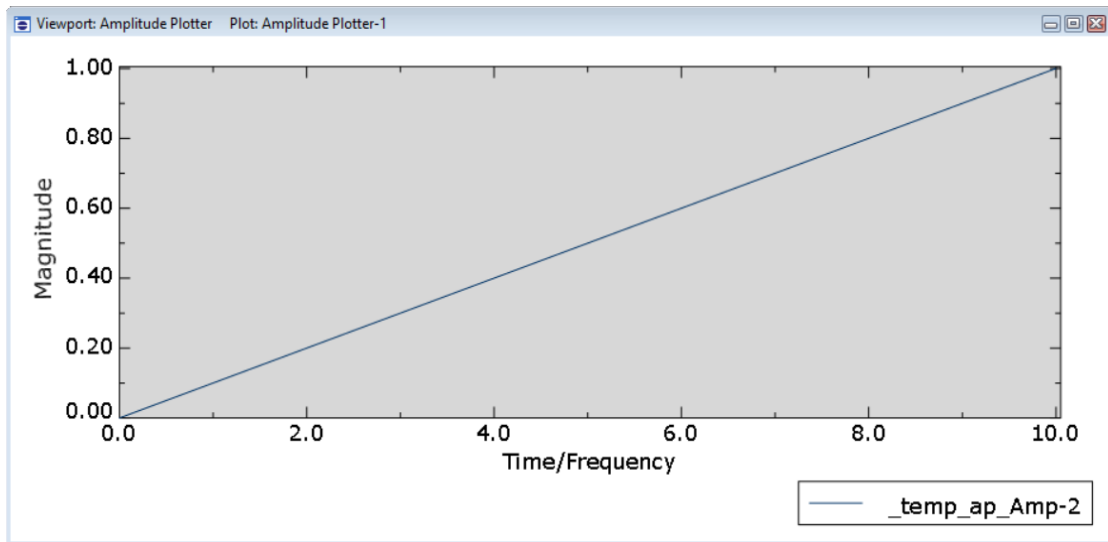


Figure 3.7. Amplitude du chargement quasi-statique châssis seulement.

Les résultats de cette analyse sont représentés dans la figure N°3.8

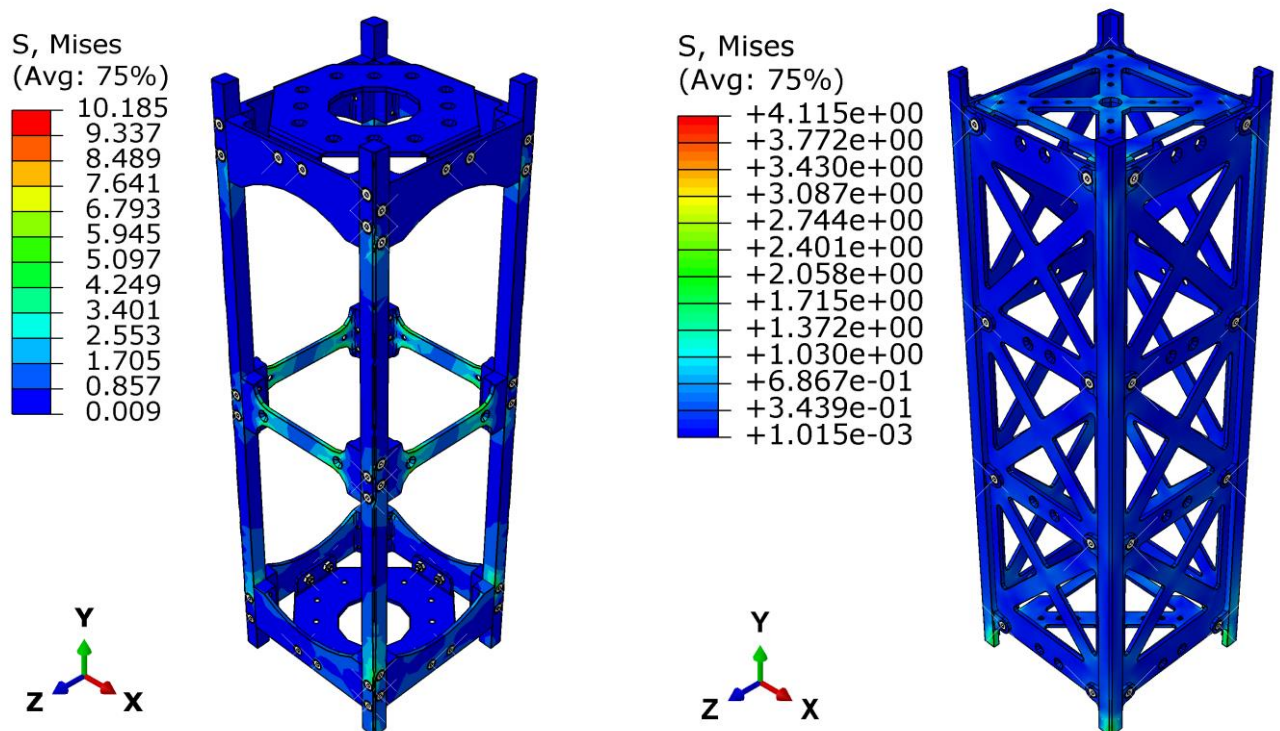


Figure 3.8. Comparaison des résultats de l'analyse quasi-statique de la structure modulaire et monocoque.

La contrainte max de la structure modulaire est de $10,185MPa$, et la contrainte max de la structure modulaire est de $4.115MPa$.

Les résultats de l'analyse statique pour les deux structures sont satisfaisant car la contrainte maximale pour les deux est inférieur à la limite élastique du matériau utilisé pour la structure (AL7075-T651) qui est de $\sigma_{e-sdt} = 503MPa$ (Limite élastique à $24^{\circ}C$) et $\sigma_{e-hot} = 45MPa$ (Limite élastique à $316^{\circ}C$).

2.4. Analyses mécaniques effectués sur le modèle EF représentatif châssis avec carte PCB

Dans cette partie nous allons effectuer une analyse modale, une analyse quasi-statique, une analyse vibratoire sinus, et une analyse vibratoire aléatoire, en appliquant les points de masse des composants des deux structures (masse, moment d'inertie), c'est-à-dire que ces analyses vont être effectuées sur le châssis et les composants du Cubesat (PCB).

2.4.1. Point de masse:

La masse de la structure monocoque (pièces + visserie) est de ***, et la masse de la structure modulaire (pièces + visserie) est de ***. Nous avons supposé que les deux structures contiennent 7 cartes PCB dont les masses, les moment d'inertie et les coordonnées des points de masse (qui sont déterminés de la masse et de la géométrie du système) sont résumé dans le Tableau N°3.6.

Tableau 3.6 . Paramètres des points de masse.

Point de masse	Masse [kg]	coordonnées des points de masse			moments d'inertie		
		X	Y	Z	X	Y	Z
M-1A	0.350	31.184	-8.000	-0.214	4.32E-04	6.61E-04	6.35E-04
M-1B	0.347	-32.002	-7.668	-0.505	3.68E-04	5.92E-04	6.05E-04
M-1C	0.098	-3.039	-8.008	-0.392	1.67E-04	4.70E-05	1.50E-04
M-2	0.777	4.6460	-111.411	-0.446	8.75E-03	7.34E-04	8.84E-03
M-3	0.159	22.878	125.536	6.535	2.6E-03	2.27E-04	2.65E-03
M-4A	0.197	-2.359	79.119	-3.887	1.37E-03	2.70E-04	1.37E-03
M-4B	0.228	-2.993	64.310	0.356	1.06E-03	2.12E-04	1.05E-03
Total	2.156						

- Structure modulaire :

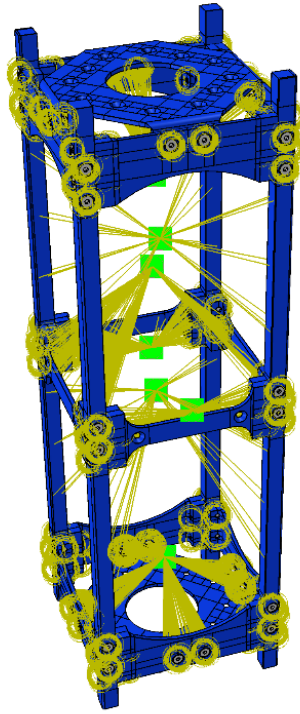


Figure 3.9 . La localisation et les fixations des points de masse de la structure modulaire.

- Structure monocoque :

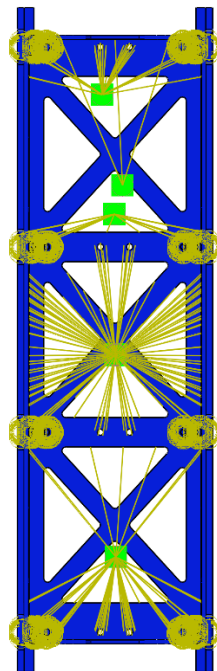


Figure 3.10 . Localisation et fixations des points de masse de la Structure monocoque.

2.4.2. Analyse modale

L'analyse modale est effectuée pour déterminer les modes les plus prédominants. Les résultats de cette analyse des deux structures sont représentés dans le Tableau N°3.7.

Tableau 3.7. Comparaison des résultats de l'analyse modale entre la structure modulaire et monocoque (châssis + PCB).

Mode	Structure modulaire	Structure monocoque
	Fréquence (Hz)	Fréquence (Hz)
1	230.4	393.16
2	231.50	489.14
3	955.25	1063.2
4	1149.8	1116.5

Les résultats de cette analyse sont satisfaisants car ils sont suffisamment supérieurs à la première fréquence du lanceur « PSLV » qui est de 90Hz.

Commentaire : la première fréquence propre de la structure modulaire (a augmenté avec les composants du satellite) est inférieure à la première fréquence propre de la structure monocoque qui a elle diminuée avec l'ajout des composants du satellite (PCB...) tout de même les premières fréquences propres des deux structures restent > a 90Hz.

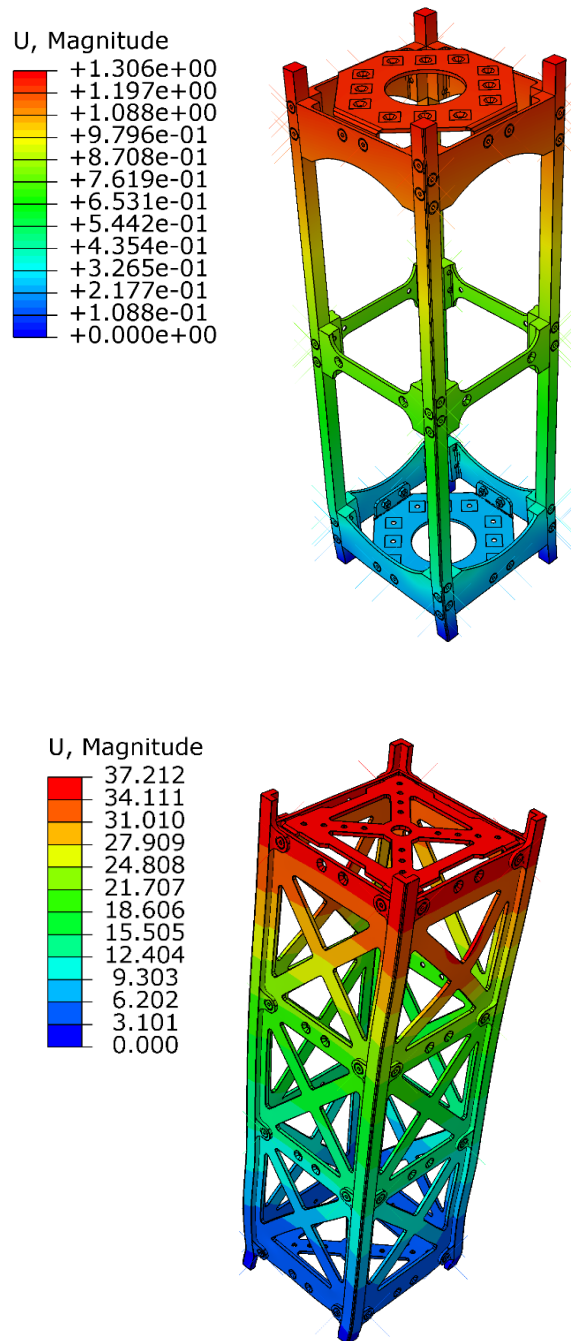


Figure 3.11. Comparaison entre les résultats de l'analyse modale « déplacement » entre la structure modulaire et la structure monocoque.

2.4.3. Analyse quasi-statique

Durant la phase de lancement, le Cubesat subit la charge de l'accélération qui est engendré par la procédure de lancement. Dans le but de déterminer les niveaux de contraintes due à ces charges de l'accélération. Des analyses de quasi-statiques sont

réalisées. Les charges quasi-statiques du véhicule de lancement de satellites PSLV, sont 6G selon l'axe "X", 11G selon l'axe "Y", et 6G selon l'axe "Z" (voir Figure N°3.12).

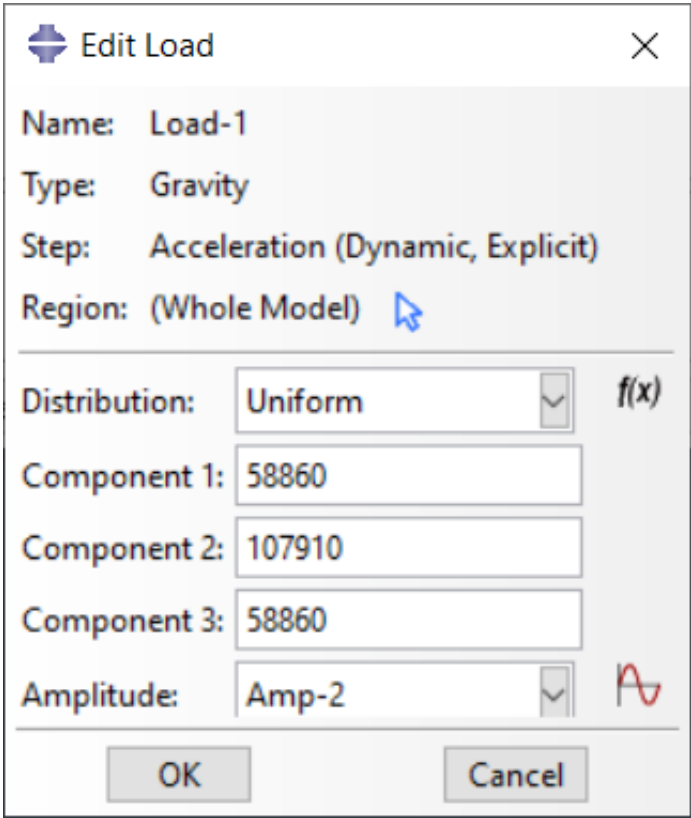


Figure 3.12. Les chargements appliqués au deux structures "châssis + PCB" sur le logiciel Abaqus.

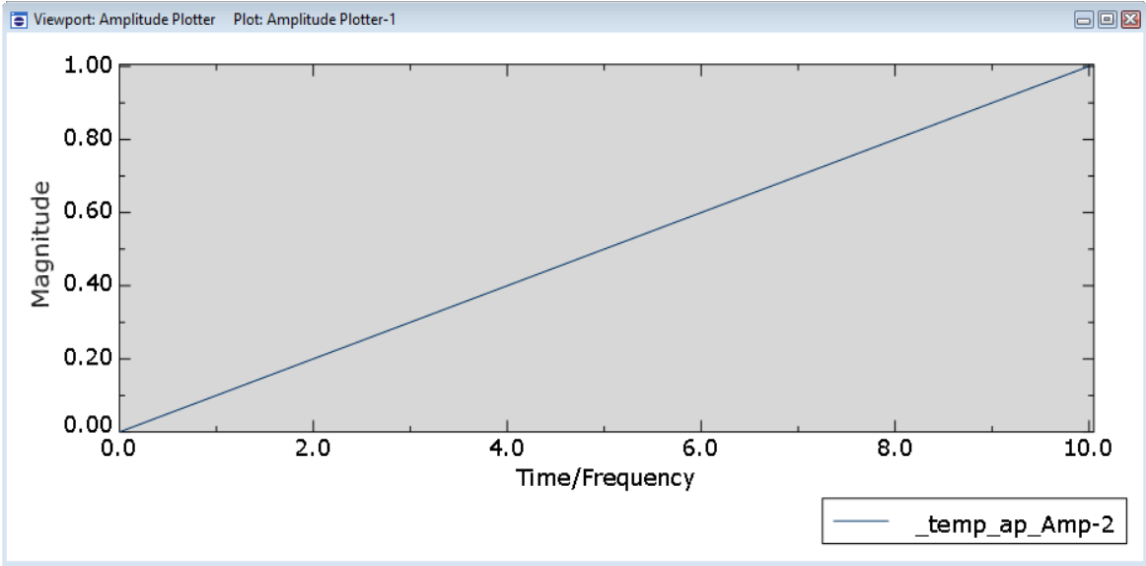


Figure 3.13. Amplitude du chargement quasi-statique châssis + PCB.

Les deux structures sont fixées selon l'axe Y avec un encastrement comme montrés sur la Figure N°3.11et la Figure N° 3.12.

- Structure modulaire :

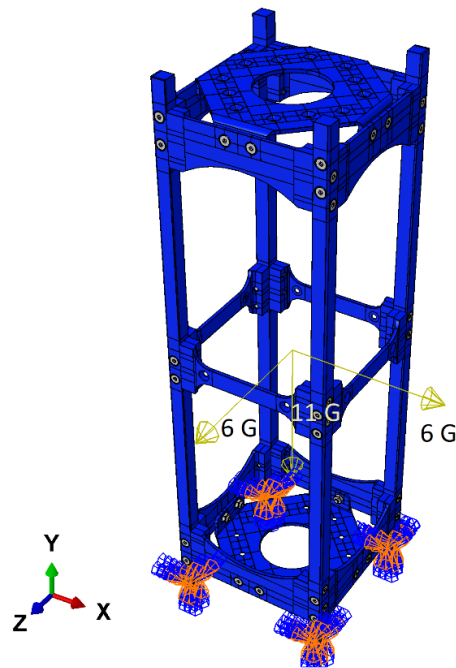


Figure 3.14 . Encastrement et les charges quasi-statique dues à l'accélération du lanceur "PSLV" pour la structure modulaire.

- Structure monocoque :

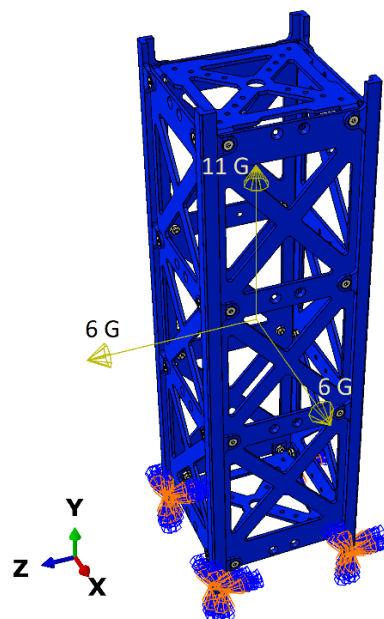


Figure 3.15 . Encastrement et les charges quasi-statique dues à l'accélération du lanceur "PSLV" pour la structure monocoque.

- Les résultats de l'analyse quasi-statique, pour la structure monocoque et la structure modulaire sont représenté sur la figure N°3.13

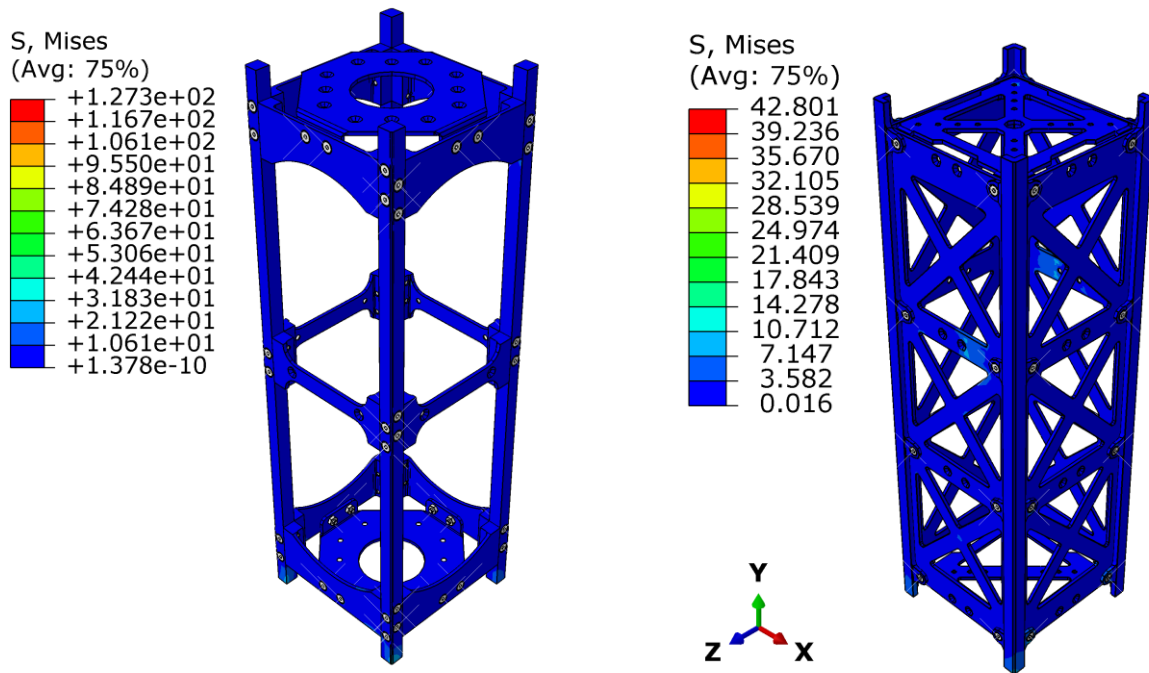


Figure 3.16. Résultats des analyses quasi-statique de la structure modulaire et la structure quasi-statique.

- Grand plan sur deux partie de la structure monocoque qui subissent le plus de contraintes.

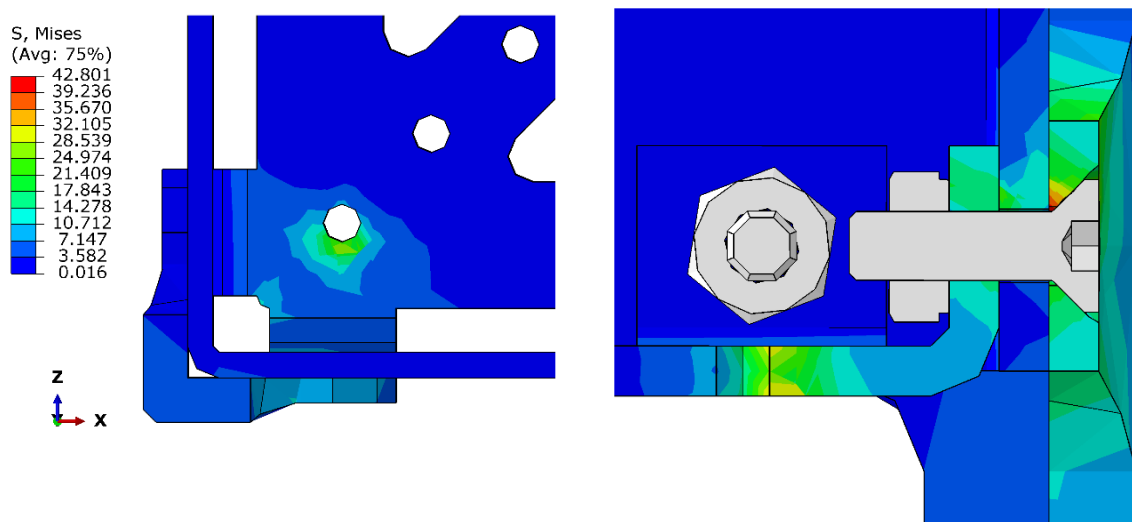


Figure 3.17. Grand plan sur les parties de la structure monocoque qui subissent le plus de contrainte en appliquant les charges quasi-statique.

la contrainte maximale que subit la structure monocoque est de $42.801MPa$, qui est détaillés sur les grand plans « les parties de la structure monocoque qui subissent le plus de contrainte en appliquent les charges quasi-statique » (voir Figure N°3.17).

La structure modulaire subit une contrainte maximale de $127.3MPa$, qui est supérieur à la limite élastique du matériaux utilisés.

Commentaire : les valeurs de l'analyse quasi statique est acceptable pour les deux structures, les contraintes se localisent principalement sur certaines zones comme représenté dans le grand plan sur celles-ci.

2.4.4. Analyse vibratoire Sinus

Les vibrations sinus sont la résultante de l'allumage du moteur du lanceur "PSLV" c'est-à-dire les charges vibratoires sinusoïdale de celui-ci dont les paramètres initiaux sont représentés sur la Figure N°3.18 et la Figure N°3.19 et le Tableau N°3.9, ainsi que les amplitudes sinusoïdales du chargement (voir Figure N°3.20).

Tableau 3.8 . Les charges vibratoires sinusoïdale du lanceur "PSLV".

	Déplacement (mm)	Accélération (G)
Longitudinale	34.5	4.5
Latéral	24	3

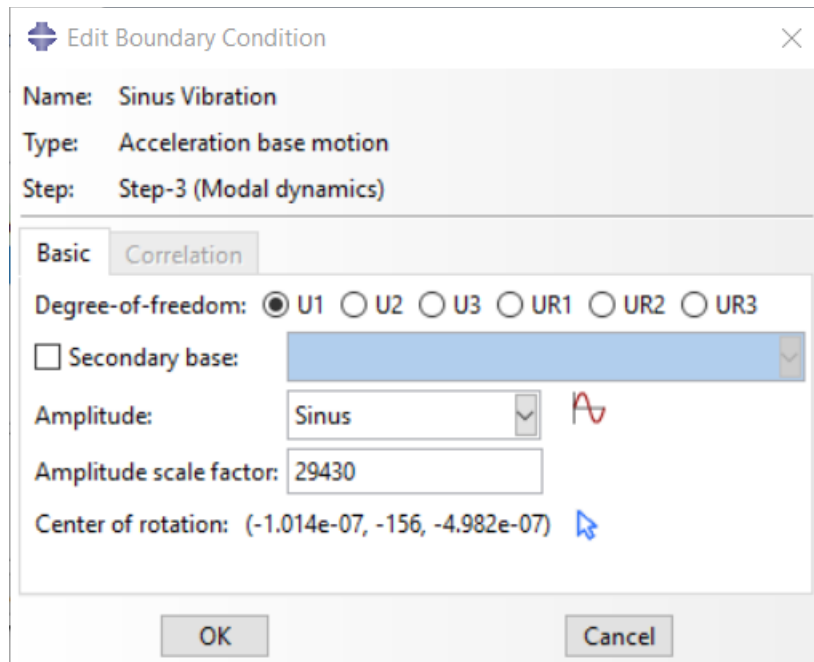


Figure 3.18. Les paramètres initiaux introduits dans le logiciel Abaqus pour l'analyse vibratoire Sinus « latéral ».

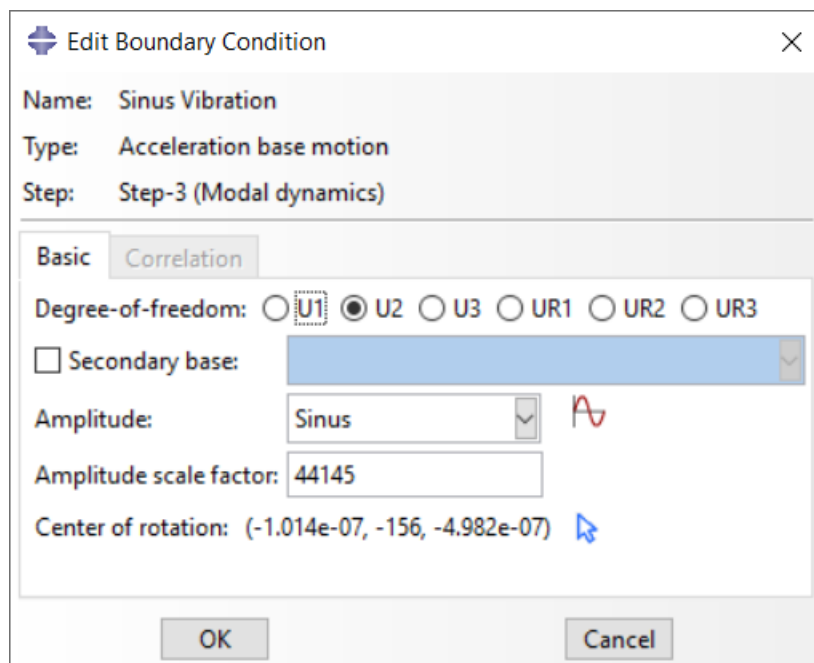


Figure 3.19. Les paramètres initiaux introduits dans le logiciel Abaqus pour l'analyse vibratoire Sinus « longitudinale ».

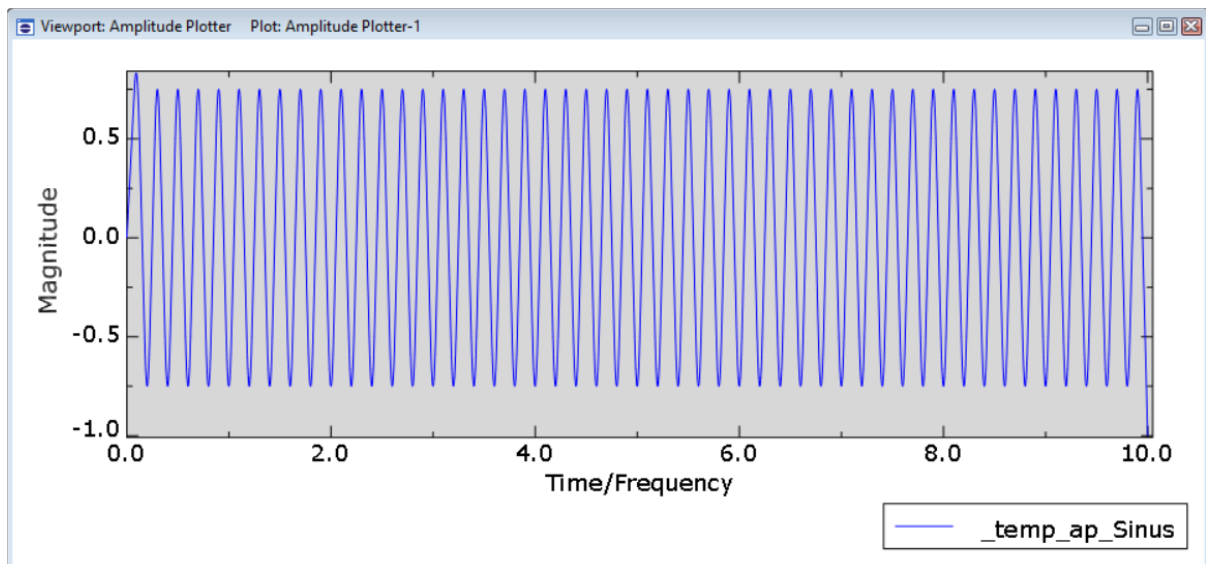


Figure 3.20. Amplitude Sinusoïdale du chargement.

2.4.4.1. Les résultats de l'analyse vibratoire sinusoïdale des deux structures (monocoque et modulaire) sur l'axe longitudinale :

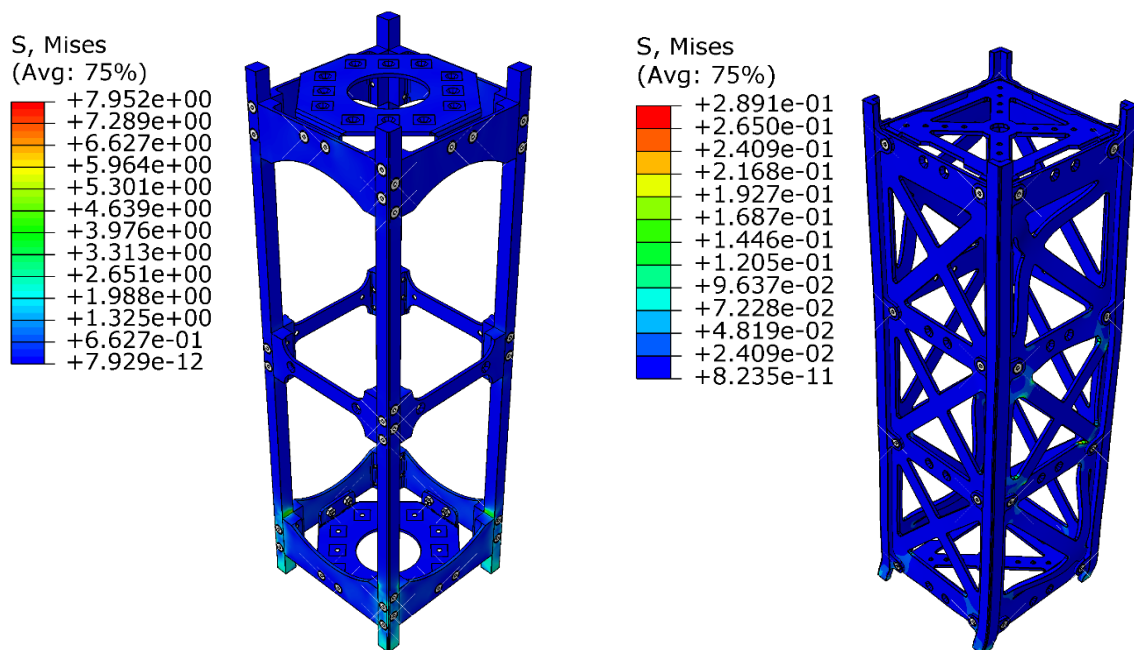


Figure 3.21. Résultats de l'analyse vibratoire Sinus sur l'axe longitudinale pour les deux structures.

Commentaires :

- La contrainte maximum dues au vibration sinusoïdale « longitudinale » que subit la structure modulaire est de 7.95MPa , ce résultat démontre que cette structure résistera au charges vibratoire sinusoïdale « longitudinale » car ils sont inférieur à la limite élastique du matériau utilisé Al7075-T651.
- la structure monocoque subit une contrainte maximale due au vibrations sinusoïdale est très faible qui est de 0.2891MPa , ce résultat est très inférieur a la limite élastique de Al7075-T651.
- Les résultats de cette analyse sont satisfaisants car la valeur des contraintes maximale des deux structures sont très inférieur à la limite élastique du matériau utilisé.

2.4.4.2. Les résultats de l'analyse vibratoire sinusoïdale des deux structures (monocoque et modulaire) sur l'axe latéral :

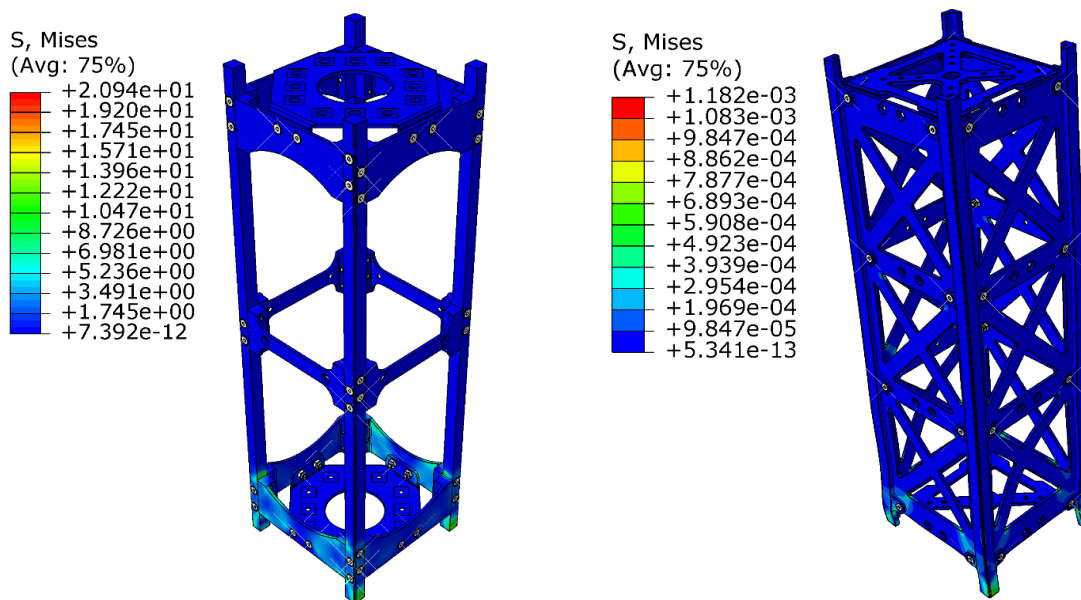


Figure 3.22. Résultats de l'analyse vibratoire Sinus sur l'axe latérale pour les deux structures.

Commentaires :

- la structure modulaire supporte une contrainte maximale due au vibrations sinusoïdale « latérales » de $20.94MPa$ latéralement. $20.94MPa$ est inférieur à la limite élastique de Al7075-T651
- la structure monocoque subit une contrainte maximale dues au vibrations sinusoïdales « latérales » très faible qui est de $1.182^{-03}MPa$, cette contrainte est largement inférieur à la limite élastique de Al7075-T651.

2.4.5. Analyse vibratoire aléatoire

Les vibrations aléatoires sont des vibrations qui ont pour source les vibrations du moteur, le bruit du moteur, et la friction de l'air. La charge vibratoire aléatoire du lanceur "PSLV" est une accélération de 6.7G (voir Figure N°3.23 et la Figure N°3.24).

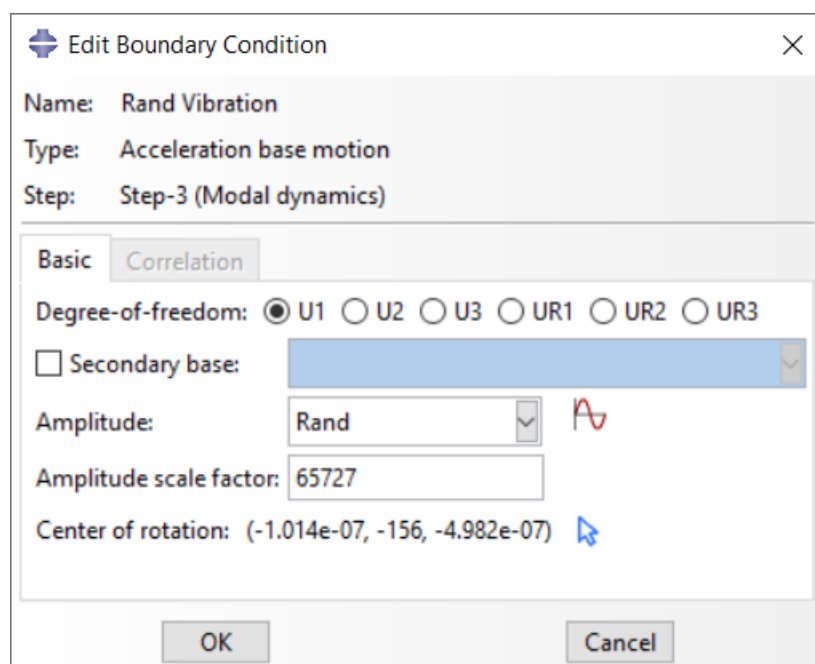


Figure 3.23. Les paramètres initiaux introduits dans le logiciel Abaqus pour l'analyse vibratoire sinus Aléatoire.

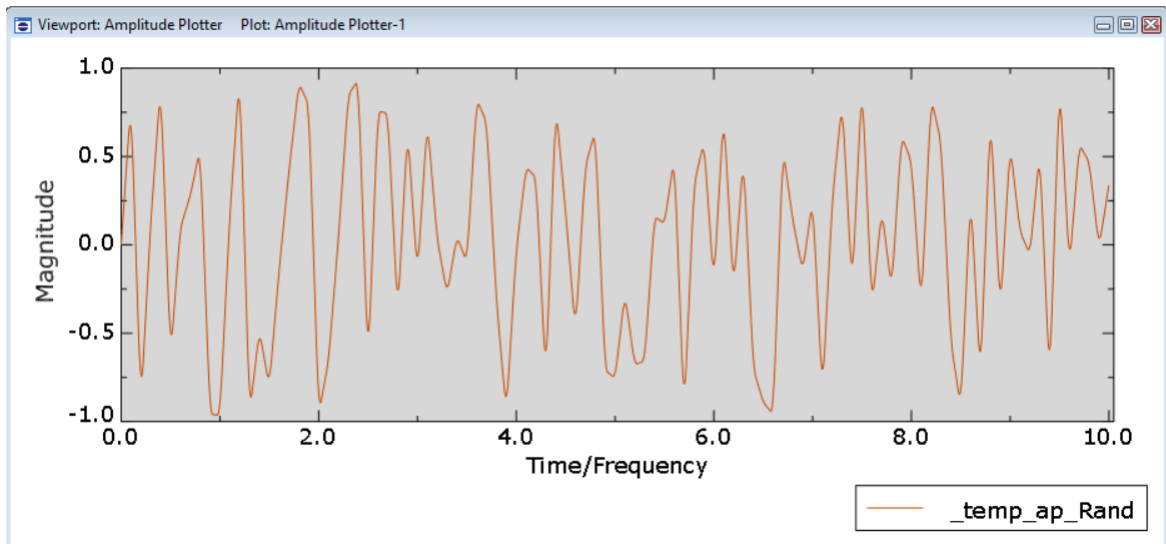


Figure 3.24. Amplitude Aléatoire du chargement.

- Les résultats de l'analyse vibratoire aléatoire sont représentés sur la Figure N°3.25.

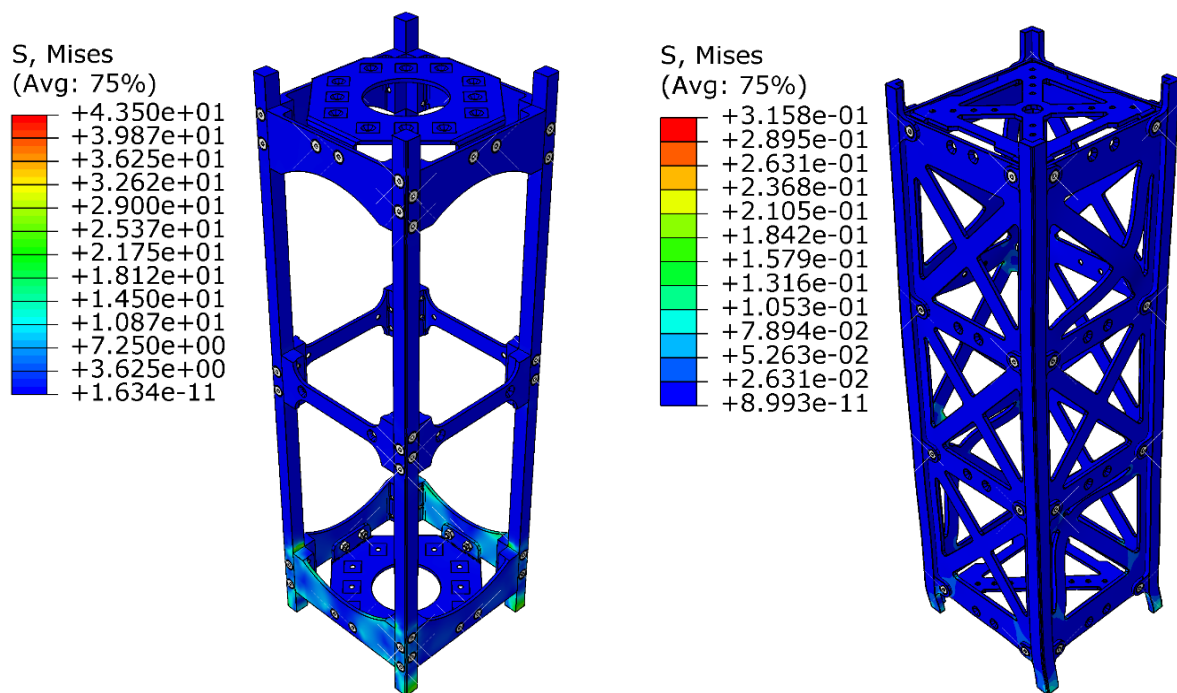


Figure 3.25. Résultats de l'analyse vibratoire Aléatoire pour les deux structures.

Commentaire :

- Pour la structure modulaire l'analyse vibratoire aléatoire a montré que la contrainte maximale est de $43.50MPa$, ce qui est nettement inférieur à la limite élastique de l'aluminium Al7075-T651 ($503MPa$ à $24^{\circ}C$ et $45MPa$ à $316^{\circ}c$)
- Pour la structure monocoque l'analyse vibratoire aléatoire a montré que la contrainte maximale est de $0.158MPa$, ce qui est nettement inférieur à la limite élastique de l'aluminium Al7075-T651 ($503MPa$ à $24^{\circ}C$ et $45MPa$ à $316^{\circ}c$).
- Les résultats de l'analyse vibratoire aléatoire des deux structures sont satisfaisants car ils sont largement inférieur a la limite élastique du matériau utilisé.

Conclusion

L'objet principale de ce chapitre était l'étude de deux structures Nanosatellite type Cubesat 3U (structure monocoque, structure modulaire), c'est-à-dire la conception et la comparaison entre les résultats de la simulation (de l'analyse modale, quasi-statique et vibratoire) de celles-ci, cette étude a totalement répondu à nos attentes (partie simulation).

Dans la partie conception, nous avons présentés deux structures (que nous avons conçue sur le logiciel SolidWorks), et la mise en plan des différentes structures qui les constituent.

Dans la partie simulation qui a été effectuée sur le logiciel Abaqus, nous avons appliqué les charges que subit une structure durant le lancement. Les résultats de l'analyse modale (pour le châssis seulement ainsi que pour le châssis + PCB) sont satisfaisants car la première fréquence propre des deux structures sont supérieures à 90Hz. Les analyses statique (châssis seulement), quasi-statique, vibratoire sinus (longitudinale, latérale), et vibratoire aléatoire sont très satisfaisantes car les contraintes maximales de toutes ces analyses sont inférieures à la limite élastique des matériaux Al7075-T651 et X10Cr13. Suite aux résultats des différentes analyses que nous avons effectuées sur les deux structures, nous sommes arrivés à conclure que les résultats des deux structures sont satisfaisants, mais que la structure monocoque est plus résistante au chargement dus au lanceur « PSLV » par rapport à la structure modulaire.

Conclusion générale

Ce mémoire eu pour ambition la présentation d'une étude qui consiste en la conception et la simulation numérique de deux structures Nanosatellite Cubesat 3U. Les satellites sont des objets naturel ou artificiel (conçue par l'homme) qui sont en orbite autour d'une planète, ils sont classés en divers catégories, et ont une architecture qui est constitué de deux partie: la plateforme composée de divers sous-systèmes, et la charge utile qui est la partie utile du satellite. Les satellites subissent constamment des contraintes qui sont dues à différentes sources: l'environnement spatial énergétique, l'environnement thermique..., et les contraintes dues à la phase de lancement.

Nous avons présenté dans ce mémoire une conception d'une structure modulaire et d'une structure monocoque. Les résultat de ses analyses se sont révélés satisfaisants, c'est à dire les premières fréquences propre sont supérieur à 90Hz qui est une condition à respecter pour éviter la résonance. Les analyses quasi-statiques ont aussi été concluantes vu que les niveaux de contraintes ne dépassent pas la limite élastique du matériau. Enfin les analyses vibratoires dont les résultats des contraintes ne dépassent pas aussi la limite élastique de l'alliage d'aluminium Al7075-T651.

Références

- [1] Fernand Verger, Isabelle sourbès-Verger and Raymond Ghirardi “ *The Cambridge encyclopedia of space*” CAMBRIDGE YNIVERSITY PRES.
- [2] Claus Weiland « *Computational space flight mechanics* » 2010 Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- [3] RICHARD FITZPATRICK “ *An Introduction to celestial mecanics*” CAMBRIDGE YNIVERSITY PRES.
- [4] Gérard Maral Michel bousquet, " *Satellite communication systems, systems techniques and technology*", Chapitre 1 introduction, Wiley 5th edition, 2009.
- [5] Michel Capderou « *Satellites orbites and missions* » Translated from French by Stephen Lyle .
- [6] George Sebestyen, Steve Fujikawa, Nicholas Galassi, Alex Chuchra “ *Low earth orbit satellite design*” springer.
- [7] Oliver Montenbruck, Eberhard Gill “ *Satellite orbits Models, Methods and Applications*”
- [8] https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits
- [9] Par Commission canadienne de sûreté nucléaire (CCSN) « *Introduction au rayonnement* » disponible sur : suretenucleaire.gc.ca.
- [10] Christophe CHAMPION « interaction des ondes et des particules avec la matiere vivante » Laboratoire de Physique Moléculaire et des Collisions, Université de Metz.
- [11] Alexandre Ghelfi : « Analyse des données de l’expérience AMS-02 pour la propagation du rayonnement cosmique dans la cavité solaire et la Galaxie ».
- [12] Christian Thibeault « Prédiction des éruptions solaires par assimilation de données avec les modèles d’avalanches » Université de Montréal
- [13] Viviane Pierrard « L’environnement spatial de la Terre » UCL Presses universitaire de louvain.
- [14] Joana Beigbeder « Etudes des propriétés physiques de nanocomposites à matrice polysiloxane : Application au développement d’un revêtement de contrôle thermique froid et antistatique » université de Toulouse.
- [15] European Space Agency « <https://www.esa.int/> »
- [16] Delphine THOMASSON « Réflexions sur la régularité de dispersion des débris spatiaux et applications à la détermination de la probabilité de collision en orbite » université de LILLE.
- [17] E. Laurent : « Les matériaux en environnement spatial Effet du vide et des radiations »

- [18] Anil K. Maini, Varsha Agrawal « SATELLITE TECHNOLOGY PRINCIPLES AND APPLICATIONS » Both of Laser Science and Technology Centre, Defence Research and Development Organization, Ministry of Defence, India
- [19] SLIMANE Sid Ahmed « Développement et optimisation d'une structure porteuse d'une plateforme d'un satellite d'observation de la terre » USTOMB.
- [20] Ieva Bekeryte << Satellite Systems - History, Definition, Functioning Principles and...>>
- [21] AMMAR Yamina « Effets de l'Environnement Spatial sur les Panneaux Solaires d'un Satellite » *École doctorale Des Techniques et Applications Spatiales*.
- [22] Anil k. Maini « Satellite technology principale and application » Both of Laser Science and Technology Centre, Defence Research and Development Organization, Ministry of Defence, India, 2014
- [23] Changfeng Yang, Jun Xie - China Satellite Navigation Conference (CSNC 2021) Proceedings Volume I. 1-Springer (2021)
- [24] Bruce R. Elbert « Introduction to Satellite Communication » Third Edition artech house.
- [25] Bernhard Hofmann-Wellenhof, Herbert Lichtenegger, Elmar Wasle - GNSS - Global Navigation Satellite Systems_ GPS, GLONASS, Galileo, and more -Springer (2007).
- [26] Michel Capderou « satellites de Kepler au GPS » préface d'Hervé le treut, springer, chapitre 14.
- [27] Bernhard Hofmann-Wellenhof, Herbert Lichtenegger, Elmar Wasle « GNSS – Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, GALILEO, and more>> Springer Wien New York, 200.
- [28] ECHOSCIENCES OCCITANIE partageons les savoirs et les innovations « connaissez-vous le système de navigation par satellite Beidou ? ».
- [29] Y. Bentoutou “A Review of in-orbit Observations of Radiation-Induced Effects in Commercial Memories onboard Alsat-1 “ A.M. Si Mohammed Académie mondiale des sciences, de l'ingénierie et de la technologie, International Journal of Mathematical, Computational, Physical, Electrical and Computer Engineering Vol:6, No:6, 2012. 652 Internationale.
- [30] J. Bouwmeester and J. Guo, “Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology”, *Acta Astronautica*, vol. 67, pp. 854–862, 2010.
- [31] R. Schulte, “TUBSAT-N, A Global Communication Satellite System, based on Nanosatellites”, presented at the Small Satellites Systems and Services Symposium, Antibes, France, 1998

- [32] W. Weiss, S. Rucinski, A. Moffat, A. Schwarzenberg-Czerny, O. Koudelka, C. Grant, R. Zee, R. Kuschnig, S. Mochnacki, J. Matthews, P. Orleanski, A. Pamyatnykh, A. Pigulski, J. Alves, M. Guedel, G. Handler, G. Wade, K. Zwintz, CCD, and P. T. Teams, "BRITe-Constellation: nanosatellites for precision photometry of bright stars", *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, vol. 126, no. 940, pp. 573–585, 2014.
- [33] C. Boshuizen, J. Mason, P. Klupar, and S. Spanhake, "Results from the Planet Labs Flock Constellation", in *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, USA, 2014.
- [34] Planet Aerospace India « Quintessence of Nano-Satellite Technology: SMALL IS BIG ».
- [35] Rogério Atem de Carvalho_ Jaime Estela_ Martin Langer "Nanosatellites_ Space and Ground Technologies, Operations and Economics" John Wiley & Sons (2020).
- [36] NASA's Cube Quest Challenge Aims to Send Nanosatellites to Lunar Orbit and Beyond on First SLS Flight. disponible sur "<http://www.americaspace.com/?p=72686>" [consulté le 17/09/2021].
- [37] Mohammed Chessab Mahd «Attitude Stabilization for CubeSat: Concepts and Technology» Cambridge Scholars Publishing (2018).
- [38] Alexander Chin, Roland Coelho, Lori Brooks, Ryan Nugent Dr. Jorgi Puig-Suari « Standardization Promotes Flexibility: A Review of Cubesat's » Success" Cal Poly San Luis Obispo.
- [39] Thawar T. Arif « Aerospace Technologies Advancements » InTech (2010).
- [40] De Planet Aerospace India "Quintessence of Nano-Satellite Technology: SMALL IS BIG".
- [41] Craig L. Stevens "Design, Analysis, Fabrication, and Testing of a Nanosatellite Structure »Blacksburg, Virginia 2002.