

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministre de l'enseignement supérieure et de la recherche scientifique



**Université Mouloud
MAMMERIE de TIZI
OUZOU**

Faculté du Génie de la
Construction
Département de Génie
Mécanique



**Agence Spatiale
Algérienne**

Centre de
développement des
satellites d'Oran

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme de Master académique en Génie mécanique

Spécialité : Construction Mécanique

Thème

**Développement d'une batterie Li-ion d'un mini-satellite :
Conception, analyses mécaniques et fabrication.**

Réalisé par :

MOUSSOUS Mohamed

SEMAR Farid

Encadré par :

M^f AGUECHARI Nassim (ASAL)

M^f BOUTTE Aissa (CDS - ASAL)

M^f OULD OUALI Mohand (UMMTO)

Devant le jury composé de :

M^f. AHMED ALI Abdellah

M^f. BELAID Kamel

M^f. AGUECHARI Nassim

M^f. OULD OUALI Mohand

Enseignant-Chercheur à l'UMMTO

Enseignant-Chercheur à l'UMMTO

Chercheur à l'Agence Spatiale Algérienne (ASAL)

Enseignant-Chercheur à l'UMMTO

Président

Examineur

Encadrant

Co-encadrant

Promotion 2023/2024

Remerciements

Nous souhaitons tout d'abord exprimer notre gratitude envers Allah, le Tout-Puissant, pour nous avoir dotés de la volonté, de l'amour du savoir, ainsi que du courage et de la patience nécessaire pour mener à bien ce modeste travail.

Nous tenons à remercier sincèrement nos encadreurs Monsieur AGUECHARI Nassim et Monsieur OULD OUALI Mohand pour leur disponibilité et leurs Conseils précieux tout au long de notre projet.

Nous exprimons également notre reconnaissance à l'équipe du Centre de Développement des Satellites (CDS) de l'Agence Spatiale Algérienne(ASAL), en particulier à Monsieur BOUTTE Aissa, le chef du département du CDS. Cette expérience a été extrêmement enrichissante pour nous et nous sommes Reconnaisants pour la confiance qu'ils nous ont témoignée en nous accordant une certaine autonomie dans notre travail.

Un grand merci également à toute l'équipe du CDS, Notamment à KADA Hadda et ABDAIDI Ismail, pour leur accueil chaleureux et leur soutien qui ont grandement contribué à la réussite de notre stage.

Du fond du cœur, merci à tous.

Dédicaces

C'est avec grand plaisir que je dédie ce modeste travail :

A ma très chère mère

*Quoi que je fasse ou que je dise, je ne saurai point te
remercier comme il se doit.*

A mon très cher père

Tu as toujours été à mes côtés pour me soutenir et m'encourager

A ma sœur ASMA et mon frère ZAKARIA

*A mes grands-parents Qui je souhaite une bonne
Santé et longue vie.*

*A toute ma famille pour l'amour et le respect qu'ils m'ont
toujours accordé.*

A tous mes amies

Et particulièrement mon binôme FARID

A tous ceux qui m'aiment

A tous ceux que j'aime

Mohamed

Dédicaces

À mes parents chéris, mes frères et mes amis précieux,

En ce moment solennel, je souhaite exprimer ma profonde gratitude envers vous, car vous avez été les piliers sur lesquels repose ce mémoire de fin d'études. Votre amour inconditionnel, vos encouragements constants et votre soutien indéfectible ont été des sources d'inspiration précieuses tout au long de ce parcours académique.

À mes parents, vous avez été mes premiers mentors et mes plus grands soutiens. Votre dévouement et vos sacrifices ont rendu cette réalisation possible. Vos conseils avisés ont éclairé mon chemin vers la réussite, et je suis fier de porter votre héritage dans chaque ligne de ce mémoire.

À mes frères, vous avez été mes compagnes de joie et de difficultés. Votre présence a enrichi ce voyage et lui a donné plus de couleur. Vos encouragements chaleureux ont été un moteur essentiel pour avancer, et je vous suis profondément reconnaissant pour l'amour et le soutien que nous partageons. Ce travail est dédié à toute ma famille.

Je remercie également tous mes amis et toutes les personnes qui m'ont aidé de près ou de loin.

Avec toute ma gratitude,

Farid



Sommaire

Dédicaces	3
Dédicaces	4
L'agence spatiale Algérienne ASAL :	10
Missions et attributions de l'ASAL :	10
Le centre de développement des satellites d'Oran :	11
Chapitre I : Généralités sur l'environnement spatial,satellite,etbatterie.	2
Chapitre I : Généralités sur l'environnement spatial, satellite, et batterie	4
I.1 Environnement spatial:	4
I.1.1 Définition de l'environnement spatial	4
I.1.2 Importance de comprendre l'environnement spatial	4
I.1.3 Les composants de l'environnement spatial	5
I.1.4 L'environnement spatial et ses contraintes principales :	7
I.1.5 Contraintes dues à l'environnement thermique	11
I.1.6 Contraintes mécaniques :	15
I.1.7 Lancement du satellite Spot 6 :	22
I.1.8 Les différentes orbites suivies par les satellites :	22
I.2 Satellite :	26
I.2.1 Description d'un satellite :	26
I.2.2 La plateforme :	27
I.2.3 Charge utile de la mission :	28
I.2.4 Classification des satellites	29
I.2.5 Sous-système de puissance (Alimentation) :	33
I.3 Batterie :	35
I.3.1 Introduction :	35
I.3.2 Description d'une batterie :	36
I.3.3 Types de batterie dans l'application spatiale :	38
I.4 Conclusion :	44
Chapitre II :	45
Présentation du produit,conceptionet analyses mécaniques	45
II.	47
II.1 Présentation du projet :	47
II.1.1 Introduction :	47
II.1.2 Architecture générale d'un sous-système de puissance :	47
II.1.3 Description du produit	48
II.2 Conception du produit:	53
II.2.1 Introduction :	53
II.2.2 Conception des parois :	53
II.2.3 Conception des plaques et des cellules :	55
II.3 Mise en plans	59
II.4 Simulation :	59



II.4.1 Model Eléments finis : 59

II.4.2 Conditions aux limites : 61

II.4.3 Analyses mécaniques : 62

II.5 Conclusion..... 73

Chapitre III : Fabrication d'un prototype fonctionnelle..... 73

III. Introduction 74

III.1 Contexte de l'impression 3D 74

III.2 Les avantages de l'impression 3D : 74

III.2.1 Vitesse et impression 3D 74

III.2.2 Fabrication en une seule étape : 75

III.2.3 Coût de fabrication 75

III.2.4 Complexité et liberté de conception : 75

III.2.5 Durabilité : 76

III.3 Types d'impression 3D : 76

III.3.1 Dépôt de fil fondu (FDM) : 76

III.3.2 Stéréo lithographie (SLA) : 77

III.3.3 Frittage sélectif par laser (SLS)..... 77

III.4 Choix du Matériau : 78

III.4.1 Description de PLA : 78

III.4.2 Propriétés de PLA : 80

III.5 Réalisation & prototypage..... 81

III.5.1 Préparation des Fichiers pour l'Impression..... 81

III.5.2 Choix de la machine et son fonctionnement..... 82

III.6 Traitement et Finition : 85

III.7 Problèmes trouvé : 87

III.8 Assemblage de boîtier : 87

III.8.1 Préparation et positionnement des pièces : 87

III.9 Partie soudage 90

III.9.1 Processus de soudage des cellules : 90

III.10 Conclusion : 94



Liste des figures

Figure 1 : Les planètes. 5

Figure 2 : Les planètes naines 5

Figure 3: Les astéroïdes. 6

Figure 4 : Les comètes..... 6

Figure 5 : Les comètes..... 6

Figure 6 : les satellites 7

Figure 7 : Image montrant les radiations autour de la terre..... 8

Figure 8: illustration de particules en mouvement provenant du rayonnement. 9

Figure 9 : répartition en LEO des débris spatiaux. [1] 9

Figure 10 : Trou dans le radiateur de la navette spatiale américaine Endeavour provoqué par un débris. [2] ... 10

Figure 11 : Essaim de météorites sur Terre 10

Figure 12 : Différents échanges thermiques entre un satellite. [1] 13

Figure 13 : la phase de lancement. [3] 15

Figure 14 : Phase de mise à poste du satellite sur son orbite. 15

Figure 15 : Phase de vie en orbite 16

Figure 16 : Satellites fixés sur un plateau. [3] 19

Figure 17 : Interface mécanique avec le lanceur. [3] 20

Figure 18 : décollage la fusée indienne PSLV-C21 avec le satellite Spot 6 [4]. 22

Figure 19 : Illustration des différentes orbites suivies par les satellites. [5] 22

Figure 20: Illustration représentant une orbite LEO. [6] 23

Figure 21 : Illustration représentant une orbite MEO 24

Figure 22 : Illustration d'un satellite spatial accompagné de ses différents sous-systèmes. [7] 26

Figure 23 : Illustration d'une caméra d'un nanosatellite. [8] 29

Figure 24 : illustration d'un radar satellite..... 29

Figure 25 : illustration d'un satellite Spoutnik [8] 31

Figure 26 : illustration d'un satellite explorer 31

Figure 27 : illustration d'un satellite Spoutnik 32

Figure 28 : Architecteur de sous-système de puissance 33

Figure 29 : Schéma générale d'une installation pour un système d'alimentation. [8]. 35

Figure 30 : Illustration d'une batterie (paque + boîtier) 36

Figure 31 : Structure cylindrique (18650) utilisée pour des cellules Li-Ion (aussi utilisée pour Ni-Cd et Ni-Mh) [8] 37

Figure 32 : boîtier de la batterie..... 38

Figure 33 : Comparaison entres quelques types de batterie [18] 41

Figure 34 : Architecture générale d'un sous-système de puissance [17] 47

Figure 35 : Constituants principaux d'une batterie. [17] 49

Figure 36: Arrangement série/parallèle du modèle de batterie proposée 4S/5P. [17] 50

Figure 37 : Parois latérales de la batterie: Dim 158×73×3 mm [17] 53

Figure 38 : Parois avant: 100×88×29 mm. [17] 54

Figure 39: Parois arrière: 100×73×29 mm 54

Figure 40 : Le boîtier de la batterie après assemblage des parois 55

Figure 41 : La plaque en GFRP- Dim 116×96×10 avec alésage intégrés. [17] 56

Figure 42 : La plaque en GFRP- Dim 116×96×10 avec inserts. [17] 56

Figure 43: Paque (plaque & accumulateur) après assemblage 57

Figure 44 : Structure finale de la batterie..... 57

Figure 45 : Vue éclatée de l'assemblage final accumulateur-plaque et boîtier. 58

Figure 46 : Maillage utilisé pour la batterie 60

Figure 47 : caractéristiques de maillage 61

Figure 48: illustration des points d'encastrement (fixations) 61

Figure 49 : Les chargements appliqués à la structure sur logiciel Ansys. 64

Figure 50 : Plan agrandi pour la structure 65

Figure 52 : paramètres extrait de la fiche technique de PSLV..... 70

Figure 53 : paramètres converties introduis sur logiciel Ansys 70

Figure 54 : Exemple des pièces imprimé avec impression 3D FDM. [21] 77



Figure 55: Exemple d'une pièce imprimée avec impression 3D SLA. . [22] 77

Figure 56 : Exemple d'une pièce imprimée avec impression 3D SLS [24]..... 78

Figure 57 : Variété de couleur de bobines de filaments PLA [25] 79

Figure 58 : des bobines de PLA (photo prise au CDS)..... 79

Figure 59 : Configuration et illustration des pièces sur le software IdeaMaker. 82

Figure 60 : imprimante (RAISE-3D) utilisé au CDS..... 83

Figure 61 : illustration de la première couche sur le plateau d'impression. 84

Figure 62 : photo à la fin d'impression prise au CDS 84

Figure 63 : photo après le l'extraction de la pièce du plateau d'impression 85

Figure 64 : Retrait des supports..... 85

Figure 65 : élimination des résidus de support 86

Figure 66 : Finition de la pièce 86

Figure 67 : inspection finale 87

Figure 68: assemblage plaques cellules..... 88

Figure 69 : assemblage paque parois 89

Figure 70 : insertion des vises pour la fixation des parois et plaques 89

Figure 71 : processus de soudage par points par résistance 92

Figure 72 : la forme finale de la batterie 93



Liste des tableaux

Tableau 1: limites de température pour l'équipement typique de véhicules spatiaux. [3].	11
Tableau 2 : : Quelques ordres de grandeur d'albédo [3].	14
Tableau 3: Les charges Quasi-statique pendant le lancement [3].	18
Tableau 4: Niveaux de vibrations sinus.	20
Tableau 5: Niveaux de vibrations aléatoires.	21
Tableau 6 : les différentes sources de radiations et leurs influences. [3].	25
Tableau 7 : catégorisation des satellites selon la masse [7].	30
Tableau 8 : illustrant une comparaison entre quelques types de batterie selon leurs spécifications.	43
Tableau 9 : Caractéristique D'un accumulateur li-ion 18650. [17]	49
Tableau 10 : Caractéristiques d'une batterie li-ion 18650.	50
Tableau 11 : Caractéristiques mécaniques de l'alliage AL6061-T6.	51
Tableau 12 : Le matériau utilisé pour la visserie et ses propriétés.	51
Tableau 13 : Caractéristique physique et mécanique du matériau sélectionné. [17]	52
Tableau 14 Nombre de pièce de la structure. [17]	58
Tableau 15 : Fréquences propres de l'analyse modale pour les six modes.	62
Tableau 16 : paramètres introduit sur logiciel Ansys pour l'analyse vibratoire sinus.	67

L'agence spatiale Algérienne ASAL :

Elle est dotée d'un conseil d'administration composé des représentants de 15 départements ministériels ; d'un comité scientifique composé d'experts dans les domaines des technologies et applications spatiales.

L'Agence Spatiale Algérienne (ASAL) est un établissement public national à caractère spécifique, doté de la personnalité morale et de l'autonomie financière. Elle a été créée auprès du chef du gouvernement par décret présidentiel n° 02-48 du 16 janvier 2002 ; Elle est l'instrument de conception et de mise en œuvre de la politique nationale de promotion et de développement de l'activité spatiale. Son objectif principal est de faire de l'outil spatial un vecteur performant de développement économique, social et culturel du pays et d'assurer la sécurité et le bien-être de la communauté nationale.

Missions et attributions de l'ASAL :

A- Proposer au gouvernement les éléments d'une stratégie nationale dans le domaine de l'activité spatiale et d'en assurer l'exécution ;

B- Mettre en place une infrastructure spatiale destinée à renforcer les capacités nationales ;

C- Mettre en œuvre les programmes annuels et pluriannuels de développement des activités spatiales nationales en relation avec les différents secteurs concernés et d'en assurer le suivi et l'évaluation ;

D- Proposer au Gouvernement les systèmes spatiaux les mieux adaptés aux préoccupations nationales et d'assurer, pour le compte de l'état, leur conception, leur réalisation et leur exploitation ;

E- Proposer au gouvernement une politique de coopération bilatérale et multilatérale adaptée aux besoins nationaux ;

F- Assurer le suivi et l'évaluation des engagements découlant des obligations de l'Etat en matière d'accords régionaux et internationaux dans les domaines de l'activité spatiale.



Logo de l'agence spatiale algérienne

Le centre de développement des satellites d'Oran :

Le Centre, dont les travaux ont été entamés en 2008, a été réalisé sur une assiette foncière de plus de quatre 4 hectares. Il comporte plusieurs bâtiments répartis en bloc modulaire chaque bloc abritant ainsi un département axé sur un domaine précis du développement des satellites, il abrite une bibliothèque dédiée aux travaux de recherche et aux thématiques techniques et scientifiques, un bâtiment destiné à l'intégration des satellites en salle blanche et un autre réservé aux essais d'environnement, permettant des intégrations et des essais sur des satellites pesant jusqu'à 1.000 kg.

L'établissement dispose également d'une station de traitement de l'air afin de mieux gérer les opérations d'intégration et d'essai des engins spatiaux qui nécessitent une assistance très minutieuse en matière de normes et préceptes techniques, d'un organisme de maintenance très rigoureux, de nombreuses salles et équipements pour le stockage des composants, leur nettoyage, l'inspection, les tests thermiques ainsi que des laboratoires mécaniques, électriques, électroniques et optiques voir même de la métrologie. D'autres bâtiments sont spécialisés en télédétection, en géodésie, en géomantique et des technologies spatiales

Le centre dispose aussi de deux radomes, liés à des salles de contrôles, ces radomes sont utilisés pour protéger les antennes l'une en bande S, l'autre en bande X pour les super hautes fréquences afin de mieux gérer les opérations de contrôle et d'acquisition des données issues des satellites d'observation.



Vue satellite du centre de développement des satellites d'Oran CDS/ASAL



Introduction générale

Les systèmes d'alimentation des satellites ont évolué vers la technologie Lithium-ion (Li-ion) au début des années 2000. À l'aube de l'exploration spatiale, diverses technologies ont été utilisées, des systèmes non rechargeables aux systèmes rechargeables. Avec la prolongation de la durée de vie des satellites, la nécessité de systèmes rechargeables pour l'espace est devenue évidente. Associée aux panneaux solaires, la mise au point et la validation des cellules et batteries Nickel-Cadmium pour une utilisation spatiale ont eu lieu dès les années 60, permettant d'alimenter de nombreux satellites.

Le travail présenté dans ce mémoire est structuré en trois chapitres :

Dans le premier chapitre, nous explorerons les divers aspects de l'environnement spatial, en clarifiant sa définition, son importance et les contraintes qu'il impose aux missions spatiales. Nous examinerons en détail les satellites, des instruments essentiels pour l'étude et l'observation de l'espace, en nous intéressant à leur description, à leurs orbites, à leur classification et à leurs sous-systèmes. Enfin, nous aborderons le rôle essentiel des batteries dans le fonctionnement des satellites, en analysant les différents types de batteries utilisés dans l'espace.

Le second chapitre, est consacré à la présentation de projet ainsi qu'à la conception et à la simulation numérique de la batterie. Nous proposons d'abord la structure de la batterie que nous avons conçue avec le logiciel SolidWorks. Afin de vérifier la pertinence de nos choix, nous avons effectué différentes analyses de la réponse de cette batterie au chargement quasi- statique et dynamique correspondant au lanceur PSLV. Pour ce faire, nous avons utilisé le logiciel Ansys.

Dans le troisième chapitre nous présentons notre travail nous avons présenté les différentes techniques d'impression 3D. Ce dernier porte sur la partie expérimentale qui est la fabrication d'un prototype fonctionnel d'une batterie Li-ion pour les satellites, effectuée au niveau de Center De Développements Des Satellites d'Oran de l'agence spatiale Algérienne CDS-ASAL nous citons toutes les étapes jusqu'à la réalisation finale de prototype.

Nous terminons notre travail par une conclusion générale.

Chapitre I : Généralités sur l'environnement spatial, satellite, et batterie.



Introduction :

Dans le domaine de l'exploration spatiale, la compréhension de l'environnement spatial et de ses composants revêt une importance capitale. Ce chapitre se propose d'explorer les divers aspects de l'environnement spatial, en mettant en lumière sa définition, son importance et les contraintes qu'il impose aux missions spatiales. De plus, nous examinerons en détail les satellites, des instruments cruciaux dans l'étude et l'observation de l'espace, en nous intéressant à leur description, à leurs orbites, à leur classification et à leurs sous-systèmes. Enfin, nous aborderons le rôle essentiel des batteries dans le fonctionnement des satellites, en analysant les différents types de batteries utilisés dans l'espace.



Chapitre I : Généralités sur l'environnement spatial, satellite, et batterie

I.1 Environnement spatial :

I.1.1 Définition de l'environnement spatial

L'environnement spatial est l'ensemble des conditions physiques et des phénomènes qui se produisent dans l'espace, notamment autour des planètes, des satellites, des astéroïdes et des étoiles. L'environnement spatial est influencé par le Soleil, le vent solaire, le champ magnétique interplanétaire, les rayonnements cosmiques, la gravité, la température, la pression, etc. L'environnement spatial peut avoir des effets sur les systèmes et les services spatiaux et terrestres, ainsi que sur la santé humaine. C'est pourquoi il est important de connaître et de surveiller la météo spatiale.

I.1.2 Importance de comprendre l'environnement spatial

Comprendre l'environnement spatial revêt une importance capitale à plusieurs égards. Tout d'abord, il exerce une influence significative sur la météo spatiale, qui peut avoir des répercussions cruciales sur les systèmes et les services spatiaux ainsi que sur ceux de la Terre. Des phénomènes tels que les éruptions solaires et les tempêtes géomagnétiques peuvent perturber les communications, la navigation, les réseaux électriques, voire la santé humaine, soulignant ainsi l'importance de surveiller et de comprendre ces phénomènes.

De plus, l'environnement spatial présente des défis uniques aux astronautes qui s'aventurent au-delà de notre atmosphère. Les conditions extrêmes telles que les rayonnements cosmiques, l'apesanteur prolongée, l'isolement et d'autres facteurs peuvent entraîner des effets physiologiques et psychologiques sur les individus, nécessitant des solutions innovantes pour assurer leur bien-être et leur performance dans l'espace.

En outre, l'exploration de l'environnement spatial offre des possibilités sans précédent de découvrir de nouveaux mondes et de mieux comprendre l'origine et l'évolution de l'Univers. L'étude des planètes, des étoiles et des galaxies distantes peut fournir des indices essentiels sur notre propre histoire cosmique et sur la possibilité de vie extraterrestre, ouvrant ainsi de nouvelles perspectives sur notre place dans l'univers.

En conclusion, une compréhension approfondie de l'environnement spatial est essentielle pour protéger nos infrastructures, assurer la santé et la sécurité des astronautes, et élargir nos connaissances sur l'univers qui nous entoure. Cela nous permet de mieux utiliser et préserver nos ressources, de mieux prévenir les risques pour la santé humaine, et de stimuler la découverte et l'exploration dans notre quête de connaissance et de progrès.

I.1.3 Les composants de l'environnement spatial

L'environnement spatial est vaste, englobant une multitude d'éléments situés au-delà de l'atmosphère terrestre. Parmi ces éléments, **les étoiles** se démarquent par leur capacité à générer de la lumière et de la chaleur grâce à des réactions nucléaires. Le Soleil, notre étoile la plus proche, est le parfait exemple de cette formidable source d'énergie.

Les planètes, quant à elles, gravitent en orbite sphérique autour d'une étoile. Dans notre système solaire, huit planètes sont répertoriées : Mercure, Vénus, Terre, Mars, Jupiter, Saturne, Uranus et Neptune. Chacune possède ses propres caractéristiques et particularités, contribuant à la diversité fascinante de notre système planétaire.



Figure 1 : Les planètes.

Les planètes naines, une catégorie distincte mais similaire aux planètes, n'ont pas réussi à éliminer tous les objets de leur orbite. Pluton, Cérés, Éris, Makémaké et Hauméa sont quelques exemples de ces corps célestes captivants, chacun offrant des perspectives uniques sur la formation et l'évolution de notre système solaire.

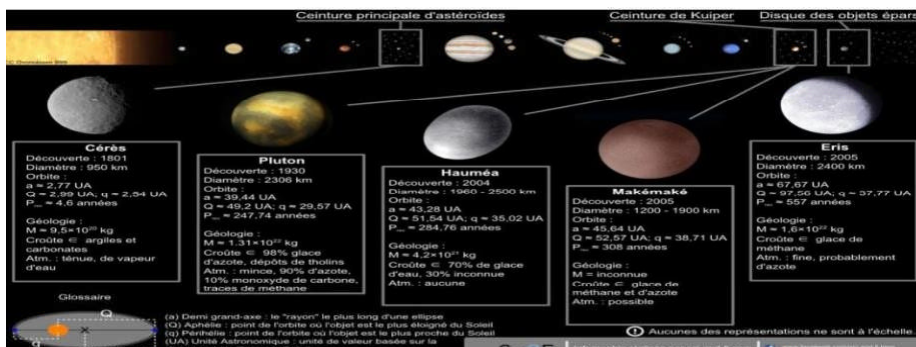


Figure 2 : Les planètes naines

Les astéroïdes, principalement concentrés dans la ceinture située entre Mars et Jupiter, présentent une grande diversité en termes de taille et de forme. Ces fragments rocheux témoignent des processus dynamiques à l'œuvre dans notre système solaire et suscitent un vif intérêt pour leur potentiel en matière d'étude et d'exploration.



Figure 3: Les astéroïdes.

Les comètes, quant à elles, sont des corps glacés suivant des trajectoires orbitales très elliptiques autour du Soleil. Lorsqu'elles s'approchent de notre étoile, elles exhibent une queue brillante de gaz et de poussière, créant un spectacle céleste captivant et mystérieux.



Figure 5 : Les comètes

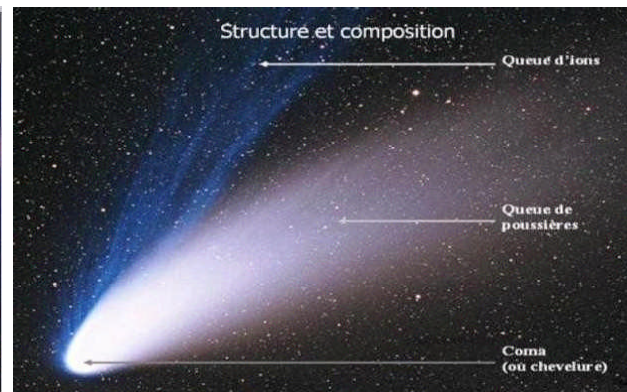


Figure 4 : Les comètes

Enfin, **les satellites** complètent cet écosystème spatial en gravitant autour des planètes ou d'autres corps célestes. Notre unique satellite naturel, la Lune, est l'un des exemples les plus familiers de ces compagnons célestes qui jouent un rôle crucial dans la compréhension et l'exploration de l'environnement spatial.



Figure 6 : les satellites

I.1.4 L'environnement spatial et ses contraintes principales :

Dans l'environnement spatial, les satellites naviguent dans un milieu hostile, exposés à une variété de dangers et de contraintes. Outre les radiations solaires, les débris spatiaux, les météorites et les perturbations orbitales représentent des menaces significatives. Les radiations solaires peuvent endommager les composants électroniques, tandis que les débris spatiaux peuvent causer des collisions dévastatrices. Les météorites, bien que rares, présentent également un risque de dommages lorsqu'elles entrent en collision avec un satellite. Les perturbations orbitales, telles que les interactions gravitationnelles avec d'autres corps célestes, peuvent également affecter la trajectoire des satellites. Ensemble, ces éléments constituent un environnement complexe nécessitant une planification minutieuse pour assurer la sécurité et la durabilité des satellites en orbite.

I.1.4.1 Radiations :

Les satellites orbitent dans un environnement de large diversité de particules dans un spectre d'énergie très grand.

Lorsqu'une quantité d'énergie s'accumule progressivement pendant une mission spatiale, cela peut altérer la physique des matériaux des composants électroniques, entraînant des variations dans leurs caractéristiques électriques, phénomène connu sous le nom d'effet de dose. Pendant la mission, il existe une chance que des ions interagissent avec des composants électroniques déjà altérés par cette dose, pouvant conduire à la création de conducteurs de type "filament" suite au passage d'une particule unique, provoquant ainsi des court-circuits localisés et des altérations dans le fonctionnement de l'application. [1]

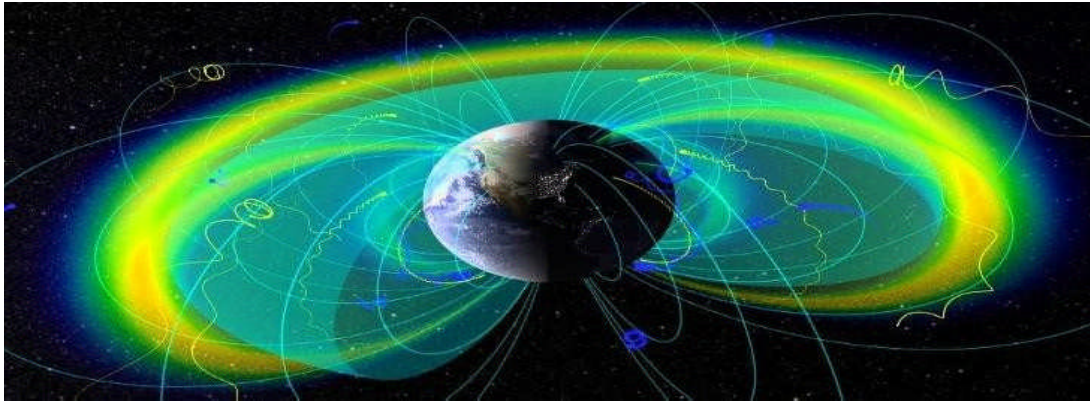


Figure 7 : Image montrant les radiations autour de la terre.

La fiabilité des systèmes spatiaux face aux radiations dépend de l'utilisation de technologies éprouvées et d'une méthodologie de test rigoureuse. L'exposition des satellites à des événements d'origine militaire, tels que l'explosion exo atmosphérique d'une arme nucléaire (Flash Fort de Débit de Dose), est due à une irradiation combinée des différentes composantes de l'environnement spatial naturel. Ce flash induit la création d'un nombre suffisant de paires électron-trou dans le silicium, générant ainsi des photo-courants dans les transistors. Le phénomène connu sous le nom de TREE (Transient Radiation Effects on Electronics) se manifeste par la collecte de ces photo-courants dans les zones de charge d'espace des dispositifs électroniques, provoquant des perturbations transitoires observées au niveau des applications.

I.1.4.2 Perturbations orbitales :

En orbite, diverses particules chargées avec des énergies moyennes (de quelques keV à une dizaine de KeV) peuvent entraîner le chargement des satellites, créant ainsi un risque électrostatique. Lors de la conception du satellite, ce risque est pris en compte, et les systèmes et sous-systèmes du satellite sont conçus pour résister à de telles décharges électrostatiques. [1]

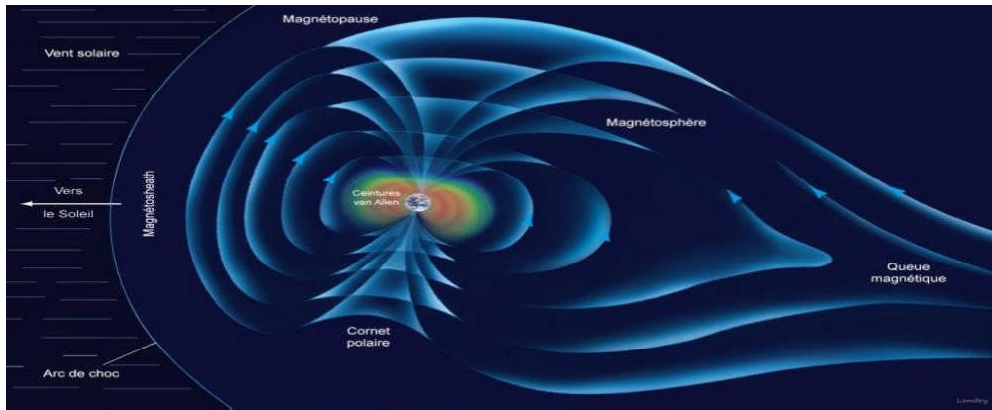


Figure 8: illustration de particules en mouvement provenant du rayonnement.

I.1.4.3 Débris et météorites :

Débris :

A partir de 300km d'altitude, il est possible de trouver des obstacles qui freinent le satellite (ou le mettre hors service) sur son orbite.

Depuis le début de l'exploration spatiale, le nombre de débris artificiels en orbite, comprenant des satellites et des fragments de satellites, n'a cessé d'augmenter. Actuellement, on estime qu'il y a environ 5 400 objets de plus d'un mètre, 34 000 objets de plus de 10 centimètres, environ 900 000 objets de plus d'un centimètre, et environ 130 000 000 objets de plus d'un millimètre.



Figure 9 : répartition en LEO des débris spatiaux. [1]

Cette accumulation de débris représente une menace significative pour les satellites. Avec des vitesses relatives pouvant atteindre jusqu'à 20 km/s, même un petit débris de quelques centimètres pourrait gravement endommager voire désactiver un satellite. La prise de conscience orbite (nommé Cerise).de ce problème s'est intensifié suite à un accident impliquant un fragment du troisième étage d'une fusée qui avait explosé en vol après avoir heurté un microsatellite en Image du trou d'entrée créé sur le panneau de radiateur de la navettespatiale

Endeavour par l'impact de débris spatiaux inconnus. [1]



Figure 10 : Trou dans le radiateur de la navette spatiale américaine Endeavour provoqué par un débris. [2]

Les météorites :

Les **météorites**, qui sont les restes du nuage primitif, jouent un rôle fondamental dans la formation des planètes. Actuellement, l'espace est encombré de nombreux "petits cailloux" de différentes tailles. Cependant, ils ne présentent pas de risque potentiel, que ce soit pour les êtres humains ou pour les satellites. [1]



Figure 11 : Essaim de météorites sur Terre

I.1.4.4 Oxygène atomique :

Dans l'atmosphère, spécialement aux altitudes comprises entre 200 et 800km, le composant le plus dominant est l'oxygène atomique, dû à la dissociation des molécules d'oxygène par les rayons ultraviolets, UV. [1]

Les satellites placés en orbite basse terrestre (LEO) sont particulièrement vulnérables à l'interaction avec l'oxygène atomique, qui constitue la principale cause de dégradation des revêtements polymères. Cette dégradation se manifeste principalement sur la face avant du satellite, où les matériaux externes subissent une érosion prématurée. Ce phénomène est attribué au pouvoir oxydant de l'oxygène atomique, qui est amplifié par son énergie cinétique élevée (5 eV), elle-même liée à la vitesse du satellite en orbite (8 km/s). Les effets de l'oxygène atomique incluent la décomposition des couches organiques, l'oxydation et même la luminescence (due à l'interaction entre les atomes et les surfaces), pouvant perturber certaines expériences optiques. [1]

I.1.5 Contraintes dues à l'environnement thermique

Les divers instruments de mesure, équipements et sources d'alimentation présents à bord d'un véhicule spatial nécessitent des conditions de température spécifiques pour fonctionner de manière optimale, sans risque de dommages. Les composants d'un satellite doivent être maintenus dans des plages de température précises pour garantir leur bon fonctionnement, comme indiqué dans le tableau 1 des limites de température pour l'équipement typique. [3]

Tableau 1: limites de température pour l'équipement typique de véhicules spatiaux. [3].

Sous- Système Equipement	Non Opérationnel	Opérationnel
Télécommunication		
Récepteur	-30 / +55°C	+10 / +45 °C
IMPUT Multiplexeur	-30 / +55°C	-10 / +30°C
OUTPUT Multiplexeur	-30 / +55°C	+10 / +50°C
T.O.P	-30 / +55°C	+10 / +55°C
Antenne	-170 / +55°C	-170 / +90°C
Energie de bord		
Panneaux solaire	-160 / +80°C	-160 / +80°C



Moment Angulaire	-10 / +25°C	0 / +25°C
Roue	-15 / +55°C	+1 / +45°C
Contrôle d'attitude		
Senseurs terrestres soleil	-30 / +55°C	+1 / +55°C
Moment Angulaire	-30 / +55°C	+1 / +45°C
Roue	-15 / +55°C	+1 / +45°C
Propulsion		
Moteur d'apogée	+5 / +35°C	
Réservoir (Ergols)	+10 / +120°C	+10 / +50°C
Propulseurs (tuyères)	+10 / +120°C	+10 / +120°C
Structure		
Mécanique pyrotechnique	-170 / +55°C	-115 / +55°C
Interface de séparation	-40 / +55°C	-15 / +40°C

Les températures des composants d'un satellite sont influencées par plusieurs facteurs, notamment l'échange d'énergie avec l'environnement spatial, la gravité, les rayonnements électromagnétiques, et le flux de particules et de micrométéorites. Le contrôle thermique vise à maintenir ces températures dans des limites spécifiées tout au long de la mission, en tenant compte des différentes phases telles que le pré-lancement, le lancement et la mise en orbite. En orbite, les échanges thermiques se font principalement par rayonnement, tandis qu'au sol, ils se font surtout par convection et conduction. De plus, l'énergie est une ressource précieuse en orbite, nécessitant des moyens efficaces de captage, transformation et stockage. Les véhicules spatiaux interagissent constamment avec leur environnement en recevant de l'énergie du soleil et de la Terre, et en perdant de l'énergie par rayonnement propre et, parfois, par convection avec l'air ambiant. [3]

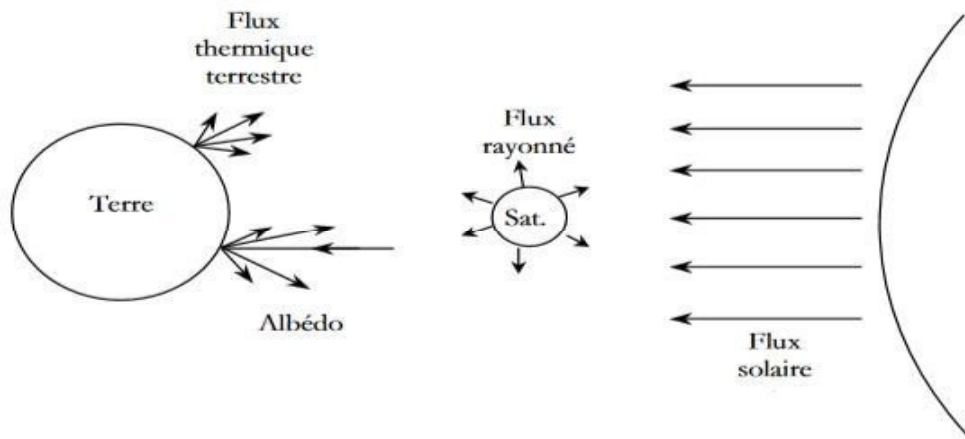


Figure 12 : Différents échanges thermiques entre un satellite. [1]

I.1.5.1 Le flux solaire direct :

Le rayonnement solaire est crucial dans l'analyse thermique des engins spatiaux, avec des variations spectrale et d'intensité entre l'espace et la surface terrestre. L'intensité du rayonnement solaire varie en fonction de l'altitude et de l'angle zénithal du soleil. Environ 70% du rayonnement solaire atteint la surface terrestre par rapport à l'espace. La distribution spectrale du rayonnement solaire dans l'espace est similaire à celle d'un corps noir à 5800°K, souvent représentée par le spectre de Johnson. La moyenne du flux solaire dans l'espace est d'environ 1353W/m², définie comme la constante solaire, variant de 3% au cours de l'année en raison de l'orbite non parfaitement circulaire de la Terre autour du soleil. [3]

Dans la plupart des missions spatiales, on suppose généralement deux choses pour estimer le flux solaire :

- Le rayonnement est parallèle.
- Le flux solaire ne dépend pas de l'altitude.

Ces hypothèses permettent de calculer l'intensité du flux solaire incident sur une surface non éclairée par d'autres sources, exprimée par la formule :

$$\Phi_s = C_s \mu A$$

Où : C_s est la constante solaire (W/m²).

I.1.5.2 Le flux Albédo :

Le flux d'albédo représente la part du rayonnement solaire incident sur la Terre qui est réfléchié dans l'espace par la partie éclairée de la Terre. L'albédo varie localement en fonction de la surface réfléchissante, avec une réflexivité généralement plus élevée sur les terres continentales que sur les océans, et augmentant avec la couverture nuageuse et la diminution de l'angle solaire. En moyenne, l'albédo terrestre est estimé à 35%, mais cette valeur peut varier considérablement localement. Mesurer l'albédo est difficile, mais des valeurs approximatives sont obtenues à partir de radiomètres embarqués sur des satellites ou des sondes, ou encore en calculant les températures à partir de satellites en orbite. [3]

Tableau 2 : : Quelques ordres de grandeur d'albédo [3].

Neige fraîche	0.8 à 0.9
Nuages	0.4 à 0.8
Déserts	0.25 à 0.30
Forets	0.05 à 0.10
Océans	0.04

Pour un satellite qui survole une grande surface de la Terre, un coefficient d'albédo moyen d'environ 0,35 peut être utilisé. Le coefficient d'albédo (α) est défini comme le rapport entre l'énergie réémise et l'énergie solaire incidente. Le flux d'albédo sur le satellite varie en fonction de l'angle β entre les directions Terre-Soleil et de la distance Terre-véhicule, exprimé par le facteur de visibilité $FA = FA(\beta, \text{altitude})$. Ainsi, le flux d'albédo Φ_A peut être calculé comme $\alpha * CS * FA$, où CS représente la constante solaire et $\alpha * CS$ est équivalent à CA . [3]

I.1.5.3 Flux terrestre direct :

La Terre et son atmosphère émettent un rayonnement similaire à celui d'un corps noir à une température d'environ 250°C. Pour maintenir un équilibre thermique, la Terre émet de l'énergie sous forme de rayonnement infrarouge, principalement absorbé par l'atmosphère. Cette dernière agit comme un corps noir à environ 155K, mais le spectre de ce rayonnement diffère en raison des interactions avec les composants atmosphériques. En moyenne, le rayonnement thermique près de la surface terrestre est d'environ $237 \pm 7 \text{ W/m}^2$. Cependant, l'énergie reçue varie selon l'altitude, allant de 210 W/m^2 à 200 km d'altitude à 5 W/m^2 à 36 000 km. Un facteur de vue

terrestre (FT) est défini pour calculer le flux incident sur une surface en fonction de sa forme, orientation par rapport à la Terre et altitude, en utilisant la puissance émise à la surface de la Terre (Cr) et l'aire de la surface (A). [5]

$$\Phi T = A Cr FT$$

I.1.6 Contraintes mécaniques :

Les sollicitations mécaniques s'inscrivent dans trois phases :

La phase de lancement au cours de laquelle les sollicitations sont essentiellement liées à la technologie et aux performances du lanceur. [3]



Figure 13 : la phase de lancement. [3]

Le développement, La phase de mise en orbite du satellite implique principalement des défis liés à sa technologie et à ses performances. [3]



Figure 14 : Phase de mise à poste du satellite sur son orbite.

La phase opérationnelle en orbite, durant laquelle le satellite exécute sa mission, est caractérisée par des contraintes principalement liées à la technologie du satellite ainsi qu'à la nature spécifique de son orbite, qu'elle soit géostationnaire, en orbite basse ou autre, et par conséquent, à la mission qu'il accomplit.

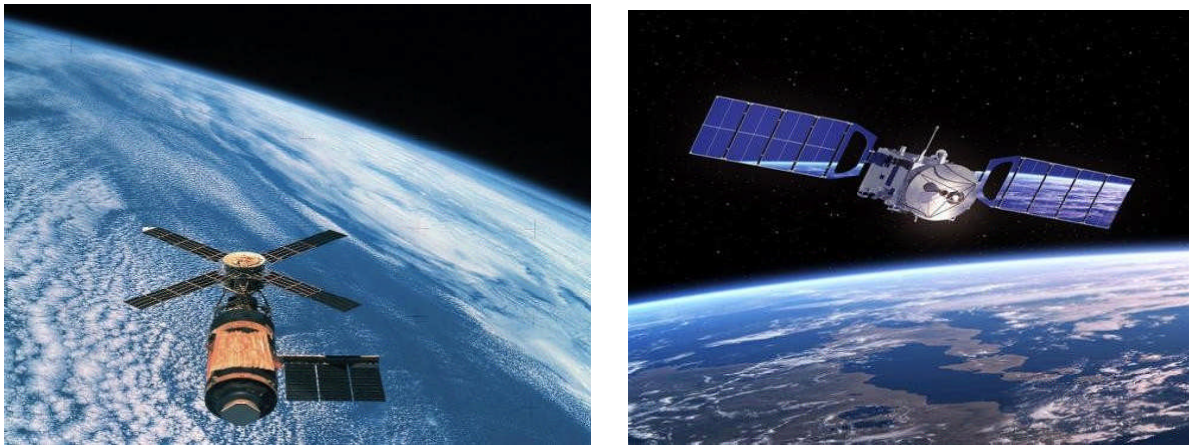


Figure 15 : Phase de vie en orbite

Les différents environnements mécaniques induits peuvent être catégorisés en plusieurs types, chacun ayant ses propres caractéristiques et implications sur la conception et le fonctionnement des satellites.

Les accélérations statiques ou très basse fréquence, telles que celles induites par la poussée au décollage, imposent des contraintes importantes sur les composants et les structures du satellite. La capacité à supporter ces accélérations sans subir de dommages est essentielle pour garantir le succès de la mission. [3]

Les vibrations, qu'elles soient de type sinus basse fréquence ou transitoires, représentent un autre défi majeur pour la conception des satellites. Les vibrations peuvent être causées par divers facteurs tels que les oscillations de poussée, les rafales de vent ou les opérations de séparation des lanceurs. La capacité à atténuer ou à absorber ces vibrations est cruciale pour préserver l'intégrité fonctionnelle des composants électroniques et pour maintenir la stabilité structurelle du satellite. [3]

Les chocs à haute fréquence, générés lors des opérations de séparation des lanceurs ou du déploiement des panneaux solaires, représentent un autre aspect important des contraintes mécaniques auxquelles les satellites sont soumis. La conception des structures doit prendre en compte la capacité à absorber ces chocs tout en préservant l'intégrité des composants et des



systèmes embarqués. [3]

Les micro vibrations, bien que de faible amplitude, peuvent avoir des effets néfastes sur les opérations de contrôle d'attitude du satellite. La conception des mécanismes de contrôle doit donc prendre en compte la réduction de ces micros vibrations pour assurer la précision et la stabilité du satellite en orbite. [3]

Enfin, les cycles thermoélastiques, résultant des variations de température sur l'orbite et des différents modes de fonctionnement du satellite, imposent également des contraintes mécaniques sur les composants électroniques et les structures du satellite. La capacité à gérer ces variations de température tout en maintenant l'intégrité fonctionnelle du satellite est essentielle pour assurer le succès de la mission. [3]

L'analyse mécanique vise à garantir que l'équipement satellite peut résister à ces environnements sans subir de dommages, en vérifiant notamment la raideur pour assurer un découplage dynamique, en préservant l'intégrité des composants électroniques et structuraux, et en limitant les contraintes dans les matériaux. La conception des structures doit donc prendre en compte ces diverses sollicitations pour assurer la robustesse et la durabilité du satellite, en prévoyant des marges de sécurité.

Il est crucial de comprendre ces sollicitations pour concevoir des mécanismes fiables, notamment en raison de l'importance des performances du satellite en orbite et de la nécessité de minimiser la dégradation des matériaux avant et pendant la mission. Les charges mécaniques peuvent être soit statiques, demeurant constantes dans le temps, soit dynamiques, variant au fil du temps.

Découplage fréquentiel :

Pour éviter que le lanceur et le satellite ne soient trop solidement liés, il est essentiel que la structure reste suffisamment rigide pour maintenir ses fréquences naturelles dans des plages spécifiques. Pour le COSMOS 3, cela signifie que la première fréquence naturelle dans la direction longitudinale doit être supérieure à 25 Hz, et dans les axes latéraux, elle doit être supérieure à 10 Hz. Ces fréquences concernent l'ensemble de la structure. Les panneaux solaires et les mécanismes, étant des composants de masse importante, doivent également être pris en compte, car ils pourraient influencer ces fréquences et contribuer à des modes de vibration significatifs. [3]

I.1.6.1 Charges statiques et quasi-statiques :

Les charges statiques et quasi-statiques proviennent des diverses accélérations subies par le satellite, que ce soit au sol ou lors du lancement. Au sol, ces charges sont causées par le poids des composants sur la structure lors de l'intégration, du transport, de la manutention, etc. La gravité est le principal facteur à prendre en compte, ainsi que les éventuelles accélérations supplémentaires subies par le satellite. Cependant, dans notre cas, ces charges ne sont pas les plus importantes en termes d'intensité pour le satellite.

Les charges quasi-statiques, tout comme celles dues à la gravité, sont des chargements uniformes répartis dans le volume. Elles s'appliquent au centre de gravité de la structure. Pendant le lancement, le lanceur est soumis à différentes accélérations, et les charges quasi-statiques sont une combinaison des accélérations statiques et dynamiques observées lors des différentes phases de vol.

Les effets dynamiques considérés proviennent de diverses sources telles que l'allumage du moteur, l'augmentation de pression dans les conduits d'échappement du pas de lancement, les rafales de vent, le passage en transsonique, et d'autres chocs aérodynamiques. Les valeurs ne prennent pas en compte les vibrations acoustiques et aléatoires, se concentrant uniquement sur les accélérations continues et les effets transitoires à basse fréquence. Ces charges dépendent du lanceur utilisé et de la position du satellite à l'intérieur de celui-ci.

Les charges quasi-statiques sont souvent utilisées pour le pré-dimensionnement des structures primaires. Cependant, elles incluent des chargements dynamiques traités comme statiques, ce qui nécessitera des analyses plus approfondies pour vérifier que les structures résistent aux vibrations. [3]

Tableau 3: Les charges Quasi-statique pendant le lancement [3].

	PSLV
Accélération Longitudinal (g)	7/-2,5
Accélération Latérale (g)	6

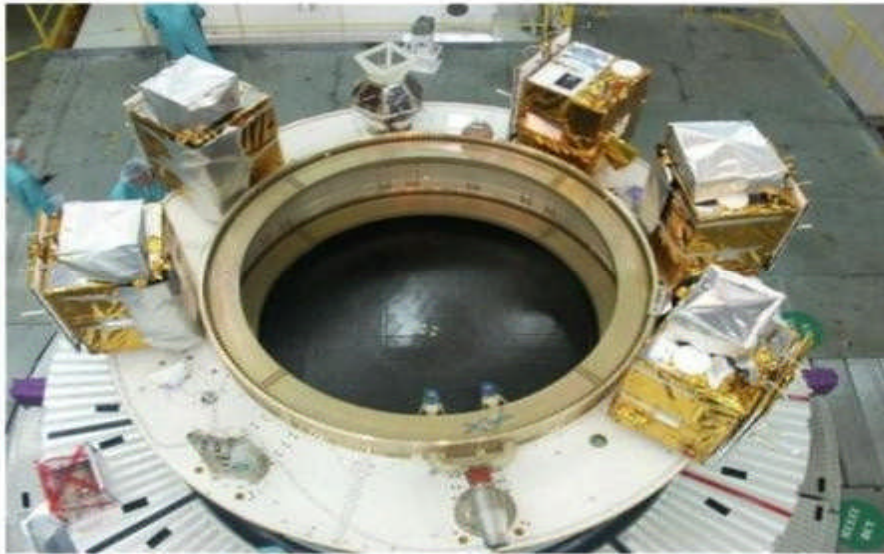
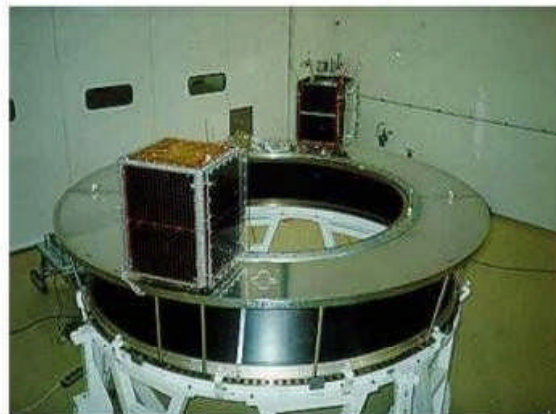
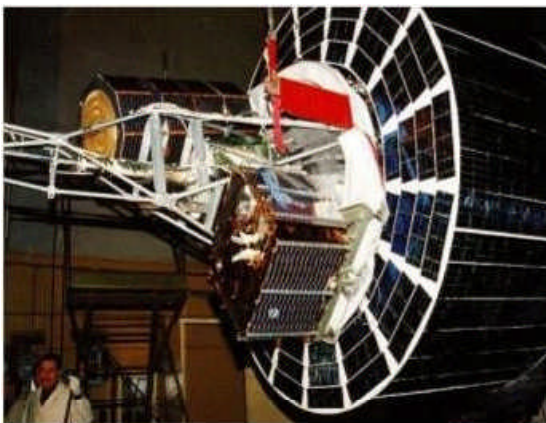


Figure 16 :Satellites fixés sur un plateau. [3]

I.1.6.2 Environnement vibratoire :

Les tests avant le lancement comprennent les vibrations sinusoïdales, les vibrations aléatoires et les chocs, avec des critères de qualification et d'acceptation, les premiers étant plus stricts. Pour valider une conception, les tests doivent réussir avec les critères de qualification, nécessitant des composants de qualité impeccable. Cela assure que lors de la production en série, les critères d'acceptation seront respectés. Ainsi, dans la conception mécanique, nous nous appuyons sur les critères de qualification. Les valeurs d'excitation sont données pour l'interface entre le satellite et le lanceur, à la base du satellite, qui est fixé à l'anneau de séparation avec des points disposés en cercle. [3]



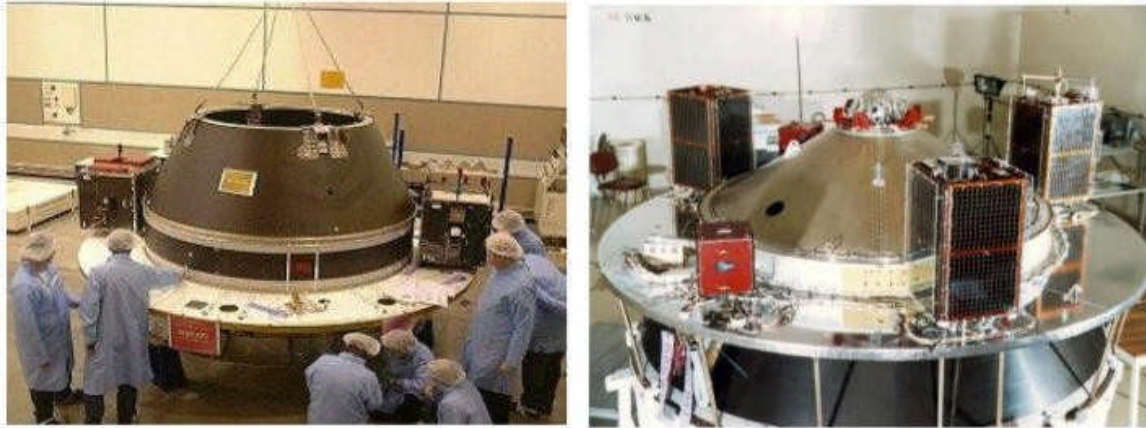


Figure 17 : Interface mécanique avec le lanceur. [3]

I.1.6.3 Vibrations sinus :

Lors des tests, le signal appliqué est sinusoïdal et sa fréquence varie selon une certaine vitesse sur une plage donnée. L'intensité du signal est ici donnée en amplitude de déplacement ou en amplitude d'accélération, les deux grandeurs pouvant être reliées facilement puisque l'accélération est la dérivée seconde du déplacement qui est un sinus. [3]

L'accélération maximale (quand le sinus vaut 1 ou -1) est donc proportionnelle au carré de la fréquence fois le déplacement maximal.

$$d^2 \sin wt / dt^2 = -w^2 \sin wt$$

A basse fréquence l'amplitude du déplacement appliqué est constante mais l'amplitude en accélération augmente comme le carré de la fréquence. A plus haute fréquence, l'accélération est constante et dès lors l'amplitude diminue comme le carré de la fréquence. [3]

Tableau 4: Niveaux de vibrations sinus

	Intervalles de de fréquence [Hz]	Amplitude
Axe longitudinal	4-10	10 mm
	10-100	3,75 g
Axe latéral	2-8	10 mm
	8-100	2,5g

Vitesse de balayage		2 Oct/min
---------------------	--	-----------

I.1.6.4 Vibrations aléatoires :

Comme leur nom l'indique, elles ne peuvent pas être déterminées précisément dans le temps. Leur définition est donc statistique. Ce sont les vibrations d'origine acoustique contenant des ondes à de nombreuses fréquences qui causent les vibrations aléatoires. [3]

Les niveaux sont donnés en DSP d'accélération (densité spectrale de puissance), c'est-à-dire la répartition fréquentielle de la puissance du signal d'accélération. Pour un signal $f(t)$ de transformée de Fourier $FT(w)$, la DSP $Sf(w)$ s'écrit :

$$sf(w) = \lim_{T \rightarrow \infty} FT(W)^2 / T$$

La durée des tests est de deux minutes pour chaque axe pour les niveaux de qualification et une seule minute pour l'acceptante. [3]

Les structures les plus sujettes à ce type d'excitation sont les plus légères et de surface les plus élevées, comme les panneaux solaires. Les structures lourdes sont en général peu affectées.

Dans le cas du lanceur PSLV :

Tableau 5: Niveaux de vibrations aléatoires

Fréquence	Densité spectrale PSD [g ² /Hz]
20	0,002
110	0,002
250	0,034
1000	0,034
2000	0,009
GRMS	6,7
Durée	2 min/axis

I.1.6.5 Chocs :

Les chocs apparaissent lors de la séparation des différents étages du lanceur, du largage de la coiffe et de la séparation du lanceur du satellite même. Le satellite et en particulier les équipements doivent démontrer leur résistance aux chocs. [3]

I.1.7 Lancement du satellite Spot 6 :

Dimanche 9 septembre, dans le centre spatiale satish dhawan à Sriharikota de lancement indienne a eu le lancement du lanceur PSLV-C21. La figure 19 montre une photo de lancement Spot 6. [4].



Figure 18 : décollage la fusée indienne PSLV-C21 avec le satellite Spot 6 [4].

I.1.8 Les différentes orbites suivies par les satellites :

Les niveaux de radiation subis par un engin spatial varient considérablement en fonction de sa trajectoire à travers différentes sources de rayonnement. Afin de mieux comprendre et gérer ces variations, les orbites sont catégorisées en divers types. Cette distinction orbitale est essentielle pour évaluer et réduire l'exposition des équipements et des astronautes aux risques liés aux particules cosmiques et aux radiations spatiales.



Figure 19 : Illustration des différentes orbites suivis par les satellites. [5]

I.1.8.1 Les orbites basses(LEO) :

Les engins spatiaux suivant une orbite basse terrestre (LEO) traversent les ceintures de Van Allen plusieurs fois par jour. Les flux de particules qu'ils rencontrent varient considérablement en fonction de l'inclinaison et de l'altitude de leur orbite. Les variations les plus marquées se produisent pour des inclinaisons faibles (entre 0 et 30 degrés) et des altitudes basses (entre 200 et 600 km). En conditions magnétiques normales, les satellites avec une inclinaison inférieure à 45 degrés sont entièrement protégés contre les protons provenant des éruptions solaires. [3]

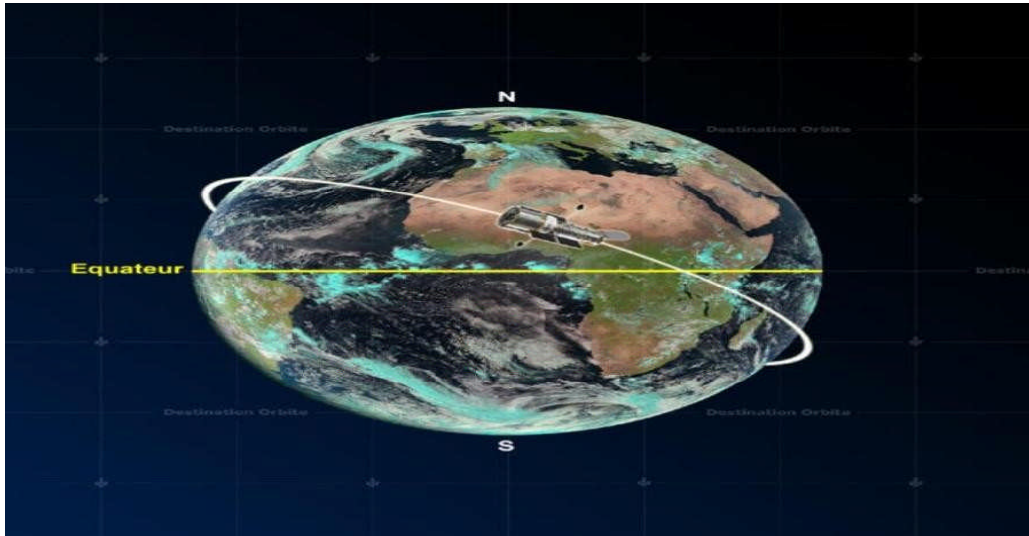


Figure 20: Illustration représentant une orbite LEO. [6]

I.1.8.2 Les orbites moyennes (MEO) :

L'orbite terrestre moyenne couvre une vaste gamme d'orbites allant de LEO à GEO. Elle partage des similitudes avec LEO en ce sens qu'elle n'est pas définie par une trajectoire spécifique autour de la Terre, et elle est utilisée par une variété de satellites pour diverses applications. Cette orbite est notamment utilisée par des satellites de positionnement tels que le système européen Galileo, qui fournit des services de navigation en Europe pour des usages allant de la navigation des avions commerciaux aux smartphones. Galileo repose sur une constellation de satellites pour offrir une couverture mondiale en temps réel.

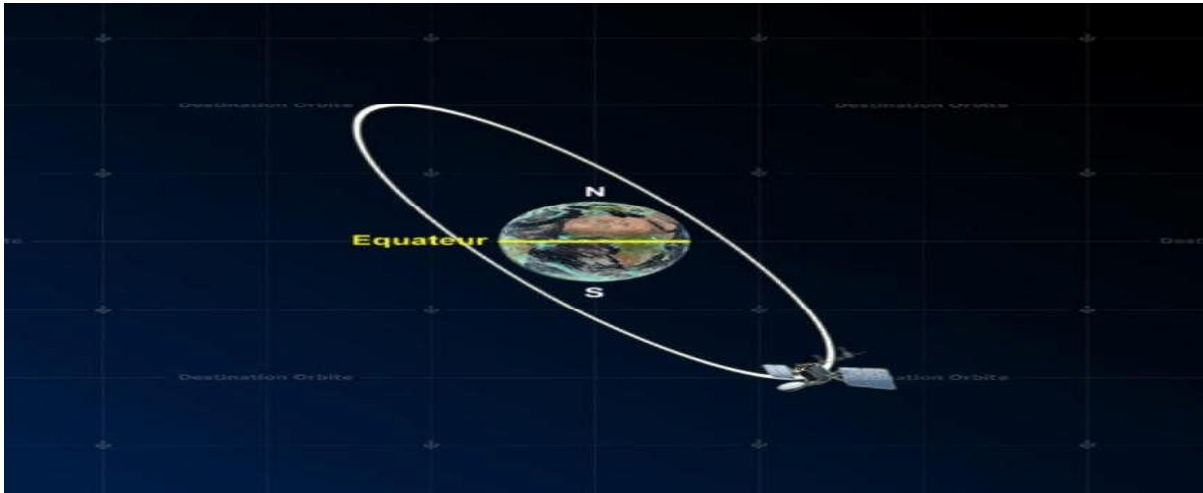


Figure 21 : Illustration représentant une orbite MEO

I.1.8.3 Les orbites très elliptiques (HEO) :

Les satellites en orbite hautement elliptique (HEO) présentent des défis similaires aux satellites en orbite basse terrestre (LEO) en ce qui concerne les ceintures de radiations et l'exposition aux rayonnements cosmiques et aux éruptions solaires. En raison de leurs altitudes élevées à l'apogée, dépassant souvent les 30 000 kilomètres, ces engins spatiaux peuvent traverser les ceintures de radiations plusieurs fois par jour, augmentant ainsi leur vulnérabilité aux effets nocifs des rayonnements cosmiques et des éruptions solaires. [3]

I.1.8.4 Les orbites géostationnaires (GEO) :

Les satellites en orbite géostationnaire (GEO), situés à une altitude de 35 860 kilomètres, sont principalement dédiés aux télécommunications. À cette altitude, les protons piégés dans les ceintures de Van Allen ne possèdent pas suffisamment d'énergie pour causer des effets de seuil d'événements (SEE). Cependant, les électrons de la zone extérieure, les plus énergétiques, contribuent à la dose cumulée de radiation reçue par les satellites. De plus, étant exposés aux rayons cosmiques et aux éruptions solaires sans la protection de la magnétosphère, ces satellites sont particulièrement vulnérables à ces phénomènes. [3]

I.1.8.5 Les orbites planétaires et interplanétaires (OP ET OIP) :

L'évaluation du rayonnement environnemental pour ce type de mission est extrêmement complexe, nécessitant la prise en compte de plusieurs facteurs tels que le nombre de passages à travers les ceintures de radiation, la proximité par rapport au soleil et le niveau de connaissance de l'environnement de la planète de destination. Pour les vols proches du soleil et pendant les

périodes d'activité solaire maximale, une analyse approfondie est nécessaire pour tenter de modéliser précisément le rayonnement auquel l'engin sera exposé. Les principales sources de radiations, l'influence du cycle solaire sur celles-ci ainsi les modèles utilisés pour les représenter et les types d'orbite affectées. [3]

Tableau 6 : les différentes sources de radiations et leurs influences. [3]

Sources de radiation	Modèles	Influence du cycle solaire	Variations	Type des orbites affectées
Protons de la ceinture de Van Allen	AP8	L'énergie varie à l'inverse du cycle solaire	Champs géomagnétiques Eruptions Solaires. Tempêtes géomagnétiques	LEO, HEO, orbites de transfert
Electrons de la ceinture de Van Allen	AE8	L'énergie varie suivant le cycle solaire	Champs géomagnétiques Eruptions solaires. Tempêtes géomagnétiques	LEO, HEO, GEO , orbites de transfer
Ions cosmiques	CRÈME, CHIME.	L'énergie varie suivant le cycle solaire	Niveau d'ionisation	LEO, HEO, GEO , interplanétaires

Protons des éruptions solaires	SOLPRO JPL92	En grands nombres durant la phase d'activité solaire maximale.	Selon la distance au soleil, position de l'éruption solaire.	LEO (inclinaison >45°), HEO, GEO, interplanétaires
Ions lourds des éruptions solaire	CREME PL92, CHIME	En grands nombres durant la phase d'activité solaire maximale.	Selon la distance au soleil, position de l'éruption solaire	LEO, HEO, GEO, interplanétaires

I.2 Satellite :

I.2.1 Description d'un satellite :

Un satellite est un système divisé en deux parties, la charge utile et la plateforme. Chaque sous système est subdivisé en équipements.

La plateforme assure un bon fonctionnement du satellite, car elle comprend tous les systèmes nécessaires pour assurer son bon fonctionnement. Bien que la plateforme ne contribue pas directement à la mission du satellite, elle est indispensable pour que la partie principale du satellite, appelée la "charge utile", puisse remplir sa fonction correctement. Cette charge utile est constituée de plusieurs sous-systèmes qui sont cruciaux pour différentes phases de la mission. [7]

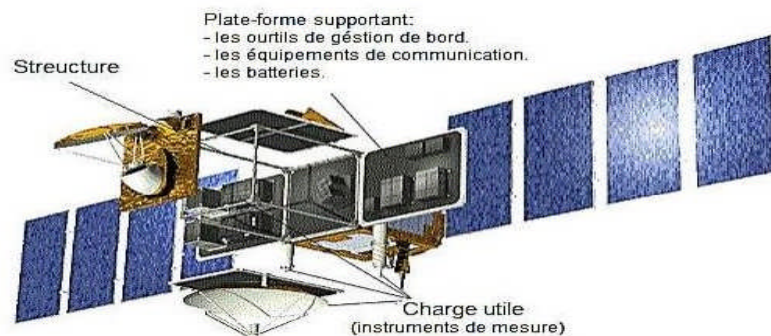


Figure 22 : Illustration d'un satellite spatial accompagné de ses différents sous-systèmes. [7]

I.2.2 La plateforme :

La plate-forme comporte :

I.2.2.1 L'ordinateur de bord :

L'*ordinateur* de bord joue un rôle central en effectuant les calculs nécessaires pour coordonner les activités des autres sous-systèmes de la plateforme ainsi que de la charge utile elle-même.

I.2.2.2 Sous-système de communication

Le sous-système de communication d'un satellite gère les liaisons avec les stations au sol et d'autres satellites. Il comprend des antennes, des amplificateurs, des équipements de modulation et de démodulation, ainsi que des systèmes de contrôle. Ce système permet la transmission de données, d'images et de commandes entre le satellite et les centres de contrôle au sol, tout en facilitant la communication entre les satellites eux-mêmes.

I.2.2.3 Le Contrôle d'altitude

Ensuite, le sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite est chargé de maintenir le satellite dans une orientation et une position favorables pendant la phase opérationnelle de la charge utile, assurant ainsi son bon fonctionnement.

I.2.2.4 Le S/S énergie de borde

Le sous-système d'alimentation électrique est primordial, car il fournit l'énergie nécessaire pour alimenter tous les composants du satellite pendant sa mission. Il peut comprendre des éléments tels que des batteries, des cellules solaires et des régulateurs de charge/décharge de batterie pour assurer un approvisionnement constant en énergie.

I.2.2.5 Le S/S contrôle thermique

Le sous-système de régulation thermique maintient les composants du satellite dans une plage de températures acceptables, ce qui est crucial pour garantir le bon fonctionnement des équipements électroniques et mécaniques à bord.

I.2.2.6 Le S/S propulsion

Le sous-système de propulsion permet d'effectuer des manœuvres telles que le contrôle et la correction de l'orbite et de l'altitude, la désorbitation et la correction d'apogée, ce qui est essentiel pour maintenir le satellite en position et assurer le succès de sa mission.

I.2.3 Charge utile de la mission :

La charge utile est la partie du satellite qui réalise la fonction principale du satellite, selon son domaine d'application. Par exemple, un satellite de télécommunication aura une charge utile composée d'émetteurs et de récepteurs radio, tandis qu'un satellite d'observation de la Terre aura une charge utile composée de caméras optiques ou radar. La charge utile peut varier en taille, en masse, en puissance et en complexité selon la mission du satellite. La charge utile est généralement conçue et développée par des spécialistes du domaine concerné, en collaboration avec les ingénieurs de la plateforme. La charge utile doit être adaptée aux contraintes de l'environnement spatial, comme les radiations, les vibrations, les températures extrêmes, etc. La charge utile doit également être compatible avec les autres équipements de la plateforme, notamment en termes d'interface électrique, mécanique et thermique. La charge utile est souvent le facteur limitant de la durée de vie du satellite, car elle peut s'user ou se dégrader avec le temps.

I.2.3.1 Les satellites de télécommunications :

Tout d'abord, ces satellites sont équipés d'émetteurs, qui sont chargés de transmettre les signaux vers la Terre ou vers d'autres satellites.

Ensuite, ils sont équipés de récepteurs radio, qui captent les signaux provenant de la Terre ou d'autres satellites.

Les antennes sont également présentes pour émettre et recevoir les signaux radio.

Enfin, les transpondeurs jouent un rôle crucial en recevant, amplifiant et renvoyant les signaux vers la Terre.

Ces composants travaillent en synergie pour permettre la transmission et la réception efficaces des communications à travers l'espace.

I.2.3.2 Les satellites d'observation terrestre

I.2.3.2.1 Camera

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



Figure 23 : Illustration d'une caméra d'un nanosatellite. [8]

I.2.3.2.2 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.

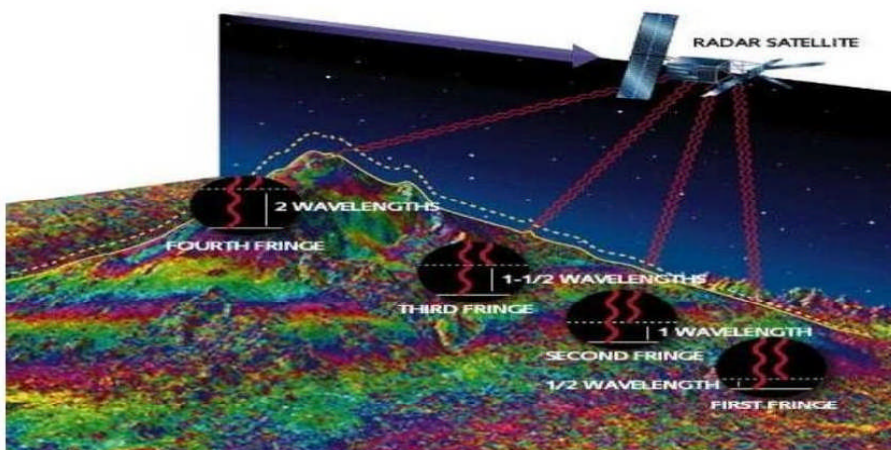


Figure 24 : illustration d'un radar satellite

I.2.4 Classification des satellites

Les satellites sont classés en différentes catégories en fonction de leur conception, laquelle est déterminée par les missions qu'ils sont destinés à accomplir ainsi que par leur taille, que ce soit en termes de masse ou de volume. Cette classification permet de mieux comprendre et de mieux organiser les différentes technologies spatiales en fonction de leurs caractéristiques et de leurs objectifs spécifiques. En effet, certains satellites sont conçus pour des missions d'observation de la Terre, d'autres pour des télécommunications, la navigation, la météorologie ou encore la recherche scientifique. De plus, leur taille peut varier considérablement, allant de petits satellites CubeSat à des engins beaucoup plus imposants comme les satellites de communication

Géostationnaires. Ainsi, en comprenant ces différentes catégories, les ingénieurs et les chercheurs peuvent mieux adapter leurs technologies et leurs stratégies pour répondre aux besoins spécifiques de chaque mission spatiale. [7]

I.2.4.1 Selon la masse :

Les satellites peuvent être classés en différentes catégories en fonction de leur masse.

Tableau 7 : catégorisation des satellites selon la masse [7].

Satellites	Masse
Femtosatellite	0.0001 – 0.1 kilogramme
Picnanosatellite	0 – 1 kilogramme
Nano satellite	1 – 10 kilogramme
Microsatellite	10 – 100 kilogramme
Mini satellite	100 – 500 kilogramme
Satellites de taille moyenne	500 – 1000 kilogramme
Large satellites	>1000 kilogramme

I.2.4.2 Selon la mission

La classification des satellites repose sur une variété de critères, principalement leurs missions spécifiques. Parmi celles-ci, on distingue les missions scientifiques, les missions de télécommunication, les missions militaires, ainsi que les missions de positionnement et de navigation, entre autres. Chaque type de mission nécessite des capacités et des équipements spécifiques adaptés à ses objectifs. [7]

I.2.4.2.1 Satellites scientifiques :

Les satellites scientifiques occupent une place importante parmi les différentes catégories. Leur objectif principal est de mener des études et des recherches dans des domaines variés de la science. Parmi eux, les satellites d'observation astronomique occupent une place prépondérante. Placés en orbite au-delà de l'atmosphère terrestre, ils agissent comme des télescopes spatiaux,

Permettant aux chercheurs et aux astronomes d'observer l'univers avec une clarté et une résolution exceptionnelles. Des découvertes majeures, comme la détection d'exo planètes ou l'étude des ondes gravitationnelles, ont été rendues possibles grâce à ces instruments.

Les satellites d'observation de la Terre constituent une autre catégorie importante. Leur mission consiste à surveiller notre planète depuis l'espace, fournissant des données cruciales pour la cartographie, la surveillance environnementale et la prévision météorologique. Grâce à ces satellites, il est possible de suivre les changements environnementaux, de surveiller les phénomènes naturels tels que les tempêtes ou les feux de forêt, et de soutenir les efforts de gestion des ressources et de prévention des catastrophes.

Les satellites météorologiques sont spécifiquement conçus pour l'observation des conditions météorologiques et climatiques. En orbitant autour de la Terre dans des positions stratégiques, ils fournissent des données en temps réel sur les phénomènes météorologiques tels que les nuages, les précipitations, les tempêtes et les changements climatiques à l'échelle mondiale. Ces informations sont essentielles pour la prévision météorologique, la gestion des risques naturels et la prise de décision dans de nombreux domaines, allant de l'agriculture à la planification urbaine.

En résumé, les satellites scientifiques jouent un rôle crucial dans notre compréhension de l'univers, de notre planète et de ses phénomènes naturels. Leur diversité de missions et leur capacité à collecter des données précises depuis l'espace en font des outils indispensables pour la science, la société et la protection de l'environnement.



Figure 25 : illustration d'un satellite Spoutnik [8]



Figure 26 : illustration d'un satellite explorer

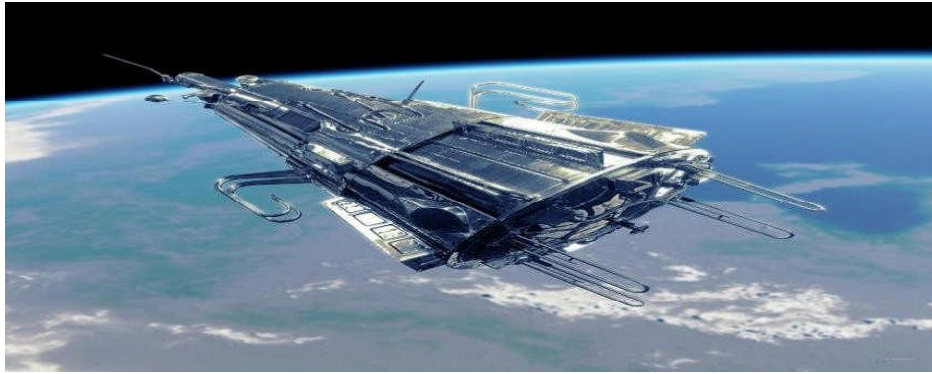


Figure 27 : illustration d'un satellite Sputnik

I.2.4.2.2 Satellites de télécommunications :

Les satellites de télécommunication, qu'ils soient artificiels ou des stations de répéteur, facilitent l'échange d'informations en agissant comme des relais spatiaux, grâce aux stations terriennes appropriées. Ils utilisent des ondes radiofréquences pour transmettre les signaux porteurs d'informations. Positionnés en orbite géostationnaire basse, ces satellites captent les signaux provenant des stations terrestres, les amplifient, puis les retransmettent à une autre fréquence vers une autre station terrestre. Leur utilisation couvre un large éventail d'applications de communication, tant civiles que militaires. [7]

I.2.4.2.3 Satellites de positionnement :

Les satellites de positionnement "boussole spéciale" sont des satellites permettant aux utilisateurs de se localiser avec précision dans toutes les directions sur terre, en mer et dans les airs. Il existe plusieurs systèmes de localisation par satellites, chacun étant composé de trois segments distincts : le segment spatial, comprenant la constellation de satellites ; le segment de contrôle, chargé de superviser l'ensemble des constellations et du système de positionnement ; et enfin le segment utilisateur, regroupant les abonnés ou utilisateurs civils et militaires. [7]

I.2.4.2.4 Satellites militaires :

Les satellites militaires remplissent diverses missions stratégiques, notamment la reconnaissance diurne et nocturne, la détection précoce de tirs de missiles, les communications sécurisées, la collecte de renseignements, la surveillance des mouvements aériens et maritimes via des radars spécialisés, ainsi que la géo localisation à l'aide des systèmes DPS (Defense Positioning System) et GLONAS (Global Navigation Satellite System).

I.2.4.2.5 Satellites de navigation :

Les satellites de navigation sont équipés de dispositifs électroniques sophistiqués qui émettent des signaux radio vers la Terre. Grâce à ces technologies en constante évolution, les récepteurs sur la surface terrestre peuvent capter ces signaux et calculer leur position avec une précision remarquable. Ces systèmes sont essentiels pour de nombreuses applications, telles que la navigation routière, maritime et aérienne, ainsi que pour la cartographie et la géo localisation précise. [7]

I.2.5 Sous-système de puissance (Alimentation) :

I.2.5.1 Description d'un sous-système d'alimentation :

Le sous-système électrique d'un satellite joue un rôle crucial dans son fonctionnement global. Il est composé principalement d'un ensemble de composants, comprenant des cellules solaires pour la conversion directe de l'énergie solaire en électricité, des batteries pour stocker cette énergie, ainsi que divers régulateurs et contrôleurs pour gérer la distribution de l'énergie. Pendant les phases d'exposition au soleil, les cellules solaires produisent de l'électricité pour alimenter les charges utiles du satellite et recharger les batteries. Pendant les phases d'éclipse solaire, lorsque les cellules solaires ne sont plus actives, les batteries prennent le relais pour continuer à fournir de l'électricité aux différents sous-systèmes. Pour surveiller et contrôler efficacement ce système, une variété de capteurs est déployée à travers ses différents composants. Ces capteurs mesurent des paramètres tels que la température, la tension, le courant et d'autres variables importantes pour assurer un fonctionnement optimal du sous-système électrique du satellite.

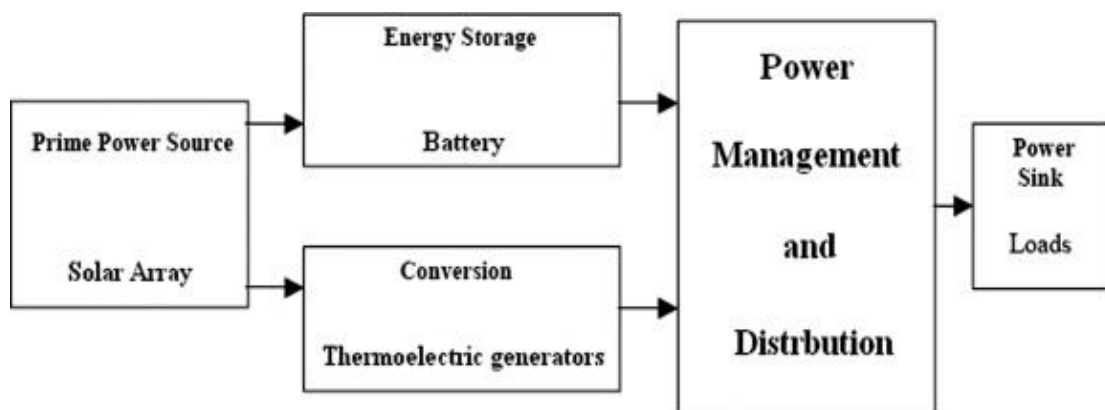


Figure 28 : Architecteur de sous-système de puissance



I.2.5.2 Architecture d'un sous-système d'alimentation :

I.2.5.2.1 Les panneaux solaires :

Ils se composent de nombreuses cellules solaires individuelles disposées sur un substrat. Ce dernier permet de convertir l'énergie solaire en électricité par conversion photovoltaïque. Ces cellules solaires sont connectées en série pour augmenter la tension et en parallèle pour maximiser le courant. Afin de réduire les pertes de puissance en cas de défaillance d'une cellule, elles sont connectées selon un réseau en échelle de séries parallèles. La conception de ce réseau tient compte de divers paramètres tels que le courant requis par les sous-systèmes satellites, les coefficients de dégradation, l'angle d'incidence solaire et les variations de température.

I.2.5.2.2 Les batteries :

Sont des sources d'alimentation secondaires, fournissant de l'énergie lorsque la source primaire ne peut pas le faire. Leur conception est influencée par des caractéristiques électriques, de charge, de décharge et de durée de vie. Les caractéristiques électriques comprennent la tension nominale, la capacité et la température de fonctionnement. Les caractéristiques de charge et de décharge sont cruciales pour les missions nécessitant des temps rapides de décharge et de charge. La durée de vie dépend de ces caractéristiques et représente le nombre de cycles de décharge et de charge qu'une batterie peut supporter.

I.2.5.2.3 Système de régulation :

Est un dispositif qui permet de maintenir la qualité de l'alimentation électrique, en ajustant la tension et le courant fournis aux différents sous-systèmes. Il protège les équipements électriques sensibles des variations de tension qui pourraient les endommager ou les faire dysfonctionner. Il utilise des composants électroniques ou des solutions de stockage d'électricité pour corriger automatiquement la tension en cas de pic ou de baisse. Il peut être fixe ou réglable, selon la valeur de tension souhaitée. Il contribue à la stabilité du réseau électrique, notamment face à l'augmentation des énergies renouvelables intermittentes.

I.2.5.2.4 Le système de distribution d'énergie :

L'élément clé qui assure le fonctionnement du satellite. Il se charge de répartir l'électricité provenant des panneaux solaires ou des batteries vers les différents sous-systèmes du satellite, tels que le contrôle d'attitude, la propulsion, la communication, la charge utile, etc. Il doit garantir une alimentation stable et suffisante pour chaque composant, en tenant compte des variations de la demande et de la disponibilité de l'énergie. Il doit également gérer efficacement le stockage et la recharge des batteries, qui sont essentielles pour assurer la continuité de

L'alimentation pendant les périodes d'éclipse ou de faible ensoleillement.

I.2.5.2.5 Le sous-système d'alimentation :

Ce système doit répondre à une variété d'exigences de charge électrique. Le convertisseur DC/DC joue un rôle clé en fournissant des sorties variées pour répondre à ces exigences. Il s'agit d'un système commuté qui peut présenter divers comportements non linéaires, tels que des bifurcations, des collisions frontalières et même du chaos. Cependant, en choisissant une approche de contrôle non linéaire adaptée, il est possible d'exploiter ces comportements en faveur d'un sous-système d'alimentation efficace, robuste, léger et adapté aux missions spatiales dans le cadre du paradigme "plus rapide, meilleur, moins cher". [8]

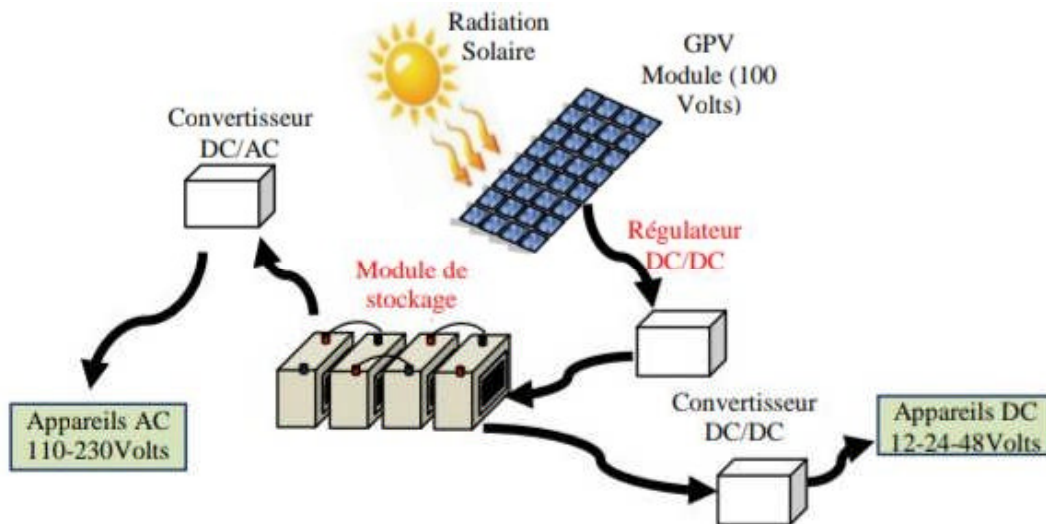


Figure 29 : Schéma générale d'une installation pour un système d'alimentation. [8].

I.3 Batterie :

I.3.1 Introduction :

Les systèmes d'alimentation des satellites ont évolué vers la technologie Lithium-ion (Li-ion) au début des années 2000. À l'aube de l'exploration spatiale, diverses technologies ont été utilisées, des systèmes non rechargeables aux systèmes rechargeables. Avec la prolongation de la durée de vie des satellites, la nécessité de systèmes rechargeables pour l'espace est devenue évidente. Associée aux panneaux solaires, la mise au point et la validation des cellules et batteries Nickel-Cadmium pour une utilisation spatiale ont eu lieu dès les années 60, permettant d'alimenter de nombreux satellites.

Dans les années 80, les batteries Nickel-Cadmium ont été en partie remplacées par la technologie Nickel-Hydrogène, offrant des gains de poids significatifs, notamment pour les grands satellites géosynchrones.

Avec le poids devenant un paramètre crucial pour les lancements de satellites, l'énergie spécifique élevée offerte par la technologie Li-ion a accéléré le changement technologique au début du nouveau millénaire. Ainsi, l'application satellite a été la première à adopter largement cette technologie nouvellement mature pour les batteries de grande taille. [13], [14], [16]

I.3.2 Description d'une batterie :

La batterie est composée d'un assemblage série/parallèle d'accumulateurs, (arrangement de chaînes en parallèle constituées chacune de N accumulateurs en série. L'assemblage formé ainsi par les cellules est ensuite embarqué dans un module (boîtier) afin d'assurer la rigidité de la batterie. Les contraintes de la batterie prise en compte sont la tension maximale (V) et la capacité en courant max (A). [16]

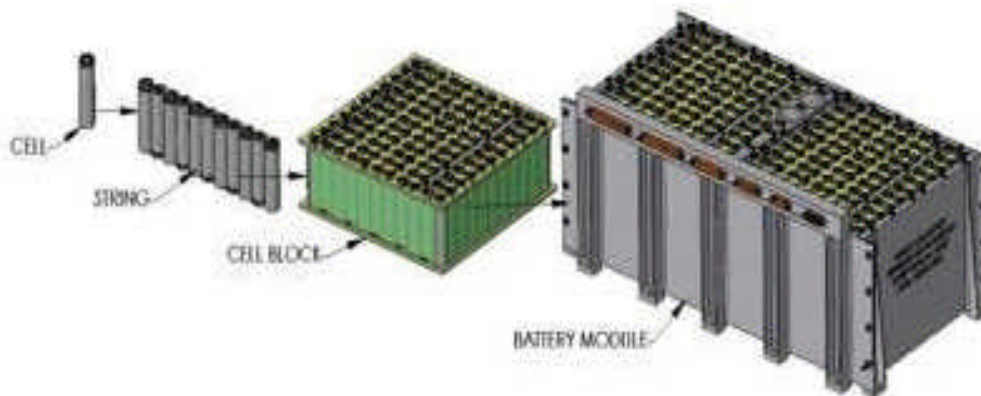


Figure 30 : Illustration d'une batterie (paque + boîtier)

Une batterie est essentiellement constituée de :

I.3.2.1 Accumulateurs :

Les accumulateurs, ou bien batteries rechargeables, stockent de l'énergie électrique sous forme chimique et peuvent être rechargés à de multiples reprises, offrant ainsi un avantage économique et environnemental par rapport aux piles non rechargeable. Ils sont largement utilisés dans les téléphones portables, les ordinateurs portables, les voitures électriques et les systèmes de stockage d'énergie renouvelable. Les types principaux incluent les batteries au

plomb-acide, au lithium-ion, nickel-cadmium et nickel-métal hydrure, chacune avec ses propres caractéristiques en termes de densité énergétique, coût et durabilité. [8]

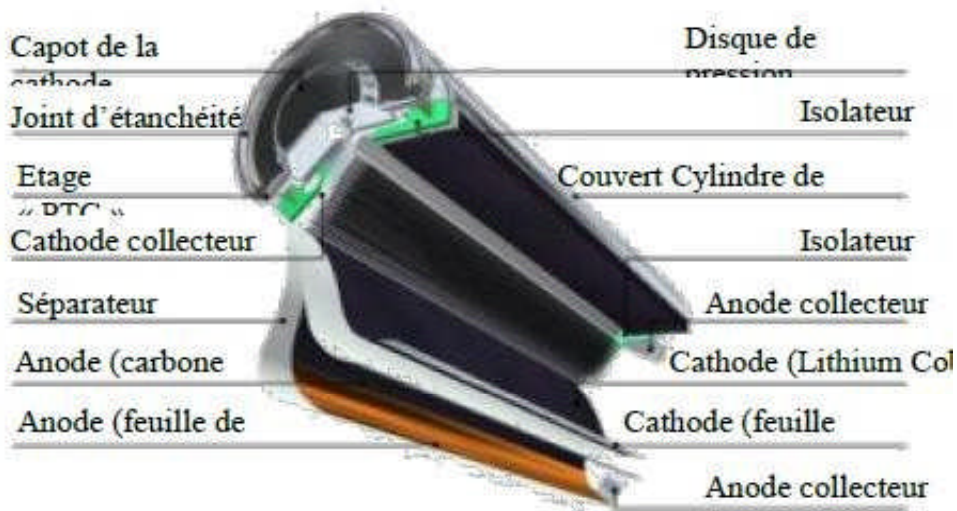


Figure 31 : Structure cylindrique (18650) utilisée pour des cellules Li-Ion (aussi utilisée pour Ni-Cd et Ni-Mh) [8]

I.3.2.2 Boîtier :

Le boîtier d'une batterie satellite est une composante essentielle des systèmes d'alimentation électrique des satellites en orbite. Il abrite les cellules de batterie et fournit une protection thermique, mécanique et électrique à ces cellules. Le boîtier est conçu pour résister aux conditions extrêmes de l'espace, notamment les variations de température, le vide, les radiations et les chocs. Mécaniques lors du lancement et de l'exploitation en orbite. Il assure également une gestion thermique efficace pour maintenir les cellules de la batterie dans des plages de température optimales, ce qui est crucial pour leur performance et leur durée de vie. En résumé, le boîtier d'une batterie satellite est un composant crucial qui garantit le bon fonctionnement et la fiabilité de l'alimentation électrique des satellites en orbite.

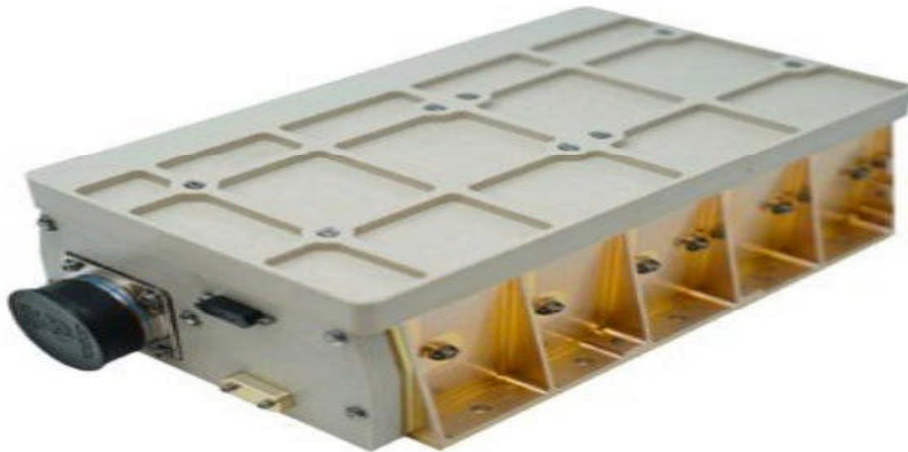


Figure 32 : boîtier de la batterie

I.3.3 Types de batterie dans l'application spatiale :

Les batteries sont généralement classées en deux catégories principales : les accumulateurs primaires, qui ne sont pas rechargeables, et les accumulateurs secondaires, qui le sont. En outre, d'autres classifications sont basées sur des caractéristiques telles que la structure technologique spécifique ou les domaines d'application particuliers. [8]

I.3.3.1 Batterie primaire :

Elles ne peuvent pas être rechargées électriquement et sont conçues pour un usage unique en raison de réactions chimiques irréversibles, ainsi que de leur coût élevé. Malgré cela, les batteries primaires sont très pratiques pour diverses applications telles que les lampes de poche, les instruments de mesure, les jouets et les lanceurs spatiaux. Leurs principaux avantages incluent une densité énergétique élevée, une durée de vie appréciable, aucune nécessité de maintenance, et une utilisation simple. [8]

Et parmi ces batteries primaires on peut distinguer quelques exemples :

I.3.3.1.1 Batteries Lithium-Soufre Dioxyde (Li-SO₂) :

Utilisées pour des missions spatiales nécessitant une énergie spécifique modérée. Tension à circuit ouvert (OCP) élevée de 3 V. [13] [14] [15] [16] [17]

Adaptées à une large plage de températures (-40 à 60 °C).

Offrent une énergie spécifique d'environ 225 Wh/kg.

I.3.3.1.2 Batteries Lithium-Thionyle (Li-SOCl₂):

Utilisées pour des applications nécessitant une énergie spécifique élevée mais une faible puissance spécifique.

Offrent une énergie spécifique plus élevée que les batteries Li-SO₂ (390-410 Wh/kg), mais une puissance spécifique inférieure à 100 W/kg.

Sujettes à des problèmes de capacité à basse température et à des incertitudes quant à leur tolérance aux radiations. [13], [14], [15], [16]

I.3.3.2 Batterie secondaire :

Une batterie secondaire est un dispositif électrochimique conçu pour stocker de l'électricité afin de la restituer ultérieurement selon les besoins. Ce type de batterie peut être rechargé électriquement après avoir été déchargé grâce au passage d'un courant électrique à travers ses électrodes dans le sens inverse du courant de décharge, ce qui lui confère son caractère d'accumulateur d'énergie électrique.

Dans diverses applications, les accumulateurs servent de moyen de stockage d'énergie et sont généralement connectés à une source électrique pour être rechargés (comme un alternateur, un réseau électrique, un système photovoltaïque, etc.), et une charge consomme l'énergie fournie par l'accumulateur lors de sa décharge. Par exemple, dans les voitures, les installations électriques des avions, les satellites, ou les alimentations de secours non interruptibles (UPS).

Dans ce cas, ils sont utilisés en remplacement des batteries primaires lors de la décharge, avec l'avantage d'être rechargeables plusieurs fois (cycles) au lieu d'être jetables. À titre d'exemple, cela se traduit par l'utilisation de ces accumulateurs pour certains stades du lanceur, afin de couvrir les phases d'essais préalables au lancement et d'éviter de les remplacer en cas de retard dans le lancement. [8].

Et parmi ces batteries rechargeables on peut distinguer quelques exemples :

I.3.3.2.1 Batteries Lithium-Ion (Li-ion):

Actuellement utilisées pour les missions spatiales en raison de leur compacité, légèreté et faible production de chaleur.

Densité d'énergie pratique de 150 à 200 Wh/kg avec les chimies conventionnelles, mais des progrès sont réalisés pour augmenter cette densité.

Utilisation de divers matériaux d'électrode pour améliorer la densité d'énergie.

I.3.3.2.2 Argent-Zinc :

Offre la plus haute énergie spécifique parmi les technologies de batteries aqueuses commerciales.

Tension de fonctionnement théorique de la cellule de 1,5 V. Durée de vie limitée (~2-3 ans) et dégradation rapide de la capacité de performance.

Problèmes de fuites d'électrolyte, performances médiocres à basse température et coût élevé.[13] [14] [15] [16] [17]

I.3.3.2.3 Nickel-Cadmium (NiCd) :

Bien établie en popularité et en maturité.

Durée de vie de cycle élevée (jusqu'à 30 000 cycles en orbite terrestre basse).

Fiabilité et faible entretien, mais insuffisantes pour les orbiteurs en orbite basse à cause de leur poids élevé et de leur température de fonctionnement limitée. [13] [14] [15] [16] [17]

I.3.3.2.4 Nickel-Hydrogène (Ni-H₂) :

Utilisée lorsque la durée de vie de service est cruciale et que les contraintes de masse et de volume ne sont pas limitantes.

Durée de vie de cycle surpassant > 50 000 cycles.

Problèmes de poids élevé, d'autodécharge à haut débit, de fonctionnement à basse température et de fuite de gaz hydrogène. [13][14][15][16][17]

Nous montrons ci-dessous une figure et un tableau illustrant une comparaison entre quelques types de batterie selon leurs spécifications.

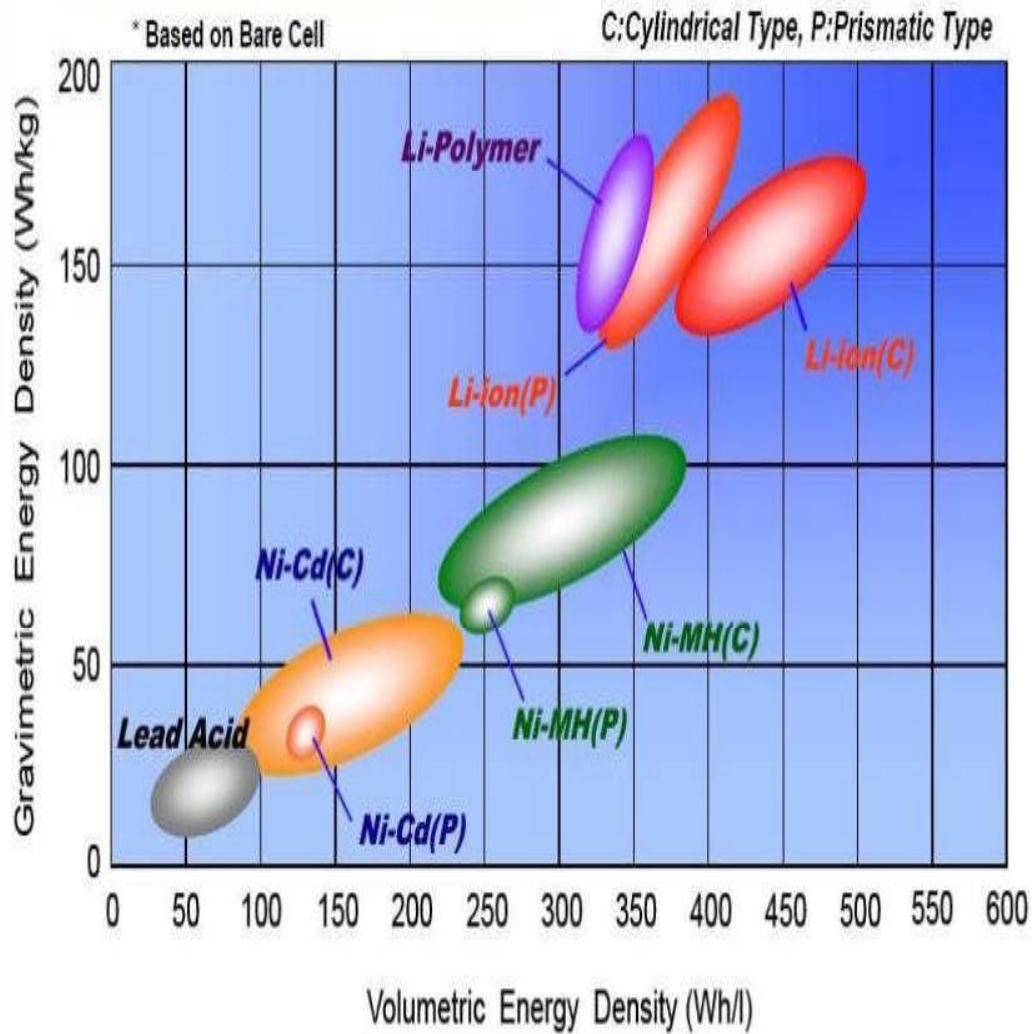


Figure 33 : Comparaison entres quelques types de batterie [18]

Tableau 8 : illustrant une comparaison entre quelques types de batterie selon leurs spécifications.

Specifications	Lead Acid	NiCd	NiMH	Li-ion		
				Cobalt	Manganese	Phosphate
Specific Energy Density (Wh/kg)	30-50	45-80	60-120	150-190	100-135	90-120
Internal Resistance (mΩ)	<100 12V pack	100-200 6V pack	200-300 6V pack	150-300 7.2V	25-75 per cell	25-50 per cell
Life Cycle (80% discharge)	200-300	1000	300-500	500-1,000	500-1,000	1,000-2,000
Fast-Charge Time	8-16h	1h typical	2-4h	2-4h	1h or less	1h or less
Overcharge Tolerance	High	Moderate	Low	Low. Cannot tolerate trickle charge		
Self-Discharge/month (room temp)	5%	20%	30%	<10%		
Cell Voltage (nominal)	2V	1.2V	1.2V	3.6V	3.8V	3.3V
Charge Cutoff Voltage (V/cell)	2.40 Float 2.25	Full charge detection by voltage signature		4.20	3.60	
Discharge Cutoff Voltage (V/cell, 1C)	1.75	1.00		2.50-3.00		2.80
Peak Load Current Best Result	5C 0.2C	20C 1C	5C 0.5C	>3C <1C	>30C <10C	>30C <10C
Charge Temperature	-20 to 50°C -4 to 122°F	0 to 45°C 32 to 113°F		0 to 45°C 32 to 113°F		
Discharge Temperature	-20 to 50°C -4 to 122°F	-20 to 65°C -4 to 149°F		-20 to 60°C -4 to 140°F		
Maintenance Requirement	3-6 Months (topping charge)	30-60 days (discharge)	60-90 days (discharge)	Not required		
Safety Requirements	Thermally stable	Thermally stable, fuse protection common		Protection circuit mandatory		
In Use Since	Late 1800s	1950	1990	1991	1996	1999
Toxicity	Very High	Very High	Low	Low		



I.4 Conclusion :

En conclusion, ce chapitre a permis d'appréhender l'importance cruciale de comprendre l'environnement spatial pour mener à bien les missions spatiales. Nous avons examiné les divers composants de cet environnement ainsi que les contraintes qu'il impose, notamment sur les satellites, qui constituent des outils indispensables dans l'exploration et l'observation de l'espace. De plus, nous avons souligné l'importance des batteries dans le fonctionnement des satellites, soulignant ainsi leur rôle vital dans la réussite des missions spatiales. En somme, ce chapitre constitue une base solide pour la suite de notre étude sur les défis et les opportunités de l'exploration spatiale

Chapitre II :

Présentation du

produit, conception

et analyses

mécaniques

Chapitre II: Présentation de projet, conception et analyses mécaniques

II.

II.1 Présentation du projet :

II.1.1 Introduction :

Notre projet se concentre sur la conception, la réalisation et les tests d'un module de stockage électrique (batterie) pour mini-satellites au Centre de Développement des Satellites (CDS). Ce module utilise des cellules d'accumulateurs commerciales assemblées selon un processus de soudure spécifique pour atteindre les exigences de tension et de puissance nécessaires à la mission. Le choix du type de cellules (Ni-Cd, Ni-Mh, Li-Ion, Li-Poly) et de leur design (cylindrique ou prismatique) est adapté aux caractéristiques des satellites ciblés. L'intégration inclut également des dispositifs de contrôle thermique et de gestion électrique pour assurer la qualité et la fiabilité du système, avec une attention particulière portée aux tests de validation par des simulations numériques selon l'environnement opérationnel.

Dans cette présentation, nous explorerons l'architecture générale d'un sous-système de puissance, en mettant l'accent sur les matériaux et les accumulateurs (cellules) utilisés, ainsi que leurs propriétés spécifiques. Nous examinerons en détail la conception et la mise en œuvre de ce sous-système crucial, qui inclut l'intégration de divers matériaux et technologies d'accumulateurs. Nous aborderons les considérations essentielles telles que la sélection des matériaux en fonction des exigences de performance et de fiabilité du système. En outre, nous discuterons des caractéristiques spécifiques des accumulateurs, y compris leur type, leur conception (cylindrique ou prismatique), et les stratégies d'assemblage (série, parallèle) utilisées pour optimiser la puissance et la capacité selon les besoins des applications spatiales.

II.1.2 Architecture générale d'un sous-système de puissance :

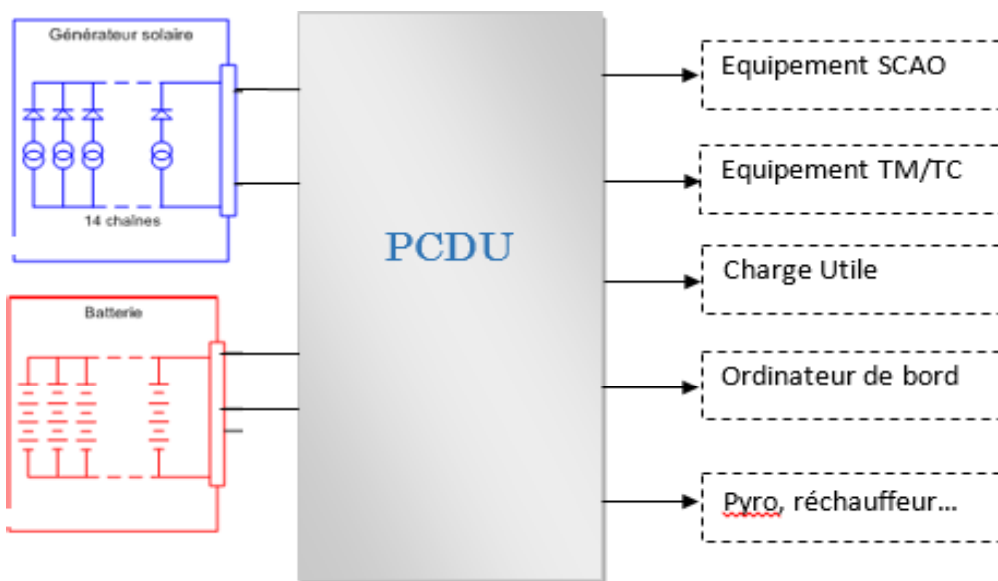


Figure 34 : Architecture générale d'un sous-système de puissance [17]

Ce projet se focalise principalement sur l'unité de stockage (batterie) qui fait partie de la chaîne

de puissance constituée des trois sous-systèmes clés du satellite à savoir :

- **Générateur solaire (GS)** : Composé de panneaux solaires configurés en série ou parallèle afin d'atteindre les caractéristiques électriques spécifiques requises pour le fonctionnement du satellite.
- **Unité de stockage (batterie)** : Constituée d'un ensemble d'accumulateurs, où chaque accumulateur est une cellule connectée en série et/ou en parallèle pour répondre précisément aux besoins électriques du satellite.
- **Unité de puissance (PCDU)** : Responsable de la gestion de la batterie et de la distribution efficace de la puissance aux divers systèmes fonctionnels du satellite.

Durant la phase de lancement, le satellite demeure éteint (OFF). La mise sous tension du satellite est programmée pour être activée après la séparation détectée avec l'interface du lanceur.

En orbite, le sous-système de puissance opère selon le cycle suivant :

Lors de la phase d'ensoleillement, le générateur solaire capte et fournit toute l'énergie nécessaire pour :

- Alimenter tous les composants et équipements du satellite,
- Recharger ou maintenir la charge optimale de la batterie.

Pendant les périodes d'éclipse ou lorsque la puissance solaire n'est pas suffisante, la batterie intervient pour compléter la demande en énergie du satellite, assurant ainsi un fonctionnement continu et fiable.

Cette approche garantit une autonomie énergétique maximale du satellite tout au long de sa mission, en s'adaptant aux variations des conditions orbitales et solaires rencontrées. [17]

II.1.3 Description du produit

La batterie est construite selon un agencement en série/parallèle d'accumulateurs, où chaque chaîne parallèle est composée de N accumulateurs montés en série. Ce montage est ensuite encapsulé dans un module (boîtier) pour assurer la robustesse de la batterie (voir Figure 2). Les spécifications cruciales prises en compte pour la batterie comprennent sa tension maximale (V) et sa capacité maximale en courant (A). Ces paramètres sont déterminants pour garantir des performances électriques optimales et la fiabilité continue du système d'alimentation du satellite. [17]

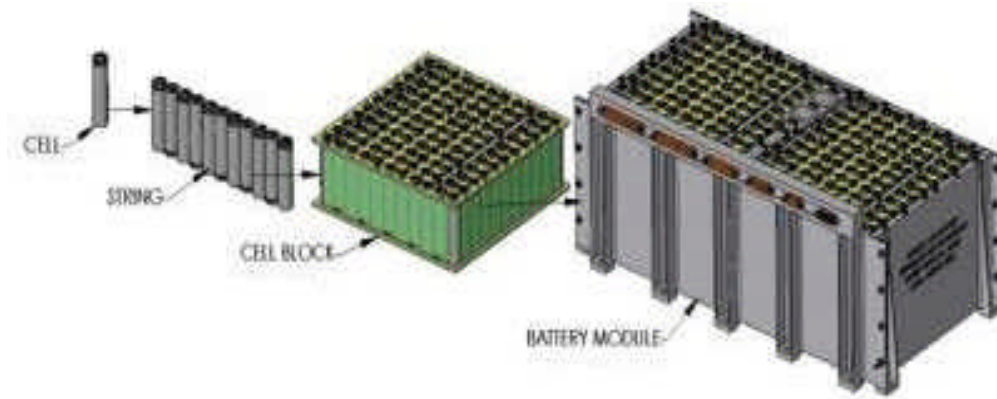


Figure 35 : Constituants principaux d'une batterie. [17]

II.1.3.1 Choix d'accumulateurs :

Les accumulateurs choisis dans ce projet sont les accumulateurs Li-Ion 18650 pour plusieurs raisons :

- **Densité énergétique élevée** : ce qui signifie qu'elles peuvent stocker plus d'énergie pour un poids donné et cela est crucial pour le satellite.
- **Fiabilité** : les batteries li-ion ont une longue durée de vie, ce qui est essentiel pour les missions spatiales où il est difficile, voire impossible de remplacer les batteries une fois on orbite.
- **Faible taux d'autodécharge** : cela signifie que ses batteries li-ion perdent moins d'énergie lorsqu'elles ne sont pas utilisées.
- **Large disponibilité** : les batteries de type 18650 sont largement disponibles sur le marché et sont produites en masse, ce qui les rend économiquement avantageuses pour les missions spatiales.

La tension nominale standard de ces batteries est de 3,7 volts, ce qui représente leur tension de fonctionnement typique lorsqu'elles sont chargées et déchargées.

Cependant il est important de noter que pendant le processus de charge, la tension peut augmenter jusqu'à 4,2 Volts, ce qui est la tension maximale recommandée. [17]

Tableau 9 : Caractéristique D'un accumulateur li-ion 18650. [17]

Accumulateur Li-ion 18650	
Tension nominale	3,7 Volts
Tension maximale	4,2 Volts
Tension de coupure	3,2Volts
Capacité	Entre 2000 et 3500 mAh
Diamètre nominale	18mm
Hauteur totale	65mm
Poids	Environ 45 grammes

Ce choix est basé sur l'idée de proposer un modèle réduit qui couvre les faibles tensions (5 Volt, 12 Volt...) et qui sera ensuite extensible aux tensions qui couvrent la tension d'une mission d'un mini-satellite d'observation (32 Volt).

Pour notre premier prototype, on aura un arrangement de (05) chaînes en parallèle est pour augmenter la capacité constituée chacune de (04) accumulateurs en série cela est pour augmenter la tension comme illustré sur la figure.

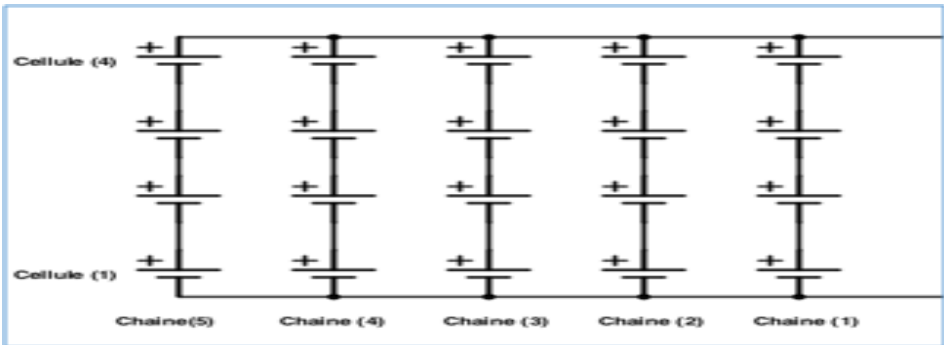


Figure 36: Arrangement série/parallèle du modèle de batterie proposée 4S/5P. [17]

La batterie proposée dans ce projet est un prototype qui a comme caractéristiques une tension et capacité suivantes :

Tableau 10 : Caractéristiques d’une batterie li-ion 18650

Batterie [paque d’accumulateurs li-ion 18650]	
Tension nominale	$3,7 \times 4 = 14,8$ Volts
Tension maximale	$4,2 \times 4 = 16,8$ Volts
Capacité	$2000 \times 5 = 10000$ mAh

II.1.3.2 Choix des matériaux :

II.1.3.2.1 Parois :

Le choix pour les parois constituant le boîtier de la batterie s'est porté sur l'alliage d'aluminium 6061-T6 de la série 6000. Cet alliage présente une résistance à la corrosion notable, ainsi qu'une excellente aptitude au formage, associée à des propriétés mécaniques améliorées après revenu (vieillessement artificiel T6).

Tableau 11 : Caractéristiques mécaniques de l'alliage AL6061-T6

Caractéristiques mécaniques de l'alliage AL6061-T6	
Module de YOUNG E (MPa)	70000
Coefficient de poisson (ν)	0.33
Masse volumique ρ (kg/m ³)	2700
Limite Elastique σ_e (MPa)	240
Résistance à la traction σ_r (Coefficient de poisson (ν) MPa)	290

II.1.3.2.2 Le matériau utilisé pour la visserie :

Nous avons désigné l'acier inoxydable X10Cr13 pour la visserie car sont spécifiquement conçues pour résister aux contraintes mécaniques et aux vibrations, garantissant ainsi une fixation stable et sécurisée des composants de la batterie. Cette approche répond aux normes les plus rigoureuses en termes de performance et de durabilité.

Les propriétés sont représentées dans le Tableau suivant :

Tableau 12 : Le matériau utilisé pour la visserie et ses propriétés

Symbole	Définition	X10Cr13	Unité
E	Module de Young	200000	MPa
ν	Coefficient de poisson	0.33	-
P	Masse volumique	7800	Kg /m ³
σ_e	Limite élastique	480	MPa

II.1.3.2.3 Plaque :

Pour les plaques supérieure et inférieure où les accumulateurs sont montés, nous avons opté pour un matériau composite GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastic), également connu sous le nom de TUFNOL -10G. Il offre une isolation thermique efficace ainsi que d'excellentes propriétés mécaniques en compression. De plus, sa remarquable isolation électrique en fait un choix judicieux pour notre application.

Ces caractéristiques sont résumées dans le tableau suivant :



Tableau 13 : Caractéristique physique et mécanique du matériau sélectionné. [17]

Matériau (GFRP)-Tufnol-10G	
Module de YOUNG E (MPa)	20000
Densité (g/cm ³)	1.8
Conductivité thermique (W/m°C)	0.18
Coef de dilatation thermique (/°K)	9. 10 ⁻⁶
Résistivité électrique(KV)	75
Résistance à la traction (MPa)	300

II.2 Conception du produit :

II.2.1 Introduction :

Dans cette section, nous aborderons la conception de la batterie, incluant à la fois le boîtier et les plaques d'accumulateurs. Dans la phase de conception, nous présenterons les différentes composantes de la structure, leur assemblage ainsi que leurs dimensions détaillées telles qu'illustrées dans les plans de définition.

Dans la phase de conception, on présente la structure complète de la batterie conçue à l'aide du logiciel SolidWorks, développé par la société DASSAULT SYSTEMES. Ce logiciel de conception assistée par ordinateur nous a permis de modéliser chaque composant de la batterie et de les assembler de manière cohérente. Nous allons détailler chaque pièce individuellement, mettant en avant leur conception spécifique et leur rôle dans le fonctionnement global de l'appareil. Enfin, nous allons également présenter le boîtier final qui rassemble tous ces composants, illustrant ainsi l'intégration harmonieuse et fonctionnelle de l'ensemble du projet.

II.2.2 Conception des parois :

Il y a quatre parois dans cette configuration : une paroi avant qui comporte les emplacements des connecteurs, une paroi arrière, et deux parois latérales identiques entre elles. La paroi avant est spécialement conçue pour accueillir les connecteurs nécessaires, tandis que la paroi arrière et les deux parois latérales offrent un soutien structurel uniforme tout autour. Cette disposition assure une conception équilibrée et fonctionnelle, permettant une installation efficace des composants tout en garantissant la stabilité et la cohérence de l'ensemble du projet.

- **Parois latérales :**

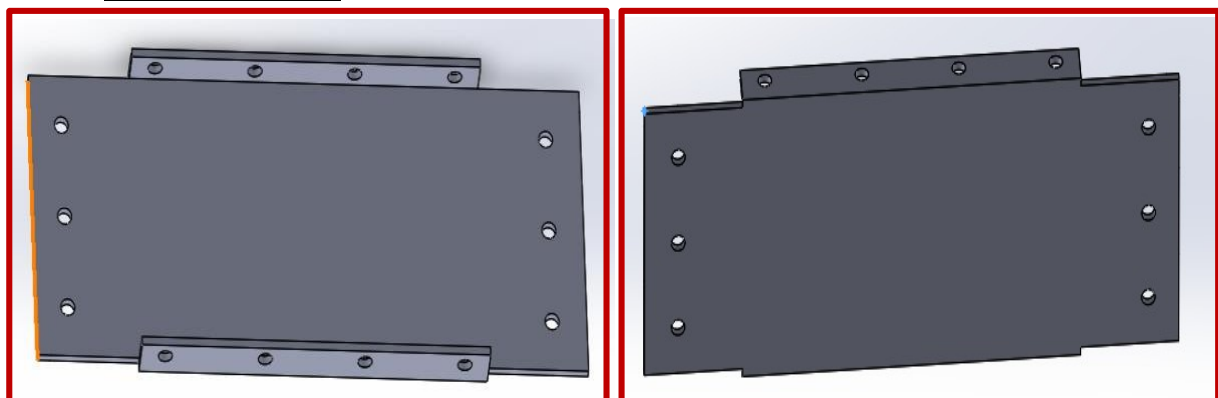


Figure 37 : Parois latérales de la batterie: Dim 158×73×3 mm [17]

- **Parois avant :**

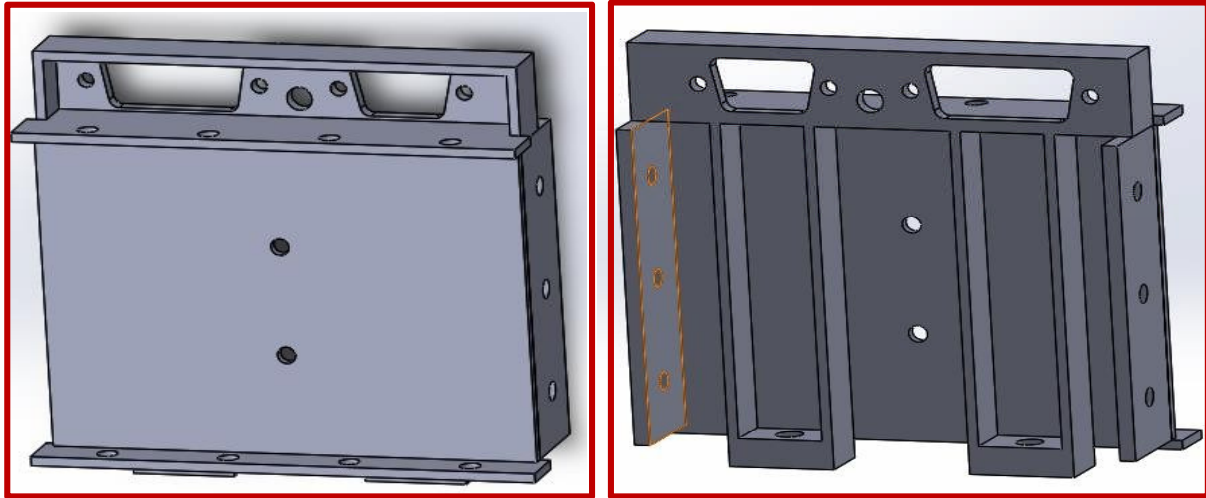


Figure 38 : Parois avant: 100×88×29 mm. [17]

- **Parois arrière :**

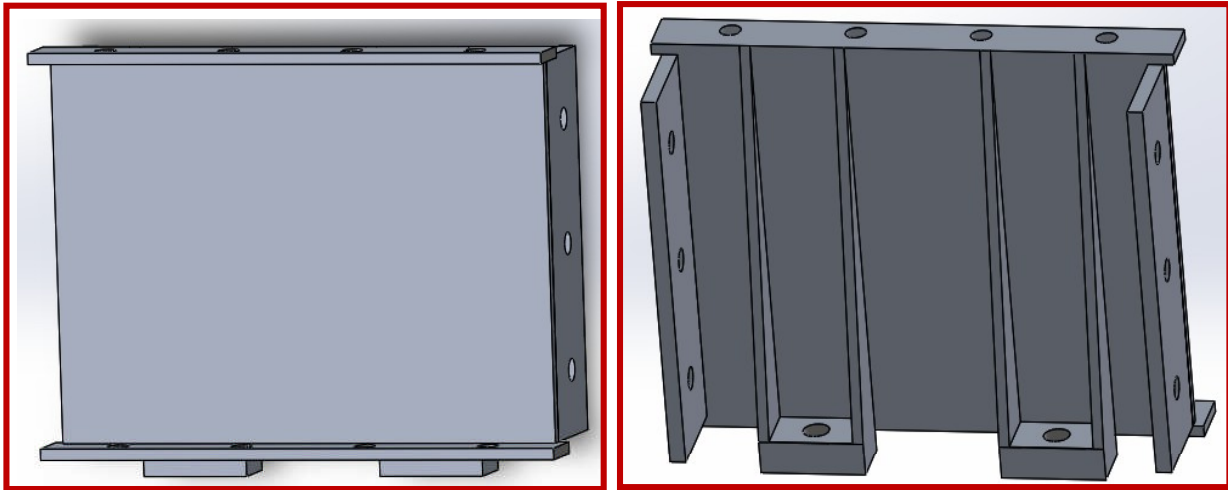


Figure 39: Parois arrière: 100×73×29 mm

- **Boîtier après assemblage des parois :**

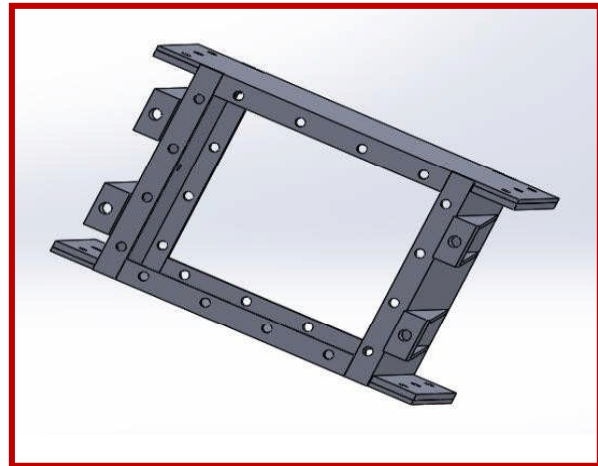
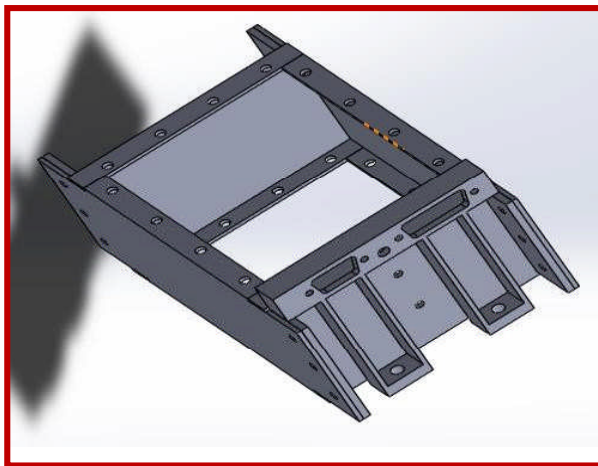
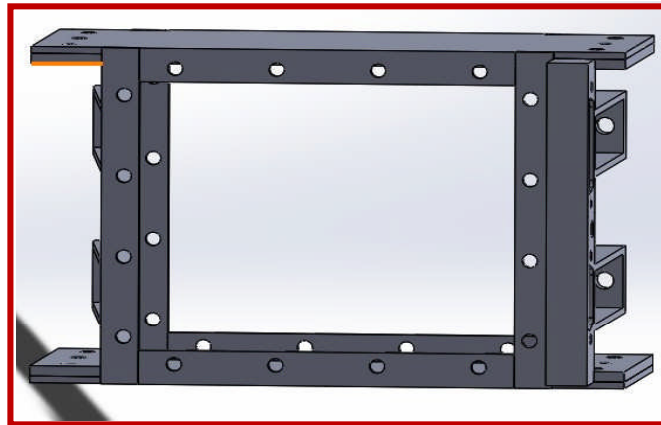


Figure 40 : Le boîtier de la batterie après assemblage des parois

II.2.3 Conception des plaques et des cellules :

Les plaques en GFRP (TUFNOL) sont utilisées à la fois comme substrat pour le placement des cellules et pour la fixation aux parois du boîtier. En d'autres termes, ces plaques servent à deux fonctions principales dans le contexte spécifique mentionné : elles fournissent un support structurel pour positionner les cellules et elles assurent également la fixation sécurisée de ces cellules aux parois du boîtier. [17]

Et pour la fixation des plaques aux parois de boîtier on a proposé deux solutions qui sont : intégrations des alésages qui permettent une fixation directe des vis et l'utilisation d'inserts comme présenté dans les figures qui suit :

- **Les plaques avec alésages intégrés :**

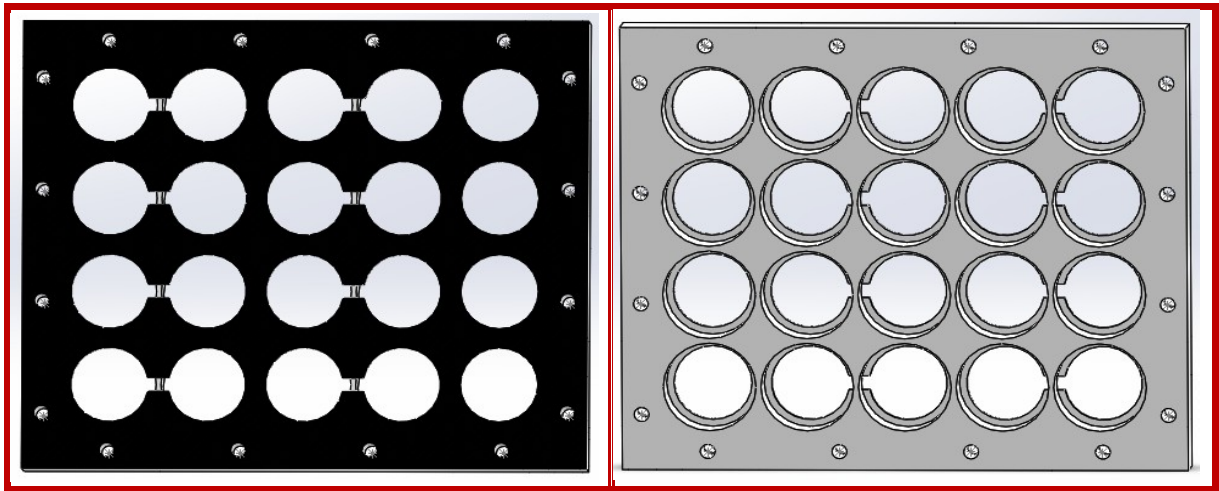


Figure 41 : La plaque en GFRP- Dim 116×96×10 avec alésage intégrés. [17]

- **Des plaques avec inserts :**

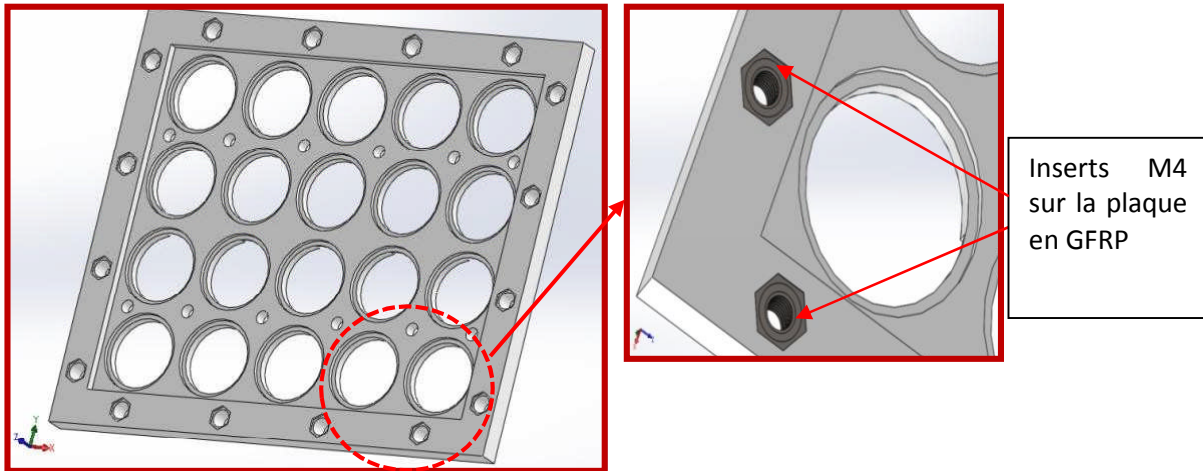


Figure 42 : La plaque en GFRP- Dim 116×96×10 avec inserts. [17]

- **Le paque après assemblage :**

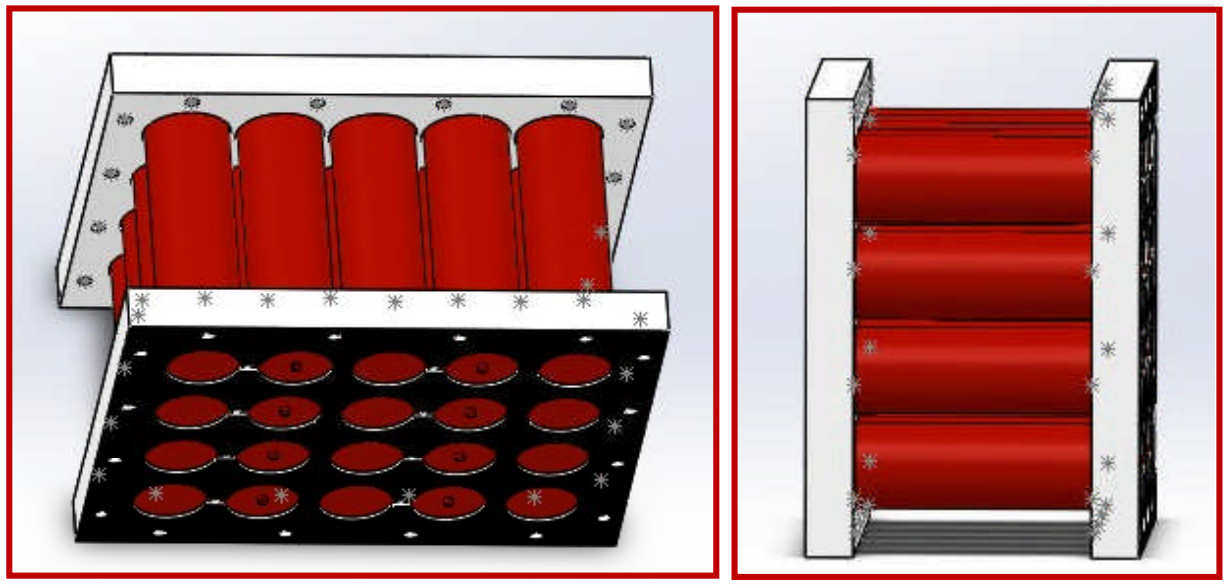


Figure 43: Paque (plaque & accumulateur) après assemblage

Voici la structure générale et finale du boîtier, avec la fixation des parois et le paque avec des vis, la structure est présentée dans la figure suivante :

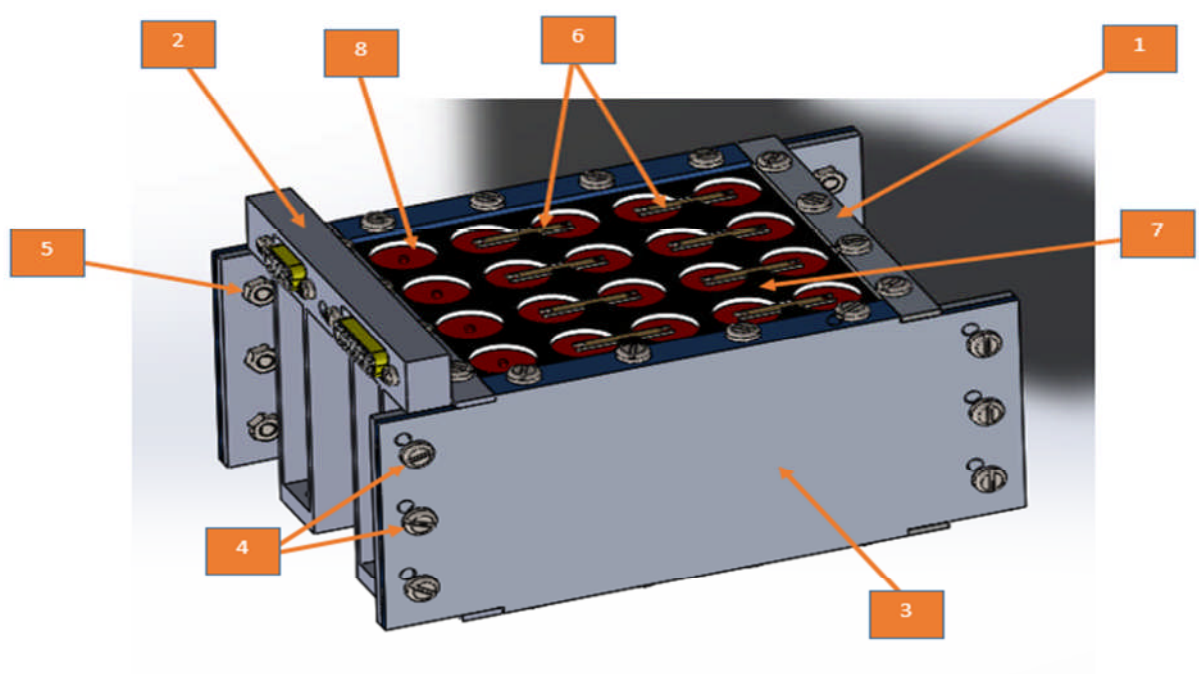


Figure 44 : Structure finale de la batterie

A

La Structure est constituée de plusieurs pièces qui sont résumées dans le Tableau :

Tableau 14 Nombre de pièce de la structure. [17]

	Pièce	Nombre de pièces	Matériaux
1	Paroi arrière	1	Al 6061-T6
2	Paroi avant	1	Al 6061-T6
3	Paroi latérale	2	Al 6061-T6
4	Vis ISO CHC-M3×8-10642	44	X10Cr13
5	Ecrous	12	X10Cr13
6	Barre en cuivre	16	Cuivre
7	Plaque GFRP	2	GFRP(Tufnol)
8	Accumulateur	20	Li-ion 18650

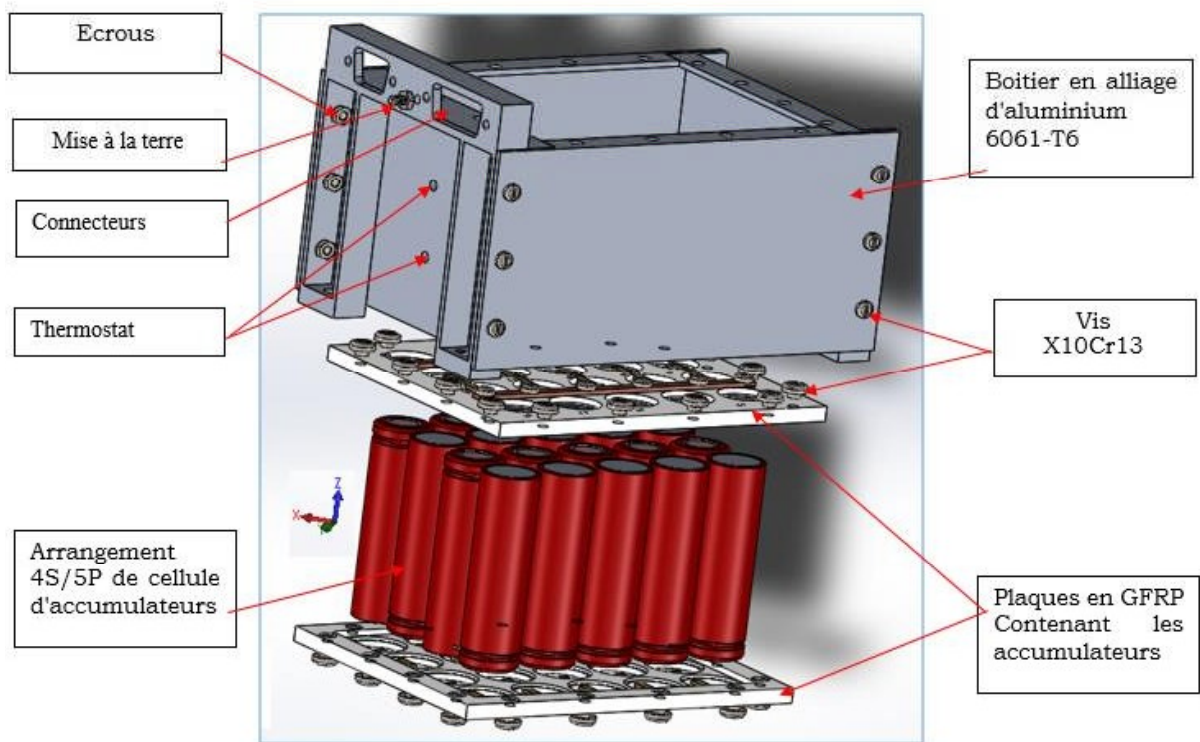
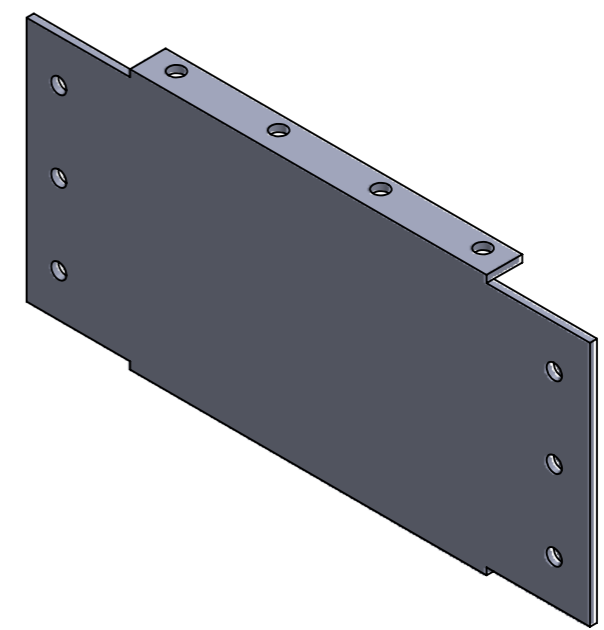
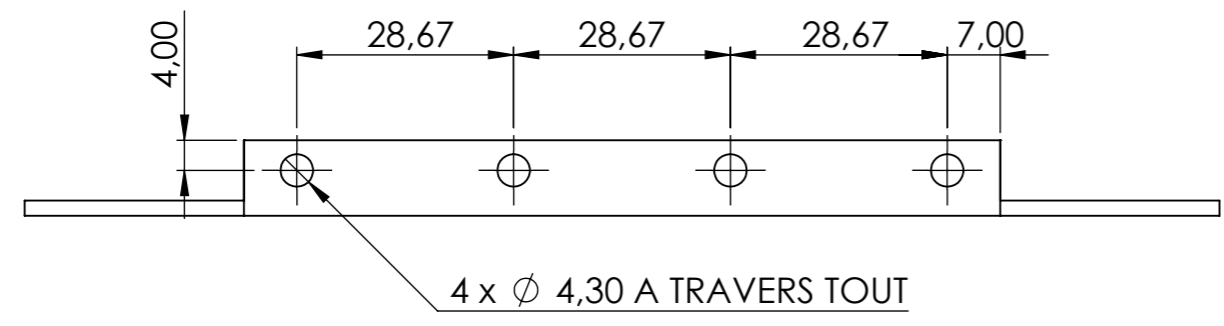
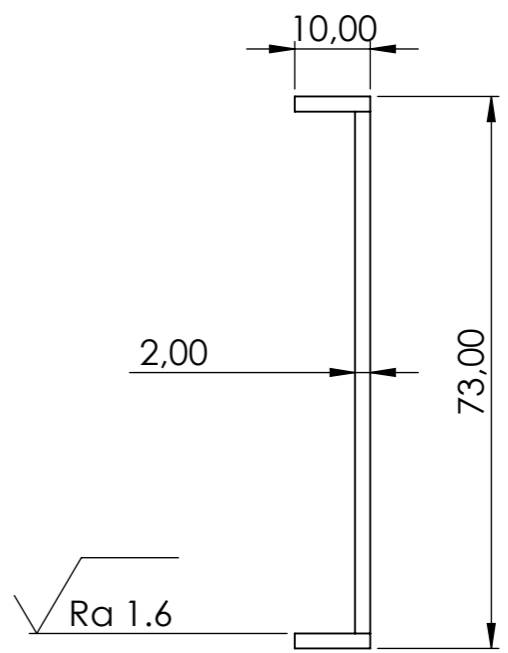
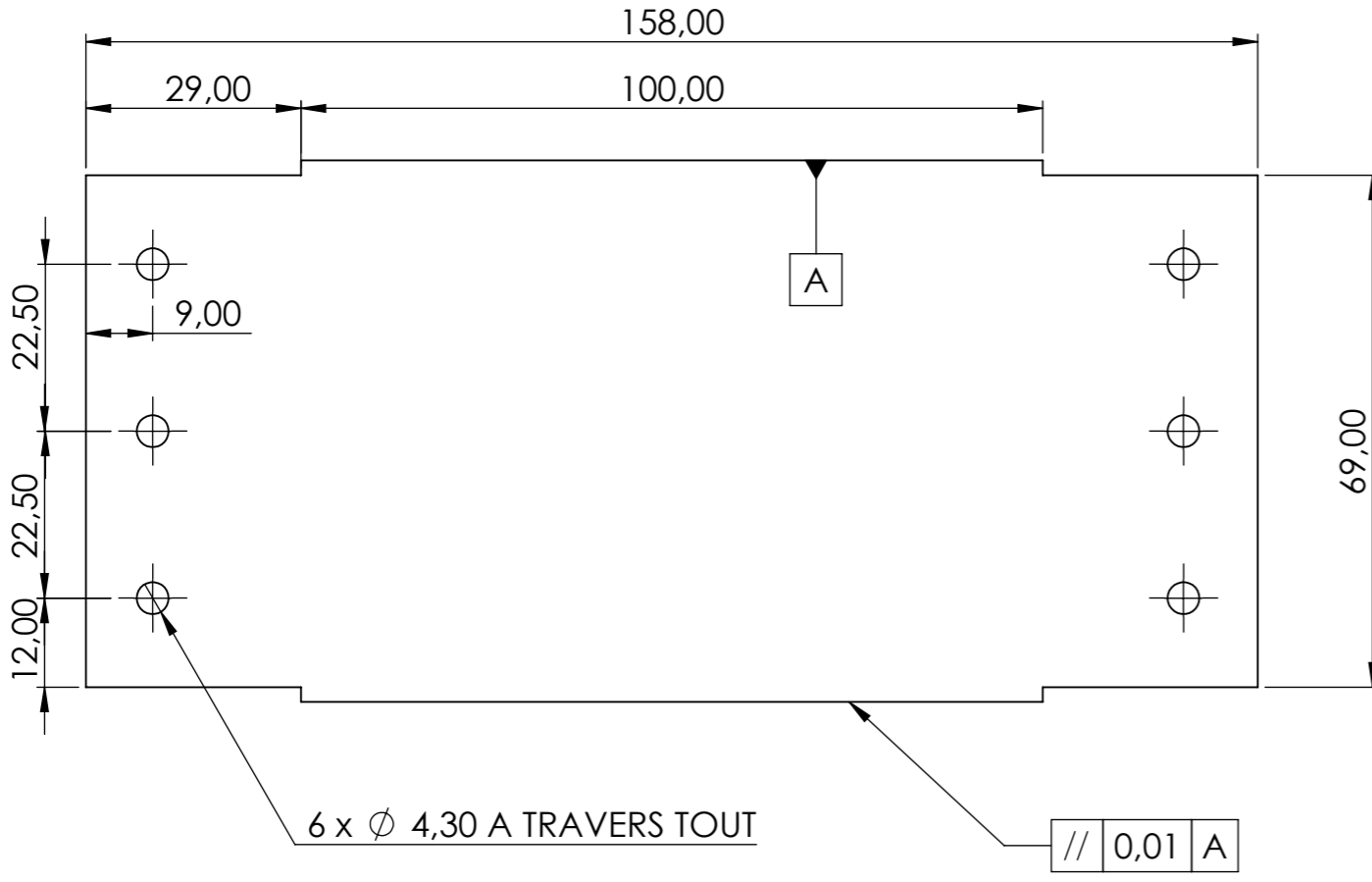
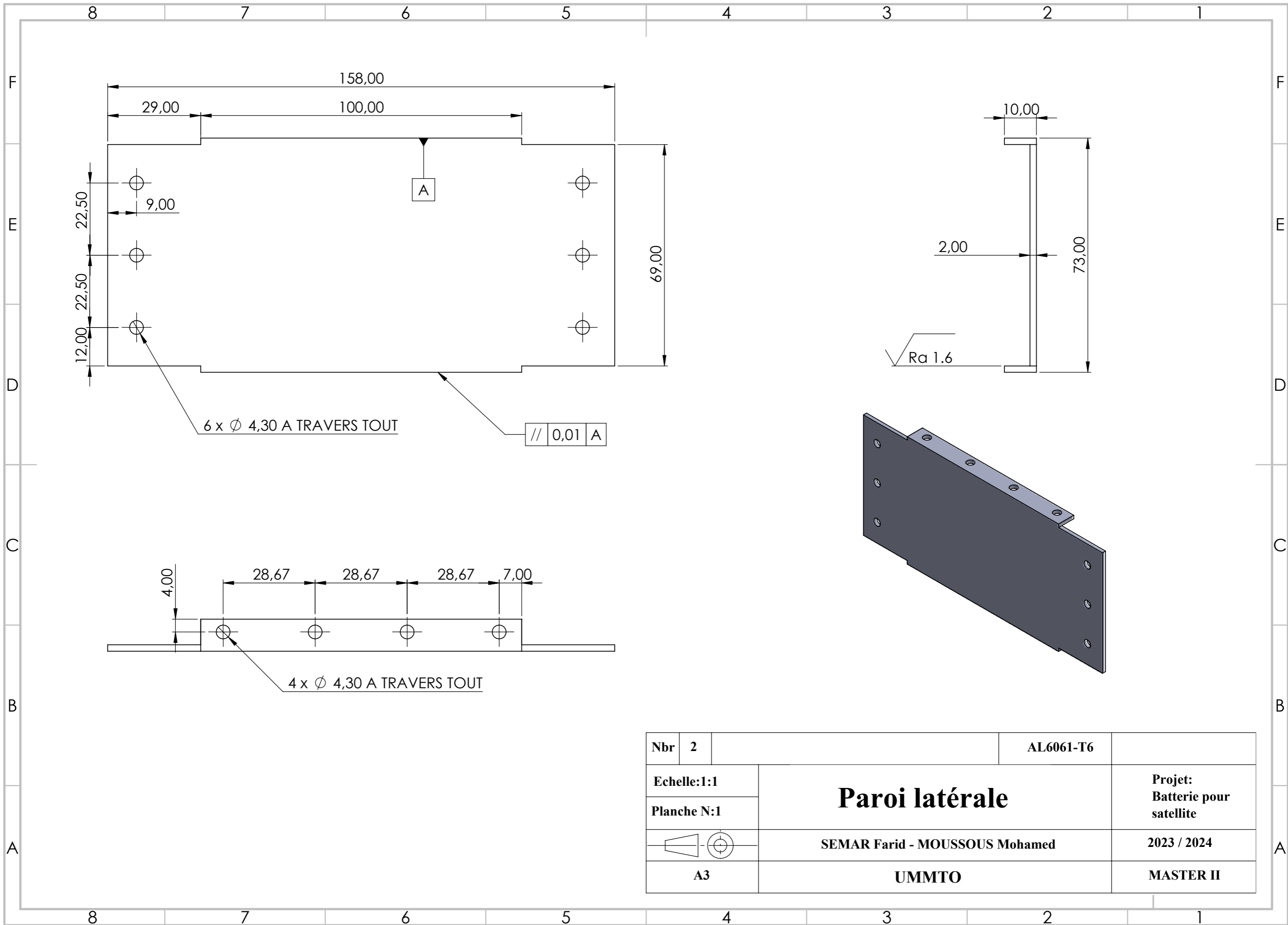


Figure 45 : Vue éclatée de l'assemblage final accumulateur-plaque et boitier.

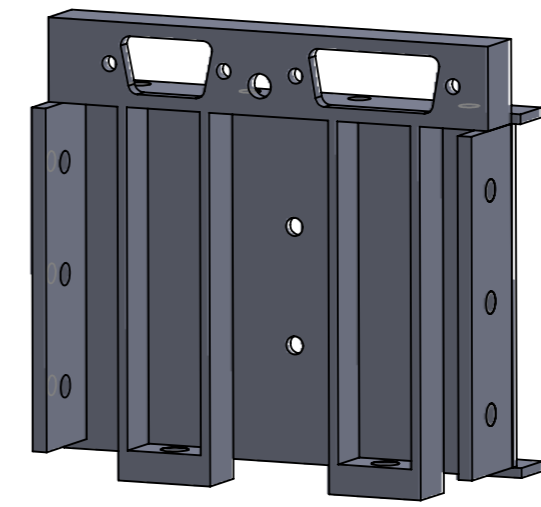
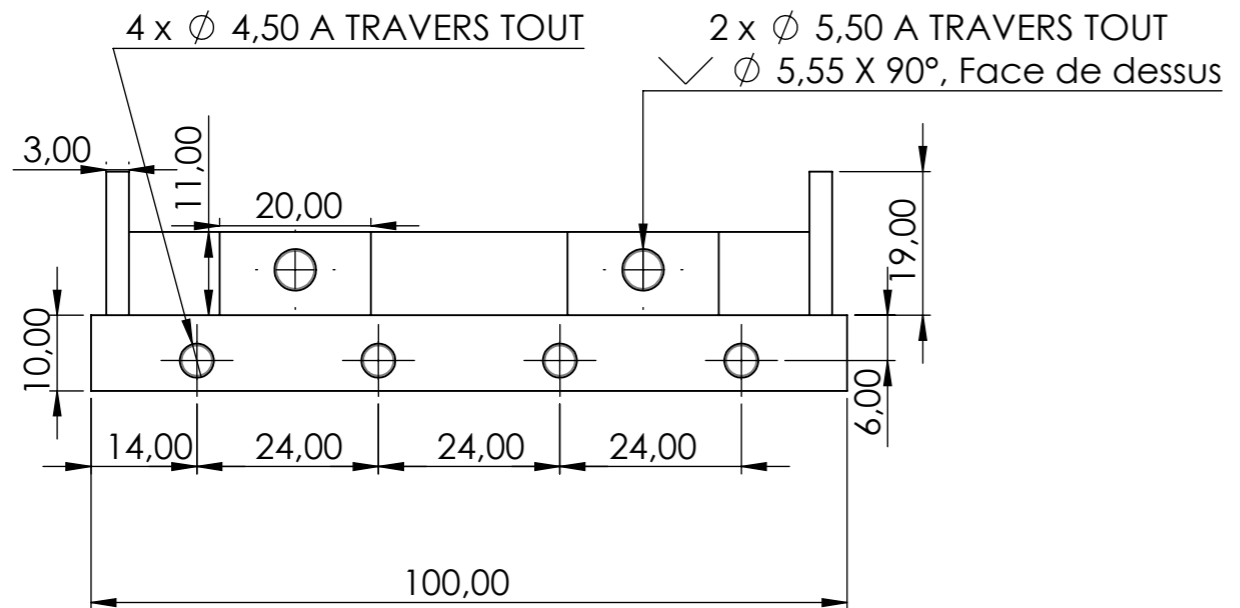
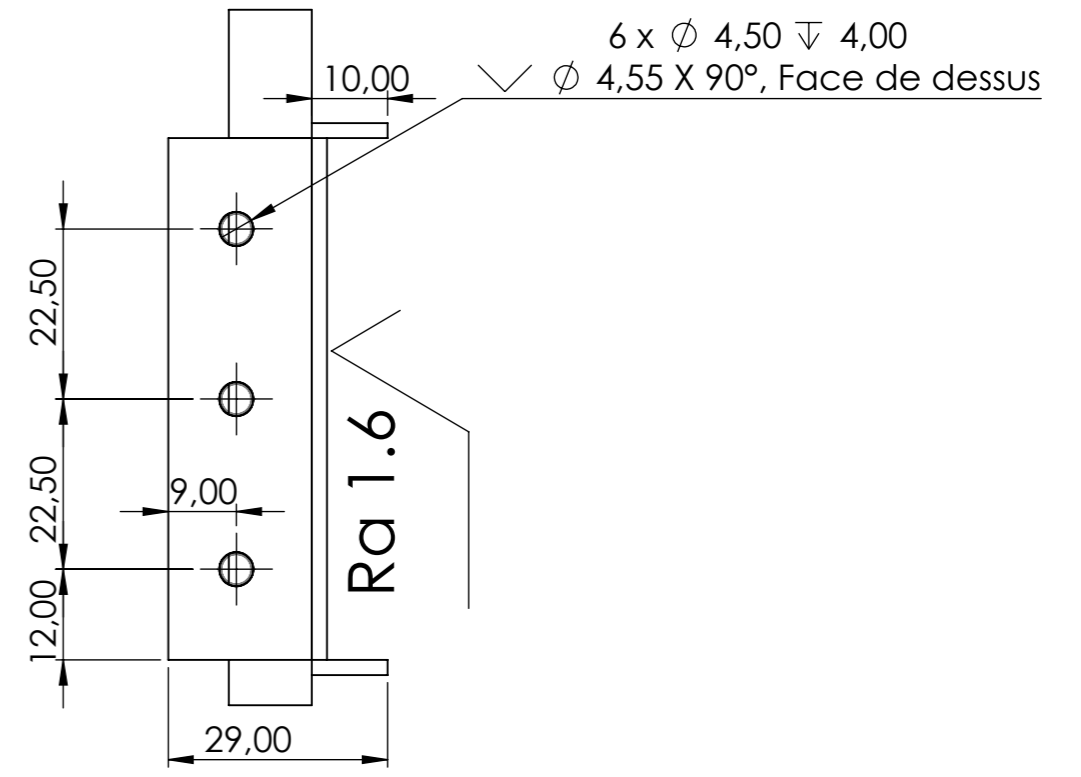
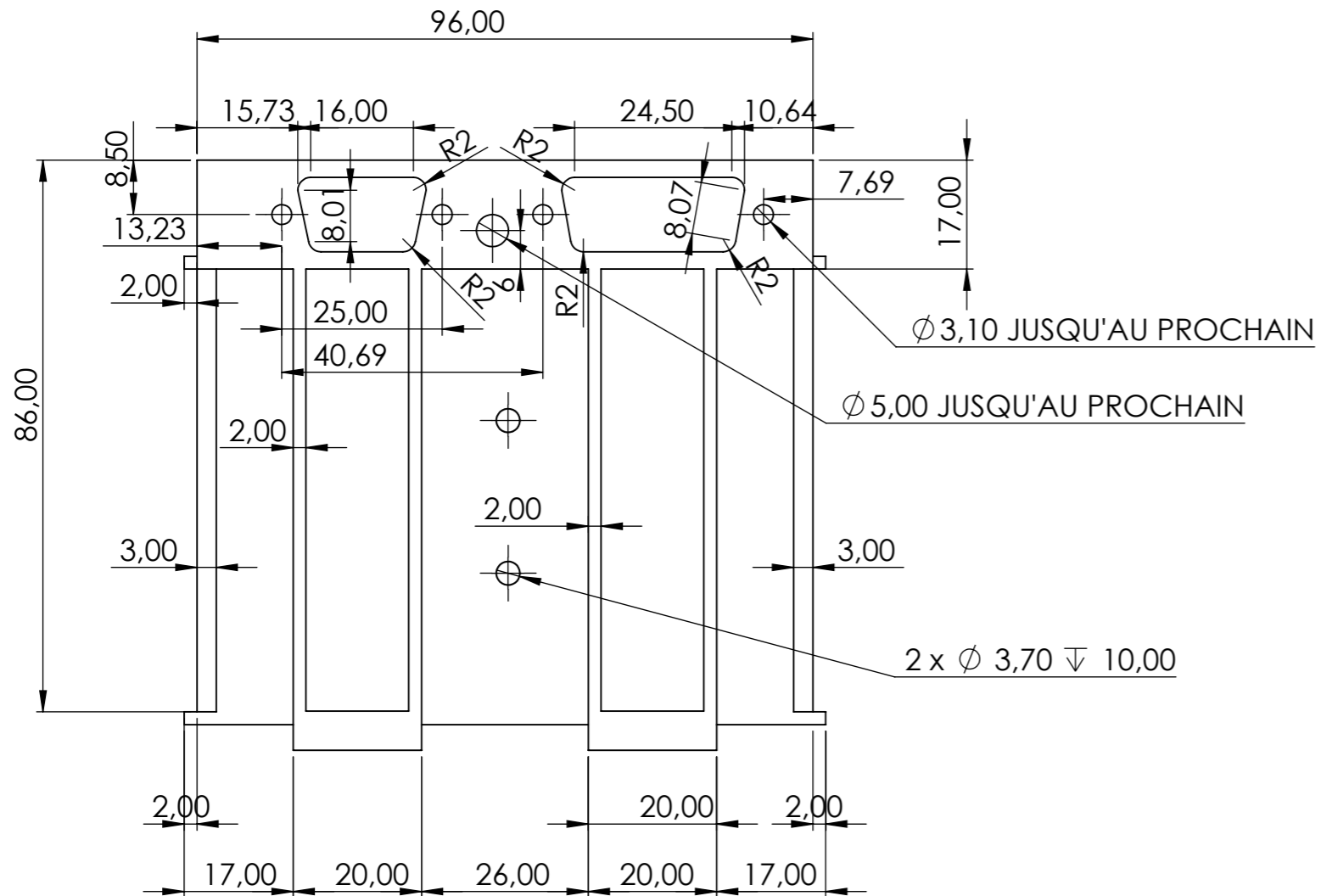
II.3 Mise en plans

La mise en plan constitue une étape clé dans le processus de conception de notre projet (batterie), après avoir conçu la géométrie de la batterie, il est crucial de transformer ces modèles 3D en dessins techniques précis. Ces dessins sont indispensables pour la fabrication et l'assemblage des composants de la batterie, dans cette partie, nous allons présenter les mises en plan à partir des modèles réalisés sur SolidWorks.

Les dimensions et les tolérances présentée sur la figure sont applicable à l'ensemble des dessins technique associe à ce projet :

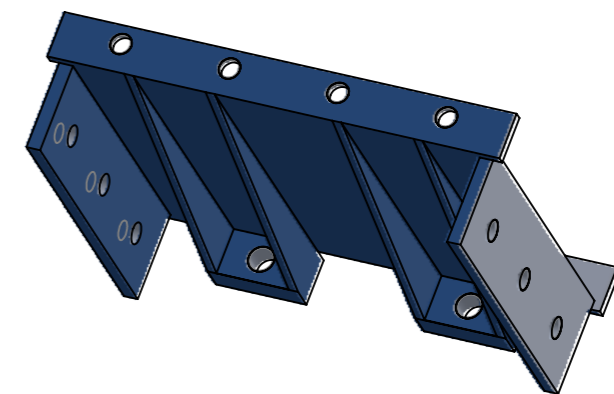
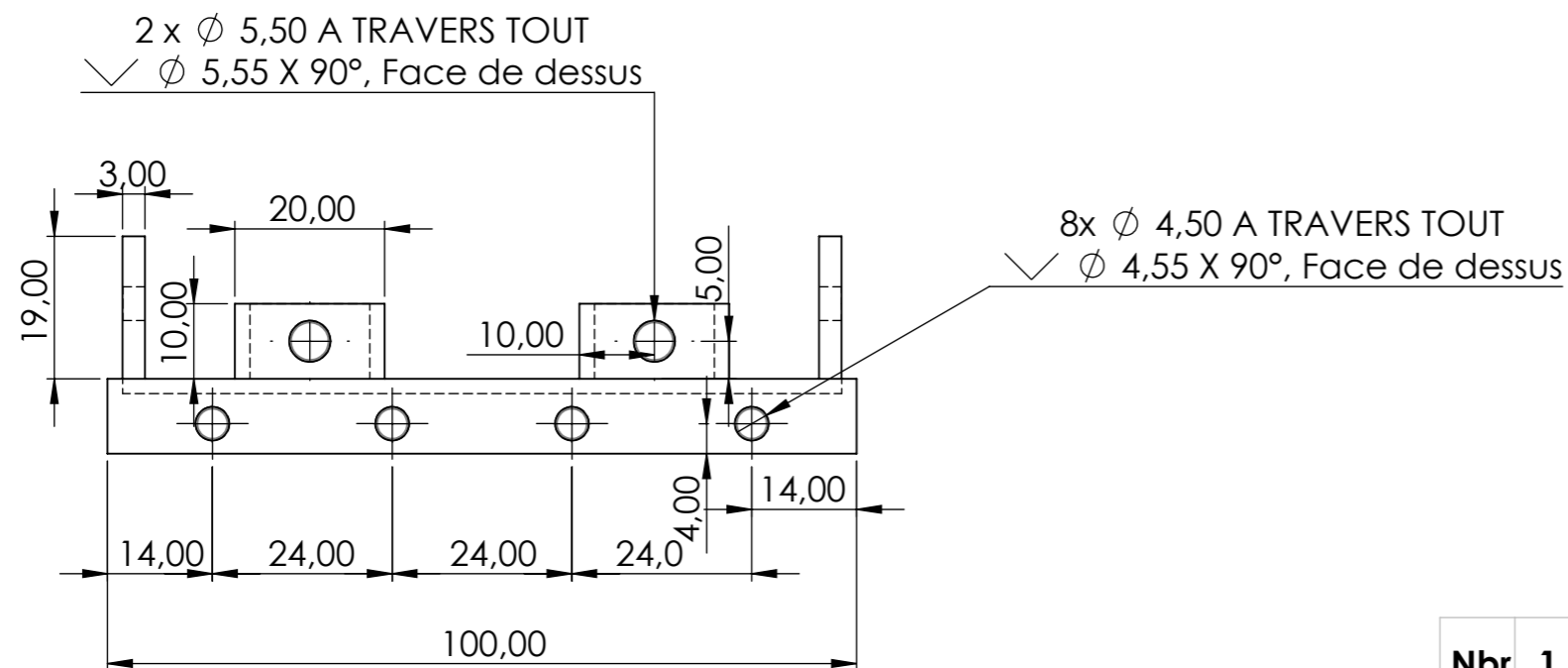
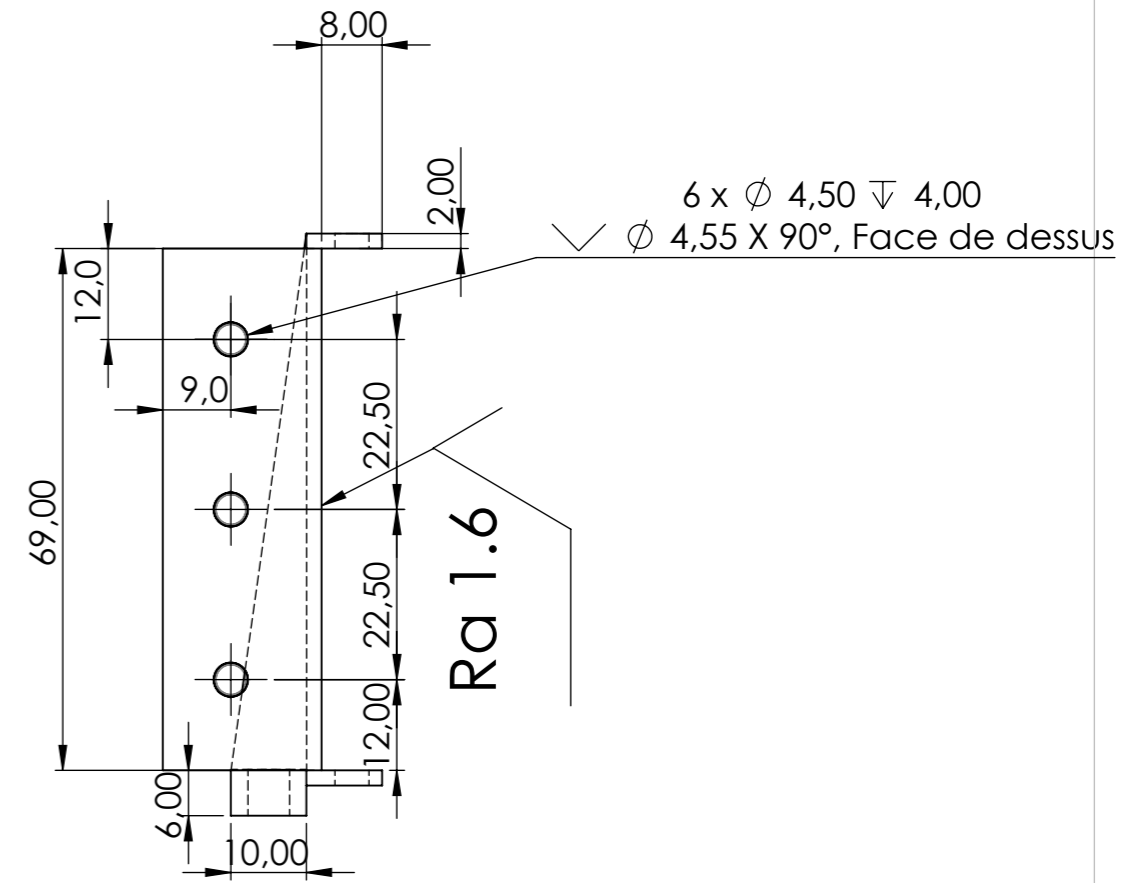
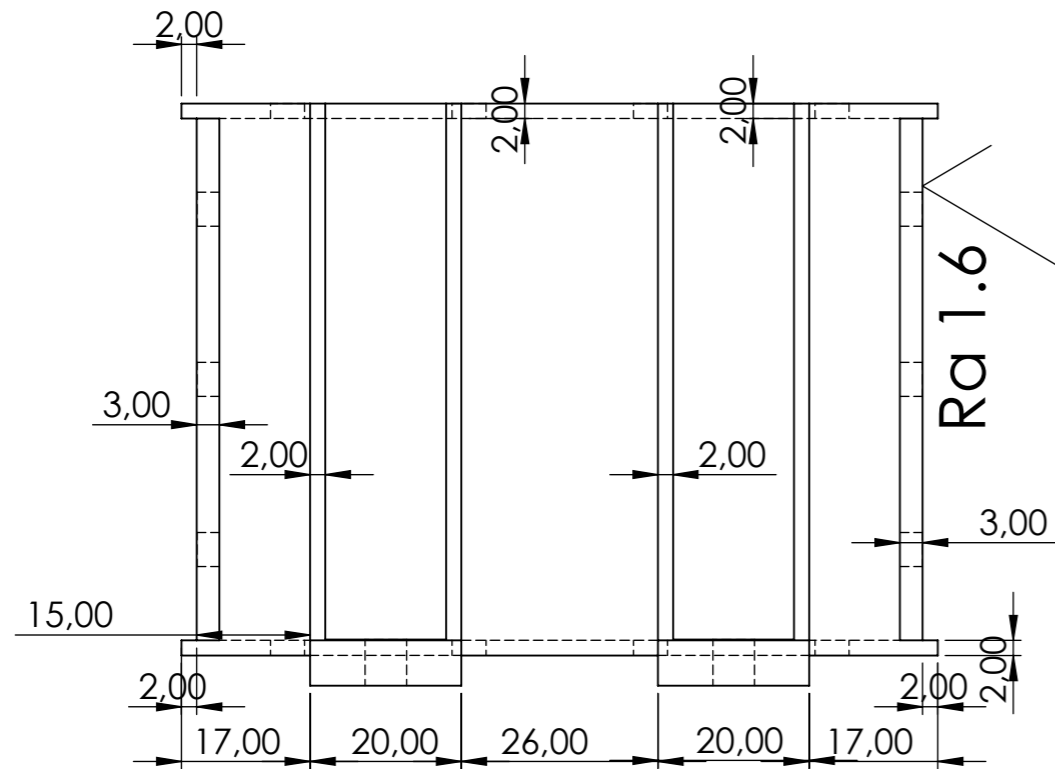


Nbr	2	AL6061-T6	
Echelle:1:1	Paroi latérale		Projet: Batterie pour satellite
Planche N:1			2023 / 2024
	SEMAR Farid - MOUSSOUS Mohamed		MASTER II
A3	UMMTO		



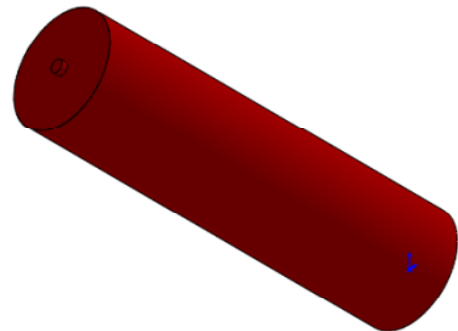
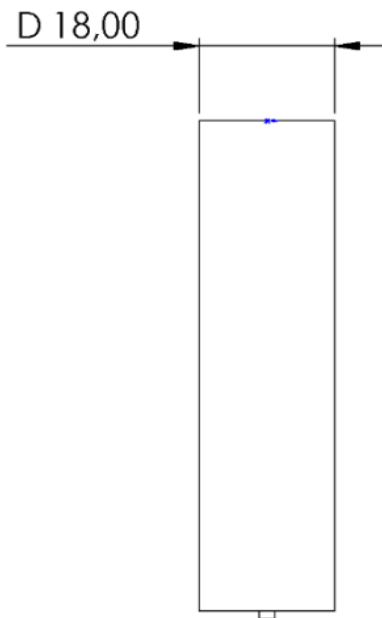
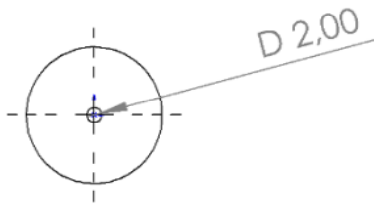
IT=±0.05 sauf indication

Nbr 1		AL6061-T6	
ECHELLE:1:1	Prois Avant		Projet: Batterie pour satellite
PLANCHE N: 1	SEMAR Farid - MOUSSOUS Mohamed		2023/2024
A3	UMMTO		Master 2




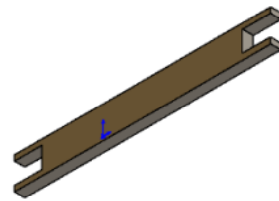
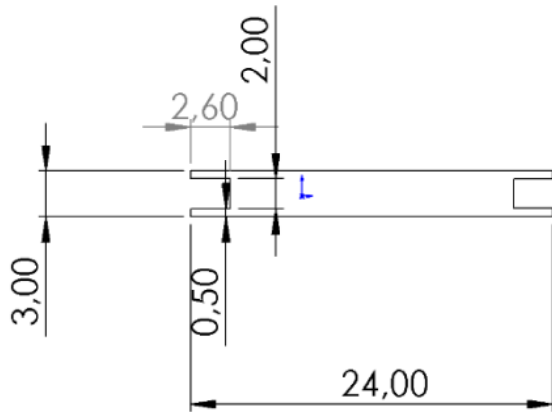
IT=±0.05 sauf indication

Nbr	1	AL6061-T6	
ECHELLE:	1:1	Prois Arriere	Projet: Batterie pour satellite
PLANCHE N:	1		
		SEMAR Farid - MOUSSOUS Mohamed	2023/2024
	A3	UMMTO	Master 2



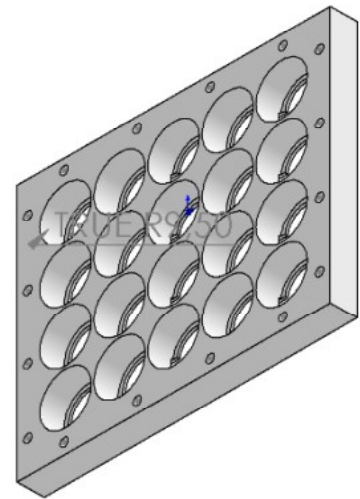
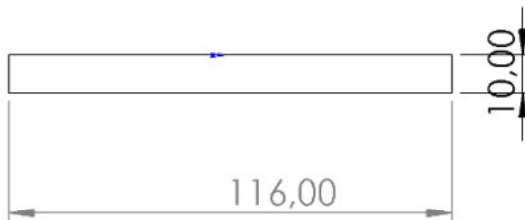
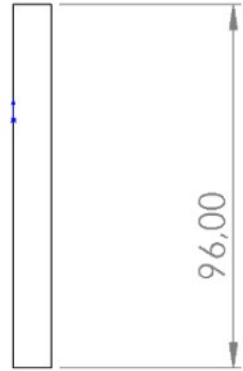
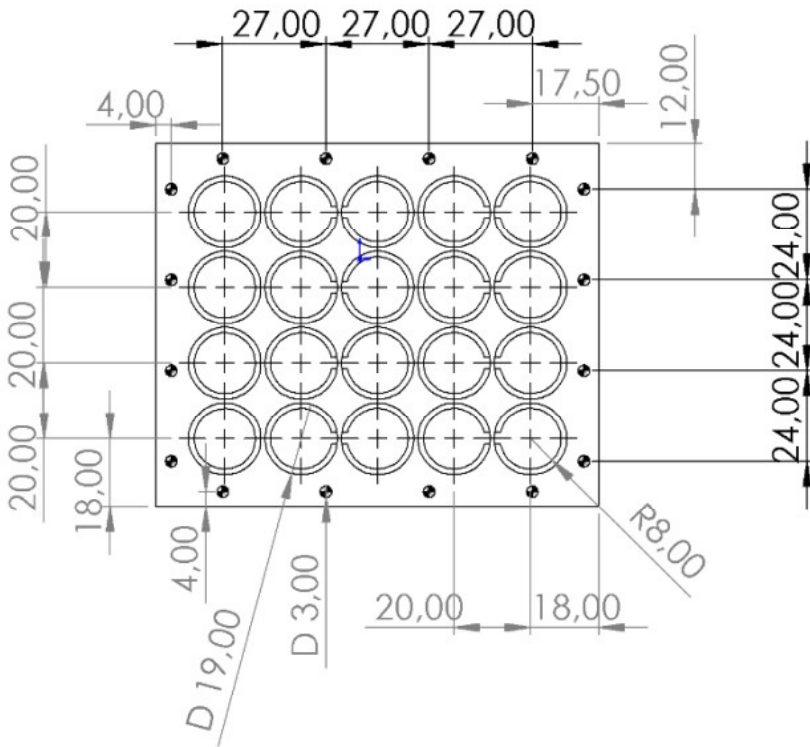
IT=0.05 Sauf indication

Nbr	20		Li-ion 1860
Echelle:	Accumulateur		Projet :
Planche N:4			batterie pour satellite
	SEMAR Farid - MOUSSOUS Mohamed		2023 / 2024
A4	UMMTO		MASTER II




IT=0.05 Sauf indication

Nbr	16		Cuivre	
Echelle: 1:1	Barre en cuivre		Projet : batterie pour satellite	
Planche N:5			2023 / 2024	
	SEMAR Farid - MOUSSOUS Mohamed		MASTER II	
A4	UMMTO			



IT=0.05 Sauf indication

Nbr	2		GFRP	
Echelle:1:1	Plaque GFRP		Projet : batterie pour satellite	
Planche N:6				
	SEMAR Farid - MOUSSOUS Mohamed		2023 / 2024	
A4	UMMTO		MASTER II	

II.4 Simulation :

La simulation numérique est devenue une méthode essentielle dans le processus de conception et d'analyse des systèmes complexes dans de nombreux domaines d'ingénierie. Parmi les outils de simulation les plus utilisés, ANSYS occupe une place prépondérante en offrant une suite logicielle puissante et polyvalente. Cette plateforme fournit une compréhension approfondie du comportement des composants et des systèmes avant même leur fabrication physique.

Dans cette section, nous avons réalisé diverses analyses mécaniques pour l'ensemble de la batterie. En effet, bien que l'objectif principal de ce mémoire est l'étude du boîtier, nous incluant dans les simulations les composants dont il est composé. Le boîtier est constitué d'un alliage d'aluminium en raison de ses bonnes propriétés de résistances et aussi de mise en forme [19], [20] et [21]. Les simulations comprendront donc :

- Une analyse modale pour évaluer les fréquences naturelles de vibration.
- Une analyse quasi-statique pour examiner le comportement sous les charges d'accélération.
- Une analyse vibratoire, comprenant des simulations sinus et aléatoires.

Les composants étudiés incluent le boîtier avec quatre parois (deux latérales, une à l'avant et une à l'arrière), des plaques en GFRP (matériaux composites), un accumulateur en AL6061-T6, et des vis en acier.

II.4.1 Modèle Eléments finis :

Pour notre modèle utilisant la méthode des éléments finis, nous avons opté pour un maillage de type quadratique avec une taille d'élément par défaut. Ce maillage est essentiel dans la simulation numérique visant à déterminer le comportement de la structure et divers paramètres mécaniques tels que le déplacement, la contrainte et la déformation. Avec 100211 éléments, il assure une représentation détaillée et précise des variations locales du comportement physique étudié. De plus, il comporte 207857 nœuds où sont appliquées les conditions aux limites et évaluées les propriétés physiques. Cette configuration garantit une analyse approfondie du système, nécessitant une capacité de calcul adéquate pour traiter efficacement cette quantité importante de données.

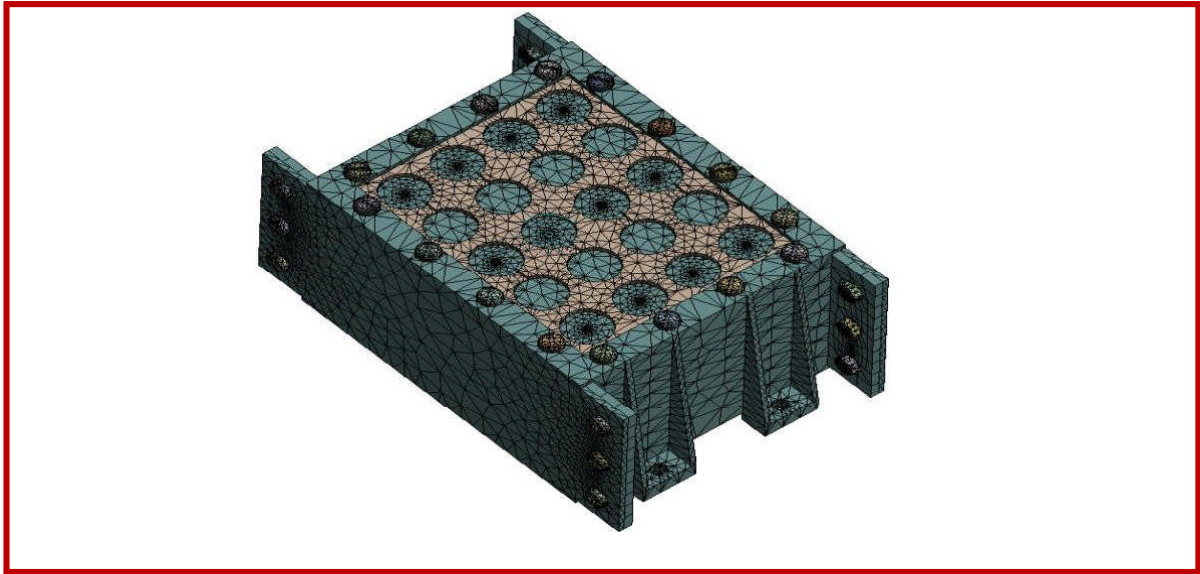


Figure 46 : Maillage utilisé pour la batterie

Détails de "Maillage"	
[-] Affichage	
Style d'affichage	Utiliser les réglages de géométrie
[-] Réglages par défaut	
Physique de préférence	Mécanique
Ordre des éléments	Quadratique
<input type="checkbox"/> Taille des éléments	Par défaut
[+] Dimensionnement	
[+] Qualité	
[+] Inflation	
[+] Avancés	
[-] Statistiques	
<input type="checkbox"/> Nœuds	207857
<input type="checkbox"/> Eléments	100211

Figure 47 : caractéristiques de maillage

II.4.2 Conditions aux limites :

Les conditions aux limites spécifiées pour notre problème sont l'encastrement aux quatre points de fixation du boîtier. Cela signifie que chaque point de fixation est fixé de manière rigide, empêchant tout déplacement relatif du boîtier par rapport à ces points. Ces conditions assurent une stabilité structurelle maximale en garantissant que les déformations du boîtier sont contrôlées et que sa position relative par rapport aux points de fixation reste constante, même sous charge. Ainsi, notre analyse et nos calculs tiendront compte de cette contrainte d'encastrement aux limites pour déterminer le comportement mécanique du système.

Voici une illustration des points d'encastrement de boîtier :

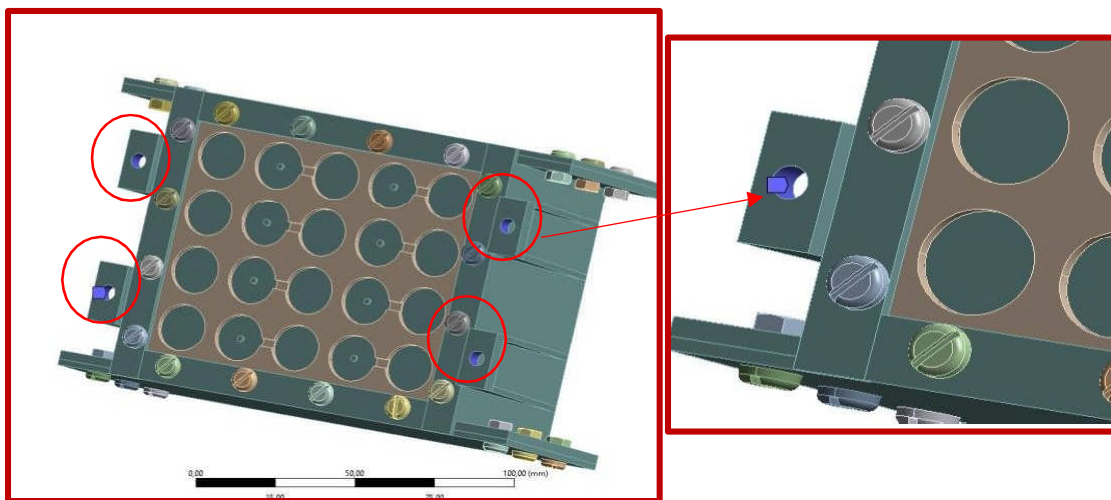


Figure 48: illustration des points d'encastrement (fixations)

II.4.3 Analyses mécaniques :

II.4.3.1 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.

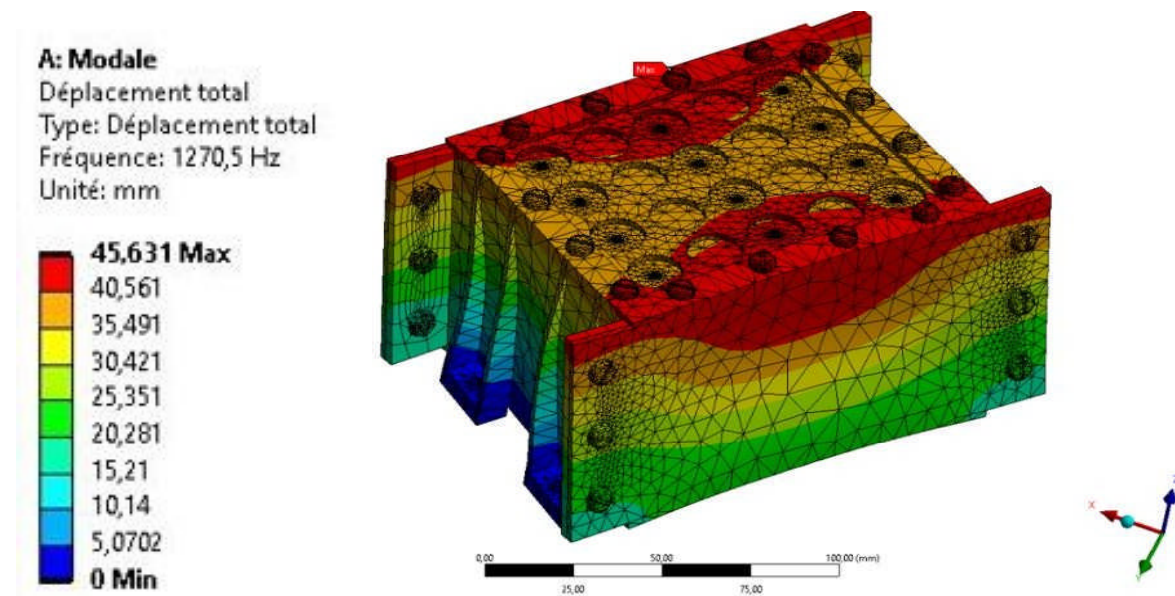
Tableau 15 : Fréquences propres de l'analyse modale pour les six modes

	Mode	Fréquences
1	1	1270.5
2	2	2258.3
3	3	2552.6
4	4	3419.3
5	5	3473.7
6	6	3525.7

La valeur de la première fréquence propre de la structure qui est de 1270.5 Hz, est satisfaisante car elle est largement supérieure à la première fréquence du lanceur qui se situe aux alentours de 90Hz.

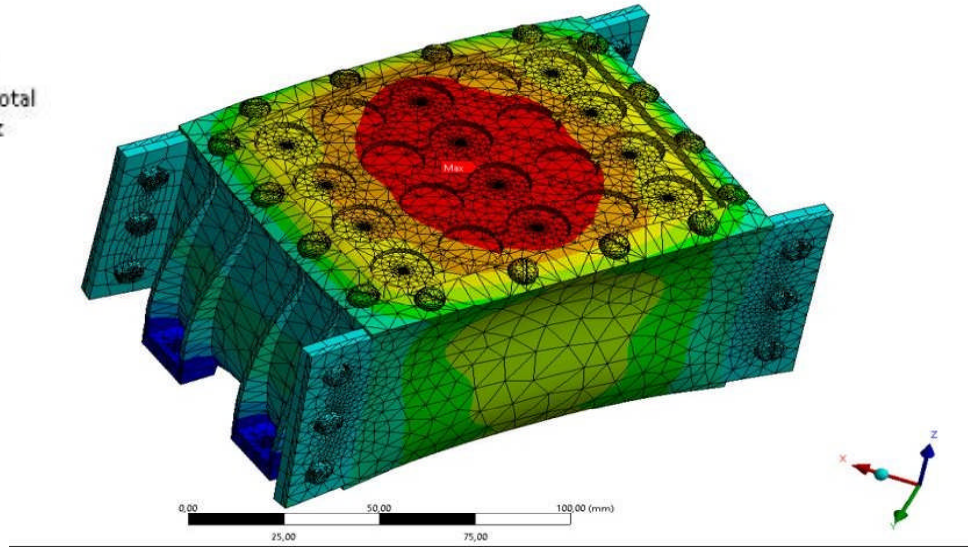
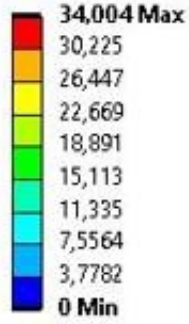
On montre les modes propres dans les figures suivantes :

Mode 1 :



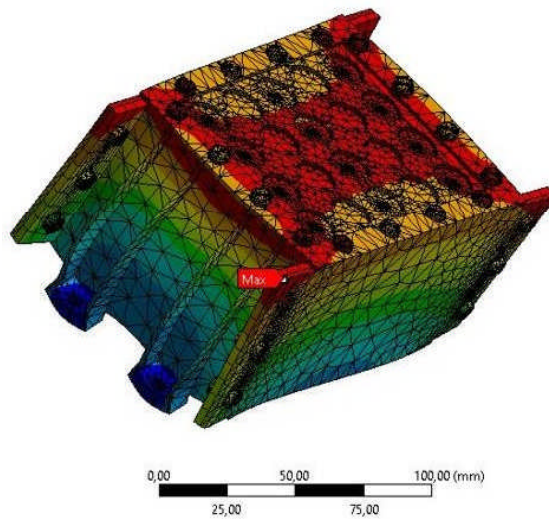
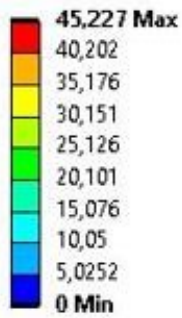
Mode 2 :

A: Modale
Déplacement total 2
Type: Déplacement total
Fréquence: 2258,3 Hz
Unité: mm

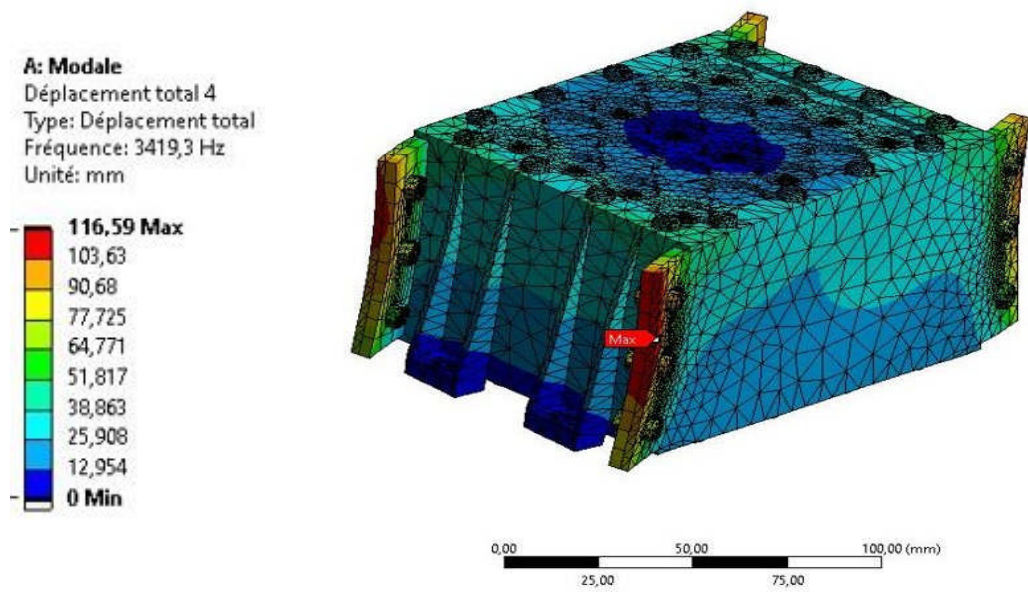


Mode 3 :

A: Modale
Déplacement total 3
Type: Déplacement total
Fréquence: 2552,6 Hz
Unité: mm



Mode 4 :



II.4.3.2 Analyse quasi-statique :

L'analyse statique est une analyse qui a été effectuée sur la batterie (Boitier, paque accumulateurs) en appliquant les charges (l'accélération du lanceur PSLV) qui 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 la figure :

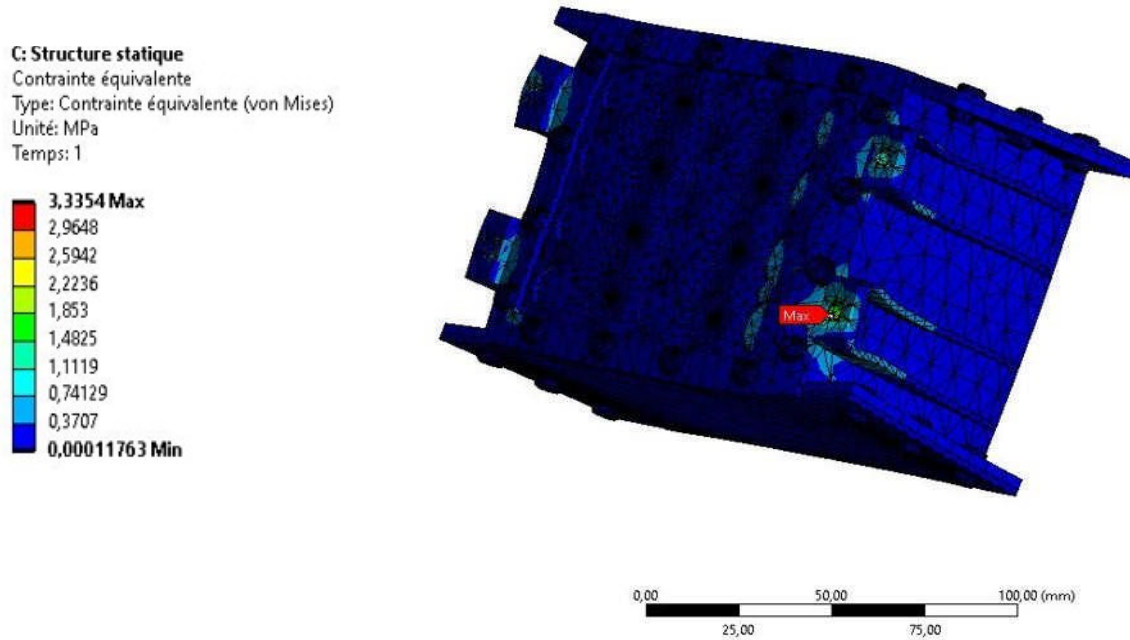
Détails de "Accélération" ▼ 🔍 ✕

[-] Champ d'application	
Géométrie	Tous les corps
[-] Définition	
Défini par	Composantes
Système de coordonnées	Système de coordonnées global
<input type="checkbox"/> Composante X	58860 mm/s ² (exprimé sous forme de rampe)
<input type="checkbox"/> Composante Y	1,0791e+005 mm/s ² (exprimé sous forme de rampe)
<input type="checkbox"/> Composante Z	58860 mm/s ² (exprimé sous forme de rampe)
Désactivé	Non

Figure 49 : Les chargements appliqués à la structure sur logiciel Ansys.

Les résultats de cette analyse sont donnés par :

Contrainte :



On ajoute un grand plan pour bien faire voir les parties de la structure qui subissent le plus de contrainte en appliquant les charges quasi-statique.

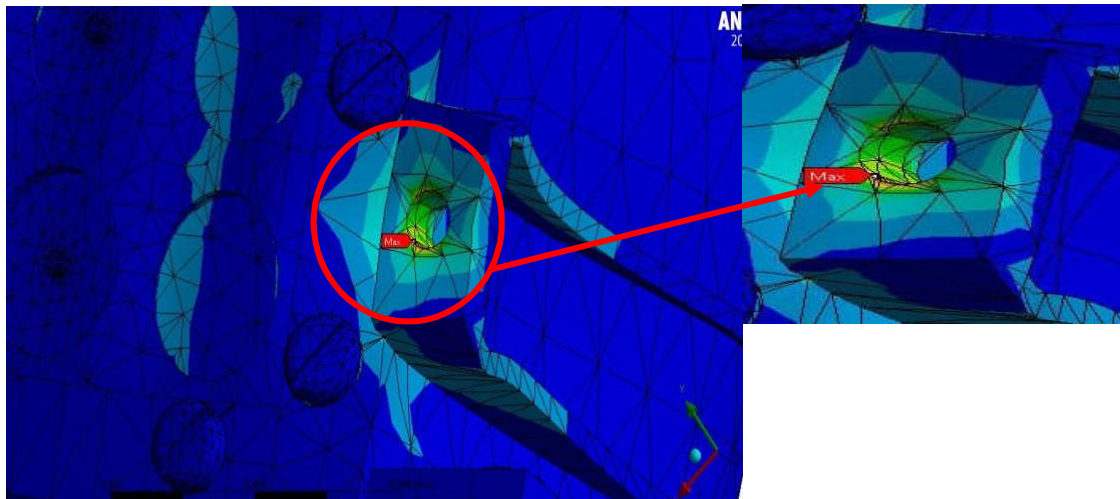
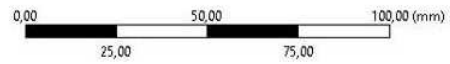
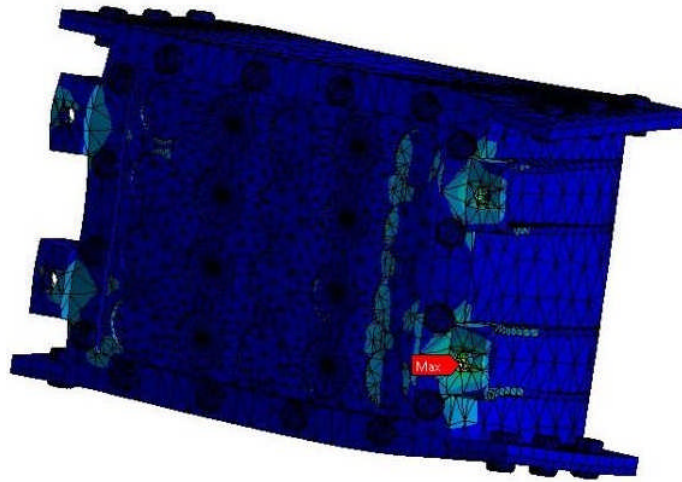
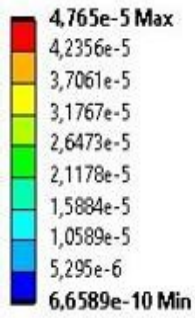


Figure 50 : Plan agrandi pour la structure

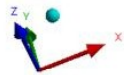
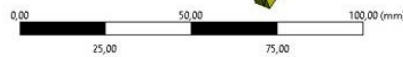
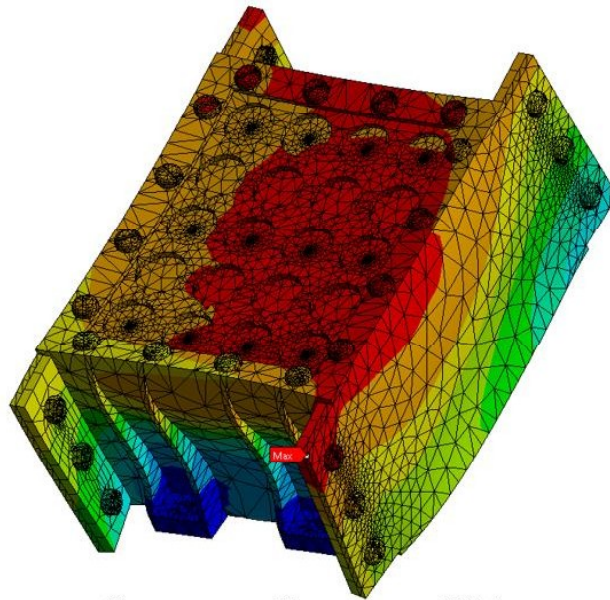
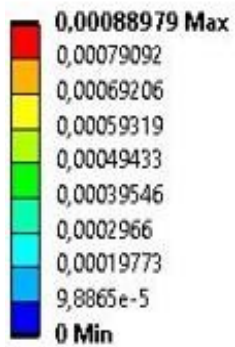
Déformation :

C: Structure statique
Déformation élastique équivalente
Type: Déformation élastique équivalente
Unité: mm/mm
Temps: 1



Déplacement :

C: Structure statique
Déplacement total
Type: Déplacement total
Unité: mm
Temps: 1



- **Interprétation :**

La contrainte maximale que la structure subie est de 3.3354 MPa, les résultats de l'analyse statique pour cette structure est satisfaisante car la contrainte max est inférieure à la limite élastique de matériau utilisée (AL6061-T6, $\sigma_{\text{lim}}=275\text{Mpa}$), ce qui signifie qu'il ne subira pas de déformation plastique, le matériau reste dans la zone élastique.

II.4.3.3 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 le tableau :

Tableau 16 : paramètres introduit sur logiciel Ansys pour l'analyse vibratoire sinus

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

Les paramètres initiaux introduits dans Ansys pour l'analyse vibratoire Sinus « latéral »

On applique une accélération sur la composante X de :

$$3 \times 9.81 \times 1000 = \mathbf{29430 \text{ mm/s}^2}$$

Les paramètres initiaux introduits dans Ansys pour l'analyse vibratoire Sinus « longitudinale».

On applique une accélération sur la composante Y (longitudinale) de :

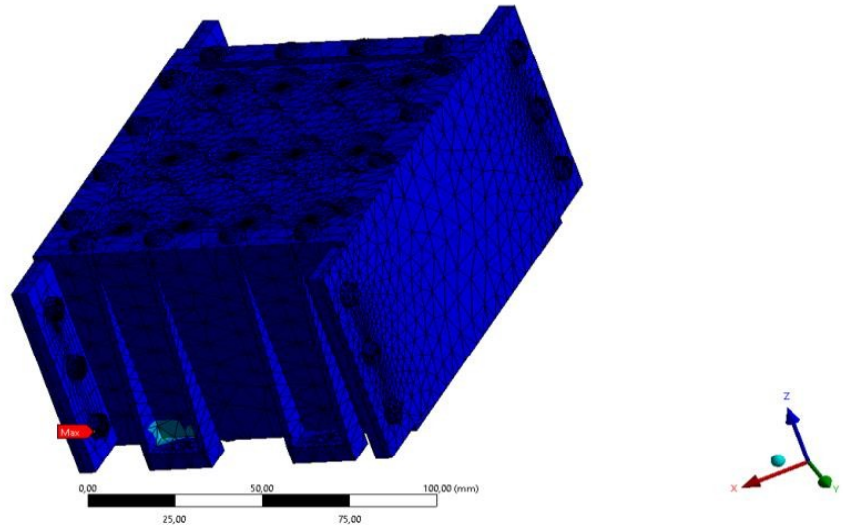
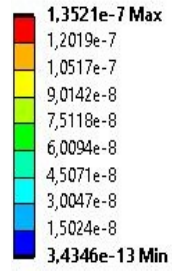
$$4.5 \times 9.81 \times 1000 = \mathbf{44145 \text{ mm/s}^2}$$

Les résultats de l'analyse vibratoire sinusoïdale :

Résultats de l'analyse vibratoire Sinus sur l'axe latérale.

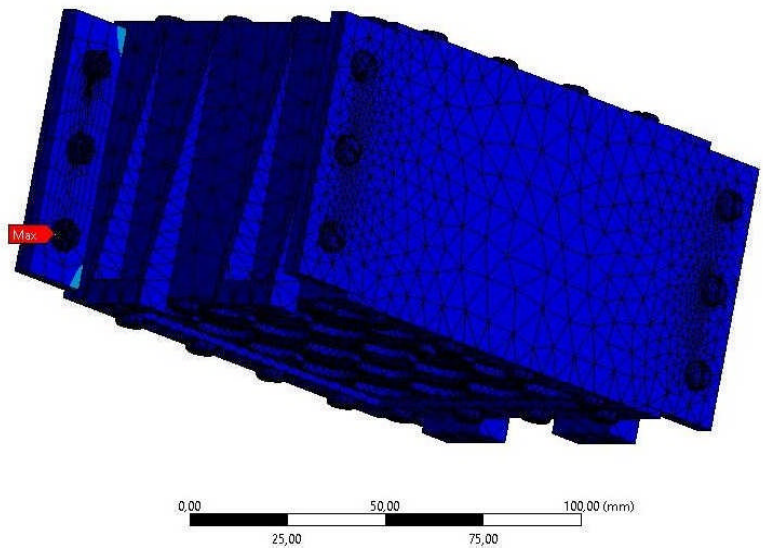
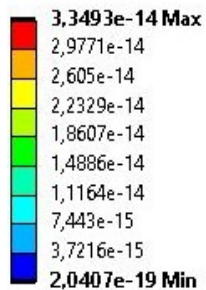
Contrainte :

C: Réponse harmonique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (von Mises)
 Balayage de phase: 0, °
 Unité: MPa
 Maximum sur la fréquence



Déformation :

C: Réponse harmonique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Fréquence: 4000, Hz
 Balayage de phase: 0, °
 Unité: mm/mm





- **Interprétation :**

La contrainte maximale dues à la vibration sinusoïdale « latérale » que subit la structure est de $1.3521 \times 10^{-7} \text{ MPa}$, ce résultat démontre que cette structure résistera au charges vibratoire sinusoïdale « latérale » car ils sont inferieur à la limite élastique du matériau utilisé Al6061-T6.

En revanche, les vibrations mesurées sur l'axe Y (longitudinale) sont négligeables avec des amplitudes très faibles.

II.4.3.4 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.

L'analyse vibratoire consiste à détecter les éventuels dysfonctionnements d'un système donné et l'objectif d'une démarche d'analyse vibratoire est de fiabiliser la configuration. L'analyse vibratoire aléatoire est de plus en plus reconnue comme étant la méthode de simulation la plus réaliste ce qui justifie son utilisation dans notre étude. Voici les deux figures qui montre les paramètres introduis pour cette analyse, la première figure montre les paramètres donner sur la fiche technique de lanceur PSLV, la deuxième figure montre les paramètres introduis sur Ansys avec conversion :

Frequency, Hz	Acceleration, g
100	2
1000	100
10000	1000

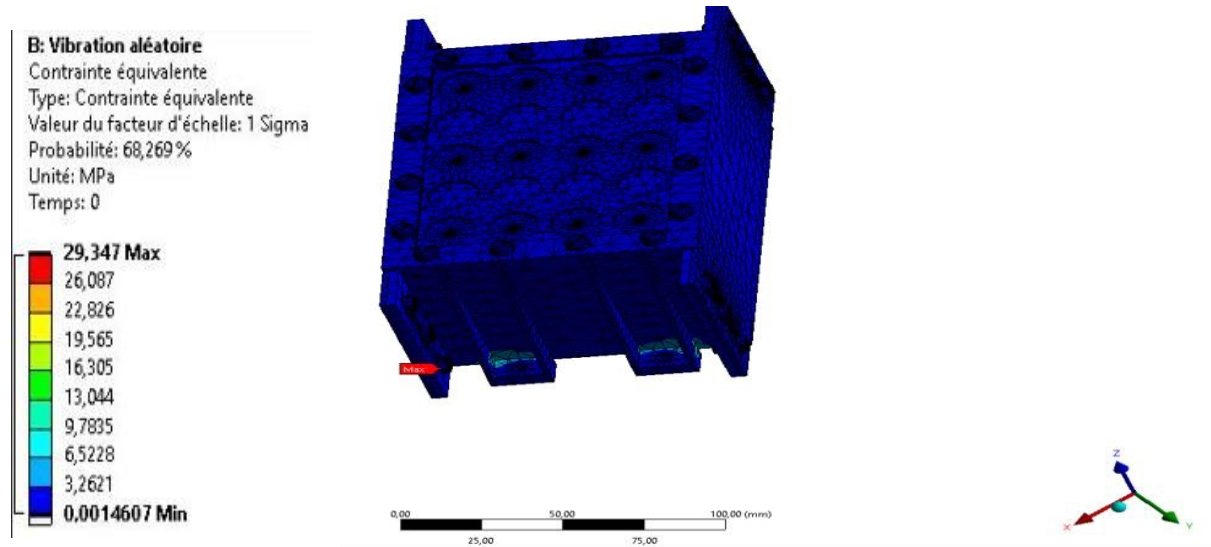
Figure 51 : paramètres extrait de la fiche technique de PSLV

	Fréquence [Hz]	<input checked="" type="checkbox"/> Accélération [(mm/s ²) ² /Hz]
1	100,	19620
2	1000,	9,81e+005
3	10000	9,81e+006

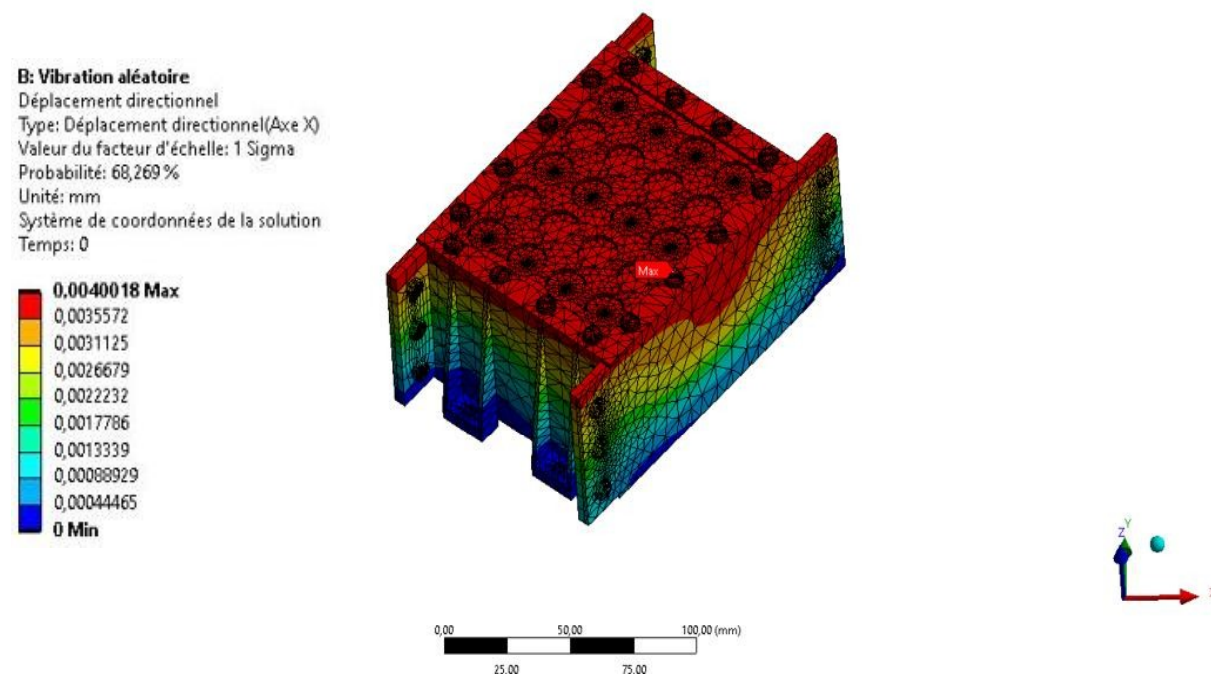
Figure 52 : paramètres converties introduis sur logiciel Ansys

Les résultats de l'analyse vibratoire aléatoire sont représentés sur les Figures :

Contrainte :

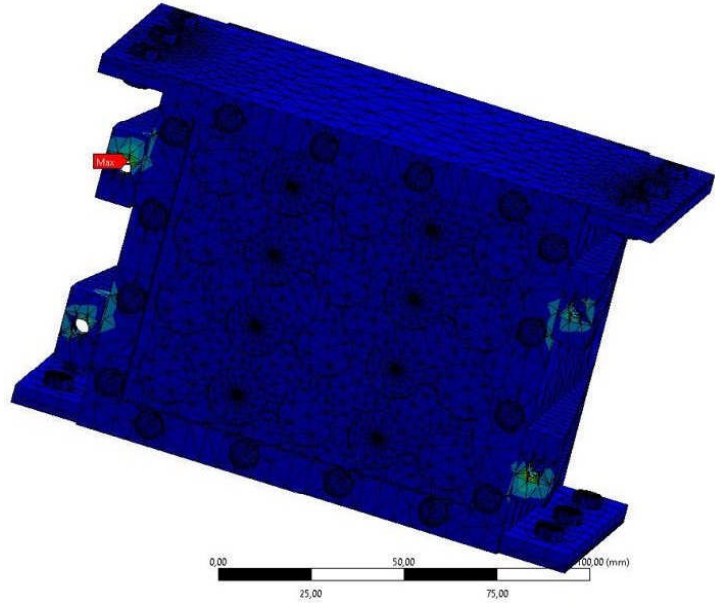
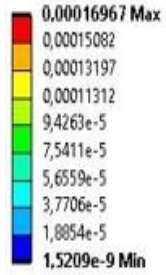


Déplacement :



Déformation :

B: Vibration aléatoire
 Déformation élastique normale
 Type: Déformation élastique normale(Axe X)
 Valeur du facteur d'échelle: 1 Sigma
 Probabilité: 68,269 %
 Unité: mm/mm
 Système de coordonnées de la solution
 Temps: 0



- Interprétation :**

Pour la structure l'analyse vibratoire aléatoire a montré que la contrainte maximale est de $29.347MPa$, ce qui est nettement inférieur à la limite élastique de l'aluminium Al6061-T6. Les résultats de l'analyse vibratoire aléatoire de la structure sont satisfaisants car ils sont largement inférieurs à la limite élastique du matériau utilisé.



II.5 Conclusion

L'objectif principale de ce chapitre est l'étude de la structure batterie (Boitier aluminium et le paque accumulateurs), la conception et la simulation (Analyses mécaniques) de la batterie soumise aux contraintes du lanceur a été effectué avec succès.

Dans la partie conception, nous avons présenté la structure (que nous avons conçue sur le logiciel SolidWorks), et les mises en plans des différentes pièces qui les constituent.

Dans la partie simulation qui a été effectuée sur le logiciel Ansys, nous avons appliqué les charges que subit une structure durant le lancement. Les résultats de l'analyse modale pour la batterie sont satisfaisants car la première fréquence propre de la structure est supérieure à 90Hz. Les analyses statique, quasi-statique, vibratoire sinus (longitudinale, latérale), et vibratoire aléatoire sont très satisfaisant car les contraintes maximales de toutes ces analyses sont inférieur à la limite élastique des matériaux Al6061-T651 et X10Cr13. Suite aux résultats des différentes analyses que nous avons effectuées sur la structure, nous sommes arrivées à conclure que les résultats sont satisfaisants.

Chapitre III :

Fabrication d'un

prototype

fonctionnelle



Chapitre III : Fabrication d'un prototype fonctionnelle

III. Introduction

III.1 Contexte de l'impression 3D

L'impression 3D, aussi appelée fabrication additive, a émergé dans les années 1980 et est aujourd'hui un marché mondial en pleine croissance. Initialement destinée au prototypage, elle s'est étendue à la fabrication d'outillages et de pièces fonctionnelles grâce à des avancées technologiques récentes, offrant une meilleure vitesse, une variété de matériaux et une précision accrue.

Ce procédé présente de nombreux avantages, comme la rapidité de production, la fabrication sur mesure, et la réduction des délais et coûts de transport. Malgré une utilisation encore limitée dans les foyers, l'impression 3D trouve des applications majeures dans des secteurs tels que l'aéronautique, l'automobile et la santé.

Cependant, des limitations persistent, telles que la vitesse d'impression et le coût des matériaux, limitant son utilisation à la production de pièces uniques ou de petites séries. De plus, les investissements nécessaires en équipement et formation, ainsi que l'obsolescence rapide des technologies, freinent son adoption généralisée dans l'industrie. [22]

III.2 Les avantages de l'impression 3D :

L'impression 3D, autrement connue sous le nom de fabrication additive, a révolutionné la manière dont nous concevons, créons et produisons des objets. Cette technologie novatrice offre une multitude d'avantages qui transcendent les limites traditionnelles de la fabrication. En permettant la création d'objets en trois dimensions à partir de modèles numériques, l'impression 3D offre une flexibilité, une précision et une personnalisation sans précédent, tout en réduisant les délais et les coûts associés à la production. Dans cette présentation, nous explorerons les nombreux avantages que l'impression 3D apporte à divers secteurs, de la fabrication industrielle à la médecine en passant par l'architecture et la création artistique

III.2.1 Vitesse et impression 3D

L'impression 3D révolutionne la fabrication grâce à sa vitesse inégalée. Les prototypes complexes sont créés en quelques heures, accélérant la vérification et la conceptualisation



architecturale. Cette rapidité réduit les délais de projet de jours voire de semaines à quelques heures, offrant une efficacité accrue. Bien que l'impression industrielle prenne plus de temps, la production de pièces finales à des cadences faibles ou moyennes représente un gain de temps significatif par rapport aux méthodes traditionnelles. Par exemple, l'impression 3D permet une production flexible, réduisant le délai d'exécution d'une matrice de moulage par injection de plusieurs semaines, favorisant ainsi une innovation et une commercialisation plus rapides. [20]

III.2.2 Fabrication en une seule étape :

La conception efficace de pièces constitue un défi majeur pour les designers. Comparativement aux méthodes traditionnelles, la fabrication additive offre un processus plus simplifié. Par exemple, la production d'un support en acier sur mesure nécessite plusieurs étapes complexes, telles que la découpe, le soudage, le polissage et la finition. En revanche, une imprimante 3D professionnelle peut produire le même composant en une seule phase, réduisant ainsi le besoin de diverses méthodes de production. Cette approche garantit un contrôle accru sur le produit fini, tout en économisant du temps et des ressources. [23]

III.2.3 Coût de fabrication

En termes de coûts, la fabrication additive se divise en frais de machine, de matériaux et de main-d'œuvre.

Les imprimantes 3D de bureau ont des coûts de fonctionnement similaires à ceux d'un ordinateur portable, tandis que les procédés industriels consomment plus d'énergie mais garantissent des performances élevées et des délais rapides.

Les coûts des matériaux varient selon la technologie utilisée, mais la diversité des matériaux en impression 3D rend difficile la comparaison avec les méthodes traditionnelles.

Le coût de la main-d'œuvre est minime, car la plupart des imprimantes 3D fonctionnent de manière automatisée. Bien que la fabrication additive soit compétitive pour les faibles volumes et les prototypes, les méthodes traditionnelles deviennent plus rentables à mesure que la production augmente. [23]

III.2.4 Complexité et liberté de conception :

L'impression 3D offre une liberté de conception sans précédent, dépassant les limites des méthodes traditionnelles. Contrairement à la fabrication conventionnelle, les contraintes telles que les angles de conception et l'accès aux outils ne s'appliquent pas, car les pièces sont construites couche par couche. Bien qu'il existe des limites de taille minimale, les principaux



défis résident dans l'orientation optimale de l'impression pour réduire l'utilisation de supports et minimiser les risques d'échec. Cette flexibilité donne aux concepteurs une grande latitude architecturale pour créer des formes complexes avec facilité. [23]

III.2.5 Durabilité :

Les procédés de fabrication soustractive, tels que le fraisage ou le tournage CNC, extraient une grande quantité de matière du bloc d'origine, ce qui se traduit par un volume important de déchets.

En général, les techniques de fabrication additive n'utilisent que le matériau nécessaire pour créer une pièce. De nombreux procédés utilisent des matières premières qui peuvent être recyclées et réutilisées. Par conséquent, le processus de fabrication additive génère très peu de déchets. [23]

III.3 Types d'impression 3D :

Dans cet article, nous allons explorer en détail les trois principales technologies d'impression 3D plastique : le dépôt de fil fondu (FDM), la stéréo lithographie (SLA) et le frittage sélectif par laser (SLS).

III.3.1 Dépôt de fil fondu (FDM) :

Le procédé FDM, ou dépôt de fil fondu, également connu sous le nom de fabrication par filament fondu (FFF), est le procédé le plus utilisé au niveau des consommateurs, du fait de l'émergence des imprimantes 3D de loisir. Les imprimantes 3D FDM fabriquent les pièces en faisant fondre et en extrudant un filament thermoplastique, qu'une buse dépose couche par couche sur la zone de fabrication.

Le procédé FDM fonctionne avec toute une gamme de thermoplastiques standards, comme l'ABS, le PLA et leurs variantes. Ce procédé convient bien à la fabrication de modèles de démonstration de faisabilité, des prototypes rapides et peu coûteux de pièces simples, telles que celles qui doivent être normalement usinées. [24]

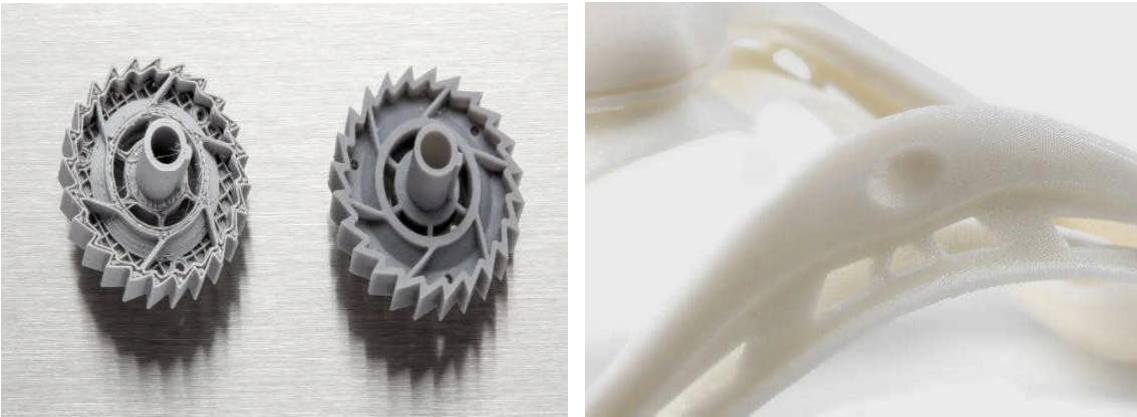


Figure 53 : Exemple des pièces imprimé avec impression 3D FDM. [24]

III.3.2 Stéréo lithographie (SLA) :

La stéréo lithographie, inventée au début des années 1980, a été l'une des premières techniques d'impression 3D. Elle reste l'une des plus utilisées par les professionnels. Les imprimantes 3D SLA utilisent un laser pour transformer de la résine liquide en plastique durci par un processus dit de photo polymérisation. . [25]

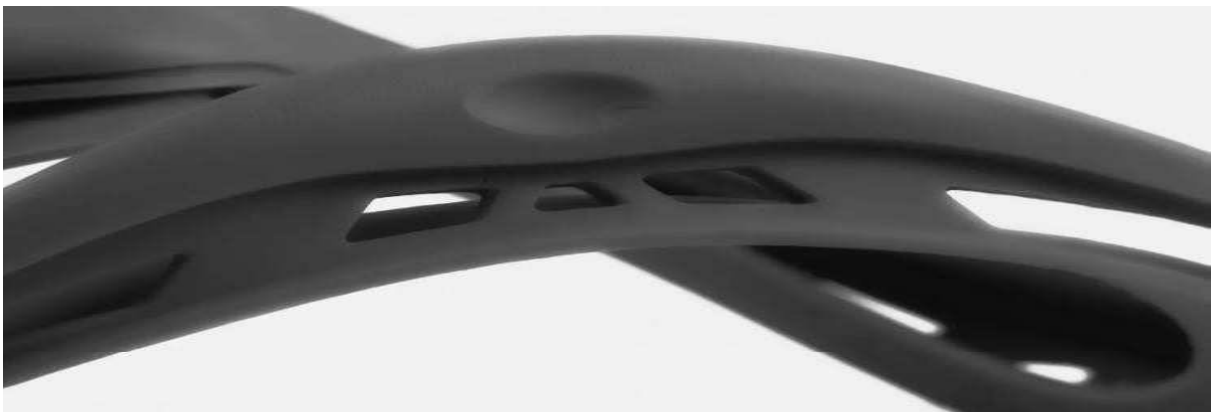


Figure 54: Exemple d'une pièce imprimée avec impression 3D SLA. [25]

III.3.3 Frittage sélectif par laser (SLS)

Le frittage sélectif par laser est la technologie de fabrication additive la plus courante pour les applications industrielles. Les ingénieurs et les fabricants de différents secteurs lui font confiance pour sa capacité à produire des pièces solides et fonctionnelles.

Les imprimantes 3D SLS utilisent un laser de forte puissance pour fripper de petites particules de poudre de polymère. La poudre non frittée supporte la pièce pendant l'opération, ce qui évite d'avoir à lui ajouter des structures de supports. En cela, le procédé SLS est idéal pour des pièces

à géométrie complexe, présentant des formes internes ou négatives, des contre-dépouilles ou des parois minces. Les pièces fabriquées par SLS présentent d'excellentes caractéristiques mécaniques, leur résistance s'apparentant à celle de pièces moulées par injection. [27]



Figure 55 : Exemple d'une pièce imprimée avec impression 3D SLS [27]

III.4 Choix du Matériau :

III.4.1 Description de PLA :

Le PLA, ou acide poly lactique, est un polymère biodégradable fabriqué à partir de sources renouvelables comme l'amidon de maïs. Il est obtenu par fermentation des sucres ou de l'amidon pour produire de l'acide lactique, qui est ensuite polymérisé pour former le PLA. Pour obtenir des PLA avec des propriétés spécifiques, le processus peut impliquer la dépolymérisation du PLA en lactide, qui est ensuite repolymérisé. Ce matériau est une alternative écologique au polyéthylène, et il se dégrade naturellement dans les conditions de compostage industriel à des températures supérieures à 60 °C.

Disponible dans de nombreux coloris, sous forme de bobine de filament comme mon il offre de nombreuses possibilités de finition [28]



Figure 56 : Variété de couleur de bobines de filaments PLA [28]

Voici quelques modèles :

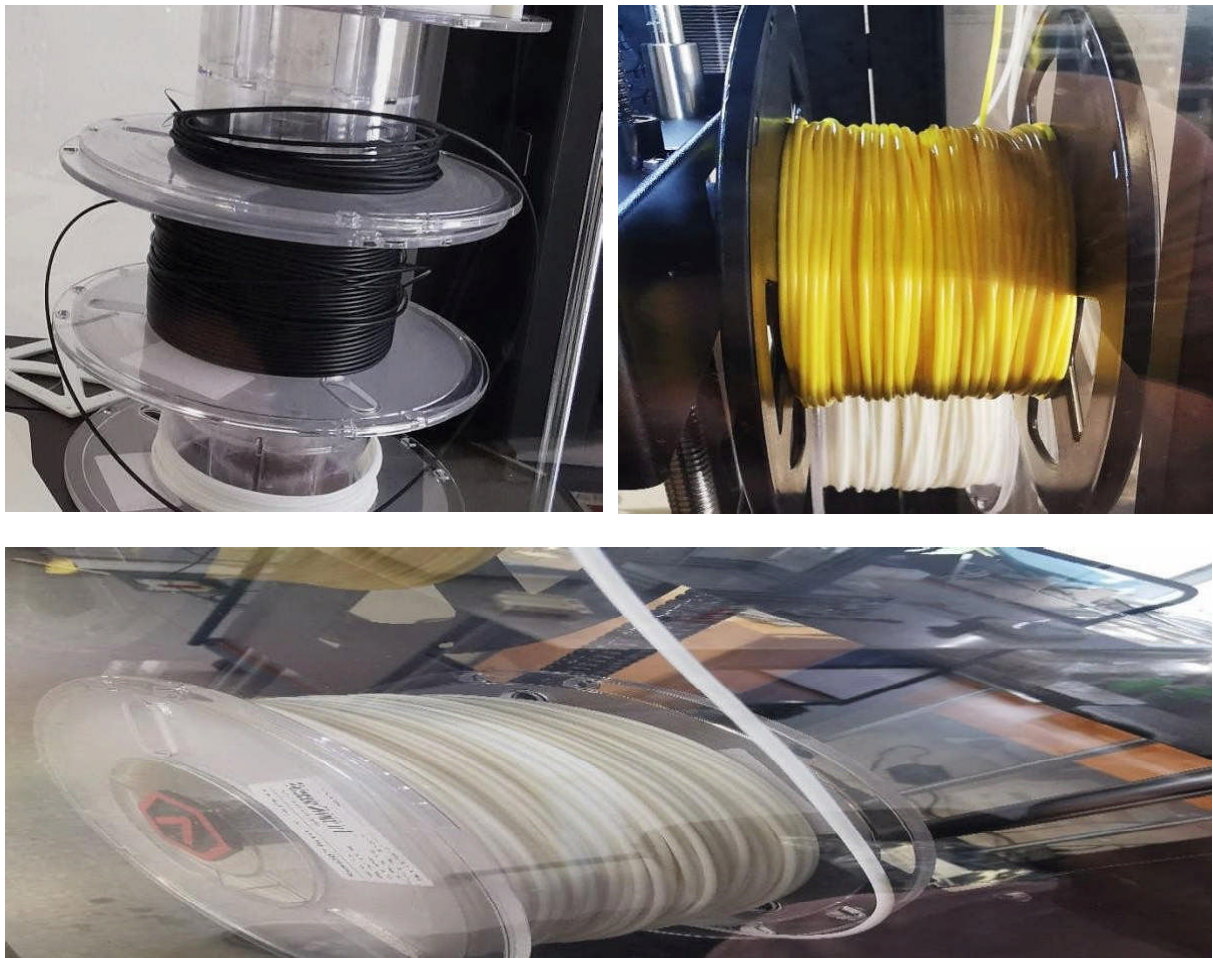


Figure 57 : des bobines de PLA (photo prise au CDS)

Nous avons opté pour l'utilisation de **PLA** dans notre projet pour plusieurs raisons, notamment parce qu'il s'agit d'un prototype, parmi ces raisons on distingue :

- **Facilité d'utilisation** : La PLA est un matériau relativement facile à imprimer, ce qui en fait un choix idéal pour notre projet.
- **Large disponibilité** : La PLA est largement disponible sur le marché des filaments d'impression 3D. Elle est proposée dans une gamme de couleurs et de marques, ce qui permet aux étudiants d'expérimenter avec différents types de PLA pour leurs projets.
- **Faible coût** : Comparée à d'autres matériaux d'impression 3D comme l'ABS ou le nylon, la PLA est généralement moins chère. Pour les étudiants en fin d'études avec des budgets limités, cela en fait un choix attrayant pour l'impression de prototypes et de projets finaux.
- **Faible déformation** : La PLA a tendance à avoir moins de déformation pendant le processus d'impression par rapport à d'autres matériaux comme l'ABS. Cela signifie que les modèles imprimés en PLA conservent leur forme et leurs dimensions plus facilement, ce qui est important pour des applications où la précision est cruciale.

III.4.2 Propriétés de PLA :

III.4.2.1 Propriétés Thermique :

Le PLA peut être soit amorphe, soit semi-cristallin selon sa structure stéréochimique. La polymérisation racémique du DLA et du LLA conduit à la formation d'un PDLLA amorphe.

Les polymères contenant exclusivement soit l'acide (L)-lactique (PLLA), soit l'acide (D)-lactique (PDLA) sont semi-cristallins avec une température de transition vitreuse (T_v) d'environ 60 °C² et une température de fusion (T_f) de 175 °C.

Le PLLA peut cristalliser sous deux formes (α , β), qui correspondent aux températures de fusion T_f suivantes : 185 °C, la forme la plus stable, et 175 °C pour les formes α et β respectivement. [26]

III.4.2.2 Propriétés mécaniques :

Le PLA semi-cristallin a un module de Young compris entre 3 et 3,5 GPa, une résistance à la traction comprise entre 50 et 70 MPa, un allongement à la rupture variant de 2 à 10 %, une résistance à la flexion de 1 000 MPa et un module de flexion de 4 000 à 5 000 MPa⁴.

En impression 3D, les filaments en PLA absorbent l'humidité de l'air ambiant et peuvent devenir très cassants à la flexion, au point de ne plus pouvoir être utilisés dans la machine. Un séchage entre 40 et 50 °C pendant quelques heures peut remédier au problème. Il existe maintenant des boîtiers chauffants ventilés conçus pour cet usage. [26]

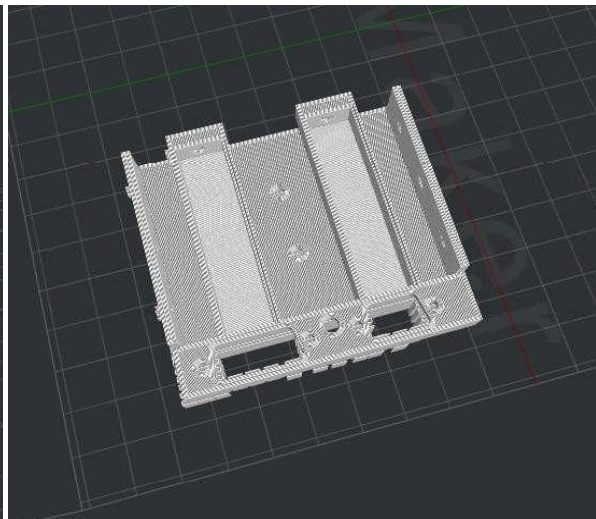
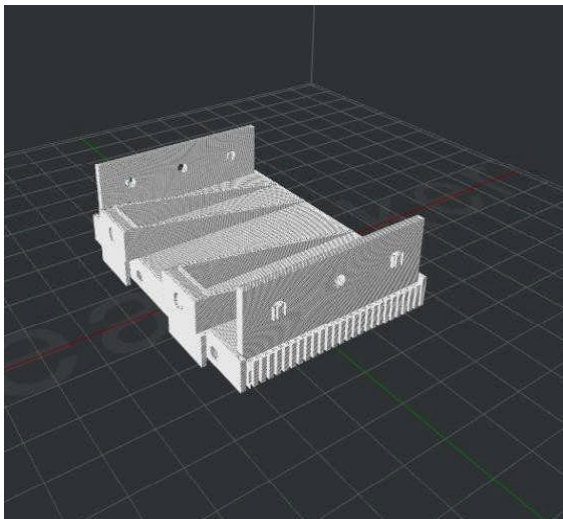
III.5 Réalisation & prototypage

III.5.1 Préparation des Fichiers pour l'Impression

Après avoir conçu toutes les pièces dans SolidWorks selon les spécifications définies, la prochaine étape consiste à enregistrer chaque fichier individuel au format STL. Le format STL est couramment utilisé pour les impressions 3D car il représente la géométrie de la pièce sous forme d'un solide homogène

Une fois tous les fichiers enregistrés au format STL, ils sont importés un par un dans le logiciel IdeaMaker. Dans IdeaMaker, on spécifie les différents paramètres tels que le matériau utilisé pour l'impression, la température, la qualité d'impression, et la création des supports pour les pièces complexes. Cette étape est cruciale car elle permet de préparer chaque pièce pour l'impression 3D ce qui signifie la création du fichier de G-code contenant les étapes et séquences programmées du processus l'impression sur la machine raise-3D

Après avoir configuré chaque pièce dans IdeaMaker, on procède à l'impression en utilisant les paramètres standards. Cela implique de charger le filament approprié dans l'imprimante 3D et de lancer le processus d'impression selon les paramètres prédéfinis (avoir le programme G-code dans une clé USB).



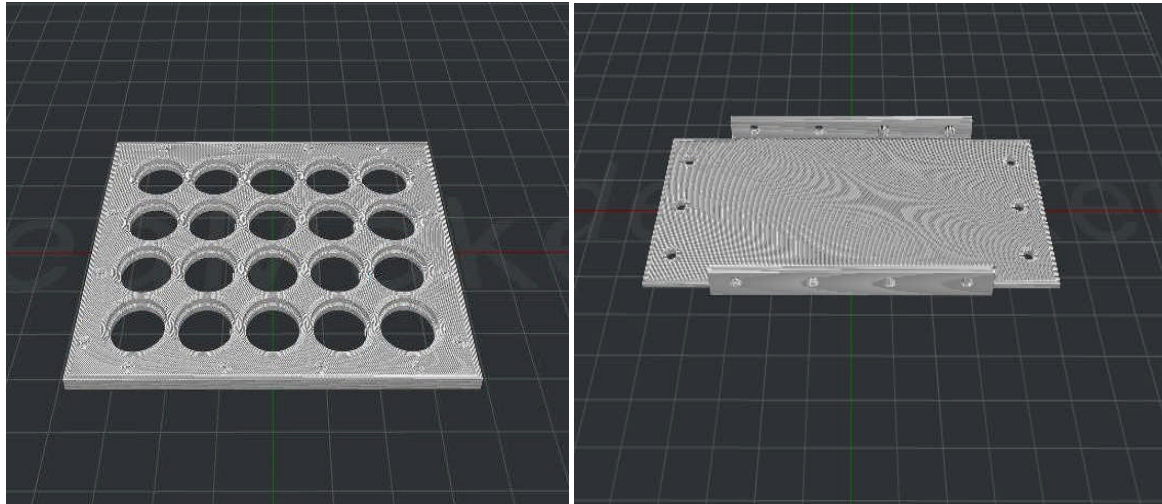


Figure 58 : Configuration et illustration des pièces sur le software IdeaMaker.

III.5.2 Choix de la machine et son fonctionnement

Dans notre projet on a utilisé l'imprimante (RAISE-3D) par dépôt de fil fondu (FFF). Avant de décrire son fonctionnement, il faut d'abord charger le fichier G-code sur la machine, sélectionner la pièce à imprimer, puis appuyer sur le bouton Imprimer

Donc voici en Quatre étapes le fonctionnement de cette imprimante Raise-3D :



Figure 59 : imprimante (RAISE-3D) utilisé au CDS.

- Le logiciel de l'imprimante découpe les pièces en couches successives, puis crée une trajectoire d'outil pour chaque couche. La trajectoire d'outil sert de modèle à suivre par la machine.
- Un système d'impression chauffe et extrude le matériau (comme un pistolet à colle) par une buse tout en suivant précisément la trajectoire d'outil. Sur la première couche, la machine dépose le matériau directement sur le plateau d'impression.

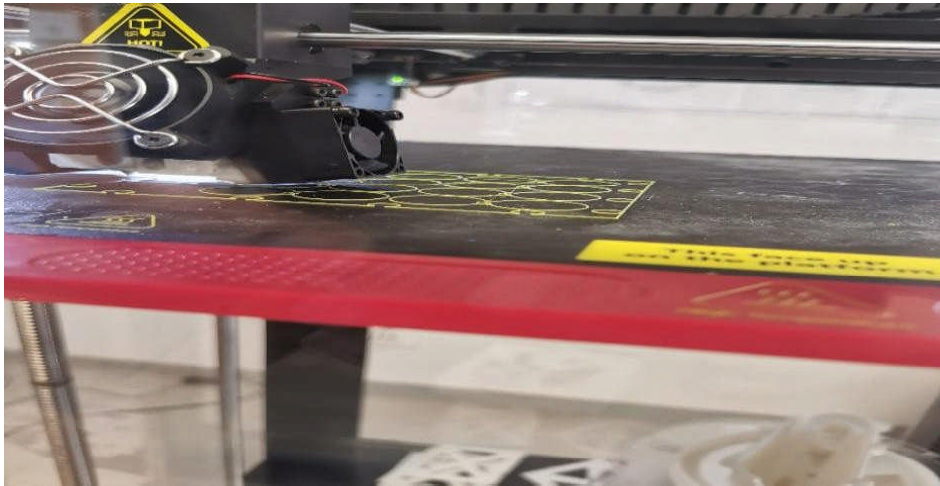


Figure 60 : illustration de la première couche sur le plateau d'impression.

- Dès qu'une couche est terminée, l'imprimante abaisse son plateau d'impression d'une couche depuis la tête d'impression et commence à imprimer la couche suivante. Ce processus continue jusqu'à ce qu'un travail d'impression soit terminé.



- Une fois l'impression terminée, on peut retirer la pièce du plateau d'impression et

Figure 61 : photo à la fin d'impression prise au CDS

l'utiliser.

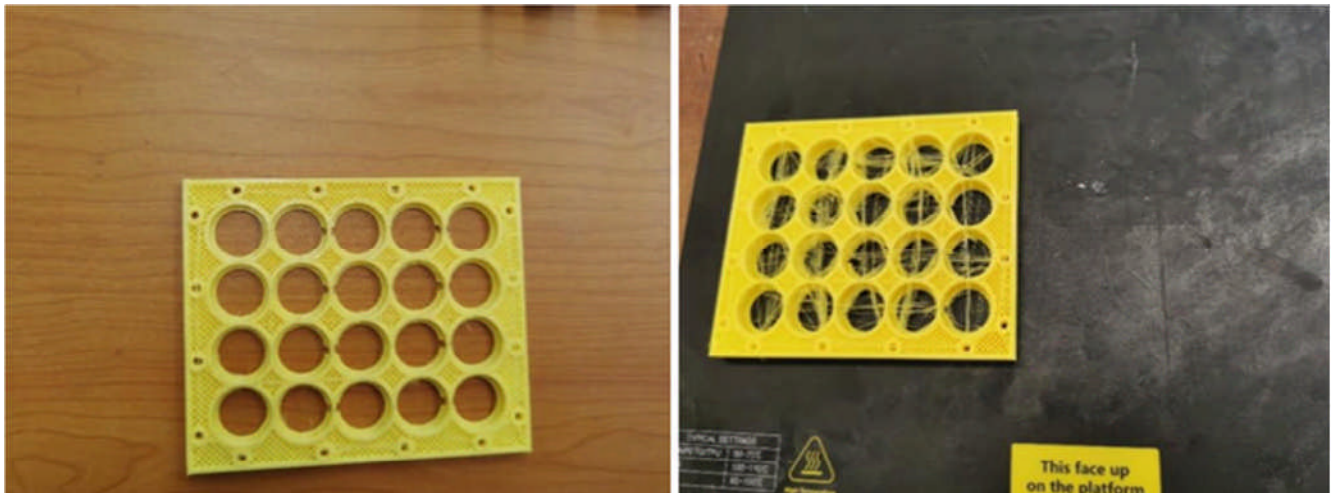


Figure 62 : photo après le l'extraction de la pièce du plateau d'impression

III.6 Traitement et Finition :

Retrait des supports et nettoyage des pièces :

- **Retrait des supports** : Les supports sont généralement ajoutés lors de la préparation de l'impression pour maintenir les parties surplombantes de la pièce pendant le processus d'impression. Ils sont souvent constitués du même matériau que la pièce ou d'un matériau soluble dans l'eau. Ils doivent être retirés après l'impression à l'aide de pinces, de couteaux ou d'autres outils adaptés

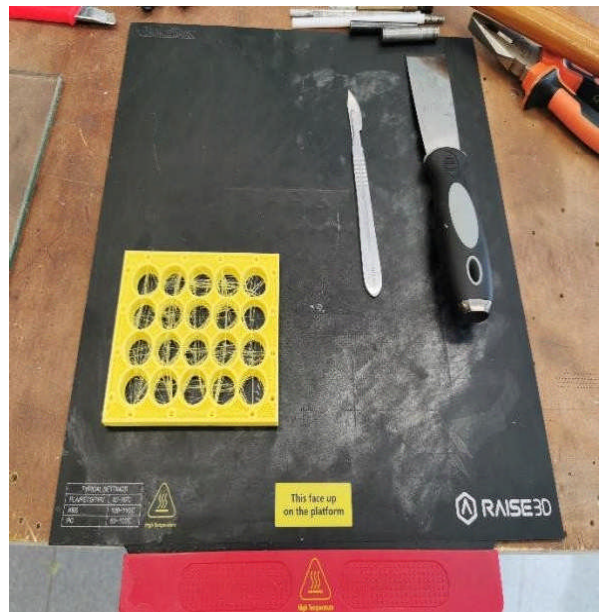


Figure 63 : Retrait des supports

- **Élimination des résidus de support :** Une fois les supports retirés, il peut rester des résidus de matériau sur les surfaces de la pièce. Ces résidus peuvent être enlevés en grattant délicatement avec un outil approprié ou en utilisant une petite lime ou du papier de verre pour lisser les zones affectées



Figure 64 : élimination des résidus de support

- **Nettoyage des surfaces :** Les surfaces des pièces peuvent parfois être rugueuses ou présenter des imperfections après l'impression. Un nettoyage supplémentaire peut être nécessaire pour éliminer les défauts et obtenir une finition lisse. Cela peut être fait en utilisant un chiffon doux et de l'eau savonneuse pour essuyer délicatement les surfaces, ou en utilisant des solvants appropriés pour les matériaux spécifiques.
- **Finition manuelle :** Pour les pièces qui nécessitent une finition plus précise, des techniques de ponçage, de polissage ou de peinture peuvent être utilisées pour obtenir le résultat souhaité. Cela peut inclure l'utilisation de papier de verre fin, de tampons abrasifs ou de peintures et vernis appropriés pour améliorer l'apparence et la durabilité de la pièce.



Figure 65 : Finition de la pièce

- **Inspection finale** : Une fois nettoyées et finies, les pièces doivent être inspectées pour s'assurer qu'elles répondent aux spécifications et aux normes de qualité requises. Tout défaut ou imperfection restant peut nécessiter des retouches supplémentaires ou le rejet de la pièce si elle ne répond pas aux critères de qualité.

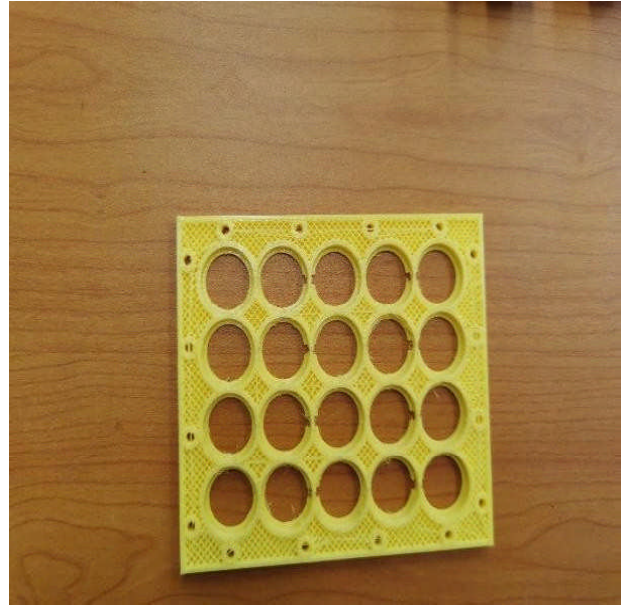


Figure 66 : inspection finale

III.7 Problèmes trouvés :

Dans ce travail réalisé on a rencontré deux problèmes sont les suivants :

Bouillage de filament : Le filament peut se coincer dans l'extrudeuse, entraînant un bouillage qui interrompt l'impression, il est rencontré lors de réalisation de la plaque GFRP.

Manque de supports : Des parties de l'objet nécessitant des supports pourraient ne pas en avoir, ce qui pourrait entraîner un effondrement pendant l'impression, on a trouvé ce problème en réalisant la paroi avec connecteurs.

III.8 Assemblage de boîtier :

L'assemblage des pièces de boîtier est une étape cruciale dans le processus de fabrication surtout il s'agit de protéger les composants électroniques (cellules) voici un aperçu détaillé pour chaque étape :

III.8.1 Préparation et positionnement des pièces :

III.8.1.1 Plaque :

On commence par placer une plaque en GFRP sur une surface plane. Ensuite, on positionne les cellules à leur place et on les ajuste correctement. On ajoute ensuite la deuxième plaque et on

les fixe ensemble avec du scotch pour bien les maintenir. Une fois le pack batterie assemblé, on passe à l'assemblage des parois. Voir la figure suivante :

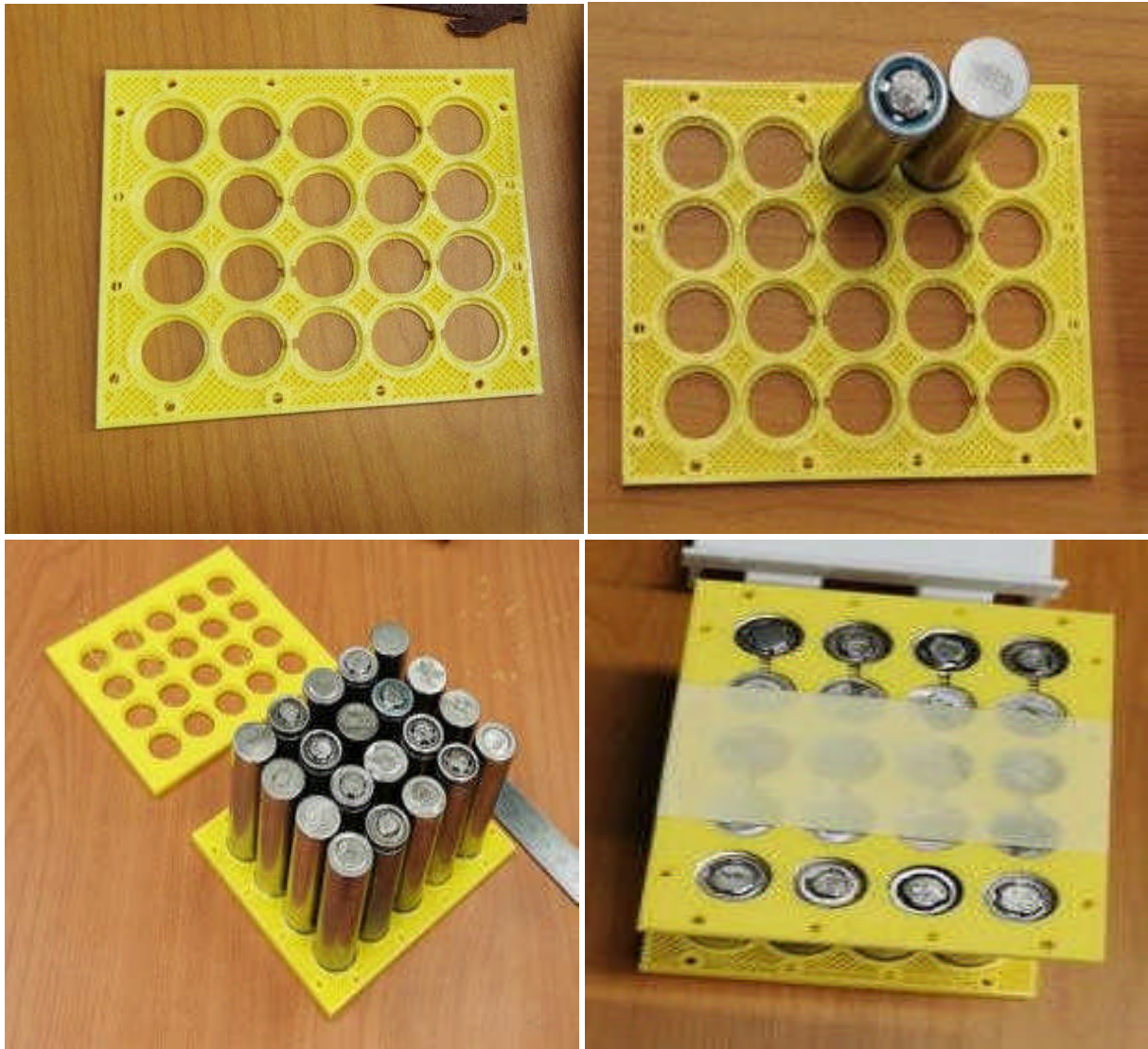


Figure 67: assemblage plaques cellules

III.8.1.2 Parois :

On positionne les parois latérales en alignant les bords avec les plaques, ensuite on positionne les parois avant et arrière de manière à ce qu'elles soient en contact avec les parois latérales et les plaques, comme la figure montre :

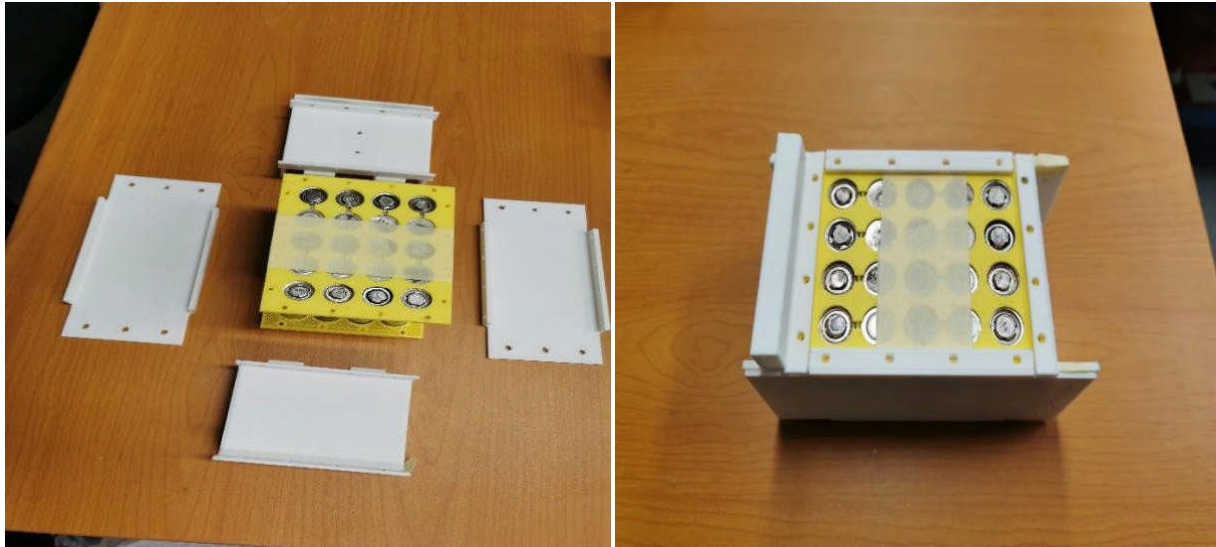


Figure 68 : assemblage paque parois

III.8.1.3 Fixation :

On commence par fixer les parois latérales aux plaques à l'aide des vises, on insère les vises dans les trous, puis serrer-les progressivement pour éviter toute déformation, puis la même fixation pour les parois avant et arrière en les alignant avec les plaques et les parois latérales comme la figure montre :

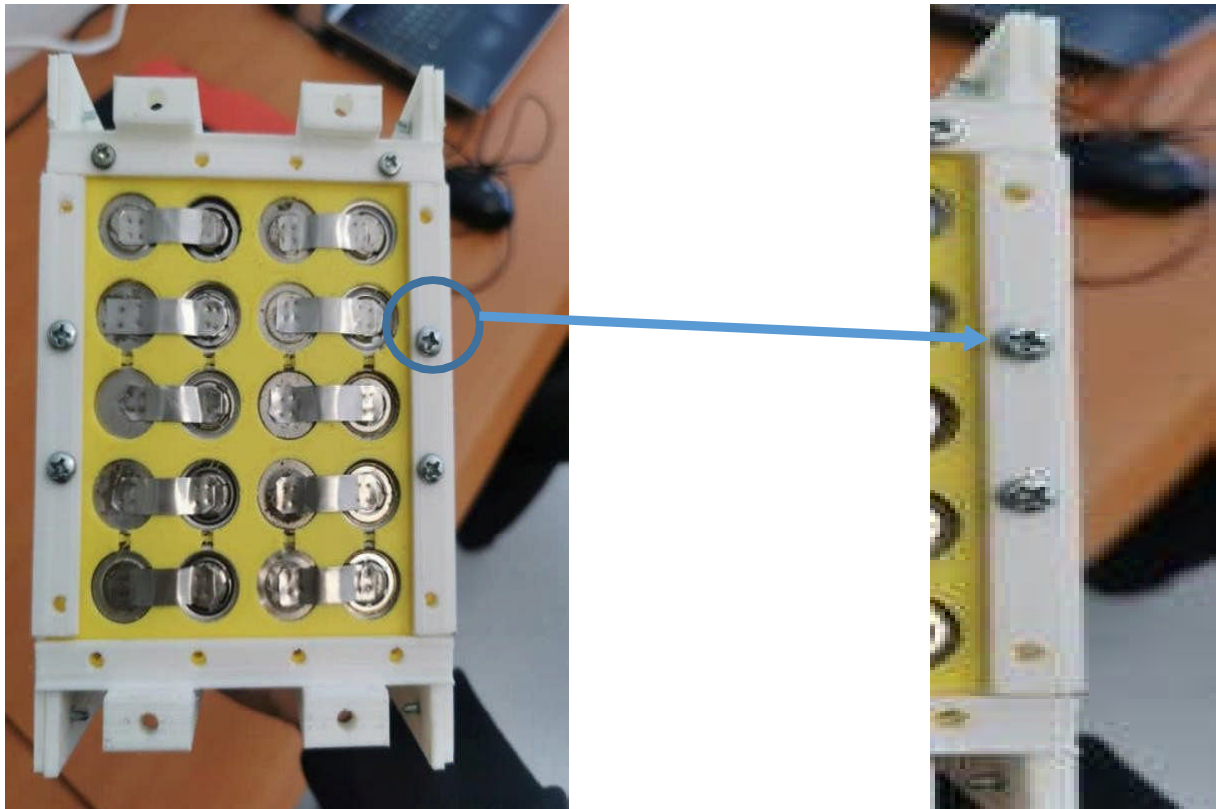


Figure 69 : insertion des vises pour la fixation des parois et plaques

III.9 Partie soudage

III.9.1 Processus de soudage des cellules :

Le processus de soudage est crucial pour garantir des connexions sécurisées entre les cellules des packs de batteries, influençant ainsi la performance et la fiabilité globales. Plusieurs méthodes de soudage des cellules existent, notamment le soudage par points à résistance (RSW), le soudage par points TIG pulsé, le soudage au laser et le soudage ultrasonique. La méthode de soudage choisie pour notre travail est le soudage par points à résistance.

Le soudage par points à résistance (RSW) est l'une des plus anciennes méthodes de soudage. Inventée par Elihu Thomson en 1877, elle est couramment utilisée pour assembler des tôles métalliques. Le RSW fonctionne en utilisant un courant électrique et une pression entre deux électrodes pour souder ensemble deux ou plusieurs feuilles de métal. La puissance électrique P_{weld} , résultant du courant de soudage I_{wed} passant à travers la résistance de contact à l'interface des pièces R_{weld} , génère de la chaleur et fait fondre les matériaux ensemble sans utiliser de matériau d'apport ni de gaz. Lors du soudage de batteries, des courants parasites peuvent apparaître, ce qui peut contrer le courant appliqué. Il faut donc tenir compte d'un courant initial plus élevé. Cependant, un courant initial trop élevé peut entraîner un collage des électrodes. La méthode implique généralement l'utilisation de deux impulsions. La première impulsion élimine les impuretés et les oxydes, et la deuxième impulsion soude les pièces ensemble. Cela fait monter la température dans la zone affectée, atteignant le point de fusion du matériau. Après refroidissement, un nugget soudé se forme dans la zone affectée, qui est un petit volume de matériau qui a fondu et fusionné ensemble.

$$P_{weld} = R_{weld} \times I_{wed}$$

Équipement de soudage utilisé dans notre projet :

- Soudeuse à points pour batteries 737G+ 4.3KW
- Bandes de nickel
- Multimètre, Fluke 8845A 6.5 chiffres de précision
- Cellules lithium-ion 18650 (4S-5P = 4 × 5 = 20 cellules)
- Support de batterie imprimé en PLA en 3D



Pour effectuer le soudage par points à résistance (RSW), on utilise la soudeuse à points pour batteries 737G+ 4.3KW, une machine de soudage pulsé automatique Cette machine est conçue pour souder différents types de batteries, telles que les 18650, 14500 et autres batteries lithium. Elle peut souder des bandes de nickel avec une épaisseur comprise entre 0,05 et 0,2 mm pour l'acier plaqué nickel ou entre 0,05 et 0,15 mm pour les bandes de nickel pur. Elle peut souder du nickel pur, de l'acier plaqué nickel, du fer plaqué nickel, du fer et d'autres alliages, mais ne peut pas souder des métaux comme le cuivre et l'aluminium.

Il existe deux façons de souder : avec une tête de soudage fixe ou une tête de soudage fixe avec une pédale. Lors de l'utilisation de la tête de soudage fixe, il est important d'ajuster le régulateur de pression pour garantir que les points de soudure sont fiables et bien réalisés.

Pour s'adapter à différents styles de soudage, on a inclus une pédale avec la soudeuse 737G. Cela permet aux utilisateurs d'utiliser leurs mains et leurs pieds simultanément, ce qui peut rendre le processus de soudage moins fatigant. Utiliser la pédale pendant le soudage de batteries améliore également la précision du soudage par points

Voici les spécifications pour la partie soudage :

- Tension d'entrée : AC 110 V \pm 10%
- Courant de soudage : 50 à 800 A
- Temps de pulse unique : 5 ms
- Niveaux de courant : 99
- Quantité maximale d'impulsions : 2
- Puissance maximale de sortie : 2.8 KW (instantanée)
- Tiges de soudure en cuivre : 2
- 0.15 × 5 × 100 mm / 0.1×4×100 mm (Bande plaquée nickel)

Un multimètre est utilisé pour vérifier la tension de sortie. La figure ci-dessous montre les différents équipements utilisés pour la réalisation de l'opération du soudage par point des accumulateurs Li-Ion 18650.



Figure 70 : processus de soudage par points par résistance

Préparation :

Étapes de préparation avant de commencer le processus de soudage :

- Installer les électrodes en cuivre sur la tête de soudage fixe avant de mettre la machine sous tension.
- Allumer l'interrupteur d'alimentation.
- Ajuster la quantité de pulses à 2P et le niveau de courant de soudage à 70, pour rendre les points de soudure plus fiables et élégants.

Il est important de porter des gants et un masque pendant le soudage du pack de batteries pour se protéger, car des étincelles peuvent se produire. De plus, on doit être conscient que pendant le processus de soudage, le courant élevé généré par le générateur peut faire provoquer un clignotement bref de l'éclairage sur le même système électrique, ce qui est normal. On doit éviter de créer des court-circuit pendant le soudage par points ou le chargement.

Batterie après soudage et l'assemblage finale :

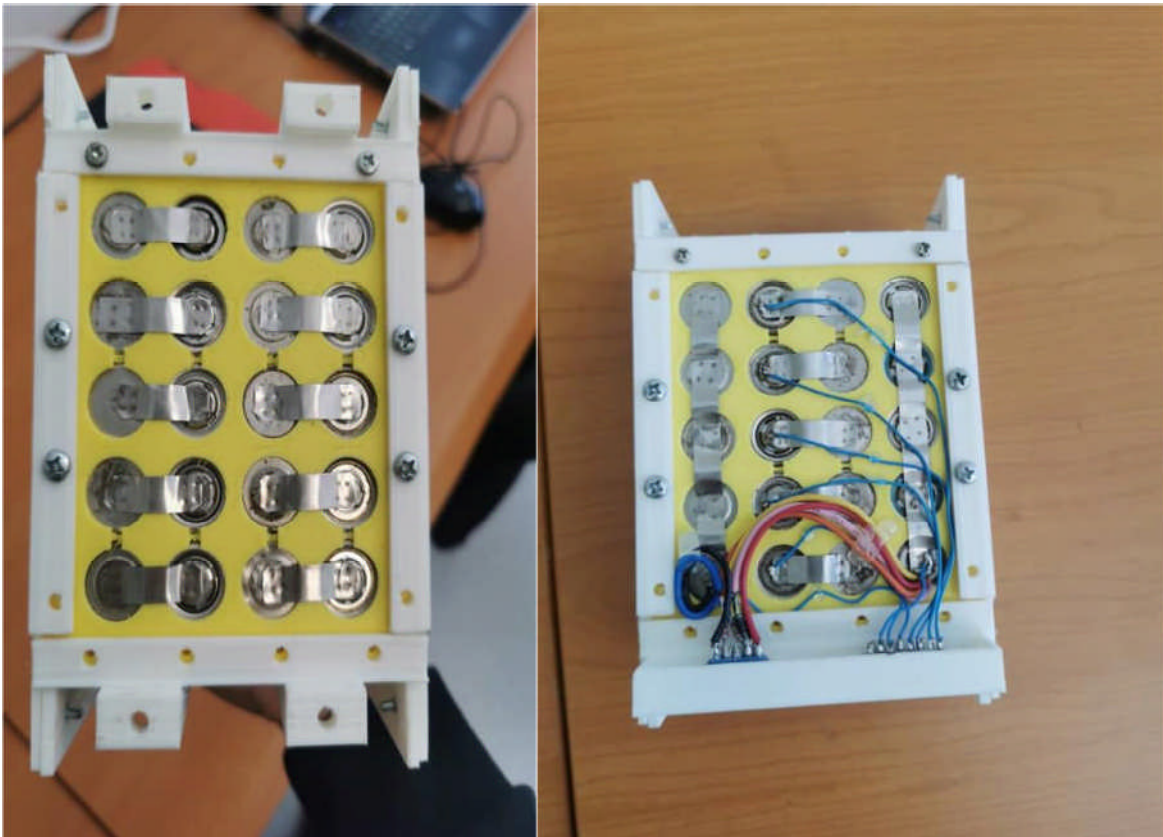


Figure 71 : la forme finale de la batterie



III.10 Conclusion :

Dans ce chapitre nous n'avons désormais que l'impression 3D considérée comme l'une des révolutions majeures du XXI^e siècle. Les imprimantes 3D possèdent un fort potentiel pour révolutionner le secteur industriel, elles offrent des solutions pertinentes à des problèmes non résolus.

La mise en pratique de tout ce que nous avons appris au cours de notre cursus nous a permis de confronter nos connaissances théoriques à des situations réelles. Cela a mis en lumière des particularités et des incohérences que nous n'aurions pas pu identifier avec une approche uniquement théorique.

Lors de notre formation au sein du Centre de Développement des Satellites (CDS-ASAL ORAN), nous avons conçu et réalisé un prototype de batterie Li-ion pour satellite. Cette expérience a permis de prendre sur connaissance comprendre l'importance d'appliquer rigoureusement les méthodes et les procédures pour concevoir des solutions efficaces et fiables. Nous avons également pris conscience de l'importance de la recherche et de l'innovation pour améliorer la performance et la fiabilité des dispositifs technologiques.

Ce stage nous a offert une préparation solide à notre future insertion professionnelle. Il a constitué une expérience enrichissante et complète, qui a renforcé notre détermination à exercer ce métier.



Conclusion générale

Ce travail de fin d'études s'est articulé autour de la conception et du développement d'une batterie lithium pour mini-satellites, intégrant des aspects théoriques et pratiques sur les contraintes spécifiques du domaine spatial. L'expérience acquise au sein du Center de Développement des Satellites a considérablement enrichi notre esprit de recherche et a permis de mettre en pratique les connaissances acquises durant notre formation en master en génie mécanique.

Dans un premier temps, le premier chapitre a présenté une vue d'ensemble des généralités sur l'environnement spatial, ainsi que des contraintes imposées par cet environnement. Les radiations, les températures extrêmes et le vide spatial sont autant de facteurs qui influencent la conception des systèmes embarqués, notamment ceux destinés à l'énergie. Cette compréhension des conditions spatiales a été essentielle pour la conception du système de stockage d'énergie, visant à maximiser l'efficacité tout en respectant des normes strictes de qualité et de sécurité pour les applications spatiales.

Le deuxième chapitre s'est focalisé sur la conception et l'analyse mécanique de la batterie lithium, en prenant en compte les exigences structurelles et fonctionnelles liées à l'espace. Le lithium est privilégié pour ses propriétés énergétiques et sa légèreté, cruciales pour minimiser la masse et optimiser les performances des satellites. La fabrication de la batterie a nécessité l'utilisation d'équipements spécialisés et un choix rigoureux des matériaux, prenant en compte la densité énergétique, la résistance aux conditions extrêmes de l'espace, et la durabilité à long terme. L'utilisation des logiciels de conception par ordinateur, tels que SolidWorks pour définir les caractéristiques dimensionnelles et géométriques, ainsi que ANSYS pour réaliser des analyses mécaniques modal, quasi statiques et vibratoires, a permis d'assurer la robustesse et la fiabilité de la batterie face aux contraintes spatiales.

Enfin, le troisième chapitre a été dédié à la fabrication d'un prototype fonctionnel, réalisé par impression 3D au Center de Développement des Satellites. Cette méthode a permis de créer un prototype précis et fonctionnel, testé selon les normes et conditions simulées du milieu spatial. Les tests ont validé les choix techniques faits lors de la conception, montrant que la batterie conçue présente un bon comportement et répond aux attentes en termes de performance et de durabilité.



Conclusion générale

En conclusion, ce projet a non seulement permis d'acquérir des compétences pratiques dans la conception de systèmes destinés au spatial, mais aussi de contribuer à l'avancée technologique dans le domaine des batteries pour mini-satellites. Bien que nous ayons déployé tous nos efforts pour mener à bien cette étude, nous sommes conscients qu'elle ne représente qu'une étape supplémentaire dans l'évolution des technologies de stockage d'énergie pour l'espace. Nous espérons que ce travail servira de référence pour les futurs étudiants et professionnels du domaine spatial, et nous accueillons avec intérêt les critiques constructives et les suggestions d'amélioration pour optimiser le rendement énergétique et la miniaturisation des futures batteries.

Références Bibliographiques

- [1]. DJALEM Ahmed Abdenour. Influence de la température et la pression sur le comportement mécanique du sous-système de propulsion d'un microsatellite. Mémoire de Master Ecole Nationale Polytechnique Alger. 2017.
- [2]. D. Linden et T. Reddy, Hand Book of Batteries, 3 éd. New York : McGraw-Hill, 2002.
- [3]. AMMAR Yamina. Effets de l'Environnement Spatial sur les Panneaux Solaire d'un Satellite. Thèse de magister, Université USTO-MB.2010.
- [4].
En Inde, lancement réussi du satellite Spot 6 par la fusée PSLV-C21. Publié dans Gédéon in satellites-et-lancements publié le 8 septembre 2012. <https://un-regard-sur-la-terre.org/article-en-inde-lancement-imminent-du-satellite-spot-6-par-la-fusee-pslv-c21-109879682.html> consultée le 02 septembre 2024
- [5]. <https://www.arabiaweather.com/fr/content/combien-de-satellites-en-orbite-autour-de-la-terre-des-faits-et-des-chiffres-qui-vont-vous-surprendre> consultée le 15 juin 2024
- [6]. <https://destination-orbite.net/multimedia/id-61> consultée le 17 juin 2024
- [7]. ZEGGAR Cylia, SACI Tarek « Conception et analyse de la réponse aux chargements quasi-statique et dynamique dus au lanceur PSLV de deux structures Nano satellite CubeSat 3U modulaire et monocoque » Mémoire de Mastère, Université de Tizi Ouzou (UMMTO).2021
- [8]. BOUTTE Aissa. Identification des paramètres internes d'une batterie pour des applications photovoltaïques. Thèse de doctorat l'université USTO-MB. 2015
- [9]. <https://trustmyscience.com/tag/van-allen/> consultée juillet 2024
- [10]. <https://www.alamyimages.fr/photo-image-satellite-scientifique-de-l-espace-115025558.html> consultée juillet 2024
- [11]. <https://www.futura-sciences.com/sciences/actualites/asteroides-protoger-terre-asteroides-onu-veut-effort-mondial-59149/> consultée juillet 2024
- [12]. <https://www.valeo.com/fr/catalogue/cda/cameras-satellite/> consultée juillet 2024
- [13]. M. Broussely et G. Pistoia, Industrial Applications of Batteries. From Cars to Aerospace and Energy Storage. Book, Elsevier, 2007.
- [14].V. Knap, L.K. Vestergaard, D.-I. Stroe. A review of battery technology in CubeSats and small satellite solutions Energies, 13 (2020), p. 4097. <https://dx.doi.org/10.3390/en13164097>
- [15]. R. Gangadharan, P.N.N. Namboodiri, K.V. Prasad, R. Viswanathan. The lithium-thionyl chloride battery - a review. J. Power Sources, 4 (1979), pp. 1-9, [https://dx.doi.org/10.1016/0378-7753\(79\)80032-4](https://dx.doi.org/10.1016/0378-7753(79)80032-4)
- [16]. S. Le, L. Zhang, X. Song, S. He, Z. Yuan, F. Liu, N. Zhang, K. Sun, Y. Feng Review—status of zinc-silver battery. J. Electrochem. Soc., 166 (2019), pp. A2980-A2989, <https://dx.doi.org/10.1149/2.1001913jes>
- [17]. <https://asal.dz> Centre de développement des satellites.
- [18]. www.epectec.com/batteries/cell-comparaison.html
- [19]. M. Ould Ouali. Approche micromécanique de la rupture ductile dans les procédés de mise en forme des matériaux. Prise en compte de l'effet de forme des cavités. Thèse de doctorat de l'Université de Reims Champagne-Ardenne. Soutenue le 20 avril 2007.
- [20]. N. Aguechari, A. Boudiaf, M. Ould Ouali. Effect of artificial aging treatment on microstructure, mechanical properties and fracture behaviour of 2017a alloy. Metallurgical and Materials Engineering, Vol. 28(2), pp. 305-318, 2022. <https://doi.org/10.30544/744>
- [21]. N. Ben Chabane, N. Aguechari, M. Ould Ouali. Study of the slant fracture in solid and hollow cylinders: Experimental analysis and numerical prediction. Frattura ed Integrità Strutturale, Vol. 63 (2023), pp. 169-

189. <https://dx.doi.org/10.3221/IGF-ESIS.63.15>

[22]. Smith, J., & Doe, A. (2020). Advancements in 3D Printing Technology and its Industrial Applications. Journal of Additive Manufacturing, 15(3), 123-140.

[23]. <https://www.kreos.fr/comment-choisir-imprimante-3d-professionnelle/avantages-de-l- impression-3d/>

[24]. <https://formlabs.com/fr/blog/impression-3d-modeles-architecturaux/>

[25]. <https://www.polyfab3d.fr/ressources/guide-achat-quelle-imprimante-3d-choisir/>

[26]. https://fr.m.wikipedia.org/wiki/Acide_poly lactique#:~:text=et%20CE%B2%20respecti vement.,Propri%C3%A9t%C3%A9s%20m%C3%A9caniques,000%20C3%A0%205%2000%200%20MPa

[27]. <https://formlabs.com/fr/blog/introduction-impression-3d-frittage-laser-selectif-sls/>

[28]. AZOUAOU Sabrina, MOUSSOUS Asma. Etude de la fabrication des prothèses auditives avec l'impression 3D au centre d'audioprothèse (O.N.A.A.P.H ALGER). Mémoire de Mastère, Université de TIZI OUZOU (UMMTO). 2021