

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET
POPULAIRE**

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique**

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان -
Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –
Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme de MASTER**
En : **Génie Mécanique**

Spécialité : Construction Mécanique

Par : Hadj Said Mohamed

Sujet

**Conception et réalisation des moyens sols mécaniques servant à
l'intégration des nano-satellite**

Soutenu publiquement, le / / 2024 , devant le jury composé de :

Hamza Cherif Sidi Mohammed	Pr	Université de Tlemcen	Président
Boukhalfa Abdel Karim	Pr	Université de Tlemcen	Examineur
Amirat Mohamed	Pr	Université de Tlemcen	Encadreur
Boutte Aissa	Dr	Centre de développement des satellites d'Oran	Co-Encadreur 1
Hadda Kada	Mr	Centre de développement des satellites d'Oran	Co-Encadreur 2

Année universitaire : 2023 /2024

Remerciements

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à toutes les personnes qui ont contribué à la réalisation de ce mémoire.

En premier lieu, je remercie mon encadreur, Monsieur **Amirat Mohamed**, pour son accompagnement et ses encouragements ont été déterminants pour la réussite de ce projet.

Je tiens également à remercier mes co-encadreurs, Monsieur ** Hadda Kada ** et Monsieur ** Boutte Aissa **, pour leurs orientations pertinentes et leur soutien constant. Leurs remarques constructives ont grandement enrichi ce mémoire.

Enfin, j'adresse mes sincères remerciements aux membres du jury pour avoir accepté d'évaluer mon travail. Leur temps et leurs remarques constructives seront très appréciés pour l'amélioration de ce mémoire.

Merci à tous pour votre soutien et votre contribution à ce travail.

Dédicaces

Je dédie ce travail tout Particulièrement aux personnes qui me sont les plus chères au monde ; Mes très chers parents pour leur patience, soutien et confiance, Je dédie ce travail également à tous les membres de ma famille, A tous ceux qui m'ont encouragé...

Résumé :

Ce travail explore en profondeur le développement de satellites, de la conception à la réalisation. Il met en lumière les défis, les avancées et les enjeux majeurs de l'ingénierie spatiale. Nous avons examiné les projets de développement, soulignant l'importance de la perfection technique et de la rigueur pour surmonter les conditions extrêmes de l'espace, et mis en avant le rôle essentiel des ingénieurs, des techniciens et des équipements de manipulation au sol les moyens sols mécanique (MGSE). Ensuite, nous avons exploré l'univers des nanosatellites, démontrant leur potentiel dans l'exploration spatiale à moindre coût, en présentant notamment le "PédagoSat" du Centre de Développement des Satellites d'Oran. Enfin, nous avons détaillé la transition de la conception à la réalisation des moyens de soutien au sol (flatsat, basculeur, table rotative), en soulignant la précision et l'attention aux détails nécessaires. L'impression 3D a été mise en avant pour le prototypage. Ce travail renforce notre compréhension des techniques et logiciels utilisés pour évaluer les produits avant leur commercialisation, illustrant la complexité et l'importance des projets spatiaux modernes.

Summary:

This work thoroughly explores the development of satellites, from design to implementation. It highlights the challenges, advancements, and key aspects of space engineering. We analysed development projects, emphasizing the importance of technical perfection and rigor to overcome the extreme conditions of space, and highlighted the essential roles of engineers, technicians, and the mechanical ground support equipment (MGSE). Next, we delved into the fascinating world of nanosatellites, demonstrating their potential for cost-effective space exploration, particularly by presenting the "PédagoSat" from the Satellite Development Center in Oran. Finally, we detailed the transition from design to implementation of ground support equipment (flatsat, tipper, rotary table), emphasizing the precision and attention to detail required. 3D printing was highlighted as a key tool in the prototyping process. This work enhances our understanding of the techniques and software used to evaluate products before commercialization, illustrating the complexity and importance of modern space projects.

I. Chapitre 1 :	2
I.1 Introduction	3
I.2 Déroulement d'un projet spatial	3
I.2.1 Le cycle de vie d'un projet spatial	3
I.2.2 La phase 0 : Analyse Mission / analyse de Besoins	4
I.2.3 La phase A : faisabilité	5
I.2.4 La phase B : définition préliminaire	5
I.2.5 La phase C : définition détaillée	6
I.2.6 La phase D: production/tests	6
I.2.7 La phase E \ F :	6
I.3 La particularité des projets spatiaux	7
I.4 L'intégration est les métiers liés à cette phase :	8
I.5 Les métiers en A I T :	12
I.6 L'organisation de l'équipe AIT pour un projet	12
I.6.1 Le chef d'équipe AIT :	13
I.6.2 L'assurance qualité AIT (AQI):	13
I.6.3 L'ingénieur mécanicien AIT	14
I.6.4 L'ingénieur électrique AIT	16
I.6.5 Ingénieur câblage électrique :	17
I.6.6 Le responsable des moyens sols électriques (EGSE)	18
I.7 La contribution de l'AIT dans le développement d'un projet :	18
I.8 Le processus AIT :	19
I.9 Description des activités spécifiques en AIT	21
I.9.1 Les activités du processus A I T :	21
I.9.2 Les supports à l'AIT	25
I.10 Les contraintes des manipulations sur satellites :	26
I.11 Conclusion :	28
II. Chapitre 2 :	29
II.1 Introduction	30
II.2 LA TECHNOLOGIE DES NANOSATELLITES	30
II.2.1 Aptitude des nanosatellites	30
II.2.2 Définition d'un Nano Satellite	31

II.2.3	Le projet Satellite éducatif PEDAGO-SAT et leur support MGSE :.....	33
II.2.4	Le modèle Flatsat développé pour la structure PEDAGO-SAT :	39
II.3	Bâtit de basculement satellite (rotation) :.....	48
II.3.1	Définition :	48
II.3.2	Le modèle du bâtit de basculement proposé	52
II.4	Control Attitude.....	56
II.4.1	La première modélisation.....	57
II.4.2	La deuxième modélisation	59
II.5	SIMULATION ET RESULTATS	61
II.5.1	Introduction	61
II.5.2	L'intérêt de la simulation	61
II.5.3	Moyens logiciels	61
II.6	Validation par simulation des moyens développées	62
II.6.1	La Plateforme Flatsat	62
II.6.2	Le support de rotation	66
II.6.3	Vérification de la pièce ADAPTATEUR en plastique.....	70
II.6.4	Vérification de la résistance du support	72
II.6.5	Control attitude.....	76
II.6.6	Validation des résultats de simulation cinématique avec solidworks (Motion Study) 79	
II.7	Conclusion.....	81
III.	Chapitre3.....	82
III.1	Introduction	83
III.2	La Gamme d'Usinage.....	83
III.2.1	Dessin de définition.....	85
III.2.2	Tableau des opérations élémentaires.....	86
III.2.3	Tableau de regroupements des surfaces	87
III.2.4	Tableau des analyses des contraintes	88
III.2.5	Tableau des niveaux	89
III.2.6	Matrice de planification des opérations	90
III.2.7	Tableau de regroupement des phases	91
III.2.8	Processus de Fabrication	92
III.2.9	Feuille d'analyse de la gamme d'usinage	92
III.3	2 PROTOTYPAGE	94

III.3.1	L'imprimante 3D « RAISE 3D PRO 2 PLUS.....	95
III.4	La procedure de montage	96
III.4.1	ASSEMBLAGE MECANIQUE	96
III.4.2	Le Choi de l'assemblage	97
III.4.3	La gamme de montage	97
III.5	Représentation des assemblages.....	102
III.5.1	Assemblage de basculeur	102
III.5.2	Assemblage de la table rotative.....	103
	Conclusion generale.....	101

Liste des figures

Figure I. 1: cycle de vie de projet (en V) [1].

Figure I. 2: Génération des spécifications des sous-systèmes [9]

Figure I. 3: activité d'inspection et de contrôle par l'assurance qualité [11]

Figure I. 4: photo sur une activité mécanique sur satellite [12]

Figure I. 5: intégration électrique du capteur solaire [13]

Figure I. 6: câblage électrique [14]

Figure I. 7: schéma du processus AIT [15]

Figure I. 8; essais EMC dans la chambre anéchoïque [16]

Figure I. 9: embarquement satellite au bord du moyen vide thermique pour essai VT [17]

Figure I. 10: essai de vibration sur satellite [18]

Figure I. 11: campagne de lancement [19]

Figure II. 1: vue isométrique 3D du CubeSats [21].

Figure II. 2: schéma de la classification des satellites selon leurs poids & dimensions [22].

Figure II. 3: visualisation 3D sur Solidworks du satellite PEDAGO-SAT.

Figure II. 4: Exemple générale d'un MGSE FlatSat [23]

Figure II. 5: Diagramme de la Plateforme flatsat

Figure II. 6: diagramme Pieuvre

Figure II. 7: Diagramme Fast de la Plateforme FlatSat

Figure II. 8: dessin éclaté de premier modèle

Figure II. 9: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ouvert de satellite du premier modèle

Figure II. 10: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état fermé de satellite du premier modèle

Figure II. 11: exemple photo du modèle de collier de serrage [25]

Figure II. 12: dessin éclaté de deuxième proposition

Figure II. 13: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ouvert du satellite de la deuxième proposition

Figure II. 14: dessin d'ensemble de (flat sat et cub sat) a l'état avant de l'intégration de la deuxième proposition

Figure II. 15: dessin éclaté de la troisième proposition

Figure II. 16: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ouvert du satellite de la troisième proposition

Figure II. 17: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ferme du satellite de la deuxième proposition

Figure II. 18: moyen de basculement satellite [26]

Figure II. 19: Diagramme de support de rotation (bâtit de basculement)

Figure II. 20: représentation graphique de support de rotation bâtit de basculement

Figure II. 21: Diagramme Fast du support de rotation

Figure II. 22: vue 3D générale de support de Rotation satellite avec le premier mécanisme de serrage proposée

Figure II. 23: le premier Mécanisme de serrage proposé.

Figure II. 24: vue 3D générale de support de Rotation satellite avec le deuxième mécanisme

Figure II. 25: le deuxième mécanisme proposé

Figure II. 26: représentation de la table rotative [27]

Figure II. 27: dessin éclaté de la première proposition de la table rotative

Figure II. 28: représentation de dessin d'ensemble de la premier modèle

Figure II. 29: dessin d'ensemble (table rotative et satellite) du premier modèle

Figure II. 30 : représentation de la deuxième proposition de la table rotative

Figure II. 37: Représentation de contrainte équivalente de Von Mises de l'Adaptateur due à la force

Figure II. 38: Représentation de la trajectoire

Figure II. 39: représentation de la déformé de l'Adaptateur

Figure II. 40: représentation de la taille maximale des éléments, le nombre des nœuds et le nombre des éléments

Figure II. 41: Représentation des contraintes équivalentes de Von Mises de l'adaptateur dues au couple.

Figure II. 42: Représentation de la trajectoire de visualisation des déplacements le long de l'axe Z par rapport à l'axe X.

Figure II. 43: Représentation de la déformé par rapport à axe X

Figure II. 44: Représentation de la trajectoire de visualisation des déplacements le long de l'axe Z par rapport à l'axe Y.

Figure II. 45: Représentation de la déformé par rapport à axe Y

Figure II. 46: représentation de contrainte de (Von Mises) d'adaptateur en plastique

Figure II. 47: représentation des trajectoires de déformation de la pièce
Figure II. 48: représentation des déplacements selon les axes X, Y
Figure II. 49: représentation de la taille maximale et le nombre des éléments et des nœuds
Figure II. 50: représentation de support avant la déformation
Figure II. 51: Représentation des déplacements de support
Figure II. 52: représentation des contraintes de support
Figure II. 53: représentation de la taille maximale et le nombre des éléments et des nœuds
Figure II. 54: représentation des contraintes de Von mises due aux chargements
Figure II. 55: représentation de déplacement total
Figure II. 56: Éléments de base de l'Interface utilisateur pour SolidWorks Motion

Figure III. 1: représentation de graphe logique du traitement des gammes d'usinage [30].
Figure III. 2: représentation de dessin de définition de la pièce bâti.
Figure III. 4: représentation de la feuille d'analyse de la gamme d'usinage
Figure III. 5: représentation de l'imprimante RAISE 3D PRO 2 PLUS [31]
Figure III. 6: représentation de la gamme de montage de la plateforme flat sat
Figure III. 7: représentation de de gamme de montage de basculeur
Figure III. 8: representation de de gamme de montage de la table rotative
Figure III. 9: Représentation réelle du basculeur
Figure III. 10: Représentation de la table rotative

Liste des tableaux:

Tableau II. 1: caractéristiques principales du satellite PEDAGO-SAT.
Tableau II. 2: Description des fonctions de service
Tableau II. 3: representation de la nomenclature de premier modèle
Tableau II. 4: representation de la nomenclature de la deuxième proposition
Tableau II. 5: representation de la nomenclature de la troisième proposition de flat sat
Tableau II. 6: Description des fonctions de service du bâti de basculement
Tableau II. 7: Caractérisation de fonctions de services avec leurs niveaux spécifiés
Tableau II. 8: representation de de nomenclature de support de rotation
Tableau II. 9: représentation de la nomenclature de la table rotative
Tableau II. 10 : representation de la nomenclature de la table rotative

Tableau III. 1: représentation de tableau des opérations élémentaires

Tableau III. 2: tableau de regroupements des surfaces

Tableau III. 3: représentation de tableau des analyses des contraintes

Tableau III. 4: représentation de tableau des niveaux

Tableau III. 5: représentation de la matrice de planification des opérations

Tableau III. 6: représentation de tableau de regroupement des phases

Introduction générale

À l'ère moderne, les projets spatiaux se révèlent être des prouesses d'ingénierie où la frontière entre l'homme et l'espace se dissipe dans un mélange unique de technologie de pointe et de créativité humaine. Ce présent travail s'engage dans une exploration des secrets du développement de satellites, des premières étapes de conception jusqu'à la réalisation concrète, en mettant en lumière les défis, les avancées et les enjeux majeurs qui façonnent ce domaine important.

Dans le premier chapitre, nous plongeons dans l'univers complexe des projets de développement de satellites, un domaine où la perfection technique est de mise face à la rigueur extrême de l'espace. L'assemblage, l'intégration et les tests (AIT) se révèlent comme des étapes cruciales, où une coordination minutieuse et une expertise pointue dans divers domaines d'ingénierie sont impératives. Nous mettons en évidence l'essentiel rôle des ingénieurs et des techniciens, ainsi que celui des équipements de manipulation au sol (MGSE), dans la réussite de ces missions spatiales complexes.

Le deuxième chapitre nous transporte dans le monde fascinant des nanosatellites, des bijoux technologiques miniaturisés qui ouvrent de vastes horizons dans l'exploration spatiale. Leur taille réduite ne reflète en rien leurs capacités, offrant une panoplie de fonctionnalités allant de la surveillance terrestre à l'exploration planétaire, le tout à moindre coût. Nous présentons également un nano-satellite pédagogique créé par l'équipe du Centre de Développement des Satellites d'Oran (CDS) nommé "PédagoSat". Ensuite, nous proposons et validons trois types différents de MGSE qui servent à soutenir notre PédagoSat.

Enfin, dans le troisième chapitre, nous plongeons dans les tréfonds du projet PédagoSat, une étude de cas captivante illustrant la transition de la conception à la concrétisation des moyens mécaniques essentiels. Au cœur de cette réalisation, la précision, le sens du détail et le respect des procédures se révèlent être les piliers fondamentaux, guidant ingénieurs et techniciens dans la transformation de concepts abstraits en réalisations tangibles. Nous explorons également le rôle pivot de l'impression 3D dans le processus de prototypage.

À travers ce travail, nous nous efforçons d'apprendre les techniques et les logiciels utilisés par les ingénieurs pour évaluer leur produit avant la commercialisation.

I. Chapitre 1 :
L'assemblage, intégration et test des satellites
(AIT-Satellite)

I.1 Introduction

Les projets de développement de satellites présentent des particularités uniques, due à la complexité des systèmes impliqués, des contraintes environnementales extrêmes de l'espace et des exigences de précision et de fiabilité élevées. Ces projets exigent une planification ordonnée, une coordination précise entre les différentes équipes et une expertise technique avancée dans divers domaines tels que l'ingénierie mécanique, électrique et logicielle.

Le processus AIT (d'assemblage, d'intégration et les tests) des satellites représentent une phase essentielle dans le développement des missions spatiales, où il demande une expérience technique très avancée, des équipements spécialisés pour garantir le succès des missions spatiales.

Les ingénieurs et les techniciens de l'AIT des satellites doivent posséder des compétences spécialisées dans la manipulation de composants spatiaux sensible, la mise en œuvre de procédures de test compliquées et la résolution efficace des problèmes techniques lors de l'intégration et des tests de ces derniers.

Les équipements mécaniques de support à l'assemblage, l'intégration et test d'un satellite en salle blanche qui sont communément désignés par les équipements de manipulation au sol (MGSE- *Mechanical Ground Support Equipment*), ils jouent également un rôle très important dans le processus AIT de l'assemblage, intégration et tests des satellites. Ces moyens sont spécialement conçus afin de faciliter les opérations de l'assemblage mécanique des sous-systèmes, l'intégration électriques des équipements ainsi que l'achèvement de tests précis dans des conditions simulées d'environnement spatial.

I.2 Déroulement d'un projet spatial

I.2.1 Le cycle de vie d'un projet spatial

Le cycle de vie d'un système comprend plusieurs étapes, allant de sa conception initiale jusqu'à son état physique final. Le cycle est généralement représenté par un modèle en V où les phases de conception précèdent celles d'assemblage, intégration et de test, permettant aussi d'associer facilement les étapes de validation à celles de conception.

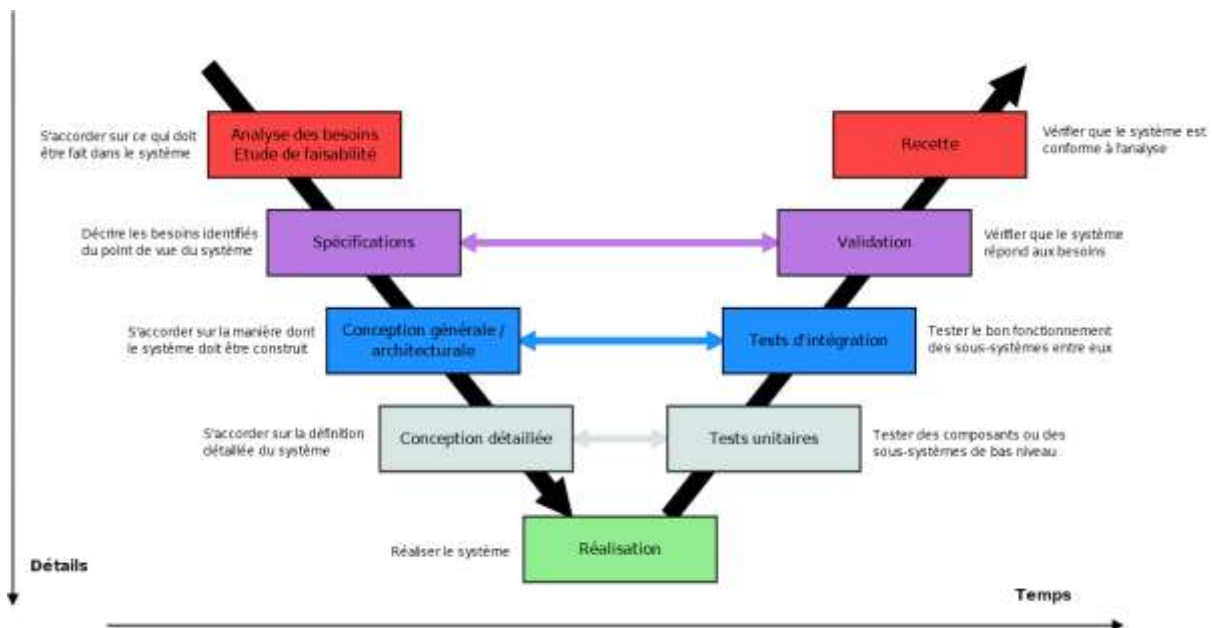


Figure I. 1: cycle de vie de projet (en V) [1].

➤ Phases d'un projet spatial :

Dans le cadre des projets spatiaux, le déploiement est souvent divisé en sept phases successives qui présente l'état du projet (défini, conçu, réalisé testé et lancé), chaque phase projet se concluant par une revue de projet (révision des spécifications et besoins, inspection et conformité, accord des parties intéressées par le projet et allocation des ressources phase projet). Les premières phases se correspondent à la conception tandis que les phases suivantes correspondent à la réalisation, et les dernières correspondent à l'utilisation et au retrait du système [2].

I.2.2 La phase 0 : Analyse Mission / analyse de Besoins

La première phase de ce processus comporte plusieurs étapes importantes. Elle commence par l'identification des besoins de la mission et se poursuit par une analyse approfondie de celle-ci. Cela nécessite la caractérisation de la mission envisagée, la clarification et l'expression de ses besoins et des performances attendues, ainsi que l'identification des contraintes opérationnelles liées à l'environnement ou aux opérations. En parallèle, il est important d'explorer divers concepts systèmes possibles, en évaluant les aspects critiques, souvent en se basant sur des programmes existants comme source d'information (héritage). Cette phase initiale comprend également une première itération sur les aspects de gestion tels que l'organisation, les coûts et la planification.

À l'issue de cette analyse approfondie, la documentation de la phase 0 est générée, intégrant les spécifications de la mission. A la fin, une revue de définition de la mission (MDR - Mission Définition Review) peut être organisée afin de valider les résultats obtenus et les orientations prises.

I.2.3 La phase A : faisabilité

La phase A, reconnue comme l'étude de faisabilité, constitue la phase où l'expression des besoins définie dans la phase 0 est finalisée, accompagnée d'une première évaluation quantitative des sous-systèmes nécessaires pour répondre à ces besoins. Cette phase implique la quantification des éléments critiques avec des modélisations associées, ainsi que la proposition de différentes architectures des systèmes constituants, tout en évaluant les risques inhérents aux développements innovants par rapport aux performances attendues. Chaque concept de système est profondément examiné afin d'identifier les contraintes relatives aux coûts, aux délais, à l'organisation et aux opérations, tout en tenant compte des marges associées. Bien que la phase A puisse être réalisée en interne, elle exige une documentation complète incluant toutes les données de gestion, susceptibles de modifier significativement la proposition de système établie lors de la phase 0.

A la fin de cette phase, une revue préliminaire des besoins (RPB) est menée, présentant un premier concept système ainsi que l'ensemble des exigences fonctionnelles associées [3].

I.2.4 La phase B : définition préliminaire

Au cours de cette phase, plusieurs étapes sont menées pour consolider les solutions techniques identifiées durant la phase A. Cela comprend la sélection des solutions appropriées, l'établissement d'une définition précise à tous les niveaux en termes de performances, de coûts et de délais, ainsi que la résolution des problèmes techniques précédemment identifiés. La préparation pour la phase suivante est également entamée ce qui inclut la préparation de la Revue des Exigences Système System Requirements Review (SRR) et la confirmation de la faisabilité technique et économique des solutions envisagées.

À la fin de la phase B, une documentation exhaustive est rédigée, comprenant les spécifications techniques détaillées, le fichier de justification de conception The Design Justification File (DJF), et les documents de contrôle d'interface préliminaires. Les documentations fournissent une base de données solide pour lancer le projet en toute

confiance, et la revue de Conception Préliminaire The Preliminary Design Review (PDR/RDP) est menée pour établir la référence technique nécessaire au développement.

I.2.5 La phase C : définition détaillée

Cette phase englobe une étude approfondie de la solution technique sélectionnée, la production d'éléments représentatifs du système et de ses composants, ainsi que le lancement des méthodes de production et l'établissement des procédures d'achat. De plus, elle comprend l'initiation des tests fonctionnels ou de qualification, ainsi que l'établissement des interfaces finales à travers les documents de contrôle d'interface (*ICD - Interface Control Documents*).

À l'achèvement de cette phase, une revue critique de définition (*Critical Design Review - CDR*) est menée pour évaluer la conformité de la conception.

I.2.6 La phase D: production/tests

La Phase D représente la conclusion de la phase de conception des sous-systèmes, marquée par la finalisation des documents finaux et la fabrication de l'ensemble des systèmes et composants. Durant cette phase, les composants, les sous-systèmes, et enfin le système dans son ensemble sont testés et qualifiés. Des procédures et des tests sont établis pour garantir la qualification du système dans son ensemble, avec des revues de qualification cruciales. Les vérifications au sol sont effectuées pour s'assurer que les performances des composants respectent les spécifications de conception et qu'ils sont opérationnels. Parallèlement, un processus contractuel est souvent en cours, où le client accepte les livraisons lors d'une revue d'acceptation. Il est fréquent que les phases C et D soient combinées dans la pratique.

I.2.7 La phase E \ F :

La phase E couvre le lancement du système, le déploiement effectif, ainsi que l'acceptation en vol, son exploitation opérationnelle. Souvent divisée en deux sous-phases, la première, E1, comprend les tests et la mise en service, conduisant à la déclaration de livraison du système, tandis que la seconde, E2, concerne l'exploitation effective.

Ensuite, la phase F, consacrée à la désorbitation des satellites où elle intervient à la fin de sa mission opérationnelle [4]. Durant cette phase finale, le satellite est manœuvré hors de son orbite. L'objectif principal est d'assurer une désorbitation sécurisée du satellite dans

l'atmosphère terrestre, réduisant ainsi les risques de débris spatiaux et préservant l'environnement spatial.

I.3 La particularité des projets spatiaux

Le projet spatial de développement tout comme un projet industriels tel que l'industrie automobile, repose sur des principes fondamentaux de conception, d'ingénierie et de gestion. Ces principes incluent la planification minutieuse, la coordination efficace des ressources et des équipes, ainsi que le respect des normes exigées par la qualité et de sécurité. Cependant, la principale différence réside dans le niveau de rigueur et de précision exigé dans le suivi des phases de fabrication pour un projet spatial. Contrairement à la production industrielle (automobile, ... ou autres), où les défauts et les anomalies peuvent être corrigés et résolues, dans le domaine spatial, chaque activité d'intégrations ou de tests doit être effectuée avec une précision extrême pour assurer à la fois la qualité et la sureté de fonctionnement en orbite càd l'assurance produit.

Les disciplines de l'ingénierie dans le domaine spatiale, jouent un rôle vital dans les phases de ; la conception, la fabrication, le déploiement de l'ensemble des systèmes spatiaux et la rédaction de la documentation détaillée à chaque étape du processus. Chaque étape du processus doit être nettement planifiée et exécutée avec une précision extrême pour garantir le bon fonctionnement et la fiabilité du système une fois mis en orbite.

Un projet spatial est naturellement complexe, multidisciplinaire, combinant des aspects scientifiques, techniques, économiques et aussi managériaux. Sa mise en œuvre sollicite la collaboration de plusieurs organisations pour répondre aux attentes de client.

La responsabilité et l'autorité sur un projet reposent sur le chef de projet. Ce dernier est chargé de garantir le succès du projet en respectant les délais, les coûts et les exigences spécifiés. Ses responsabilités englobent la planification détaillée, la gestion des ressources, la coordination des équipes, la configuration du système, la gestion de l'information, ainsi que la gestion des risques.

La gestion de projet dans ce domaine nécessite une réflexion minutieuse durant toutes les phases du projet, ainsi que la mobilisation des ressources adéquates. La gestion des risques est également un aspect important, avec une attention particulière portée aux phases de définition où les décisions font le succès global du projet. En somme, la gestion de projet

spatial exige un niveau élevé de compétence, d'attention et de vision pour achever avec succès dans les défis uniques de l'exploration spatiale [5].

I.4 L'intégration est les métiers liés à cette phase :

L'intégration des systèmes spatiaux représente une étape importante et complexe dans le processus de développement d'un satellite ou un engin spatial. Elle implique l'assemblage et l'intégration d'un ensemble éléments des sous-systèmes mécaniques et électriques pour produire un concept opération et fonctionnelle.

Le processus d'intégration se fait à plusieurs étapes, chacun jouant un rôle essentiel dans la création d'un système spatial opérationnel et fiable. À première vue, la gestion de projet est essentielle pour associer les différentes phases de l'intégration, depuis la conception initiale jusqu'au déploiement final [6]. Cette gestion implique l'organisation des ressources, la définition des objectifs à atteindre, ainsi que la supervision des activités à chaque phase du processus.

L'intégration des systèmes physiques intervient par la suite, où les composants mécaniques et électriques sont assemblés mécaniquement et interconnectés électriquement conformément aux spécifications techniques et fonctionnelles définies. Cette phase sollicite une expertise technique approfondie et détaillé pour garantir la compatibilité des différents éléments constituant l'engin, ainsi que pour assurer la sécurité et la fiabilité du système dans son ensemble.

De plus, l'intégration par combinaison des sous-systèmes à travers la conception avancée est une phase importante. Il s'agit d'optimiser la performance du l'ensemble système en combinant les sous-systèmes individuels entre eux. Cela nécessite une compréhension approfondie des interactions entre les différentes composantes du système, ainsi qu'une expertise en ingénierie pour savoir l'efficacité et les performances du satellite.

La gestion de projet est la première étape dans le processus d'intégration d'un projet spatial. Elle représente un processus complexe et stratégique qui englobe la coordination et la supervision de toutes les phases du projet, depuis sa phase de conception jusqu'à son lancement effectif dans l'espace [7].

Le chef de projet avec son équipe qui est multidisciplinaire sont chargés de traduire les concepts fonctionnels en un modèle physique opérationnel [7]. Pour ce faire, il est essentiel de définir avec précision les exigences de la mission, en tenant compte des objectifs scientifiques, technologiques et opérationnels spécifiques à atteindre. Cette étape initiale de définition des exigences constitue le fondement sur lequel tout le processus de gestion de projet repose [8].

Par la suite, les membres du projet en collaborations avec le chef de projet sont invités à sélectionner le véhicule de lancement le plus adéquat pour amener le satellite ou l'engin spatial vers son orbite toute en respectant les exigences de charge utile, les contraintes de performance et les conditions de la mission.

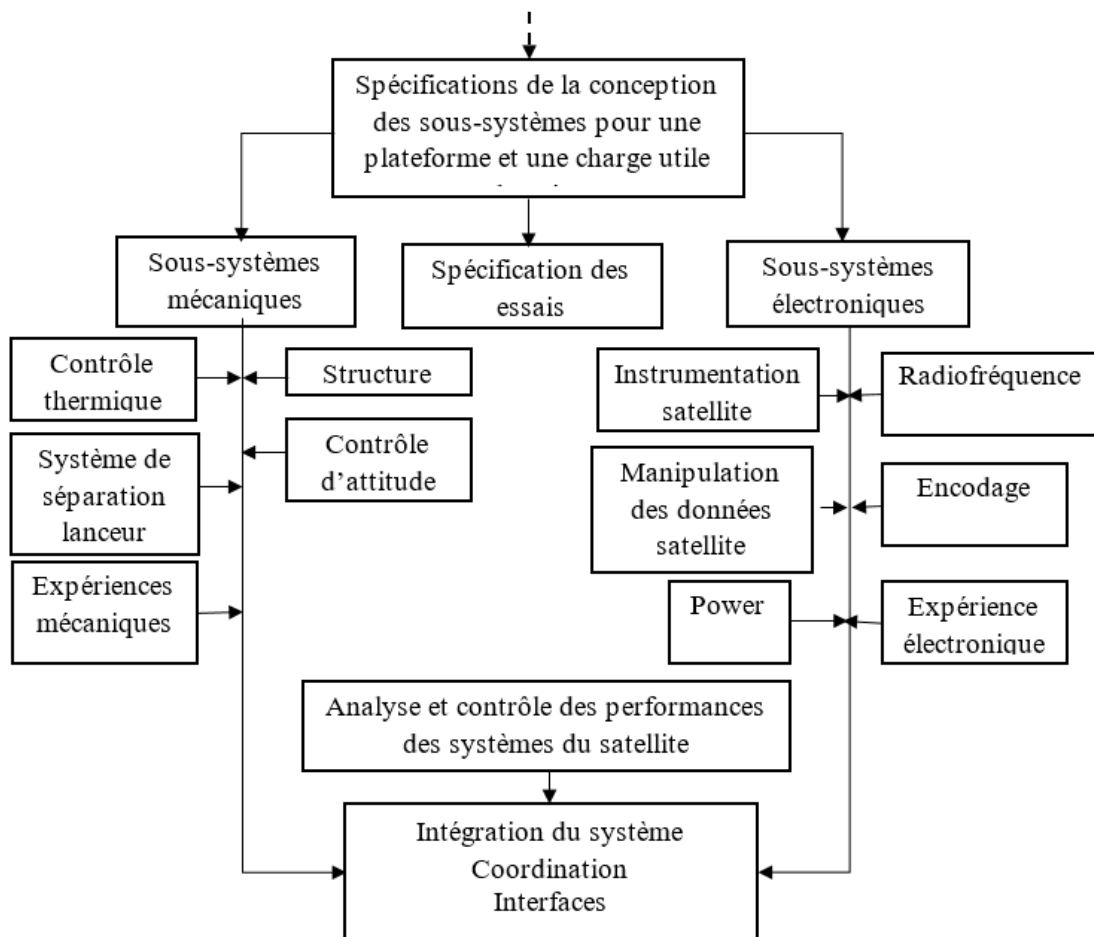


Figure I. 2: Génération des spécifications des sous-systèmes [9].

L'intégration physique des systèmes est un processus complexe qui nécessite la collaboration des membres de l'équipe spécialisés en intégration mécanique et électronique. Ce processus englobe plusieurs phases importantes, allant de la planification initiale jusqu'à la mise en œuvre finale de l'engin spatial, assurant que tous les sous-systèmes sont précieusement assemblés pour former un système global fonctionnel et fiable répondant à des normes de performance strictes [10].

La première étape comprend la planification du processus d'intégration, où les équipes de spécialistes élaborent des procédures et les plans détaillées pour l'assemblage mécaniques et d'examen des équipements, une attention particulière à l'interconnexion et à la compatibilité est menée par l'équipe électrique. Les ingénieurs mécaniques travaillent sur les aspects structurels et physiques (équipements), tandis que les ingénieurs électroniques se concentrent sur les aspects électriques et électroniques, afin de garantir une intégration fiable sans problème et sans anomalie.

L'étape qui se suit est l'assemblage proprement dit, où les équipements sont préparés et assemblés en respectant les procédures et les plans dédiés pour former le système global. Cela implique une coordination rigoureuse entre les équipes mécaniques et électriques pour garantir le bon fonctionnement de l'ensemble sous-systèmes (figure 2). Par la suite, des tests fonctionnels et de références sur les chaînes fonctionnelles du satellite (énergie de board, radiofréquence, propulsion, charge utile ...) seront effectués pour vérifier le bon fonctionnement des sous-systèmes satellite en salle blanche.

Une fois l'assemblage et les tests fonctionnels sont terminés, des tests approfondis de performance en environnement orbitale et durant le lancement satellite sont effectués sur l'ensemble du système satellite pour s'assurer qu'il répond à toutes les spécifications définies. Ces tests comprennent les essais de vibration et de choc, les tests de vide thermiques, de compatibilité électromagnétique et des essais radiofréquence, visant à simuler les conditions environnementales auxquelles le système pourrait être exposé lors de son utilisation [8].

Enfin, une fois que les équipements et les sous-systèmes sont intégrés conformément et ont passé avec succès par une campagne de test environnementale, le spécimen est considéré comme intégré et atteint son état de configuration vol. Ensuite, il sera prêt à être mis en orbite pour une utilisation opérationnelle.

Il est à noter que tout au long de ce processus, une collaboration entre l'ensemble des équipes d'intégration et de test, et des parties intéressé du projet est essentielle pour garantir le succès de la mission du satellite dans son orbite [8].

I.5 Les métiers en A I T :

L'Assemblage, l'Intégration et les Tests (AIT) présente une composante indispensable dans le développement de projets spatiaux. Sous le pilotage du responsable du processus AIT, une équipe multidisciplinaires, équipé par du matériels et de la logistique est exploité afin de garantir la satisfaction aux exigences du projet. La concordance cherche à assurer une conformité rigoureuse aux normes de qualité et standards spatiaux, tout en optimisant l'efficacité et la fiabilité du processus AIT. Les risques identifiés dans le processus AIT pour les projets spatiaux ne peut être sous-estimée. A cette phase que les différents composants sont assemblés et intégrés pour constituer un ensemble cohérent et fonctionnel, prêt à être soumis à des tests environnementaux simulant l'espace.

Sous la coordination d'un responsable AIT, les équipes impliquées travaillent sous-groupe pour atteindre les défis techniques et logistiques essentiels à l'assemblage et à l'intégration de systèmes spatiaux. Cela nécessite une coordination efficace des activités au niveau de la salle blanche, et aussi une gestion proactive des ressources et des contraintes temporelles. Un chef d'équipe AIT est le leadership qui coordonne les équipes à travers les phases critiques du processus AIT.

I.6 L'organisation de l'équipe AIT pour un projet

Dans les divers métiers de l'AIT, deux aspects d'activités se distinguent :

1. La préparation et la rédaction de l'ensemble des dossiers d'intégration qui contient les procédures AIT applicable sur un satellite pour un projet donné.
2. Et après la vérification et l'approbation des procédures, l'exécution des activités sera planifiée et effectuée en salle blanche sur le satellite.

Il est à noter que souvent un même opérateur est chargé d'accomplir ces deux tâches de rédaction des procédures et de l'exécution sur le satellite.

I.6.1 Le chef d'équipe AIT :

Il est le garant de l'intégration et de validation du satellite en AIT. En cette qualité, il supervise l'ensemble de l'équipe AIT, gérant les aspects de planification globale AIT. Il assure l'interface technique entre l'équipe AIT et le groupe projet en tant qu'un ingénieur système.

En tant que garant technique de l'équipe AIT, il est responsable de la validation du contenu technique des procédures, du suivi de la configuration du satellite, de la coordination des préparations d'activités sur le satellite, ainsi que de l'exploitation ou de la validation des résultats des tests. Il occupe le rôle de Chef d'équipe/Chef d'orchestre des activités en salle blanche autour du satellite. À ce titre, il coordonne toutes les activités en salle blanche et élabore la planification de ces activités sur le satellite.

En tant que point de référence en salle blanche autour du satellite, il est le chef auquel toute personne doit s'adresser pour obtenir l'autorisation d'exécuter une procédure ou pour se renseigner sur le déroulement des opérations sur le satellite. Par conséquent, il supervise tous les métiers impliqués autour du satellite : mécaniciens, électriciens, responsables qualité, câbleurs.

I.6.2 L'assurance qualité AIT (AQI):

Le Responsable Qualité AIT (AQI) est chargé de garantir la conformité des opérations d'AIT en salle blanche, en veillant au respect rigoureux des processus, des plans et des procédures établis pour les satellites, ainsi que pour les équipements au sol, conformément aux normes définies.

À ce titre, ses responsabilités comprennent :

Assurer le respect du Plan Assurance Qualité et du référentiel AIT en salle blanche, agissant par délégation du Responsable Assurance Qualité Produit.

- Superviser la certification des opérateurs participant aux activités.
- Garantir que les modifications de la configuration matérielle sont correctement documentées.
- Effectuer les contrôles qualité prévus dans les procédures.
- Surveiller et suivre attentivement les activités critiques du processus.
- Organiser les points clés et les inspections qualité concernant le satellite.

- Réaliser les inspections d'entrée, de sortie et rédiger les rapports d'incidents et d'écart, ainsi que clôturer les activités AIT.
- Assurer la gestion du suivi des anomalies rencontrées sur le satellite et les équipements au sol.
- Servir d'interface qualité entre l'équipe AIT et le groupe Projet.
- Assurer la gestion (Entrée/Sortie) du magasin au niveau de l'AIT.
- Gérer la documentation relative aux activités AIT.
- Effectuer un double contrôle de certaines opérations pour garantir leur conformité.

Le Responsable Qualité AIT (AQI) joue ainsi un rôle essentiel dans la garantie de la qualité des opérations d'Assemblage, d'Intégration et de Test, assurant ainsi la fiabilité et la conformité des satellites et des équipements au sol tout au long du processus.



Figure I. 3: activité d'inspection et de contrôle par l'assurance qualité [11].

I.6.3 L'ingénieur mécanicien AIT

L'ingénieur mécanicien est chargé de toutes les opérations mécaniques relatives à la préparation et au montage des équipements sur le satellite. Ses responsabilités incluent :

- Collaborer avec le responsable AIT pour la préparation et la vérification des activités mécaniques.
- Participer, en collaboration avec le responsable AIT, à la planification et à l'exécution des activités mécaniques et de câblage en salle blanche.

- Superviser, sur demande du responsable AIT, les câbleurs et mécaniciens travaillant en salle blanche.
- Assurer la gestion de la fabrication des moyens mécaniques nécessaires à la réalisation des activités AIT sur le satellite, y compris la préparation des moyens spécifiques de montage (MSM).
- Préparation des procédures a exécuté en salle blanche.
- Préparation/vérification des activités mécaniques.
- gérer la planification et l'exécution des activités mécaniques et câblage en salle blanche.
- Manage la fabrication de moyens mécaniques nécessaires pour réaliser les activités AIT sur satellite « la préparation des MSM est aussi inclus ».
- Préparation des setups des essais environnementaux (mécanique, thermique, EMC,...).

Ainsi, l'ingénieur mécanicien joue un rôle décisif dans la coordination et l'exécution des opérations mécaniques essentielles à la préparation et à l'intégration des équipements sur le satellite. En collaborant étroitement avec le responsable AIT et en supervisant les équipes de travail en salle blanche, il contribue à garantir le bon déroulement et la qualité des activités AIT.



Figure I. 4: photo sur une activité mécanique sur un satellite [12].

I.6.4 L'ingénieur électrique AIT

L'ingénieur électrique AIT se distingue par sa capacité à gérer diverses responsabilités avec expertise. En collaboration avec le responsable AIT, il supervise de près la préparation des activités électriques, en s'assurant notamment de la mise en place de procédures efficaces et de la gestion obligatoire de la Base de Données AIT. Il ne se contente pas de planifier, mais joue également un rôle important dans l'intégration électrique, garantissant une parfaite harmonie entre les divers composants. La préparation des activités électriques (procédure, Base de données AIT).

- Préparation de setup des essais environnementaux (thermique, EMC,...etc.)

Ces compétences sont le résultat d'une expérience solide et d'une qualification exceptionnelle en génie électrique, électronique et télécommunication. Ces qualifications lui permettent d'aborder les défis techniques avec assurance et de garantir des résultats de haute qualité.

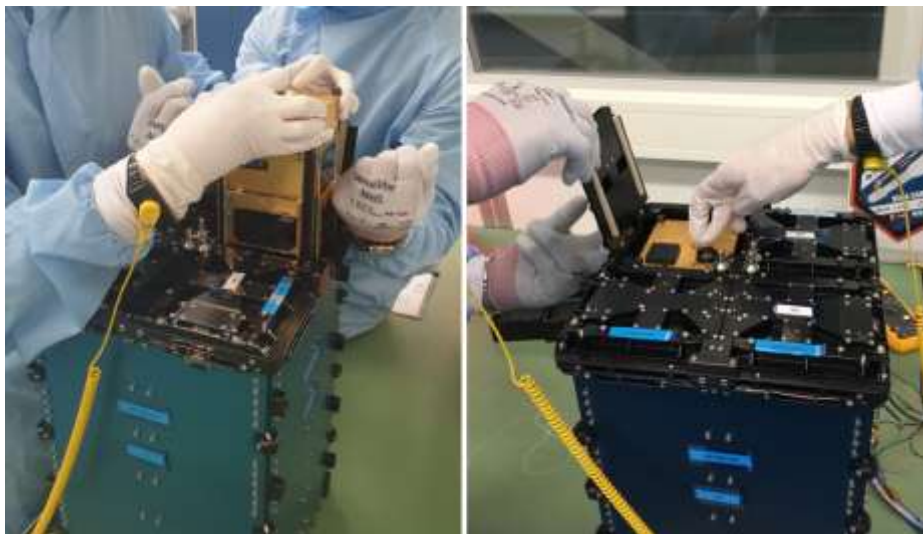


Figure I. 5: intégration électrique du senseur solaire [13].

I.6.5 Ingénieur câblage électrique :

L'ingénieur câbleur est chargé de plusieurs activités importantes dans la gestion du câblage sur le satellite. Ainsi la rédaction des documents nécessaire. Cela inclut :

- La préparation/vérification des activités câblage sur le satellite ainsi que la mise à jour de la documentation (Dossier d'intégration, PRAS Programme Review and Analysis Support).
- Préparation sur table (réchauffeur, tresse de masse,...etc.).
- Connexion/déconnexion des connecteurs vol (l'habilité est nécessaire pour cette activité).
- L'expertise de cette personne s'étend également au câblage thermique, couvrant divers composants tels que le module de propulsion, les équipements et le câblage thermique sol.
- Chargée également de mettre en place des éléments tels que les thermocouples et les thermistances.
- La mise en place de l'ensemble capteur utilisé lors des essais tel que les thermocouples, thermistances...etc.
- l'ingénieur câbleur est responsable de la modification du câblage déjà intégré, que ce soit pour des modifications non prévues antérieurement ou pour des réparations en cas de dommages.

Enfin, cette fonction comprend la préparation et le routage des câbles pour les essais environnementaux. Cette expérience est essentielle pour garantir le bon fonctionnement et la fiabilité des systèmes câblés dans un environnement aussi exigeant que celui des satellites.



Figure I. 6: câblage électrique [14].

I.6.6 Le responsable des moyens sols électriques (EGSE)

L'ensemble des moyens sols électriques utilisés pour mener à bien les activités AIT en salle blanche (telles que les baies électriques) relèvent de la responsabilité du responsable MSE moyen sol électrique, qui valide notamment les baies durant la phase AIT. En plus de ces responsabilités, d'autres tâches sont attribuées à ce poste :

- Opérer et valider ces moyens en début de chaque phase d'intégration.
- Rédiger des Manuel des d'Utilisation (MU) pour l'utilisation des baies.
- Assurer le suivi de l'approvisionnement des moyens sols électriques spécifiques, tels que le Banc Image pour l'instrument ou la baie de test Harnais.
- Traiter les anomalies et effectuer les actions correctives relatives aux bancs.

Le Responsable MSE joue un rôle essentiel dans la gestion et l'exploitation efficaces des moyens sols électriques, garantissant leur disponibilité et leur bon fonctionnement tout au long des phases d'intégration.

I.7 La contribution de l'AIT dans le développement d'un projet :

Les activités et les moyens nécessaires à la réalisation des activités d'Intégration et de Test en AIT occupent une position centrale dans l'ensemble du processus de développement. Le responsable coordonne avec expertise les ressources, matérielles et logistiques requises pour mener à bien les activités d'AIE. Doté d'une vision claire et d'une compréhension approfondie des besoins du projet, il assure une coordination efficace entre les différentes équipes et disciplines impliquées, tout en garantissant la synchronisation des activités tout au long du cycle de développement. Sa capacité à distancer les défis potentiels, à élaborer des plans d'action et à prendre des décisions éclairées contribue à assurer la qualité, la cohérence et le succès du projet.

De plus, en accordant une importance particulière à des aspects tels que la montabilité, la testabilité et la philosophie de développement, l'AIT vise à optimiser la conception du projet. Cette approche proactive vise à réduire au minimum les coûts et les délais en identifiant et en corrigeant les problèmes potentiels dès leur apparition, plutôt que de les traiter ultérieurement lorsqu'ils deviennent plus coûteux à résoudre.

En outre, dans le contexte des essais complexes qui nécessitent des moyens lourds et importants, le rôle de l'AIT est essentiel. Il consiste à mener une analyse de faisabilité approfondie et à procéder à une estimation précise des coûts. Cette évaluation préliminaire permet une planification et une budgétisation efficace des activités d'essai, tout en anticipant les défis potentiels liés à la disponibilité des ressources et à la faisabilité technique. En examinant attentivement les exigences spécifiques de chaque essai et en évaluant les capacités et contraintes des équipements nécessaires, l'AIT garantit une allocation adéquate des ressources et une exécution efficace des essais.

I.8 Le processus AIT :

Le processus d'Assemblage Intégration et Test (AIT) englobe les activités essentielles, débutant par la phase de préparation qui constitue le fondement solide sur lequel repose la réussite de l'ensemble du processus. Cette étape englobe la planification, la définition des objectifs ainsi qu'une allocation appropriée des ressources nécessaires. Le Responsable de l'AIE établit une feuille de route détaillée en identifiant les étapes clés, les jalons et les livrables attendus.

La phase de réalisation représente les activités leader du processus AIT où les activités d'assemblage, d'intégration et d'essai prennent vie. Cette étape met en œuvre les procédures et les plans préalablement établis, mobilisant les compétences ainsi que les ressources nécessaires pour conduire les opérations. Sous la supervision attentive du responsable de l'AIE, les différentes composantes et sous-systèmes du produit spatial sont assemblées et intégrées avec rigueur.

À travers ces phases clés, le processus AIT représente l'engagement sûr envers l'excellence opérationnelle et la qualité parfaite, contribuant ainsi à assurer le succès et la fiabilité des missions spatiales.

Le processus AIT se étale en quatre sous-processus majeurs, chacun revêtant une importance stratégique pour la réussite globale du projet spatial :

- **Analyser le besoin** : Cette phase comporte l'exploration des exigences spécifiques du projet. Elle implique une analyse approfondie des besoins fonctionnels et les

contraintes techniques. Le but est de définir les objectifs pour le succès de l'ensemble du processus AIT.

- **Définition** : Une fois les besoins sont identifiés, cette phase vise la définition des procédés de l'Assemblage Intégration et Test. Cela inclut l'élaboration des plans clairs et détaillés, la préparation des procédures d'essai toute en respectant les normes et de critères de qualité.
- **Développement** : Les plans et les procédures sont déjà définis précédemment et mis en œuvre. La phase comprend le développement et la configuration des environnements de test, la préparation des outils et les moyens nécessaires ainsi que la préparation des équipes et des ressources pour l'exécution des activités d'intégration et de test.
- **Réalisation et l'exécution** : C'est l'étape d'exécution concrète des activités d'intégration et de test. Les sous-systèmes spatial sont assemblés, intégrés et soumis à une série d'essais d'environnementaux, rigoureux afin de valider leur bon fonctionnement et leur conformité aux spécifications préalablement défini. Durant cette phase, une surveillance étroite est maintenue pour détecter et résoudre rapidement les anomalies.

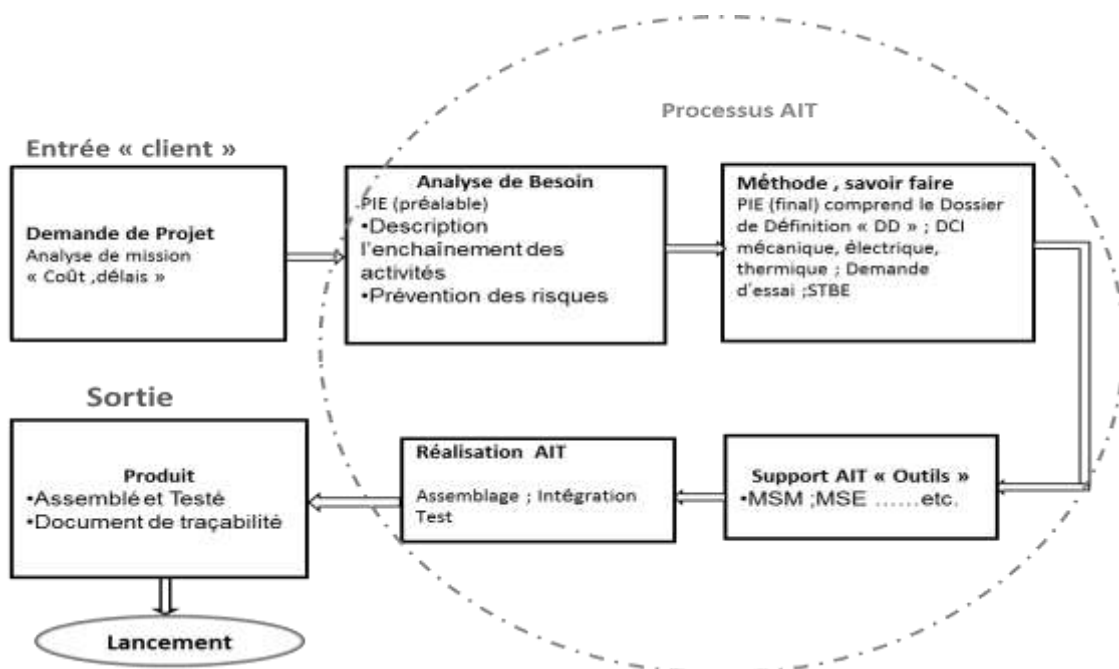


Figure I. 7: schéma du processus AIT [15].

I.9 Description des activités spécifiques en AIT

I.9.1 Les activités du processus A I T :

Il s'agit de concevoir et réaliser les opérations d'assemblage mécanique, thermique et de câblage pour obtenir la configuration assemblée du spécimen telle que définie par le groupe projet au travers de la documentation de définition du spécimen (plans d'implantation, Dossier de Contrôle des Interfaces (DCI), plans d'assemblage, demande et/ou spécification d'essai ...). Ils sont effectuées dans la séquence AIT par phase :

- ***L'Assemblage et l'Intégration*** : ce sont les activités de l'assemblage mécanique, thermique et câblage. Et l'intégration électrique après interconnexion des équipements satellite.
- ***Les essais fonctionnels et de performances*** : Il s'agit de garantir que le système électrique, comprenant les éléments électroniques, électromécaniques et les composants optoélectroniques, une fois intégré, est conforme aux spécifications requises en termes de fonctions et de performance.
- ***Les essais de concordance électriques*** : Visent à :
 - Vérifier le fonctionnement du système aux limites.
 - Vérifier l'absence de perturbations d'une fonction du satellite sur les autres.
 - Réaliser un essai en flottant : vérifier la commandabilité du satellite, dans tous ses modes vol, par la voie RF uniquement, le satellite étant complètement déconnecté, d'un point de vue électrique, de tous les EGSE.
 - Établir un profil de puissance : relevé des courants et tensions, soit réel, soit via la télémesure, pour en déduire la valeur et la distribution de la puissance consommée.
- ***Les essais de compatibilités électromagnétiques*** : se déclinent dans une chambre anéchoïque et en trois catégories distinctes :
 - Essais de compatibilité électromagnétique en émissions conduites.
 - Essais de compatibilité électromagnétiques en émissions rayonnées.
 - Essais d'auto-compatibilité RF Radio Frequency du satellite et du satellite avec le lanceur.

- ***Les essais de compatibilités matériels / logiciels :***

- Les essais de compatibilité matérielle/logicielle ont pour objectif de vérifier le fonctionnement du logiciel de vol en interaction avec le satellite réel dans les configurations opérationnelles de vol.
- Ce logiciel a été développé et testé initialement sur un simulateur de satellite, qu'il soit numérique ou matériel.

- ***Les essais de compatibilités satellite/centre de contrôle :***

Ce type d'essais visent à :

- Vérifier la possibilité du segment sol d'observer et de commander le satellite
- Valider un certain nombre d'opérations du satellite mises au point sur des simulateurs



Figure I. 8; essais EMC dans la chambre anéchoïque [16].

- ***Les essais mécaniques de référence :***

Les essais mécaniques de référence ont pour objectif de :

- Garantir l'intégrité mécanique du satellite pendant les tests environnementaux, notamment thermiques et mécaniques (non dégradation mécanique).

- ***les mesures des constantes physiques du satellite***

Ce type d'essais physique vise à mesurer précisément sur le satellite réel un certain nombre de paramètres physiques :

- Masse.
- position du centre de gravité.
- inertie longitudinale et transverse.

- ***les essais d'environnement thermique :***

On distingue deux types des essais thermiques, ils ont pour objectifs :

- essai de balance thermique : qualification du comportement thermique dans des conditions représentatives de celles de vol (comparaison avec les prédictions obtenues par modèle mathématique).
- essai de vide thermique : qualification ou recette du satellite en vide et aux températures extrêmes de fonctionnement.



Figure I. 9: embarquement satellite au bord du moyen vide thermique pour essai VT [17].

- ***les essais d'environnement mécaniques (essai de vibration)***

Les essais d'environnement mécaniques ont pour objectifs :

- Valider la modélisation mathématique de la structure.
- Qualification de la configuration de vol.
- Recette de la configuration de vol.

Ces essais comprennent :

- ✓ Essais statiques.
- ✓ Essais modaux.
- ✓ Essais de micro vibrations.
- ✓ Essais de vibration sinus.
- ✓ Essais de vibrations aléatoires.
- ✓ Essais acoustiques.
- ✓ essais de chocs.

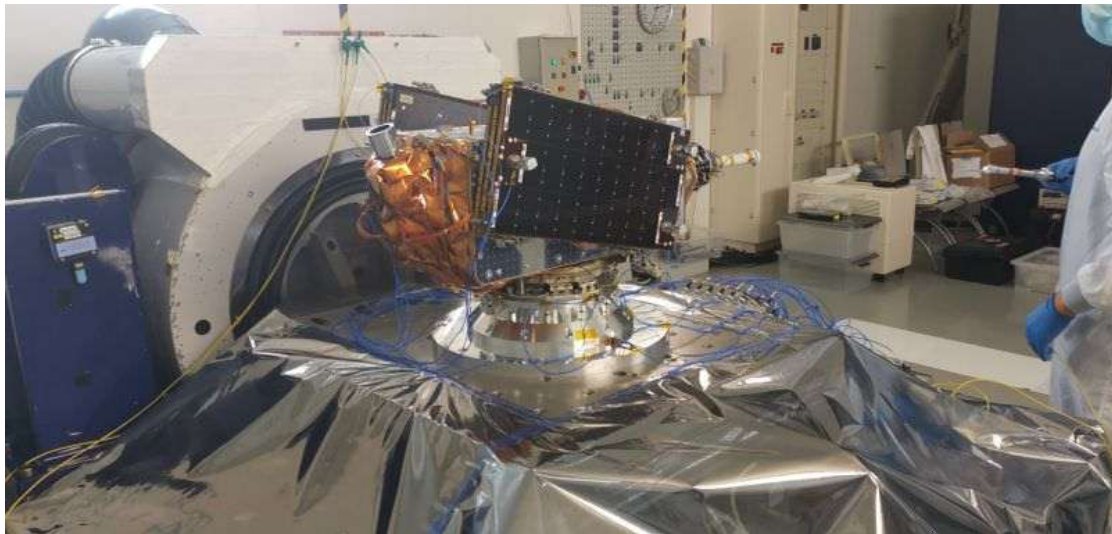


Figure I. 10: essai de vibration sur satellite [18].

- ***La campagne de lancement :***

La campagne de lancement représente une phase décisive dans le processus de déploiement d'un satellite. Elle englobe un ensemble d'activités planifiées avec une précision extrême pour garantir le succès du lancement.



Figure I. 11: campagne de lancement [19].

I.9.2 Les supports à l'AIT

Les supports à l'Assemblage, l'Intégration et les Tests (AIT) sont essentiels pour garantir le bon déroulement des opérations et la qualité des produits spatiaux. Sur le plan terrestre, ces soutiens se fractionnent à travers divers moyens.

- **Les moyens sols mécaniques (MGSE) :** Ces moyens englobent les équipements et outils nécessaires à la manipulation et à l'assemblage des composants du satellite, assurant ainsi une intégration précise et une performance optimale du système spatial. Ces moyens comprennent notamment :
 - Chariots/ flat Sat.
 - Palonniers de manutention et ces accessoires.
 - Adaptateurs.
 - Conteneurs.
 - Moyens d'alignement.
 - Moyens de déploiement et de compensation de pesanteur.

- Moyens d'opération et test de la propulsion.
- Les moyens cités en dessus doivent concilier à la fois des exigences de sécurité (du spécimen et d'utilisateurs) et de d'opérabilité (maintenance, durée de vie, ...).
- **Les moyens sols électriques (EGSE) :** Ces moyens regroupent les dispositifs de test et de vérification de la connectivité électrique, garantissant ainsi le bon fonctionnement des systèmes embarqués. Ces derniers jouent un rôle indispensable dans la validation, la fiabilité et le bon fonctionnement des systèmes électriques embarqués sur les satellites.
- En outre, divers autres outils et équipements sont déployés pour répondre aux besoins spécifiques du processus AIT. Les installations comprennent les salles blanches spécialement aménagées pour accueillir les opérations d'assemblage, d'intégration et de test, offrant un environnement contrôlé de température, hygrométrie et de pression. Les équipes sont composées d'ingénieurs qualifiés et expérimentés dans divers domaines techniques, travaillant en collaboration.

I.10 Les contraintes des manipulations sur satellites :

- Les contraintes rencontrées sur satellite lors des manœuvres de manipulation sont une considération importante tout le long du processus de développement des satellites. Ces contraintes visent à assurer l'intégrité mécanique de la structure, la fonctionnalité électrique du satellite à toutes les phases, depuis son assemblage et intégration jusqu'à son fonctionnement dans l'espace. Voici quelques contraintes :
- **Manipulations lors de l'assemblage et de l'intégration :** L'assemblage d'un satellite nécessite la manipulation de composants sensibles et coûteux. Les ingénieurs doivent être très prudents lors de ces manipulations pour éviter tout dommage aux cartes ou équipements. Des procédures spécifiques sont mises en place pour garantir une manipulation sûre et précise des composants, notamment l'utilisation de dispositifs de levage appropriés et de techniques de manipulation.
- **Manipulations lors des tests environnementaux :** le satellite est soumis à une série de tests environnementaux, tels que les tests de vibration, les tests thermiques, ...etc. avant son lancement. Ces tests nécessitent des manipulations du satellite pour le préparer et le positionner correctement dans les locaux dédiés au test. Les manipulations pendant les tests environnementaux doivent être effectuées avec soin pour éviter tout dommage au satellite ou moyen de test.

- **Manipulations lors du transport et du stockage** : durant la préparation de la campagne de lancement, les satellites sont transportés aux longues distances ce qui peut impliquer des manipulations multiples lors du chargement et du déchargement de l'avion. De plus, les satellites peuvent être stockés pendant des périodes longues avant leur lancement, ce qui nécessite des manipulations durant le stockage et de la préparation pour mis en configuration vol. Ces manipulations doivent être effectuées conformément aux spécifications exigé par le fabricant et aux procédures de manipulation sécurisée pour éviter tout dommage au satellite.
- **Manipulations lors du déploiement dans l'espace** : Certains équipements du satellite doivent être déployés une fois mise en orbite. Ces manipulations inclure le déploiement d'antennes, de panneaux solaires, de bras ou d'autres équipements. Les manipulations lors du déploiement dans l'espace doivent être précisément planifiées et exécutées pour garantir la mission de satellite une fois en orbite.
- **Manipulations pendant les opérations en orbite** : Même une fois en orbite, les satellites nécessitent des opérations d'ajustements et des corrections orbitales afin de réaliser des manipulations telles que le réglage de l'orientation et le pointage ainsi que l'inclinaison. Ces manipulations sont effectuées à distance depuis le centre de contrôle au sol. Les opérations doivent être soigneusement planifiées et exécutées pour garantir la sécurité du satellite et la réussite de sa mission.

I.11 Conclusion :

En conclusion, ce chapitre a fourni une vue d'ensemble détaillée du déroulement d'un projet spatial, en se concentrant sur les différentes phases du cycle de vie, allant de l'analyse initiale des missions et des besoins à la production et aux tests. Chaque étape, de la phase 0 à la phase F, a été explorée, mettant en évidence les exigences spécifiques et les objectifs associés.

Nous avons également examiné les particularités des projets spatiaux, soulignant les défis uniques et les considérations nécessaires pour garantir le succès. L'intégration des divers métiers liés à la phase AIT (Assemblage, Intégration et Tests) a été discutée, avec une attention particulière portée à l'organisation de l'équipe et aux rôles critiques tels que le chef d'équipe AIT, l'assurance qualité, et les ingénieurs spécialisés en mécanique, électricité, et câblage.

La contribution essentielle de l'AIT dans le développement d'un projet spatial a été mise en lumière, détaillant le processus AIT et les activités spécifiques qui en résultent. Les contraintes particulières liées aux manipulations des satellites ont également été abordées, montrant l'importance de la précision et de la rigueur dans ces opérations délicates.

II. Chapitre 2 :
Les moyens mécaniques AIT pour nano-
satellite (Proposition&Constipons)

II.1 Introduction

L'envergure des nanosatellites représente une avancée significative dans le domaine spatial. Ces petits satellites ont une taille réduite, ouvrent des possibilités en matière de démonstration technologique en orbite, d'exploration spatiale, de surveillance de la Terre, de télécommunications et bien plus encore. La taille réduite permet des lancements moins coûteux, où plusieurs nanosatellites peuvent être transportés, intégrés et déployés simultanément.

Les nanosatellites sont souvent déployés en constellations, ce qui signifie qu'ils travaillent simultanément pour fournir une couverture continue et étendue. Cette approche offre des avantages en termes de recherche de données en temps réel, de surveillance globale et de connectivité mondiale.

Les avancements technologiques ont permis d'intégrer des instruments de pointe dans des nanosatellites, leur permettant d'effectuer des fonctions complexes telles que l'imagerie haute résolution, la mesure des conditions météorologiques, ou même des missions d'exploration planétaire à moindre coût.

II.2 LA TECHNOLOGIE DES NANOSATELLITES

II.2.1 Aptitude des nanosatellites

Les tendances des marchés des nanosatellites représentent un dynamisme et une croissance significative et rapide dans l'industrie spatiale. Ci-dessous quelques aspects significatifs de ces tendances :

- **Croissance exponentielle des constellations** : Les opérateurs de satellites exploitent de plus en plus les avantages des nanosatellites en les déployant en constellations. Ces constellations comprennent souvent plusieurs nanosatellites travaillant ensemble pour offrir une couverture mondiale et une connectivité continue pour les communications, l'imagerie de la Terre, la surveillance et d'autres applications.
- **Applications commerciales diversifiées** : Les marchés des nanosatellites se diversifient rapidement au-delà des applications traditionnelles telles que l'observation de la Terre et les télécommunications. On observe une demande croissante pour des services spatiaux dans des domaines tels que l'internet des objets, la surveillance agricole, la gestion des ressources naturelles, la prévision météorologique, la gestion des catastrophes et bien plus encore.

- **Accessibilité accrue** : Les nanosatellites offrent une voie plus accessible pour les startups, les petites entreprises et même les universités pour accéder à l'espace et développer des applications spatiales. Les coûts de fabrication, de lancement et d'exploitation des nanosatellites sont relativement bas par rapport aux satellites traditionnels, ce qui encourage l'innovation et la diversification des acteurs du marché.
- **Technologies émergentes** : Les progrès technologiques dans les domaines tels que l'intelligence artificielle, l'apprentissage automatique, les capteurs miniaturisés et les communications spatiales avancées alimentent l'évolution des marchés des nanosatellites. Ces technologies permettent des capacités accrues et des performances améliorées pour les nanosatellites, ouvrant la voie à de nouvelles applications et opportunités commerciales.
- **Convergence avec d'autres industries** : Les marchés des nanosatellites convergent de plus en plus avec d'autres industries telles que les technologies de l'information, les télécommunications, l'agriculture, l'énergie et la logistique. Cette convergence crée des synergies et favorise le développement de solutions intégrées exploitant les données spatiales pour répondre aux besoins spécifiques de ces secteurs.

II.2.2 Définition d'un Nano Satellite

Les nano satellites, généralement définis comme des satellites pesant moins de 10 kilogrammes, doivent respecter des critères spécifiques régissant leur forme, leur taille et leur poids, tout comme les Cubesats. Basés sur l'unité standard Cube SAT, mesurant des dimensions standard de 10x10x10 centimètres et pesant entre 01 et 01,33 kg (désignée comme une unité 1U), ils peuvent varier en taille jusqu'à des configurations de 1,5 U à 6U. Cette évolution modulaire a ouvert la voie à des nano satellites plus grands et plus diversifiés, facilitant ainsi un accès continu et relativement abordable à l'espace, avec une variété d'options de lancement et de fusées spatiales [20].

La normalisation des CubeSats permet l'utilisation de composants électroniques commerciaux et offre un large choix de fournisseurs de technologie, ce qui réduit considérablement les coûts des projets d'ingénierie et de développement par rapport à d'autres types de satellites.

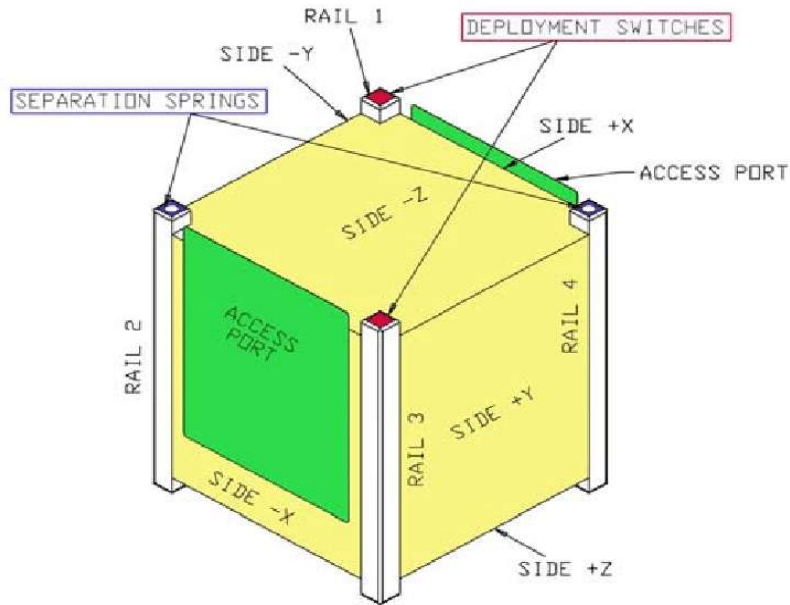


Figure II. 1: vue isométrique 3D du CubeSats [21].

La plupart des CubeSats envoyés dans l'espace sont conçus par des universités, qui considèrent en eux un projet éducatif idéal. Cependant, bien que réaliste, cela nécessite également une ambition considérable et une forte motivation. En effet, le budget nécessaire n'est pas aussi élevé que celui vers le développement de satellites de taille normale (aussi plus grande), ainsi que le délai de conception est raisonnable.

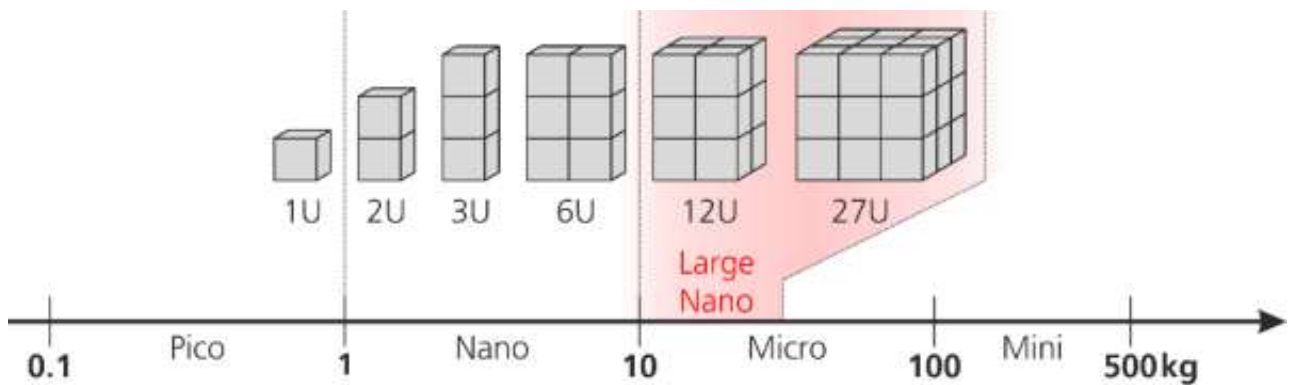


Figure II. 2: schéma de la classification des satellites selon leurs poids & dimensions [22].

II.2.3 Le projet Satellite éducatif PEDAGO-SAT et leur support MGSE :

La conception et la réalisation des satellites éducatifs représentent une initiative novatrice visant à intégrer l'espace et la technologie satellite dans les programmes d'éducation. Un satellite éducatif est spécifiquement conçu pour offrir aux étudiants et chercheurs une plateforme utile pour explorer et expérimenter dans le domaine de l'ingénierie spatiale, des sciences de l'espace et des technologies associées.

Le projet PEDAGO-SAT inscrit dans le département D'AIT du centre de développement des satellites consiste à développer et réaliser une plateforme d'un nanosatellite (open-source) qui se base sur des éléments accessible et disponible sur étagère des fournisseurs dit COTS (*commercial off-the-shelf*) qui désigne tout produit fabriqué en série.

La structure du PEDAGO-SAT est un cube qui s'ouvre en pétale afin d'abriter une structure secondaire standard qui ne dépasse par le 1U Nano-Sat. Le projet PEDAGO-SAT sera la clé pour assurer la formation des stagiaires et les opérateurs au niveau de département D'AIT dans différentes spécialités et disciplines du système satellitaire (mécanique, électronique à bord, contrôle d'attitude, power, communication ...), il permettra ainsi d'accéder en pratique à diverse connaissances liées à l'assemblage, l'intégration et les tests effectués sur le satellite.

Le PEDAGO-SAT est beaucoup plus qu'une plateforme qui va servir au Sol comme un moyen de formation et qui peut se déployer à d'autres besoins du centre CDS/ASAL à travers ces moyens et équipements qui seront développé durant les différents phases du projet.

Enfin, ce projet aura une mission importante dans le domaine de l'ingénierie et de recherche pour le développement des sous-systèmes spatial.

Caractéristiques principales :

Le satellite PEDAGO-SAT est un outil pédagogique précieux qui permet de :

- Sensibiliser aux technologies spatiales.
- Plateforme d'apprentissage pratique.
- Développer des compétences techniques.

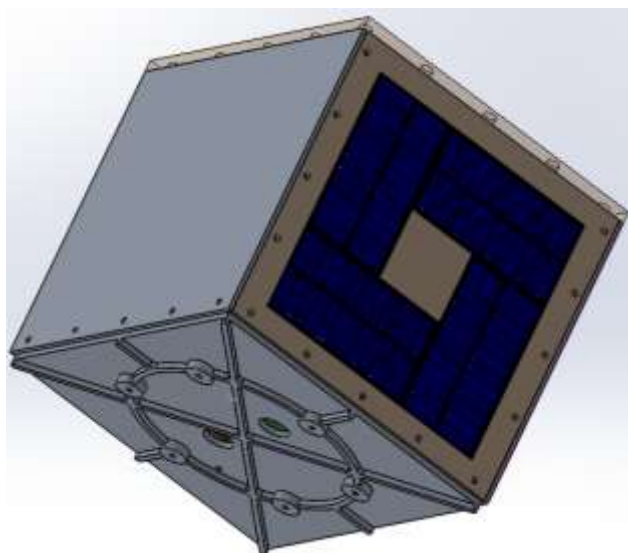


Figure II. 3: visualisation 3D sur Solidworks du satellite PEDAGO-SAT.

Les caractéristiques génériques du satellite sont les suivantes :

Tableau II. 1: caractéristiques principales du satellite PEDAGO-SAT.

Projet	PEDAGO-SAT.
Dimensions Llh :	210 x 235 x 220 mm
Objectif	Education et sensibilisation aux sciences et disciplines spatiales.
Lieu de développement et de fabrication	Le centre CDS d'Oran, Algérie
Fabricant :	Equipe AIT du département DAIT.
Type de satellite :	Nano-satellite (CubeSat)
Matériau principale de la structure :	Aluminium
Poids net en configuration VOL	08 kg.

Les moyens sols mécaniques servant à l'intégration de la plateforme PEDAGO-SAT :

Les moyens sols mécaniques (MGSE- *Mechanical Ground Support Equipment*) représentent une composante essentielle dans le cycle de développement d'un satellite, bien qu'ils ne fassent pas partie des éléments vol embarqués à bord du satellite en orbite. Leurs rôles s'articulent autour de l'assemblage, de l'intégration, des tests et du transport des satellites, assurant ainsi des opérations fluides et efficaces tout au long du processus.

Les MGSE sont conçus en tant que supports pour :

- Faciliter l'assemblage des composants du satellite lors de la phase de l'assemblage et l'intégration. 1
- Fournir des plates-formes, des supports et des dispositifs de fixation qui permettent aux ingénieurs et aux techniciens d'installer les différents sous-systèmes du satellite de manière précise et sécurisée.
- Assurer un environnement contrôlé et sécurisé pour connecter les différents composants du satellite.
- Permettre d'aligner avec précision les différents éléments et de réaliser les connexions électriques et mécaniques nécessaires
- Des équipements de test spéciaux intégrés aux MGSE permettent de soumettre le satellite à divers scénarios et environnements, garantissant ainsi sa fiabilité et sa robustesse opérationnelle.
- Joue un rôle important dans le transport des satellites entre les différents locaux d'intégration et test, ainsi que le site de lancement.

La plupart des opérations impliquant les MGSE se déroulent dans des conditions de salle blanche, où la propreté et le contrôle de l'environnement sont primordiaux pour prévenir toute contamination ou dommage au matériel de vol. Les interfaces directes entre les MGSE et le matériel de vol sont soigneusement conçues pour assurer une compatibilité et une intégrité maximales.

La Plateforme Flatsat :

Une plateforme Flatsat, abréviation de "Flat Satellite" est une configuration de test utilisée dans l'ingénierie spatiale pour simuler les conditions opérationnelles d'un satellite dans un environnement terrestre contrôlé. Elle permet de tester et de valider les fonctionnalités internes d'un satellite, y compris ses systèmes électroniques, logiciels de contrôle, capteurs et actionneur, et les équipements de communication. Ceci est test dans des modes et des conditions similaires à celles de l'espace, mais sur terre en laboratoire ou salle blanche d'intégration et test.

La plateforme FlatSat est conçue de manière modulaire, avec des interfaces standardisées entre les différents sous-systèmes du satellite, ce qui simplifie l'assemblage, l'intégration et les tests. Les ingénieurs exploitent cette plateforme pour valider et l'optimiser du matériel et des logiciels du satellite avant son lancement, ce qui contribue à réduire les coûts et les risques associés aux tests.

Cette approche modulaire permet une intégration efficace des composants du satellite, en offrant une flexibilité pour adapter la configuration du satellite en fonction des exigences spécifiques de la mission. Les interfaces standardisées entre les sous-systèmes simplifient les processus d'assemblage et d'intégration, ce qui permet de réduire les erreurs potentielles lors de la construction du satellite. Elle permet aussi d'avoir un caractère multi-projets.

En utilisant la plateforme FlatSat pour le débogage, la validation et l'optimisation, les ingénieurs peuvent simuler les conditions spatiales et tester la fonctionnalité du satellite dans un environnement contrôlé et représentatif. Cela permet d'identifier et de trouver des solutions des problèmes éventuels avant le lancement, ce qui réduit les risques opérationnels et améliore la fiabilité du satellite une fois en orbite.

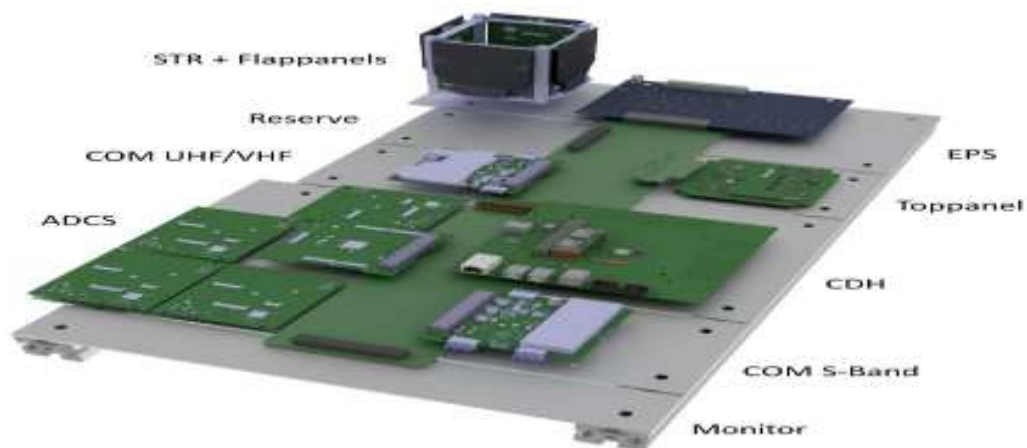


Figure II. 4: Exemple générale d'un MGSE FlatSat [23]

L'analyse et l'expression du besoin MGSE Flatsat :

L'analyse des besoins pour la conception et le développement d'une plateforme FlatSat (plateforme de satellites) est une étape importante visant à définir les fonctionnalités, les performances et les contraintes techniques nécessaires pour répondre aux objectifs spécifiques de la mission envisagée.

Le diagramme illustré par la figure II.5 organise les idées précédentes, tel qu'illustré dans la figure suivante. Son objectif est de représenter visuellement l'expression des besoins de manière structurée.

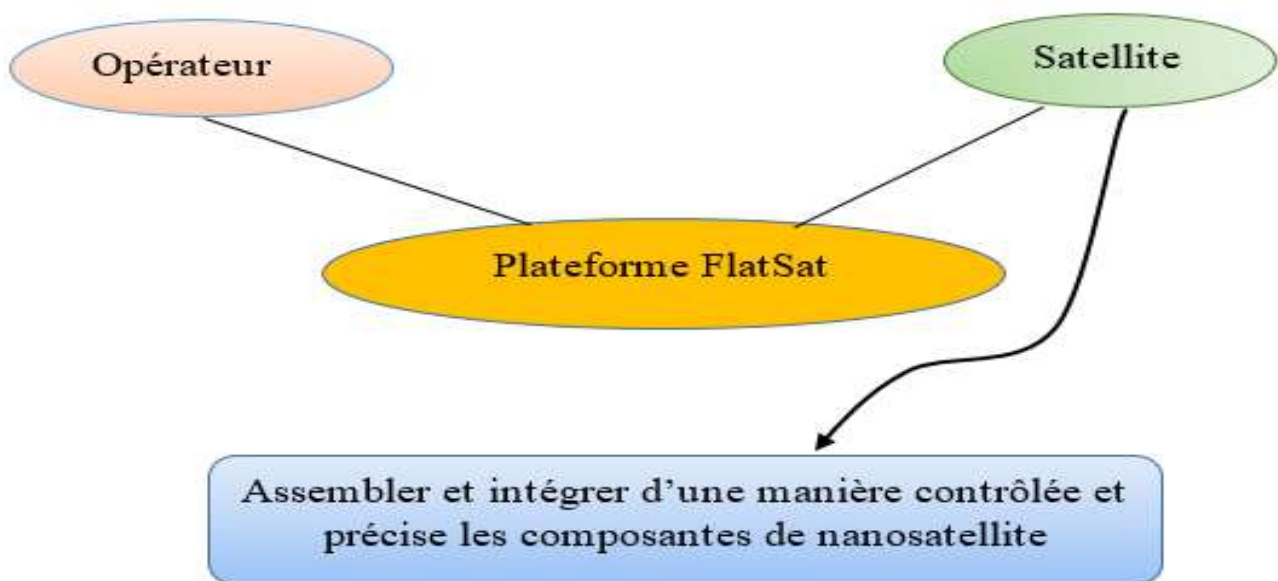


Figure II. 5:Diagramme de la Plateforme flatsat

Analyse fonctionnelle externe :

Les principaux éléments du nanosatellite sont identifiés, ainsi que les différentes fonctions de service attendues sont présentées dans le diagramme illustré dans la figure II.6. La fonction principale du produit consiste à permettre à un opérateur d'effectuer ces activités de manière pratique. Les fonctions de service sont brièvement décrites dans le tableau II.2.

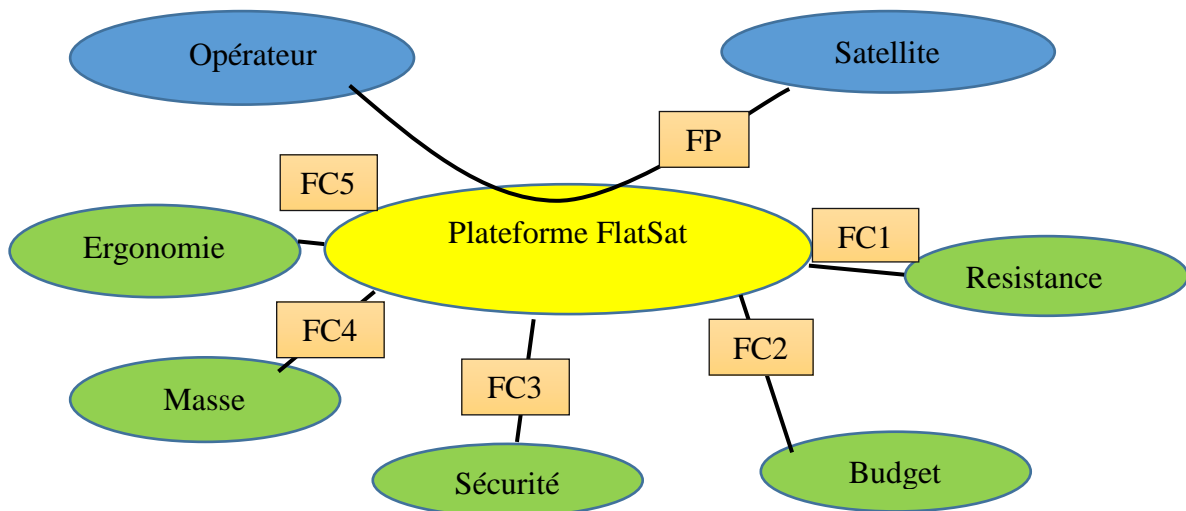


Figure II. 6: diagramme Pieuvre

Les fonctions sont décrites dans ce tableau :

Tableau II. 2: Description des fonctions de service

FP	Assembler et intégrer d'une manière contrôlée et précise les composantes de nano satellite
FC1	Fournir une base stable pour l'assemblage des composants.
FC2	Avoir un prix raisonnable
FC3	Respecter les normes de sécurité
FC4	Assurer la légèreté de la plateforme
FC5	Assurer un accès facile aux différents composants.

L'analyse fonctionnelle donne aussi une vision détaillée de la manière dont le produit doit répondre aux besoins exprimés. Cette approche consiste à explorer et à comprendre les fonctionnalités internes du système.

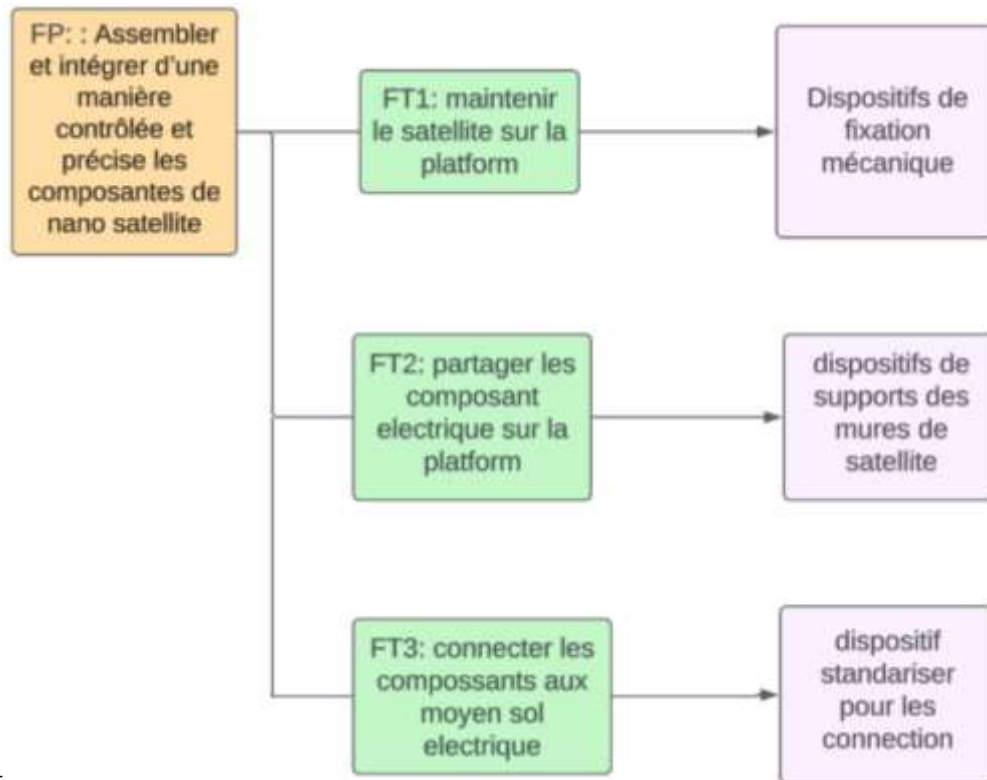


Figure II. 7: Diagramme Fast de la Plateforme FlatSat

II.2.4 Le modèle Flatsat développé pour la structure PEDAGOSAT :

La Conception CAO avec SolidWorks :

La Conception Assistée par Ordinateur (CAO) est un processus nécessaire de conception et de développement qui utilise des logiciels spécialisés sur ordinateur. Cette méthode permet aux ingénieurs et utilisateurs de créer, modifier, analyser et documenter des modèles détaillés en 2D ou 3D de spécimen avant leur fabrication physique.

Grâce à la CAO, les utilisateurs peuvent élaborer des plans précis et complexes, explorer différentes configurations et effectuer des simulations virtuelles pour évaluer les performances et les fonctionnalités des éléments. Les logiciels de CAO offrent une large gamme d'outils permettant de dessiner des formes, d'ajouter des dimensions, d'appliquer des matériaux et d'effectuer des analyses.

Les avantages de la CAO résident dans son efficacité développée par rapport aux méthodes traditionnelles. Elle permet une visualisation réaliste des concepts en 3D, facilitant ainsi la communication entre les membres de l'équipe. De plus, la CAO permet de détecter les erreurs de conception à un stade avancé, réduisant ainsi les coûts de développement et de fabrication [24].

Dans notre étude, nous avons choisi d'utiliser le logiciel SolidWorks qui est un leader sur le marché de la conception assistée par ordinateur (CAO) en 3D, utilisé par la plupart des ingénieurs et de concepteurs à travers le monde. Nous avons choisi pour SolidWorks pour plusieurs raisons :

- SolidWorks offre une vaste gamme de fonctionnalités adaptées à tous les utilisateurs répondant ainsi à une grande diversité de besoins.
- Il permet de concevoir des modèles 3D complexes de pièces, d'assemblages et de mises en plan avec une grande précision et efficacité.
- SolidWorks prend en charge une multitude de formats de fichiers, ce qui facilite grandement la collaboration avec d'autres logiciels et plates-formes.

Conception préliminaire pour les moyens sélectionnés :

Le modèle proposé est le fruit d'une étude approfondie des besoins de l'équipe AIT. Il vise à répondre de manière efficace et optimale aux défis spécifiques rencontrés dans les manipulations et les opérations sur le satellite toute en garantissant des performances fiables et sécurisées.

- **Analyse des besoins :** Nous avons analysé en détail les besoins spécifiques concernant les manipulations et les opérations sur le satellite. Cela comprend les aspects de la stabilité du support, la facilité d'orientation du satellite, et l'accès optimal aux sous-systèmes, ainsi que les différentes interfaces mécaniques et électrique dédié.

- **Conception du modèle :** En se basant sur les données recueillies, nous avons élaboré un modèle de support qui répond aux besoins fonctionnels identifiés. Le modèle intègre des fonctionnalités telles qu'une base solide pour le modèle Flatsat et des mécanismes de rotation et basculement précis pour le moyen de basculement.

- **Validation et simulation :** Nous avons utilisé des outils de (CAO) tels que SolidWorks pour modéliser les moyens et effectuer des simulations virtuelles. Ces simulations nous ont permis de vérifier la robustesse structurelle de l'ensemble et son comportement lors de différentes configurations et charges.

- **Intégration des retours :** En collaboration avec l'équipe AIT, nous avons intégré les retours et les suggestions pour affiner le modèle proposé. Cela inclut des ajustements pour améliorer l'utilisation, la sécurité et l'efficacité opérationnelle des moyens.

- **Documentation et présentation** : Nous avons documenté le modèle proposé sous forme de plans détaillés, de schémas et de spécifications techniques. Ces documents servent de référence pour la fabrication et l'assemblage des moyens.

La plateforme Flatsat conçu :

Modèle 01 :

Cette première proposition présente une disposition des composants du satellite optimale et une organisation efficace. Le mécanisme de couplage, connu sous le nom de "collier de serrage", offre la possibilité de fixer rapidement le satellite à la plateforme FlatSat de manière sécurisée et stable. Cette solution d'interface garantit une manipulation facile et une installation rapide du satellite, facilitant ainsi les opérations d'assemblage et de test électrique.

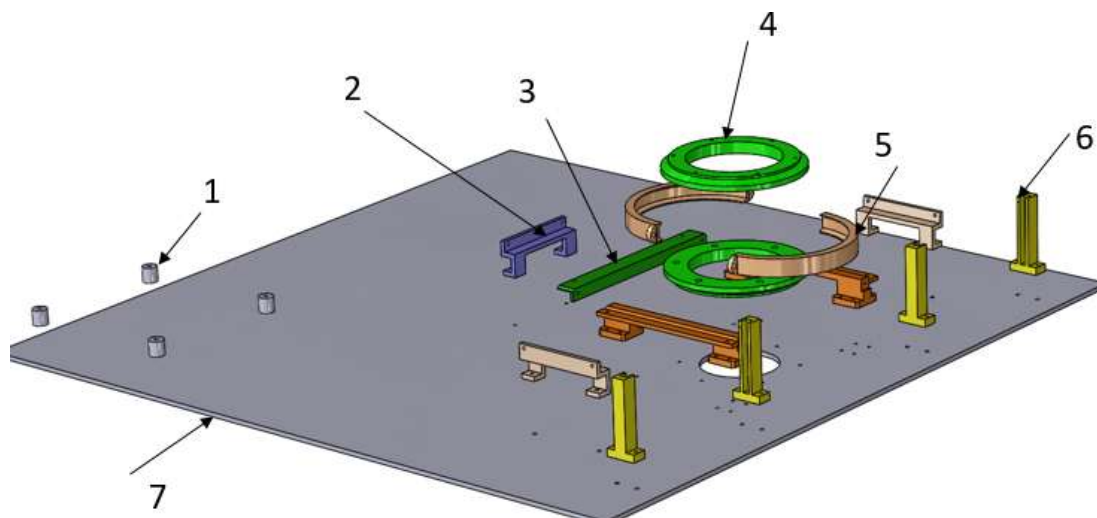


Figure II. 8: dessin éclaté de premier modèle

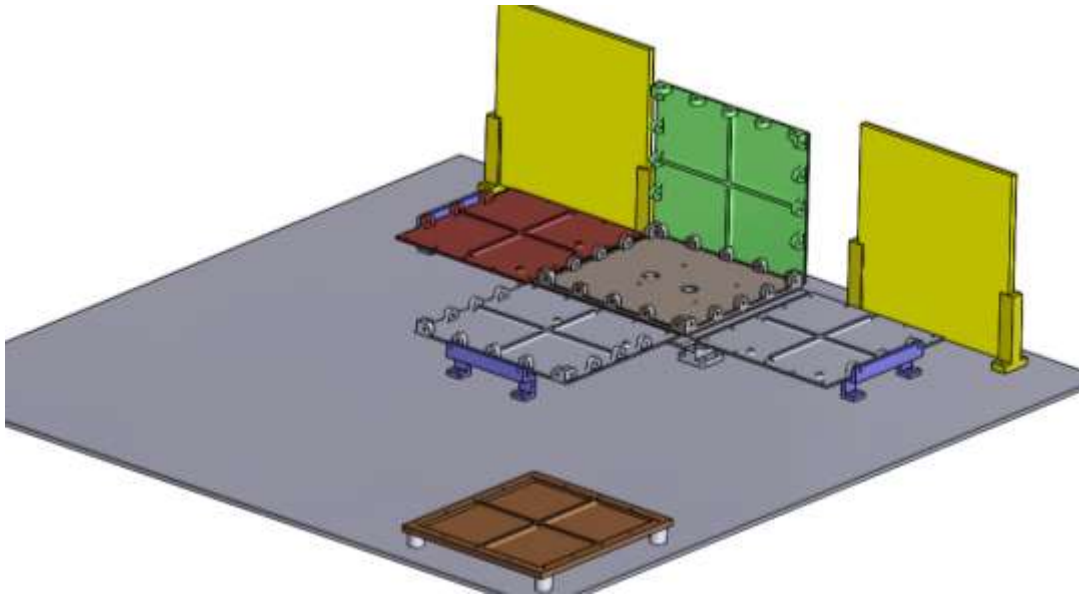


Figure II. 9: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ouvert de satellite du premier modèle

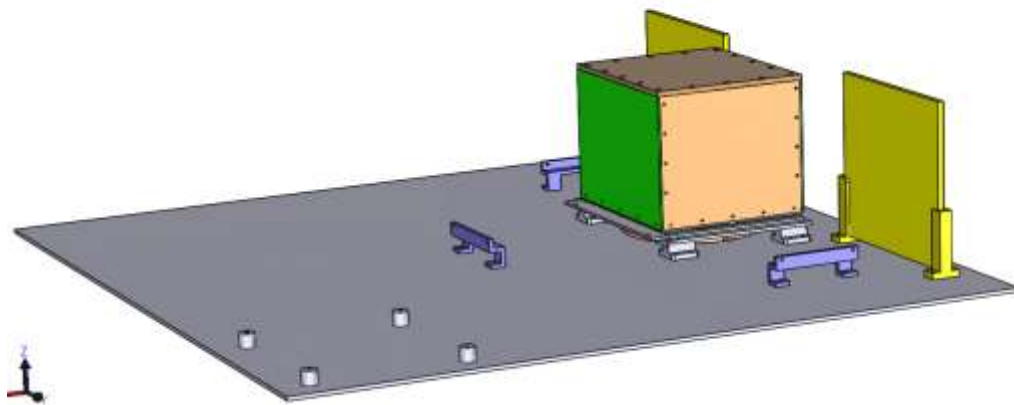


Figure II. 10: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état fermé de satellite du premier modèle

Le tableau II.3 représente la nomenclature du modèle 01 proposé

Tableau II. 3: représentation de la nomenclature de premier modèle

7	Table	1	AL 3003-H18	
6	Support de panneau solaire	1	AL 3003-H18	
5	Bride	4	AL 3003-H18	
4	Adaptateur	2	AL 3003-H18	
3	Plaque en L	1	AL 3003-H18	
2	Support de mure de l'axe X,Y	3	AL 3003-H18	
1	Cylindre creux	4	AL 3003-H18	
REP	Désignation	Nombre	Matière	Observations

Le moyen de serrage doit être fabriqué en acier inoxydable pour garantir sa conformité à une utilisation en salle blanche. Sa conception géométrique simple est essentielle pour faciliter le nettoyage. L'utilisation de ce matériau assure la résistance à la corrosion et la durabilité nécessaires dans les environnements propres et contrôlés tels que les salles blanches. La simplicité de la structure permet un nettoyage efficace du collier de serrage, assurant le maintien en normes de propreté requises dans cet environnement critique.



Figure II. 11: exemple photo du modèle de collier de serrage [25]

Modèle 02 :

La deuxième proposition se distingue par sa rigidité par rapport à la première. Nous avons opté pour un mécanisme de fixation différent remplaçant le collier de serrage par une tige filetée traversant deux pièces en U pour fixer le satellite à la table. Une particularité

importante est que toutes ces pièces sont fabriquées au centre de développement des satellites d'Oran (CDS), ce qui réduit les risques potentiels liés à l'approvisionnement.

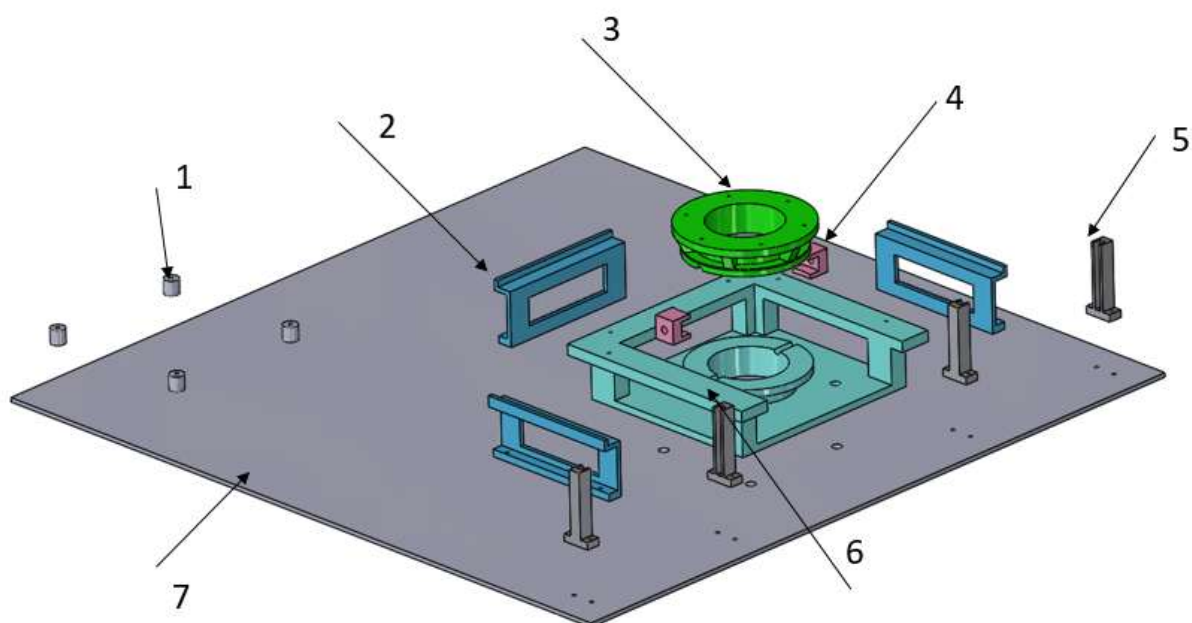


Figure II. 12: dessin éclate de deuxième proposition

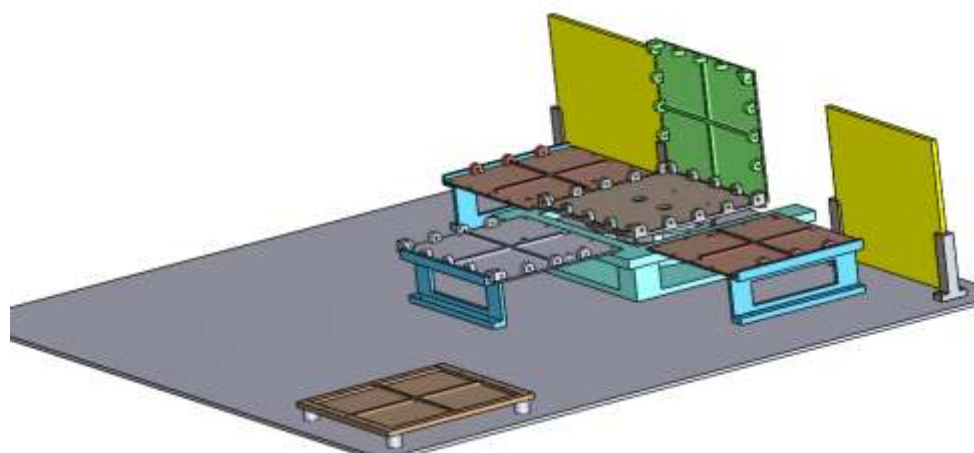


Figure II. 13: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ouvert du satellite de la deuxième proposition

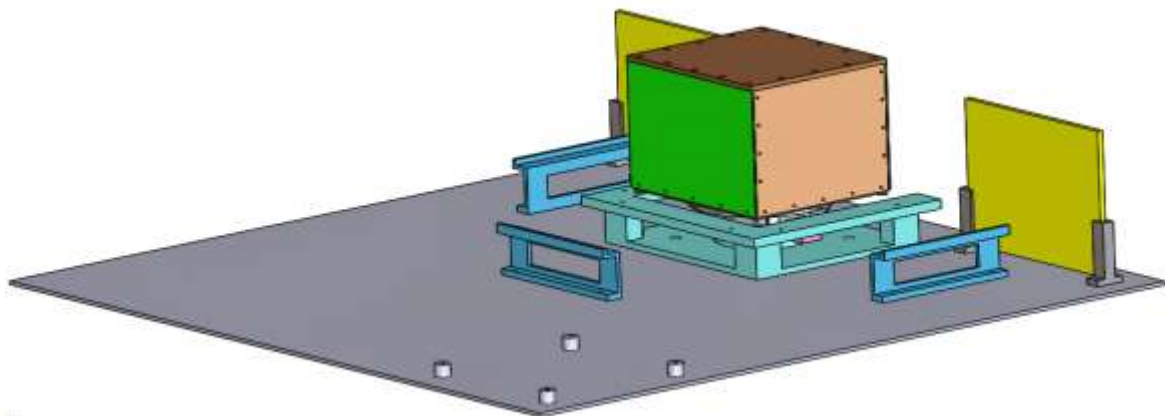


Figure II. 14: dessin d'ensemble de (flat sat et cub sat) a l'état avant de l'intégration de la deuxième proposition

Le tableau II.4 représente la nomenclature de la deuxième proposition de flat sat

Tableau II. 4: représentation de la nomenclature de la deuxième proposition

7	Table	1	AL 3003-H18	
6	Bati	1	AL 3003-H18	
5	Support de panneau solaire	4	AL 3003-H18	
4	Attache en U	2	AL 3003-H18	
3	Pièce intermédiaire	1	AL 3003-H18	
2	Support de mure de l axe X,Y	3	AL 3003-H18	
1	Cylindre creux	4	AL 3003-H18	
REP	Désignation	Nombre	Matière	Observations

Modèle propose 3 :

Pour cette proposition, nous avons entièrement revu la configuration du système de fixation du satellite toute en gardant l'idée de réutiliser la pièce "Adaptateur de table FlatSat" dans le second modèle. Cette démarche implique une révision approfondie de la conception initiale afin d'intégrer l'adaptateur de table existant dans un nouveau contexte d'application. L'idée est d'exploiter efficacement les composants existants pour optimiser la conception du deuxième moyen. Ce processus nécessite une étude détaillée des compatibilités structurelles et fonctionnelles entre l'adaptateur de table. En réintégrant cette pièce dans un autre moyen sol (bâtit de basculement), nous réduisons les coûts et les délais de développement tout en gardant la qualité et la fiabilité du système de fixation du satellite dans le deuxième modèle proposé.

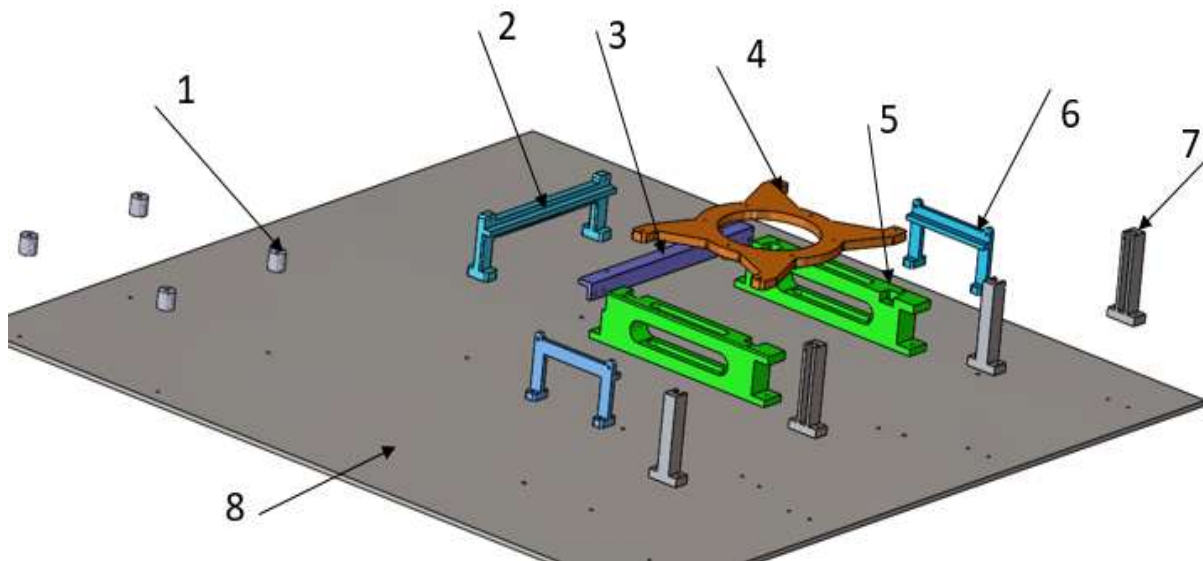


Figure II. 15: dessin éclaté de la troisième proposition

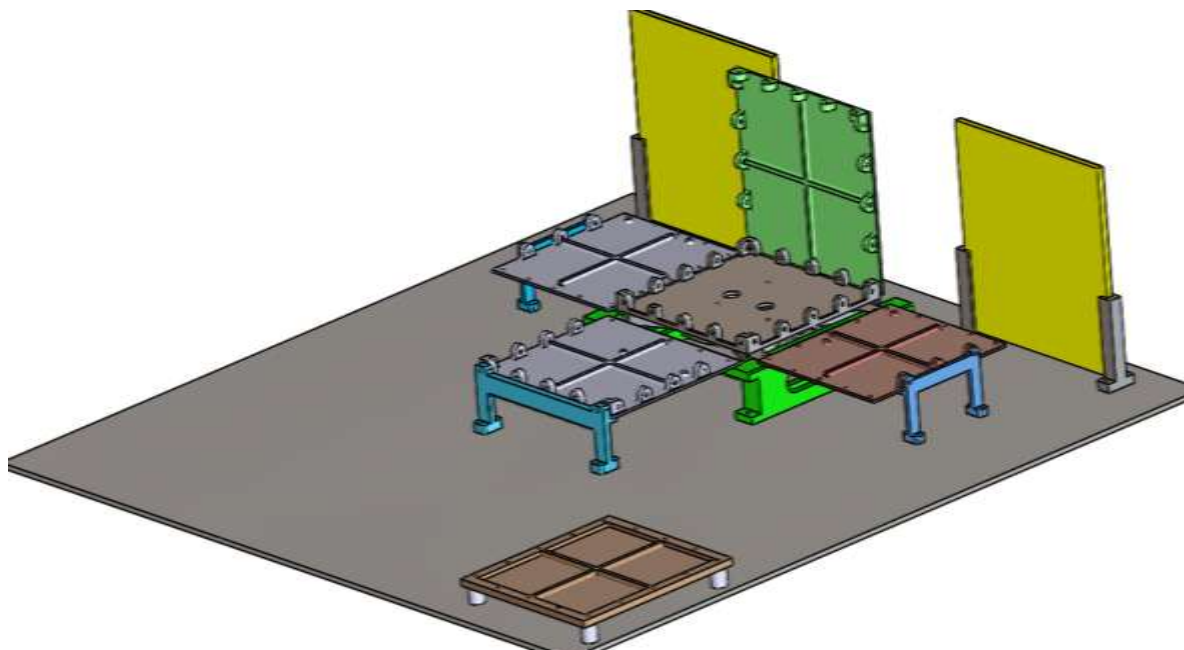


Figure II. 16: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ouvert du satellite de la troisième proposition

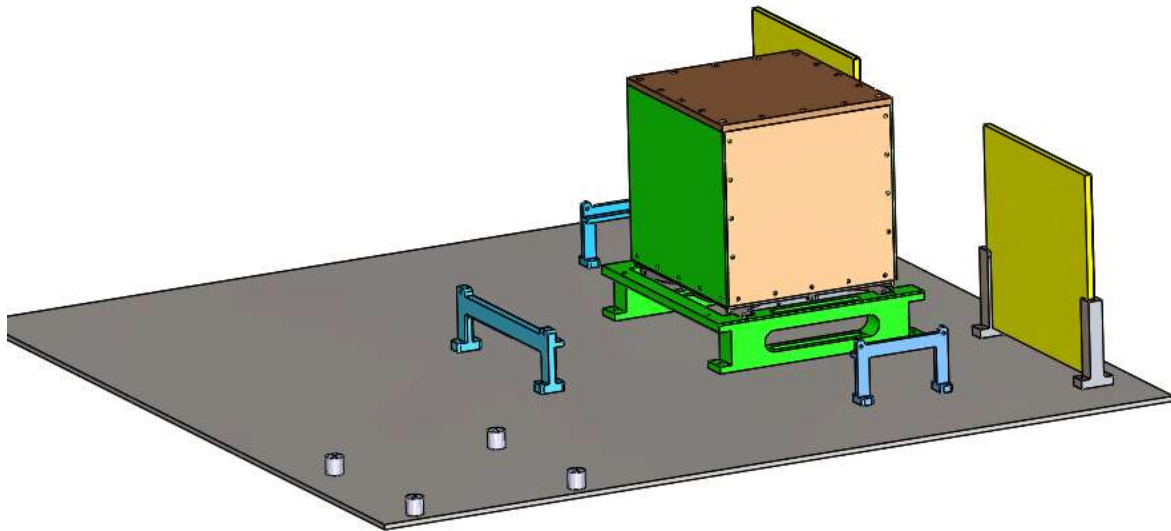


Figure II. 17: dessin d'ensemble (flat sat et cub sat) a l'état ferme du satellite de la deuxième proposition

Le tableau II.5 représente la nomenclature de la troisième proposition

Tableau II. 5: représentation de la nomenclature de la troisième proposition de flat sat

8	Table	1	AL 3003-H18	
7	Support de panneau solaire	4	AL 3003-H18	
6	Support de mure de l axe X	2	AL 3003-H18	
5	Bati	2	AL 3003-H18	
4	Adaptateur	1	AL 3003-H18	
3	Plaque en L	1	AL 3003-H18	
2	Support de mure de l axe Y	1	AL 3003-H18	
1	Cylindre creux	4	AL 3003-H18	
REP	Désignation	Nombre	Matière	Observations

Ce dispositif est doté d'une capacité de charge adaptée aux Lors de l'exposition de nos propositions à l'équipe d'intégration, leur préférence s'est nettement portée sur la troisième proposition car elle appuyée principalement sur le critère de la facilité de fabrication en interne. Conformément à leurs exigences, cette option était clairement la plus simple à produire, offrant une simplicité dans les processus de fabrication et d'assemblage. De plus, elle présentait également un coût moindre par rapport aux autres propositions, ce qui correspondait parfaitement aux contraintes budgétaires et aux objectifs de rentabilité du projet.

II.3 Bâtiment de basculement satellite (rotation) :

II.3.1 Définition :

Le dispositif de basculement de satellite est un équipement spécialisé pour les opérations au sol. Conçu pour permettre un basculement contrôlé et précise de satellite autour de son axe, il joue un rôle essentiel lors des différentes phases de l'assemblage et l'intégration ainsi que les tests et la préparation pour le lancement.

Spécifications des missions spatiales, généralement conçue pour supporter des satellites pesant jusqu'à une certaine masse. Sa structure robuste souvent fabriquée à partir de matériaux résistants comme l'aluminium, garantit sa solidité et sa durabilité tout en assurant la sécurité des opérations.

Les mécanismes de rotation intégrés permettent une rotation facile et contrôlée du satellite, avec des systèmes de contrôle précis permettant d'ajuster la vitesse et la direction de rotation selon les besoins. Des dispositifs de sécurité, comme des capteurs de limite de rotation et des systèmes d'arrêt d'urgence sont également peut être intégrer pour prévenir les accidents potentiels et assurer la sécurité du spécimen.

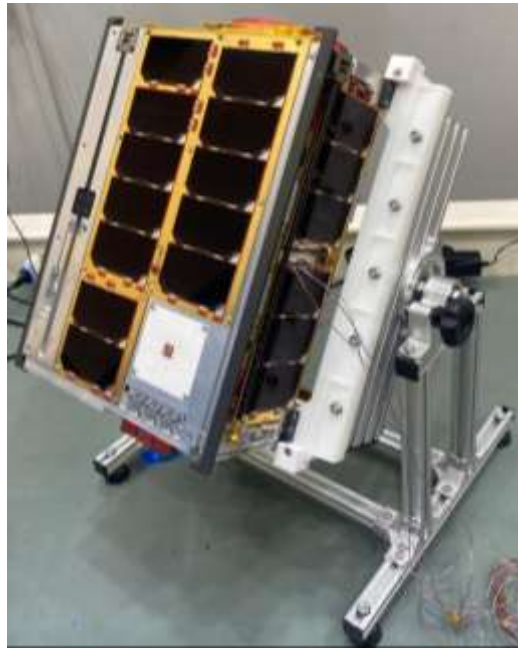


Figure II. 18: moyen de basculement satellite [26]

L'analyse de besoin :

Cette analyse nous guide vers une solution visant à simplifier les manipulations effectuées par l'opérateur de l'équipe AIT sur le satellite. Le dispositif doit garantir une fixation robuste du satellite en s'adaptant à sa configuration et à son poids spécifique. De plus, cette fixation doit être aisée à installer et à retirer l'ensemble des visseries afin de faciliter les interventions et les tests ultérieurs. Le support doit permettre une rotation précise du satellite autour d'un axe, assurant ainsi une orientation optimale et sécurisée. La fiabilité du système de rotation est essentielle pour prévenir tout risque de dommage au satellite.

Le support doit permettre une configuration optimale du satellite pour diverses activités telles que les tests et les inspections en offrant un accès facile et pratique aux opérateurs et en assurant une compatibilité avec les équipements de sol de test.

Tout comme le développement de la plateforme Flatsat, Le diagramme de la figure II.19 présent la modélisation graphique des idées cité en dessus :

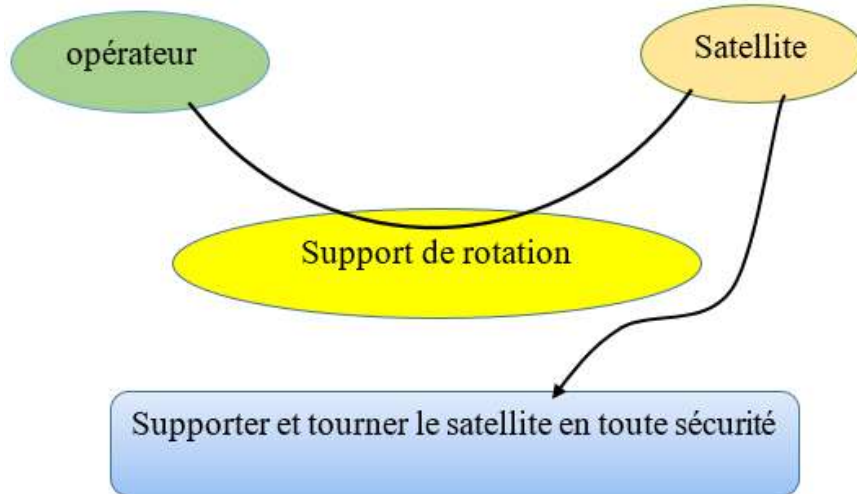


Figure II. 19: Diagramme de support de rotation (bâtit de basculement)

Le diagramme représenté dans la figure II.20 permet d'identifier la fonction principale et les contraintes associées au moyen sol. Il favorise la communication et la compréhension d'utilisation ce qui se traduit par un gain de temps.

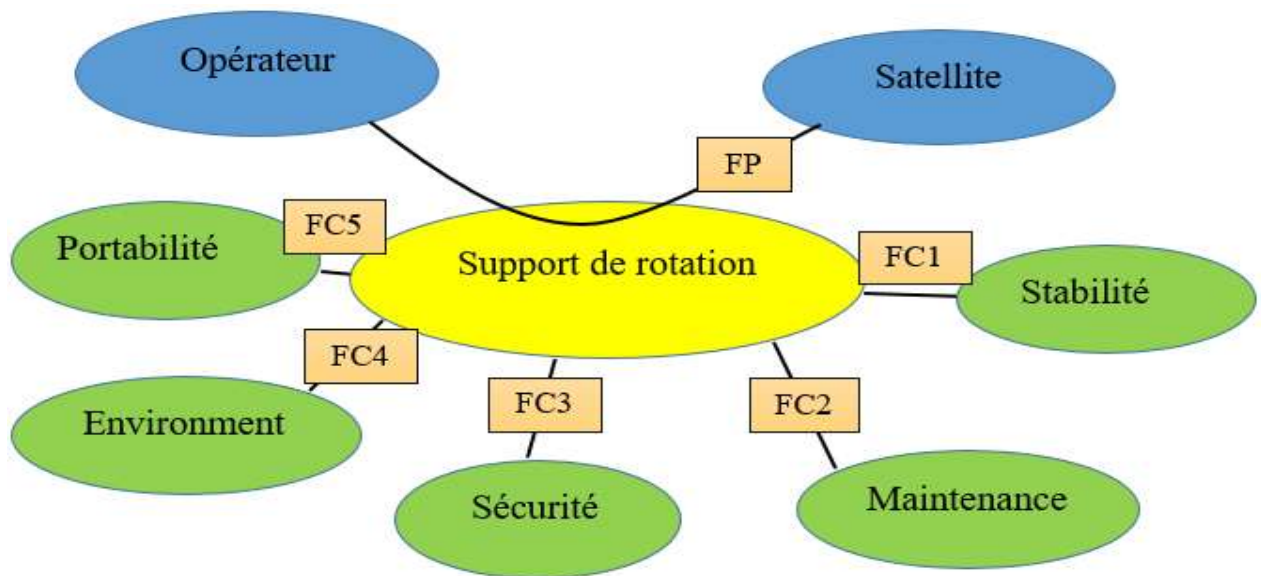


Figure II. 20:représentation graphique de support de rotation bâtit de basculement

Tableau II. 6: Description des fonctions de service du bâti de basculement

FP	Supporter et tourner le satellite en toute sécurité
FC1	Fournir une base stable et rigide pour supporter le satellite en basculement.
FC2	Assurer une inspection et un contrôle qualité rapide de l'état durant et après les tests.
FC3	Respecter les normes de sécurité.
FC4	Assurer l'utilisation en salle blanche.
FC5	Assurer une conception légère et compacte pour faciliter le transfert du moyen.

Les fonctions techniques avec leurs solutions apparaissent dans le de la figure II.21 :

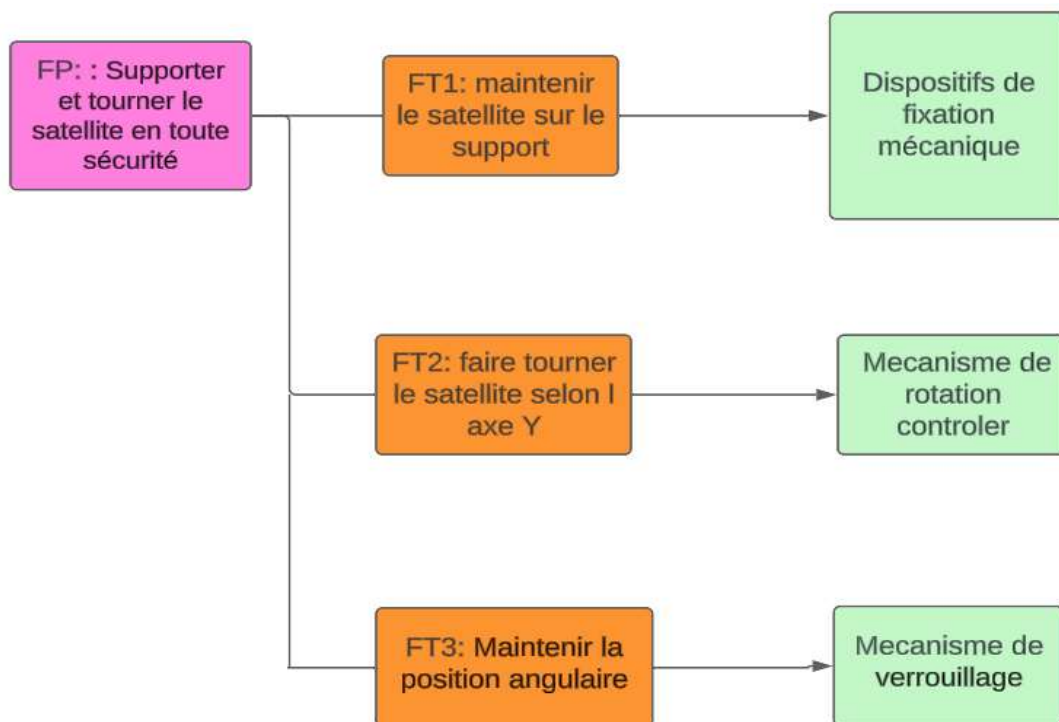


Figure II. 21: Diagramme Fast du support de rotation

Tableau II. 7: Caractérisation de fonctions de services avec leurs niveaux spécifiés

Fonction	Critère	Niveau
FP	Capacité de chargement maximal CMU. Rotation	15kg 360°
FC1	Structure stable et rigide	Matériau : Aluminium
FC2	La lubrification des éléments tournants	Graisse Mobil temp SHC 100 Mobil
FC3	Les normes de sécurité	MLI, ESA
FC4	La surface des pièces	Surface lisse et non poreuse
FC5	La capacité d'offrir un accès direct et facile	Vue optimale sur les composants

II.3.2 Le modèle du bâti de basculement proposé

La conception du support de basculement prend en compte plusieurs facteurs, notamment la masse et les dimensions du satellite ainsi que les exigences spécifiques de manipulation. Ce support est généralement équipé de mécanismes de verrouillage ou de freinage pour assurer la stabilité et la sécurité pendant les opérations de basculement.

L'objectif principal du support de basculement est de simplifier et de sécuriser les opérations liées au satellite, en permettant un accès facile à toutes les parties du satellite pendant les phases d'assemblage et de test. Son utilisation contribue à améliorer l'efficacité des processus AIT et à garantir le bon fonctionnement des satellites avant leur mise en service dans l'espace.

Pour ce dispositif, nous avons opté pour une seule proposition en utilisant principalement des profilés V-slot disponible sur le marché, ce qui apporte une grande clarté dans la composition et la structure du support. L'utilisation de ce type de profilés offre une conception modulaire et facile à manipuler, simplifiant ainsi l'assemblage et l'ajustement.

La partie la plus complexe et délicate, nécessitant un contrôle rigoureux est le mécanisme de rotation. Ce dernier revêt une importance capitale car il permet un mouvement contrôlé et précis du satellite lors des opérations d'orientation. Une analyse détaillée de ce mécanisme est essentielle pour garantir sa fiabilité, sa robustesse et sa compatibilité avec les exigences opérationnelles du satellite. Cela comprend la prise en compte une variété des facteurs tels que la charge maximale supportée, la précision de positionnement et la durabilité dans des conditions d'utilisation variées.

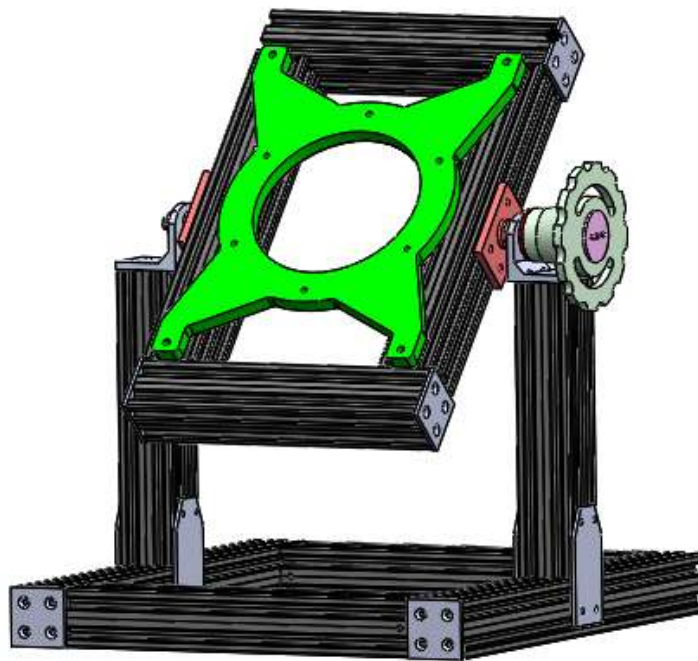


Figure II. 22: vue 3D générale de support de Rotation satellite avec le premier mécanisme de serrage proposée

Le mécanisme de rotation est une partie clé du dispositif, permettant de réaliser des mouvements contrôlés et précis allant jusqu'à 360°, ce dernier offre 10 positions angulaires distinctes. Ce mécanisme peut être conçu de différentes manières en fonction des exigences spécifiques du projet et des contraintes opérationnelles.

Intégrant un ressort comme illustré dans la figure II.23, garantit un serrage automatique et une protection optimale du manipulateur sur le satellite pendant les opérations. Le ressort permet un serrage sécurisé, éliminant tout risque de desserrage accidentel et assurant la sécurité du manipulateur ainsi que la stabilité du satellite durant toutes les phases de manipulation.

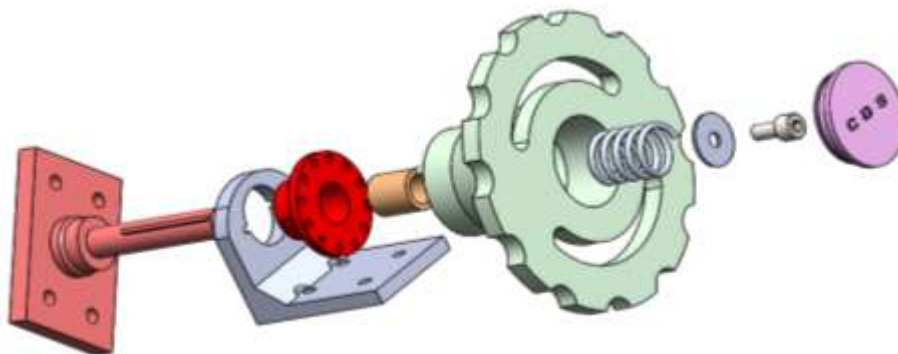


Figure II. 23:le premier Mécanisme de serrage proposé.

Ensuite, nous avons modifié le mécanisme de serrage car le mécanisme précédent présente quelques contraintes dans la phase de montage, puisque les pièces du prototype sont fabriquées en plastique. Il y a un risque d'endommagement de la roue (REP : 8), ainsi qu'un jeu fonctionnel entre la pièce (REP : 8) et l'axe de la pièce (REP : 6) dû au rodage manuel des deux pièces, ce qui influence l'ensemble. La figure II.24 représente la nouvelle configuration du mécanisme de serrage monté sur le support.

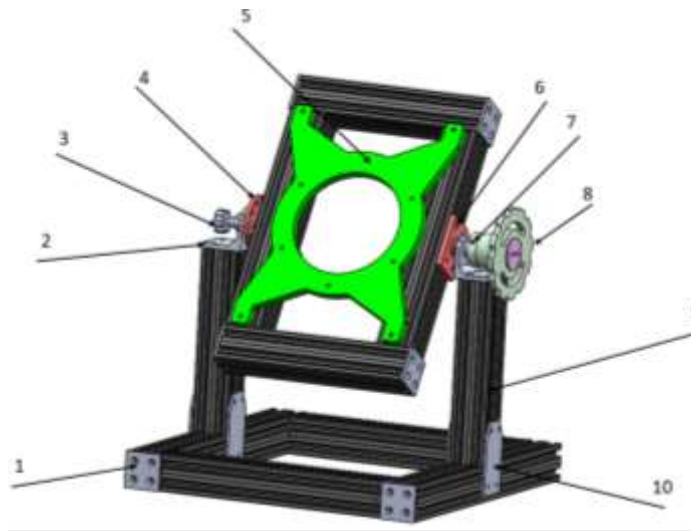


Figure II. 24: vue 3D générale de support de Rotation satellite avec le deuxième mécanisme

Le tableau II.8 représente la nomenclature de la nouvelle configuration.

Tableau II. 8:représentation de de nomenclature de support de rotation

10	Plaque de fixation	4	AL 3003-H18	
9	Profilé	10	AL 6063	
8	Roue	1	AL 3003-H18	
7	Goupille	1		
6	Fixation latérale	1	AL 3003-H18	
5	Adaptateur	1	AL 3003-H18	
4	Accouplement	1	AL 3003-H18	
3	Vis d'arrêt	1	SS304	
2	Support en L	2	AL 3003-H18	
1	Plaque bouchente	8	AL 3003-H18	
REP	Désignation	Nombre	Matière	Observations

La nouvelle configuration du mécanisme de serrage, représentée par la figure II.25, est divisée en deux parties. La première partie (partie droite sur le support) est constituée d'une roue (REP : 8) fixée sur l'axe de la pièce (REP : 6) par une goupille (REP : 7). Ces deux pièces sont supportées par un support en L (REP : 2) à l'intermédiaire, l'intérêt de ce sous-ensemble est de donner aux opérateurs un accès pour faire tourner le support. Ensuite, la deuxième partie (partie gauche sur le support) est destinée à la fixation du support dans le cas de besoin par une vis (REP : 3). Cette partie est constituée d'un accouplement qui est suspendu sur un support en L (REP : 2) et guidé par une bague. Ensuite, la liaison pivot est assurée par une vis CHC. Cette partie offre 12 positions angulaires réparties sur 360°.

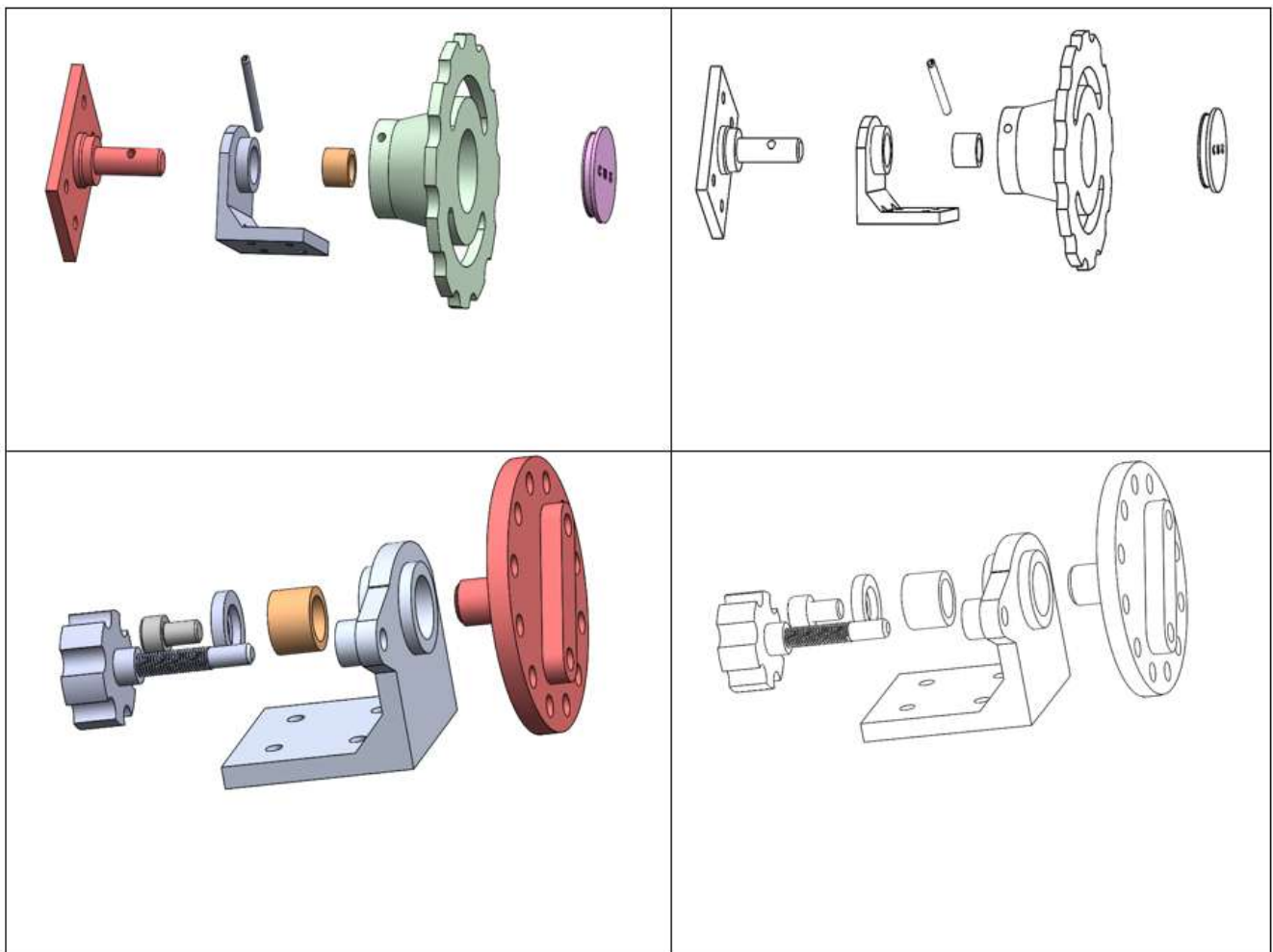


Figure II. 25: le deuxième mécanisme proposé

II.4 Control Attitude

Les tests des différents algorithmes de contrôle d'attitude sont menés sur Terre en utilisant un CubeSat et son équipement de soutien au sol. Cet équipement est intéressant car il permet de recréer, dans un environnement de laboratoire terrestre, des conditions similaires à celles rencontrées dans l'espace. En effet, simuler l'espace au sol est essentiel pour étudier et améliorer les algorithmes de contrôle d'attitude avant de les déployer dans l'espace.

Ce système de soutien au sol est conçu pour contrôler les mouvements du CubeSat, en simulant les forces et les contraintes qu'il subirait en orbite. Il est composé d'une table de support solide, d'une tige filetée verticale, d'une rotule, d'un plateau tournant et de contrepoids. Le CubeSat est fixé sur le plateau tournant à l'aide des vis CHC, tandis que les contrepoids sont ajustés pour garantir que le satellite reste horizontalement stable lorsqu'il est au repos.

La rotule entre la tige filetée verticale et le plateau tournant permet une rotation relativement libre autour de l'axe vertical du satellite, tout en offrant également une certaine liberté de rotation dans d'autres directions pour des angles de rotation réduits. Cette configuration permet de tester divers scénarios de contrôle d'attitude et d'optimiser les algorithmes associés avant leur utilisation réelle dans l'espace.

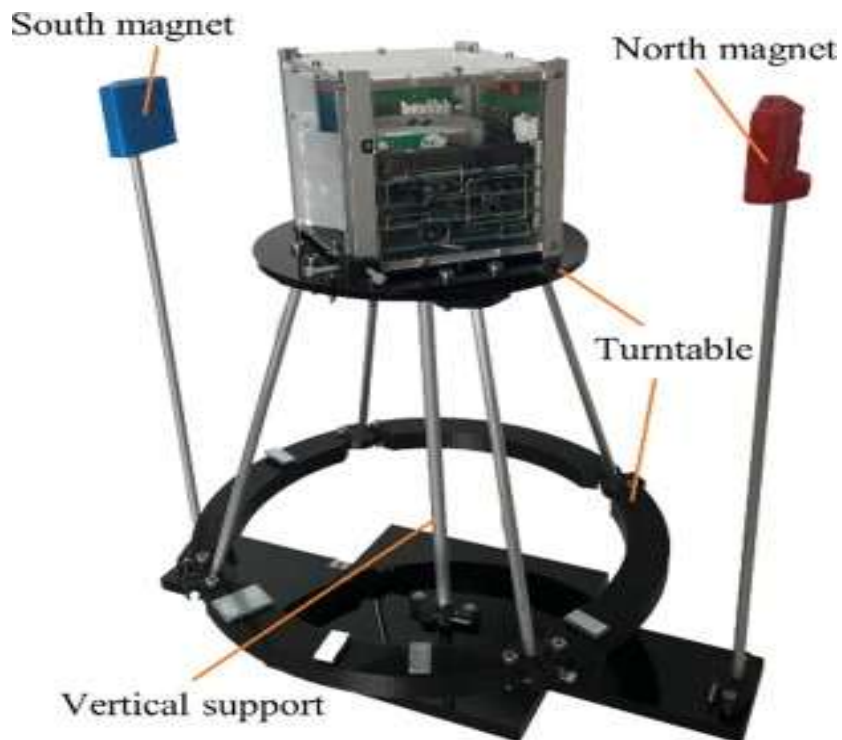


Figure II. 26: représentation de la table rotative [27]

II.4.1 La première modélisation

Ce premier modèle est le résultat de notre inspiration par le modèle original représenté dans la figure précédente, basé sur notre propre dimensionnement. Ensuite, nous avons introduit quelques détails de conception, tels que les rainures situées au niveau de la roue de charge. On pourrait également remplacer ces rainures par des perçages, l'équilibrage des charges est obtenu grâce à un équilibrage manuel des contrepoids.

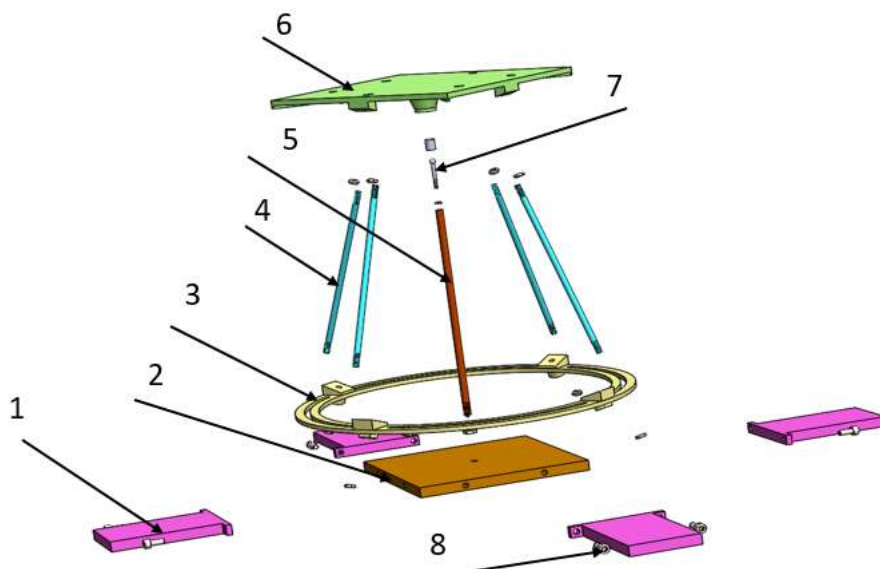


Figure II. 27: dessin éclaté de la première proposition de la table rotative

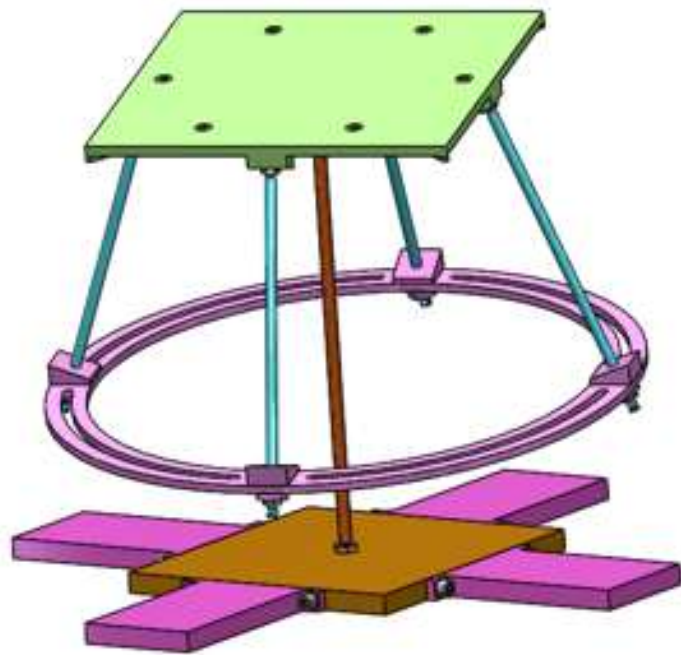


Figure II. 28:représentation de dessin d'ensemble de la premier modèle

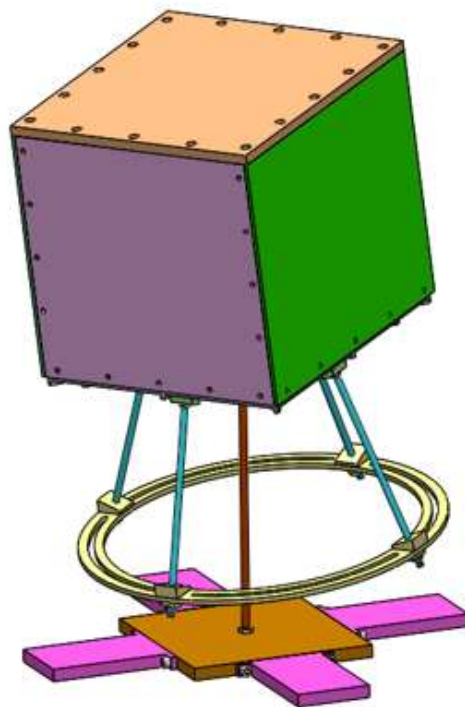


Figure II. 29: dessin d'ensemble (table rotative et satellite) du premier modèle

Tableau II. 9: représentation de la nomenclature de la table rotative

8	Vis	8	SS304	
7	Tige de rotule	1	SS304	
6	Plateau tournant	1	AL 3003-H18	
5	Tige filetee	1	SS304	
4	Tige filetee	4	SS304	
3	Roue de charge	1	AL 3003-H18	
2	Plaque de support	1	AL 3003-H18	
1	Plaque en T	4	AL 3003-H18	
REP	Désignation	Nombre	Matière	Observations

II.4.2 La deuxième modélisation

Cette modélisation est basée sur l'idée de la minimisation du couple créé par l'inertie des contrepoids de la table rotative par rapport au centre de rotation de l'ensemble. Nous avons également modifié la position de ces contrepoids. Cette modification permet d'approcher aux résultats de la simulation par SolidWorks, par contre le centre de gravité du satellite n'est pas donné et il n'est pas situé au centre, ce qui rend cette proposition difficile à calibrer au repos. Donc, nous devons toujours ajouter des contrepoids à l'extrémité de la table pour équilibrer l'ensemble.

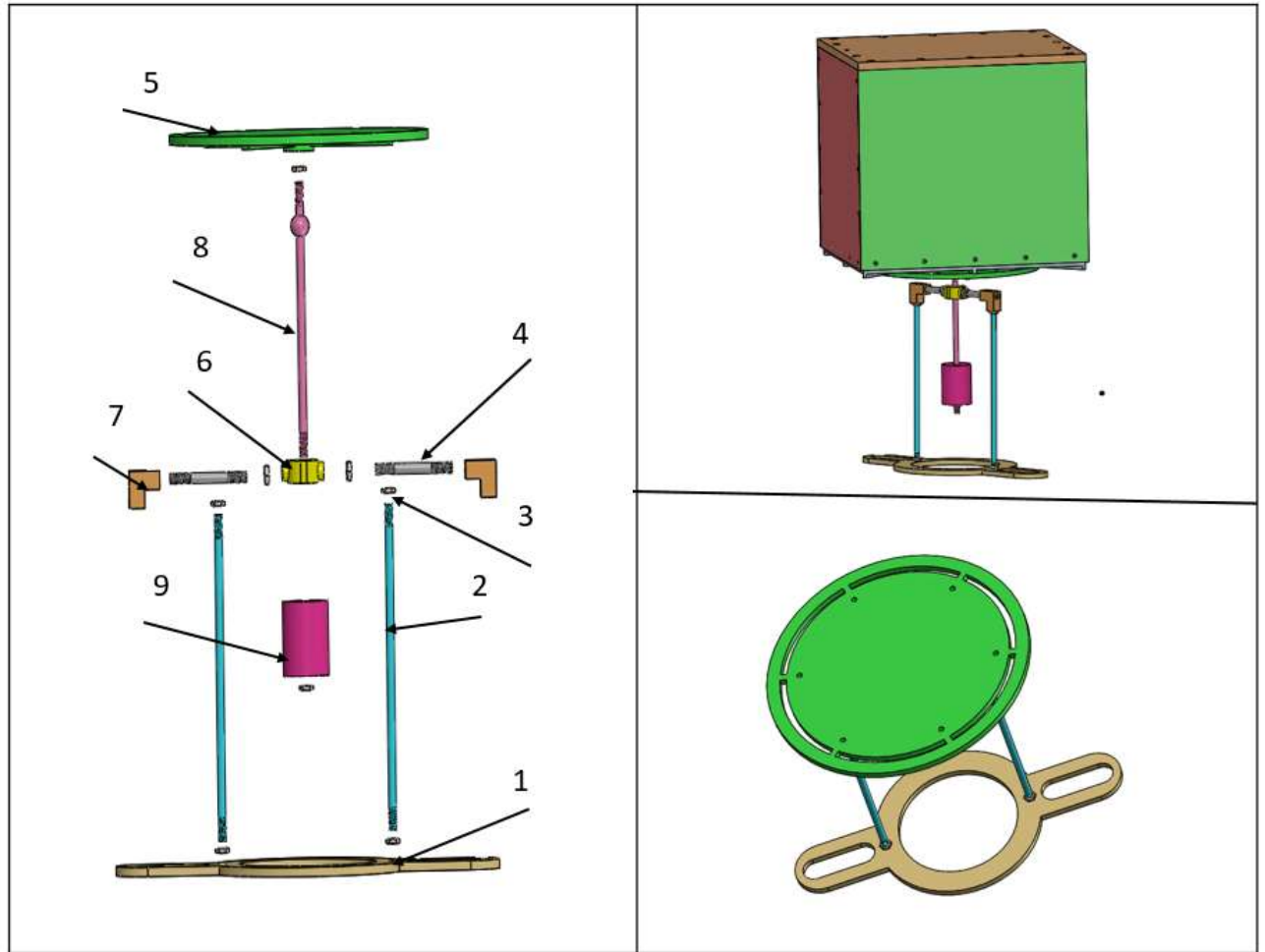


Figure II. 30 : représentation de la deuxième proposition de la table rotative

La table développée est constituée d'une plaque de support destinée à supporter l'ensemble, de deux tiges filetées de guidage, de deux équerres de fixation, d'une rotule placée au milieu de l'ensemble ainsi que du plateau tournant. La majorité de la masse des contreponds est située au milieu, représentée par la masse (REP 9) de tableau II.10, et une petite masse d'équilibrage est introduite au tour de plateau tournant niveau des rainures aux extrémités pendant l'équilibrage de l'ensemble (MGSE et le PEDAGO-SAT).

Tableau II. 10 : représentation de la nomenclature de la table rotative

9	Masse	1	SS304	
8	Tige de rotule	1	SS304	
7	Equerre de fixation	2	SS304	
6	Rotule	1	SS304	
5	Plateau tournant	1	AL 3003-H18	
4	vis fileté	2	SS304	
3	Ecrou	9	SS304	
2	Tige fileté	2	SS304	
1	Plaque de support	1	AL 3003-H18	
REP	Désignation	Nombre	Matière	Observations

II.5 SIMULATION ET RESULTATS

II.5.1 Introduction

Le but de cette partie est de faire des applications sur les modèles des structures porteuses utilisées, l'intérêt de ces applications est de connaître les comportements des modèles de la structure sous diverses sollicitations et contraintes [24].

II.5.2 L'intérêt de la simulation

La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent, et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans de nouvelles configurations. C'est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient longues et fatigantes au banc d'essai mais qui élargit également le champ d'action du constructeur en analysant les variables qui sont indissociablement liées dans les structures.

II.5.3 Moyens logiciels

II.5.3.1 ANSYS workbench

Pour notre étude, le logiciel Ansys et solidworks s'avèrent très utiles comme outil de conception assistée par ordinateur (CAO), combinant les techniques de modélisation

géométrique des solides et les méthodes modernes d'analyse par éléments finis ainsi que de visualisation graphiques des modèles et des phénomènes physiques.

Suite aux analyses, les résultats sont regroupés et commentés pour les modèles de moyens proposés (selon le modèle et matériaux utilisés).

II.5.3.2 Analyse par élément fini

Cette section est dédiée à l'application de la (MEF) sur différents moyens étudiée. Grace au logiciel, nous avons étudié nos différents résultats obtenus à l'aide des divers modèles de géométries.

Ce type de logiciel est utilisé pour plusieurs raisons :

- Accélérer le travail de conception ;
- Prédire le comportement des structures complexes sans devoir recourir à l'expérimentation (prototypes).
- Réduire les coûts des activités de conception.

II.5.3.3 Les grandes lignes de l'analyse par éléments fins

L'analyse par éléments fins (AEF) implique typiquement les étapes suivantes :

- Construire la géométrie idéalisée avec de la structure qui doit être analysée. La structure peut être une représentation précise de l'objet ou une représentation simplifiée pour le but de l'analyse.
- Diviser la structure en éléments finis.
- Appliquer les conditions aux limites.
- Indiquer comment la structure est soutenue, c'est-à-dire, les déplacements et des températures aux valeurs connues.
- Définir les caractéristiques du matériau pour indiquer le module de Young et le coefficient de poisson.
- L'ordinateur peut maintenant être utilisé pour résoudre pour des champs de résultats comme des efforts et des contraintes dans la structure.

II.6 Validation par simulation des moyens développés

II.6.1 La Plateforme Flatsat

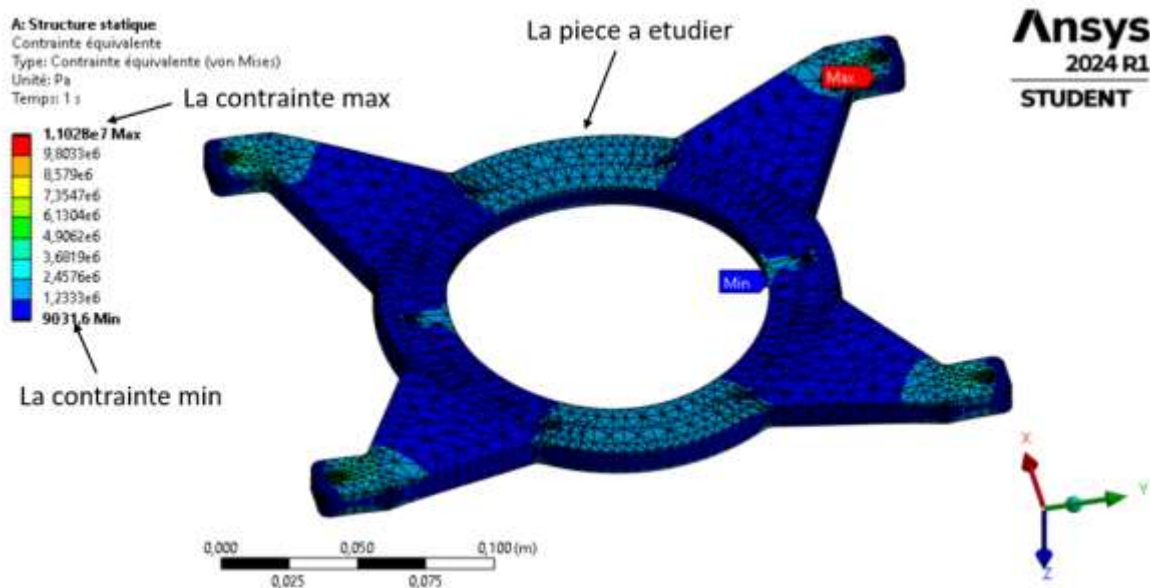
Les pièces mécaniques de la plateforme FlatSat, dans leur conception actuelle, ne nécessitent pas une analyse approfondie. Cependant, l'adaptateur est une pièce critique qui

doit être prise en considération. Nous avons donc décidé d'effectuer une analyse statique de l'adaptateur afin de vérifier sa résistance aux forces exercées par le poids du satellite.

L'objectif de cette analyse est d'assurer que l'adaptateur est suffisamment robuste pour supporter les charges prévues sans risque de défaillance. Pour ce faire, un coefficient de sécurité supplémentaire sera utilisé. Ce coefficient de sécurité garantit une marge de sécurité supplémentaire, permettant ainsi à la pièce ou à la structure d'opérer de manière fiable dans toutes les conditions de charge attendues.

➤ Description du modèle

- Type d'analyse : Analyse statique
- Objet simulé : Adaptateur
- Poids de la pièce : 0.58 kg
- Coefficient de sécurité : 1,2
- Forces exercées :
 - Magnitude : 18N par point d'application
 - Nombre de points d'application : 6
- Taille des éléments du maillage : 5 mm
- Matériau utilisé : Alliage d'aluminium
- Conditions d'appui : Encastrement aux quatre extrémités.



Pour observer comment les déplacements varient en fonction de la longueur de la pièce, ANSYS nous permet d'obtenir une représentation graphique de la déformée, comme montré dans la figure II.38. Ce graphe illustre la variation des déplacements de l'axe Z en fonction de la longueur de la pièce de l'axe Y. On a utilisé la fonction trajectoire d'ANSYS.

Les coordonnées en mm de cette ligne (Trajectoire) sont (78, 0, 5) pour le premier point et (78, 260, 5) pour le deuxième point.

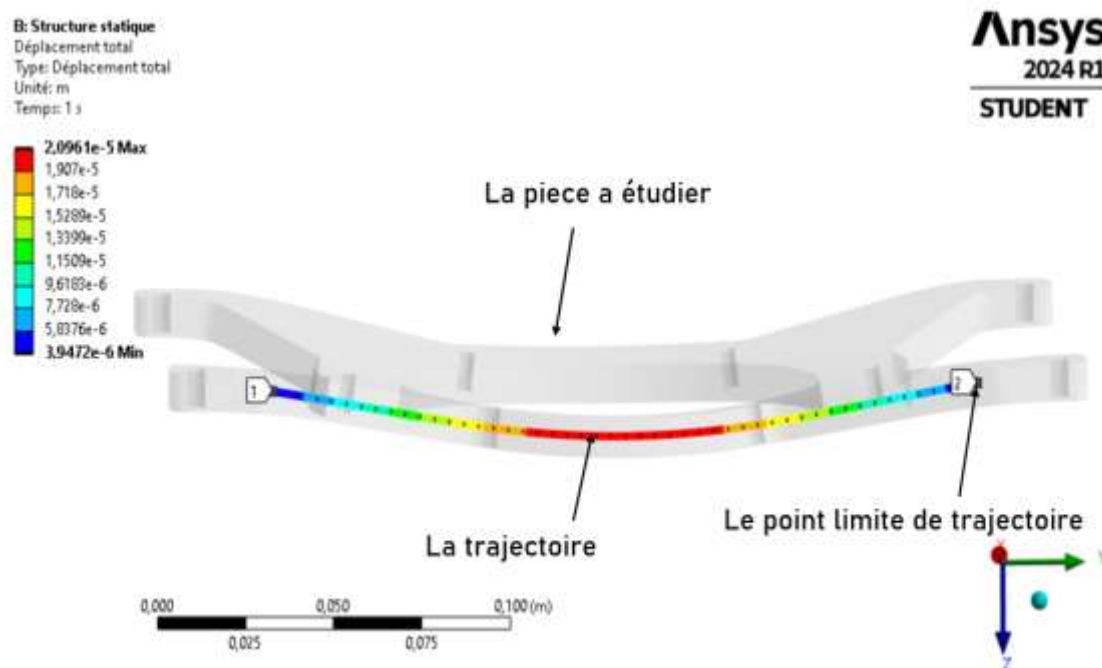


Figure II. 32: Représentation de la trajectoire

Les résultats de l'utilité de la fonction trajectoire sont représentés dans la figure II.39

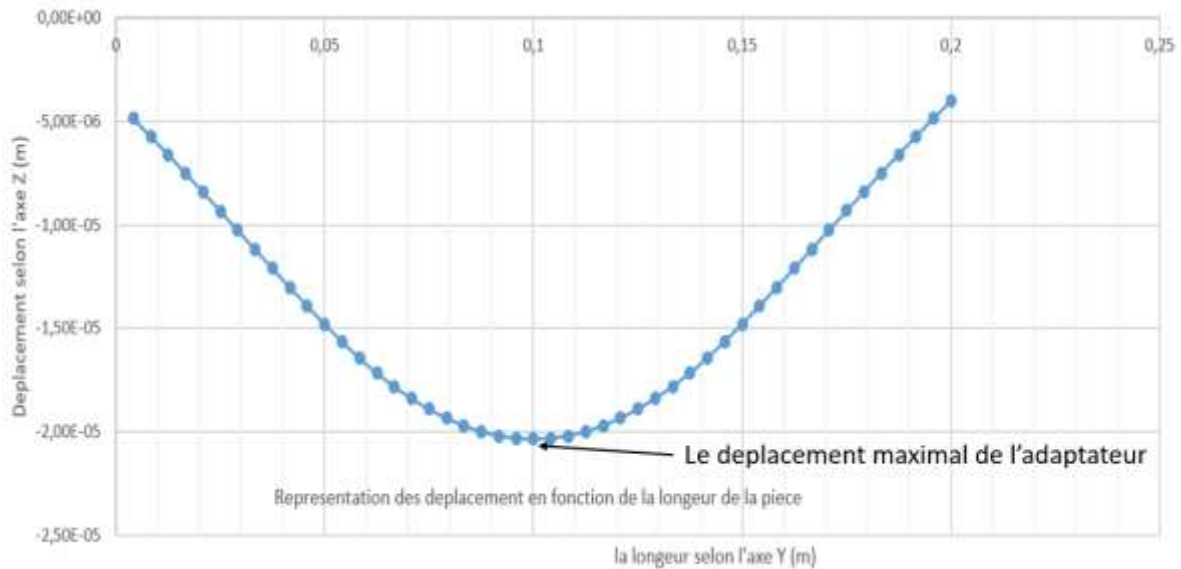


Figure II. 33: représentation de la déformé de l'Adaptateur

➤ 3) Interprétation des résultats

L'analyse statique effectuée à l'aide d'ANSYS fournit des informations importantes sur le comportement de la pièce en aluminium sous charge. Les résultats révèlent une contrainte maximale de 11,02 MPA dans la pièce, bien en dessous de la limite d'élasticité de l'aluminium, établie à 185 MPA pour cette simulation. Ce constat indique que la pièce ne risque pas de subir de déformation permanente, c'est-à-dire une déformation plastique, sous l'effet de la charge appliquée.

En ce qui concerne les déformations, le déplacement maximal calculé est de $2,096 \times 10^{-2}$ mm. Cette valeur indique une déformation modérée de la plaque, ce qui suggère que celle-ci possède une rigidité adéquate pour supporter la charge sans se déformer de manière excessive.

En résumé, les résultats de l'analyse statique indiquent que la pièce en aluminium est capable de résister à la charge appliquée sans subir de déformation plastique. Ces

résultats fournissent ainsi une assurance quant à la performance et à la fiabilité de la pièce dans son application prévue.

II.6.2 Le support de rotation

Le support rotatif est plus complexe que la plateforme Flat SAT, et la distribution des contraintes varie en raison de l'absence de dimensions uniformes dans sa structure. C'est pourquoi nous avons choisi de vérifier l'ensemble de la structure de support par simulation statique dans ANSYS. Cette simulation est nécessaire pour s'assurer que le satellite reste parallèle au sol pendant les tests, car une mauvaise orientation pourrait générer des résultats erronés.

Plus précisément, nous allons vérifier la résistance de l'adaptateur dans la position horizontale de support en appliquant un couple à cette pièce. Ce couple simule le couple créé par le satellite lorsqu'il est incliné.

Pour calculer le couple, nous prenons en compte une force de 100 N et la distance entre le point d'application de la force (le centre de gravité du satellite) et l'adaptateur, qui correspond à la moitié de la hauteur du satellite, soit 110 mm. Ainsi, le couple est évalué à 11 N.m.

En choisissant un maillage comprenant 556196 éléments et 1091726 nœuds, nous avons divisé la structure en plusieurs parties, favorisant ainsi une analyse optimale du comportement du support.

Ce maillage, établi avec une taille maximale de 5 mm représenté dans la figure II.40, assure une subdivision minutieuse même dans les zones les plus complexes de la structure, assurant ainsi une précision maximale. Cette finesse de maillage permet de saisir efficacement les détails importants relatifs au comportement de la structure.

Réglages par défaut	
Physique de préférence	Mécanique
Ordre des éléments	Contrôlé par le programme
<input type="checkbox"/> Taille des éléments	5, mm

Statistiques	
Nœuds	34736
Éléments	27684

Figure II. 34: représentation de la taille maximale des éléments, le nombre des nœuds et le nombre des éléments

➤ Description du modèle

- Type d'analyse : Analyse statique.
- Objet simulé : Adaptateur.
- Poids de la pièce : 0.58 kg.
- Coefficient de sécurité : 1,2.
- Couple exercée : 11 N.m.
- Matériau utilisé : Alliage d'aluminium 3003.
- Conditions d'appui : Encastrement aux quatre extrémités.

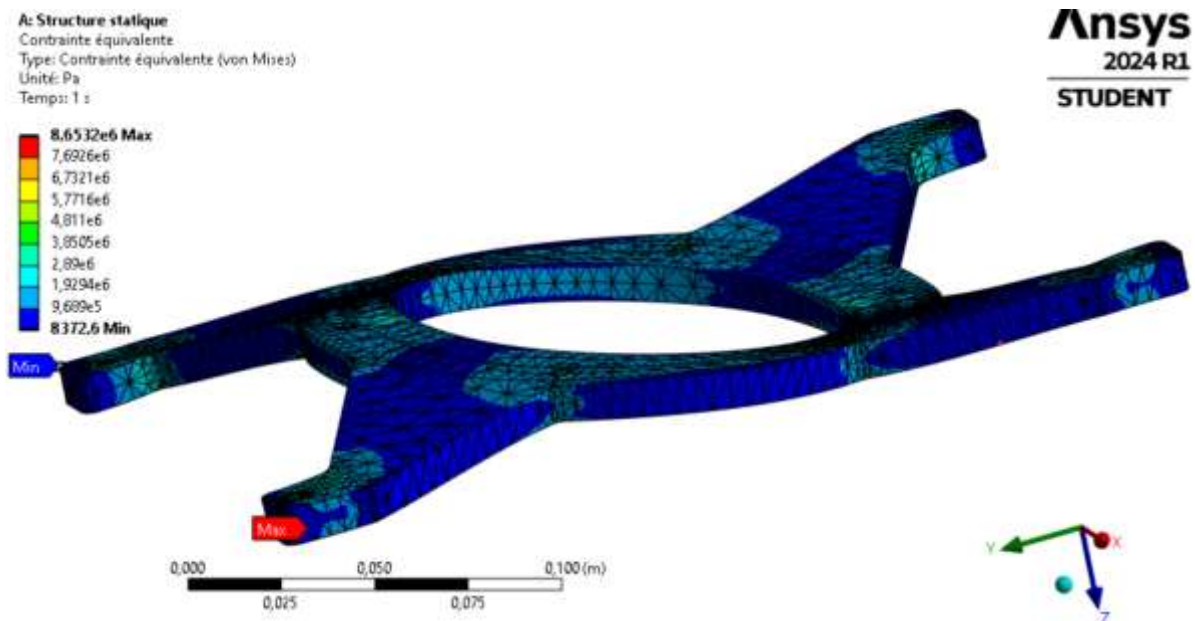


Figure II. 35: Représentation des contraintes équivalentes de Von Mises de l'adaptateur dues au couple.

La figure II.42 montre la trajectoire qu'on a choisie qui traverse les déplacements maximaux est minimal et les coordonner de cette ligne sont (10, 50, 5) pour le premier point et (186, 50, 5) pour le deuxième point.

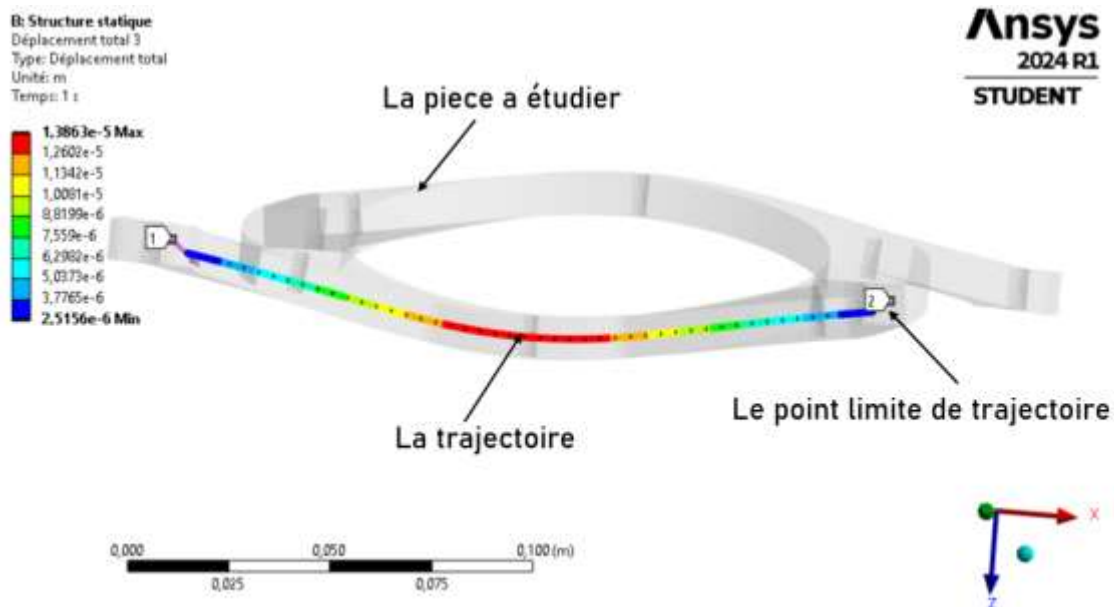


Figure II. 36: Représentation de la trajectoire de visualisation des déplacements le long de l'axe Z par rapport à l'axe X.

La figure II.43 fournit une représentation visuelle détaillée de la déformation le long de l'axe x. Elle montre précisément comment la pièce se déforme dans cette direction sous l'effet des charges appliquées.

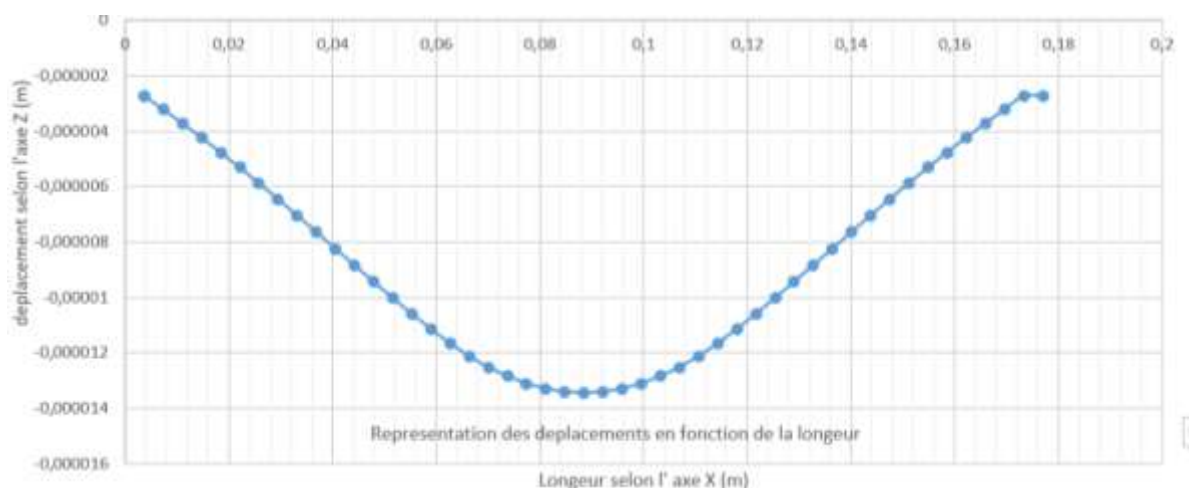


Figure II. 37: Représentation de la déformé par rapport à axe X

La Figure II.44 est Représentation de la déformé par rapport à l'axe X De même, nous avons représenté une trajectoire optimale pour visualiser la déformé le long de l'axe Y afin d'observer les déplacements en fonction de leur position. Les coordonnées de cette trajectoire sont (30, 30, 5) pour le premier point et (30, 200, 5) pour le deuxième point.

B: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: m
 Temps: 1 s

5,5805e-6 Max
 4,9613e-6
 4,342e-6
 3,7227e-6
 3,1035e-6
 2,4842e-6
 1,8649e-6
 1,2456e-6
 6,2637e-7
 7,0987e-9 Min

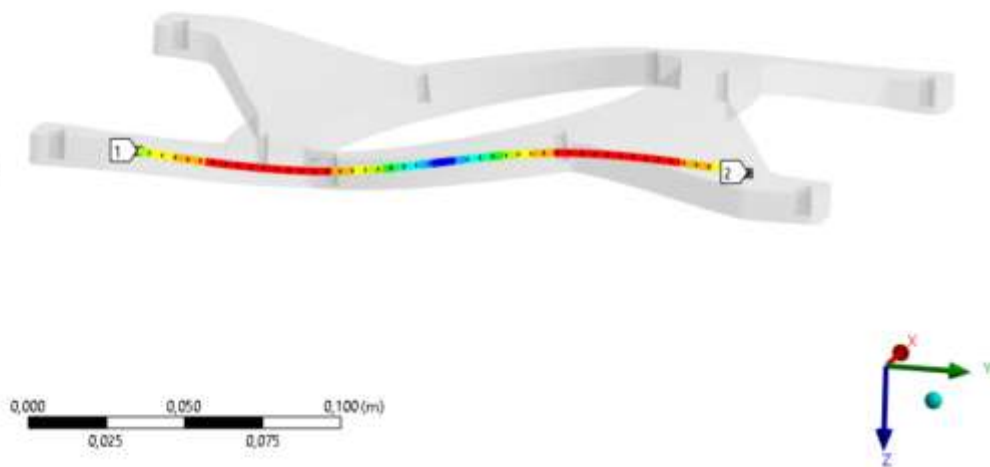


Figure II. 38: Représentation de la trajectoire de visualisation des déplacements le long de l'axe Z par rapport à l'axe Y.

Ensuite, nous avons examiné la variation des déplacements le long de l'axe Y dans la figure II.45. Selon cette figure, nous remarquons que la partie supérieure présente des déplacements positifs tandis que la partie inférieure présente des déplacements négatifs.

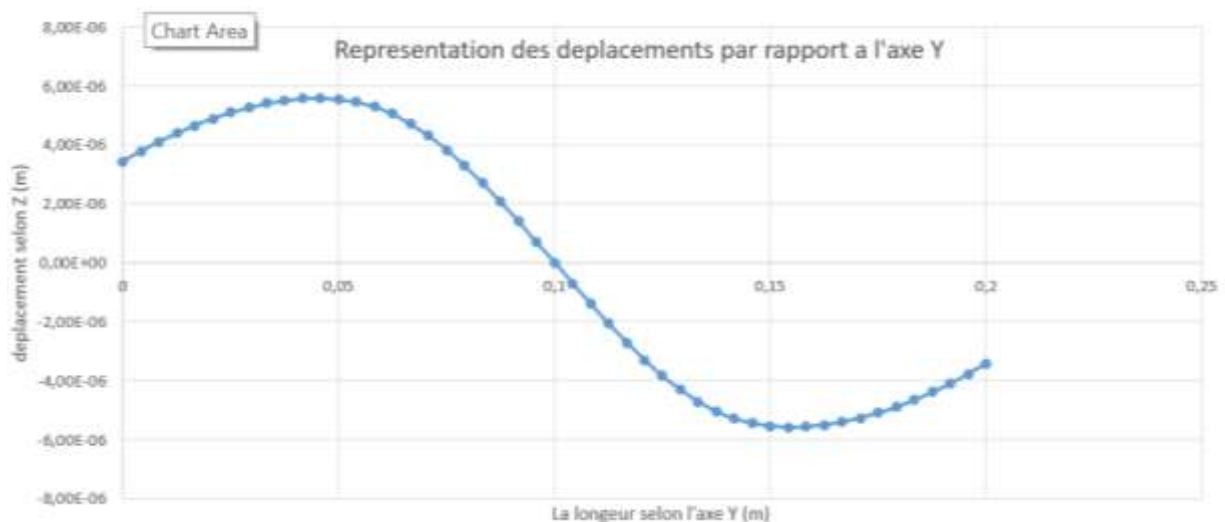


Figure II. 39: Représentation de la déformé par rapport à axe Y

➤ Interprétation des résultats

L'analyse statique effectuée à l'aide d'ANSYS fournit des résultats rassurants concernant la pièce en aluminium. Tout d'abord, la contrainte maximale observée dans la pièce est de

8,65 MPA, ce qui est nettement inférieur à la limite d'élasticité de l'aluminium utilisé, établie à 185 MPA. Cette donnée suggère que la pièce ne subira pas de déformation permanente sous l'effet des charges appliquées.

En examinant les déformations, on constate que le déplacement maximal de la plaque est de 0,0138 mm selon l'axe X et de 0,00558 mm selon l'axe Y. Ces valeurs relativement faibles indiquent que la plaque possède une rigidité suffisante pour supporter le couple appliqué sans se déformer de manière excessive.

En conclusion, cette analyse suggère que la pièce en aluminium est apte à résister au couple généré par le satellite, sans subir de déformations permanentes ni de fissures. Ces résultats fournissent ainsi une assurance quant à la performance et à la fiabilité de la pièce dans le contexte de son utilisation prévue.

II.6.3 Vérification de la pièce ADAPTATEUR en plastique

Pour notre étude, nous avons construit des prototypes pour voir la forme réelle des éléments à développer. Pour cela, nous avons utilisé une imprimante 3D pour accélérer la procédure de prototypage. Cela signifie que les pièces sont fabriquées en plastique et donc il faut vérifier si ces dernières résistent aux chargements appliqués comme s'est expliqué précédemment. La seule pièce qu'il faut étudier est l'adaptateur. Pour cela, nous avons réalisé une analyse statique sur l'adaptateur en utilisant les mêmes données précédentes, sauf que nous avons changé le matériau qui est un thermoplastique (PLA), ainsi que nous avons gardé les conditions aux limites et le chargement appliqué.

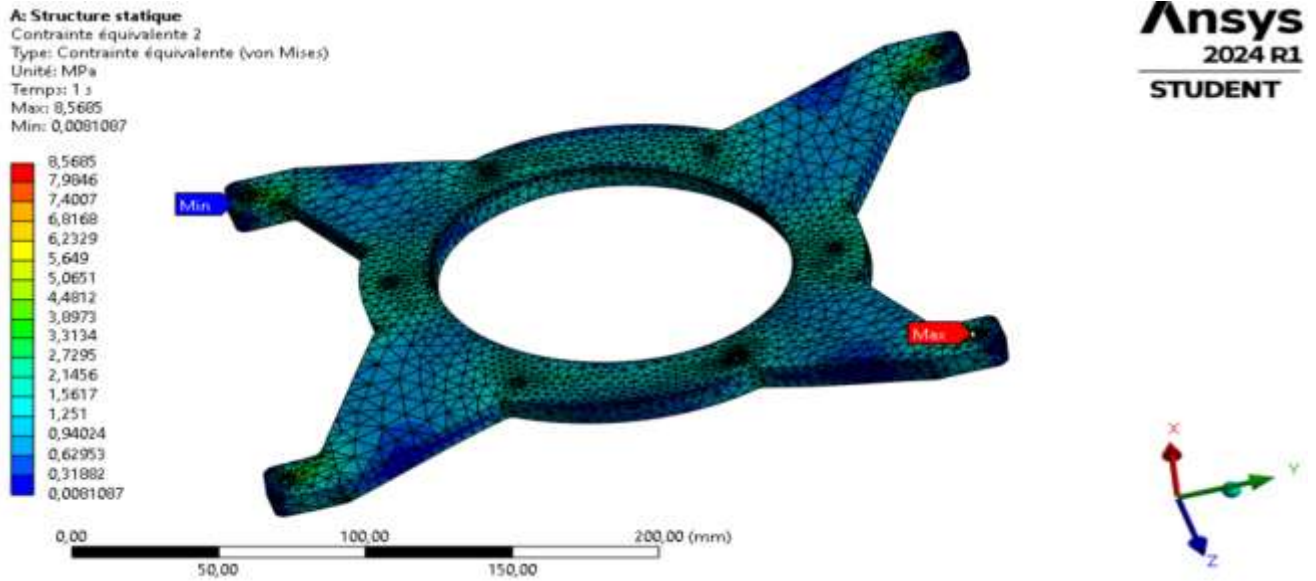


Figure II. 40: représentation de contrainte de (Von Mises) d'adaptateur en plastique

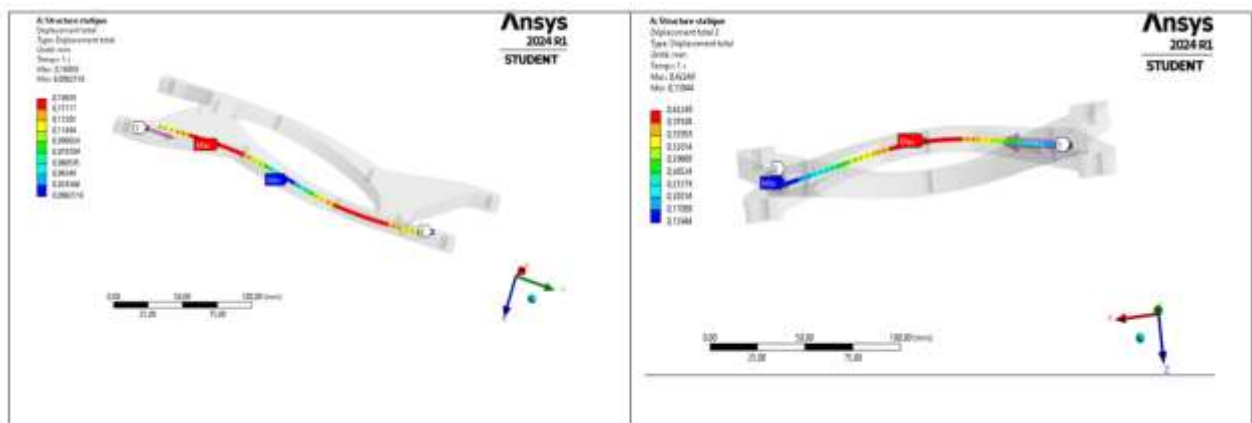


Figure II. 41: représentation des trajectoires de déformation de la pièce

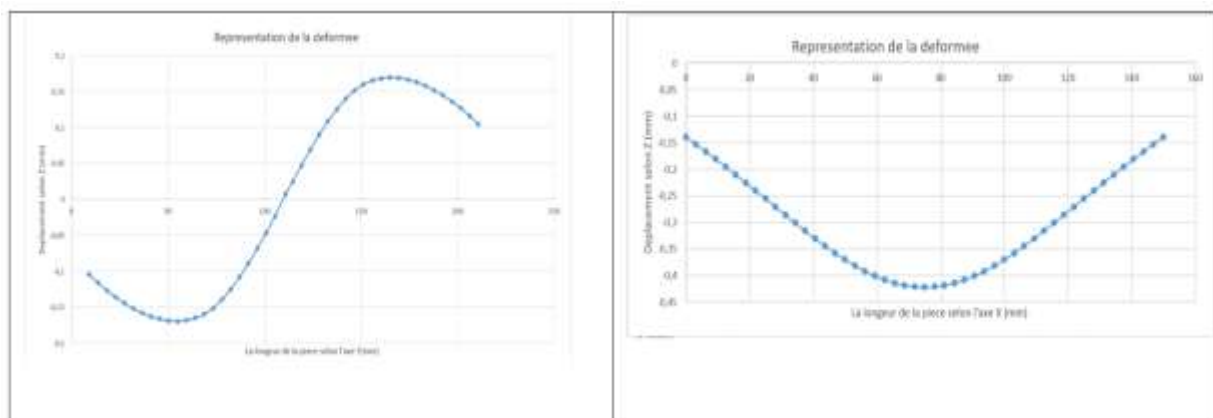


Figure II. 42: représentation des déplacements selon les axes X, Y

➤ **Interprétation des résultats**

L'analyse statique de la pièce en plastique offre des résultats rassurants. La contrainte maximale observée est de 8,56 MPA, bien en dessous de la limite d'élasticité de plastique utilisée (PLA), fixée à 50 MPA. Cela suggère que la pièce ne subira pas de déformation permanente sous les charges appliquées.

Les déformations sont également minimales, avec un déplacement maximal de 0,42 mm selon l'axe X et de 0,16 mm selon l'axe Y. Ces faibles valeurs indiquent que la plaque est suffisamment rigide pour supporter le couple appliqué sans se déformer de manière excessive.

En résumé, la pièce en plastique est capable de résister au couple généré par le satellite sans subir de déformations permanentes. Ces résultats confirment la performance et la fiabilité de la pièce pour son application prévue.

II.6.4 Vérification de la résistance du support

Le support doit supporter la charge du satellite, qui est de 8 kg. Il est donc essentiel de vérifier si l'ensemble peut résister aux charges appliquées. Nous allons analyser une position du satellite (horizontal) pour nous assurer que le support peut effectivement supporter les charges appliquées.

L'analyse sera effectuée à l'aide d'ANSYS, qui permettront de simuler le comportement du support sous différentes charges. Les résultats de l'analyse nous permettront de déterminer si le support est suffisamment solide ou s'il doit être renforcé.

On n'a pas besoin d'une analyse dynamique pour le support car les rotations effectuées par l'opérateur sont très faibles, ce qui implique d'étudier le support en statique. Ensuite, on a pris un coefficient de sécurité de valeur 1,2. On remplacé le satellite par une masse ponctuelle placée sur le support à la position virtuel de centre de gravité du satellite. Ensuite, on fixé la base de support. Les matériaux utilisés sont l'alliage d'aluminium 3003 et l'alliage d'aluminium 6063 T-5.

➤ Maillage du model

En optant pour un maillage comprenant 556196 éléments, nous avons divisé la structure en une multitude d'éléments, permettant ainsi une analyse idéale de comportement du support.

Ce maillage a été élaboré avec une taille maximale de 5 mm, garantissant ainsi une subdivision fine même des zones les plus complexes de la structure, assurant ainsi une précision optimale. Ce maillage permet d'acquérir de manière efficace les détails importants relatifs au comportement de la structure.

Fort de ses 1091726 nœuds, notre modèle offre une granularité suffisante pour saisir les variations locales de contraintes, de déformations. Chaque nœud représente un point où les forces et les déformations sont scrutées, offrant ainsi une analyse précise de la réaction de la structure face aux charges appliquées.

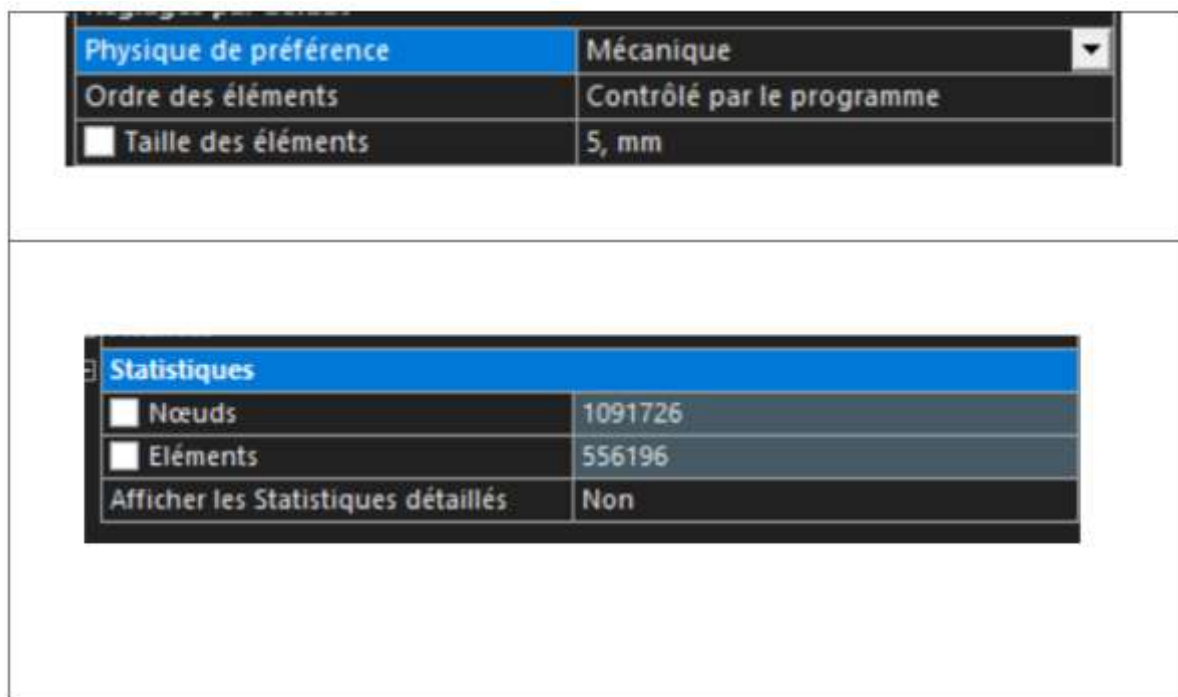


Figure II. 43: représentation de la taille maximale et le nombre des éléments et des nœuds

La figure II.50 montre le support avant la déformation :



Figure II. 44: représentation de support avant la déformation

La solution de l'analyse montre les déplacements selon l'axe Z :

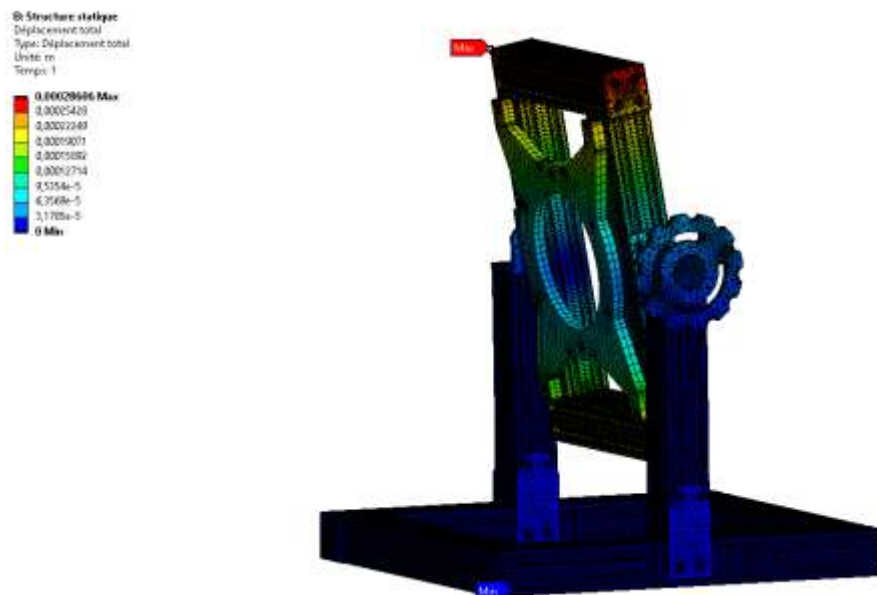


Figure II. 45: Représentation des déplacements de support

Les contraintes équivalentes de Von Mises sont représentées par la figure II.52 :

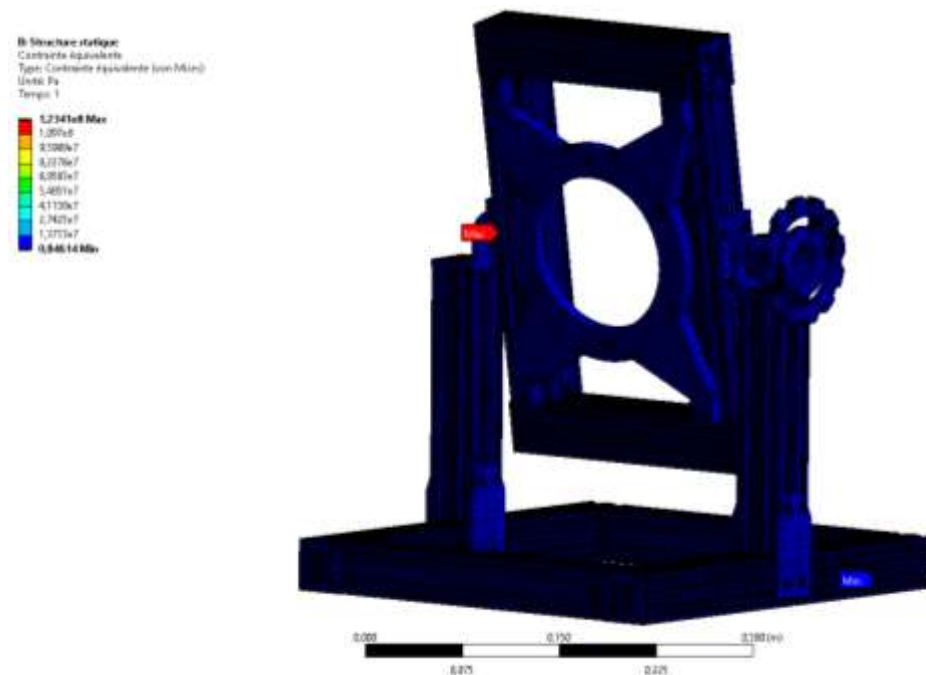


Figure II. 46: représentation des contraintes de support

➤ Interprétation des résultats

Cette étude offre la possibilité d'ajuster la géométrie afin de prévenir les déformations plastiques, ce qui revêt une importance accrue étant donné que notre prototype est constitué de pièces en plastique.

Nous avons obtenu une contrainte maximale de Von mises au niveau des axes de basculement (REP : 4 et REP : 6) qui était de 123,4 MPa, ce résultat est acceptable en tenant de la limite d'élasticité du matériau choisi pour la fabrication qui a une limite élastique égale à 185 MPa. Nous pouvons affirmer que c'est deux pièces en aluminium résiste aux chargements appliqués sans subir de déformation plastique permanente.

Nous observons que le déplacement total maximal qui se situe à l'extrémité de support d'une valeur de 0,286 mm est négligeable et n'a aucune influence sur le satellite pendant les tests.

D'après cette analyse, le support de rotation peut résister à la charge appliquée sans subir de déformation permanente ni de défaillance. Les déformations observées sont négligeables et n'auront aucun impact significatif sur le fonctionnement du système.

II.6.5 Control attitude

➤ **Description de type d'analyse**

➤ **Études statiques**

- Dans cette étude, nous nous sommes basés sur la détermination de la résistance de la table rotative aux chargements appliqués (force), afin de déterminer les contraintes de Von Mises et les déplacements totales de notre modèle. Une masse ponctuelle de 10 kg est appliquée au niveau du centre de la table rotative, et la plaque de support a été fixée (REP : 2). Et une masse ponctuelle est appliquée au centre de la roue tournante.

➤ **Maillage du model**

En utilisant un maillage constitué de 190 934 éléments. Chacun de ces éléments représente une petite partie de la structure, permettant une analyse détaillée de son comportement.

Le maillage a été créé avec une taille maximale de 4 mm, ce qui signifie que même les zones les plus complexes de la structure sont divisées en éléments relativement petits pour une précision maximale. Cette finesse de maillage garantit que nous capturons efficacement les détails importants du comportement de la structure.

Avec un total de 346 085 nœuds, notre modèle est suffisamment détaillé pour capturer les variations locales de contraintes, de déformations et d'autres paramètres importants. Chaque nœud représente un point où les forces et les déformations sont évaluées, permettant une analyse précise de la réponse de la structure aux charges appliquées.

Ordre des éléments	Contrôlé par le programme
<input type="checkbox"/> Taille des éléments	4, mm

Statistiques	
<input type="checkbox"/> Nœuds	346085
<input type="checkbox"/> Eléments	190934
Afficher les Statistiques détaillés	Non

Figure II. 47: représentation de la taille maximale et le nombre des éléments et des nœuds

➤ Résultats de simulation

Cette étude permet de modifier la géométrie pour éviter les déformations plastiques. Ensuite, notre prototype contient des pièces en plastique, ce qui rend cette étude encore plus importante.

Nous n'avons pas la possibilité de mettre toutes les pièces en plastique car il y a des surfaces qui demandent une certaine finition, telles que la rotule, ou des pièces qui ne doivent pas subir de chargements de satellite, telles que la tige filetée.

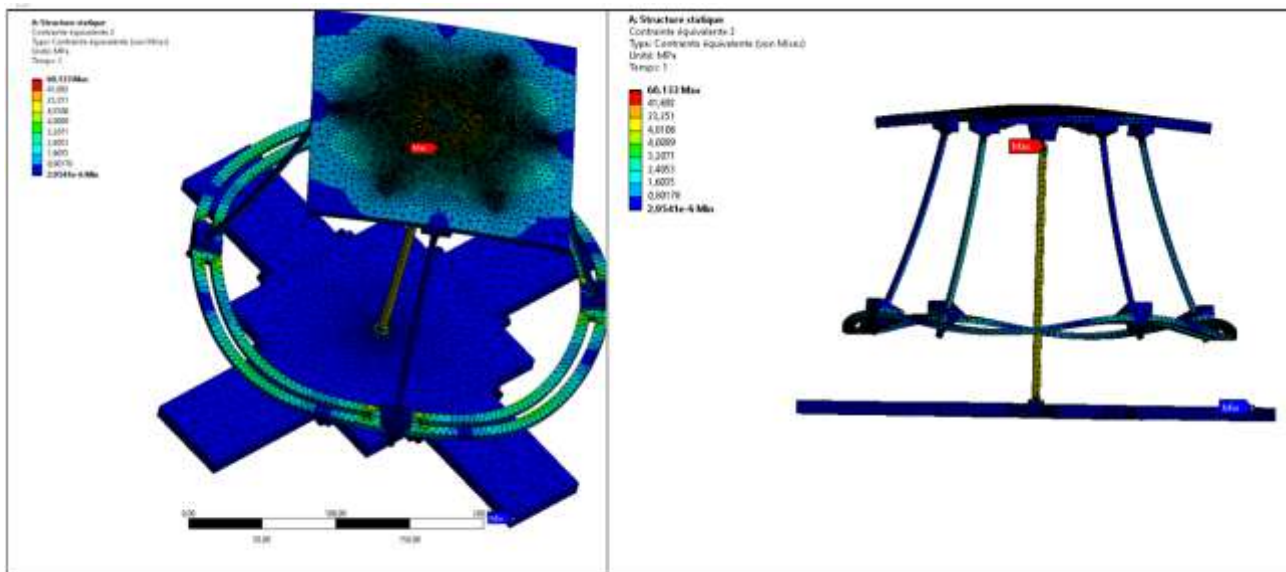


Figure II. 48: représentation des contraintes de Von mises due aux chargements

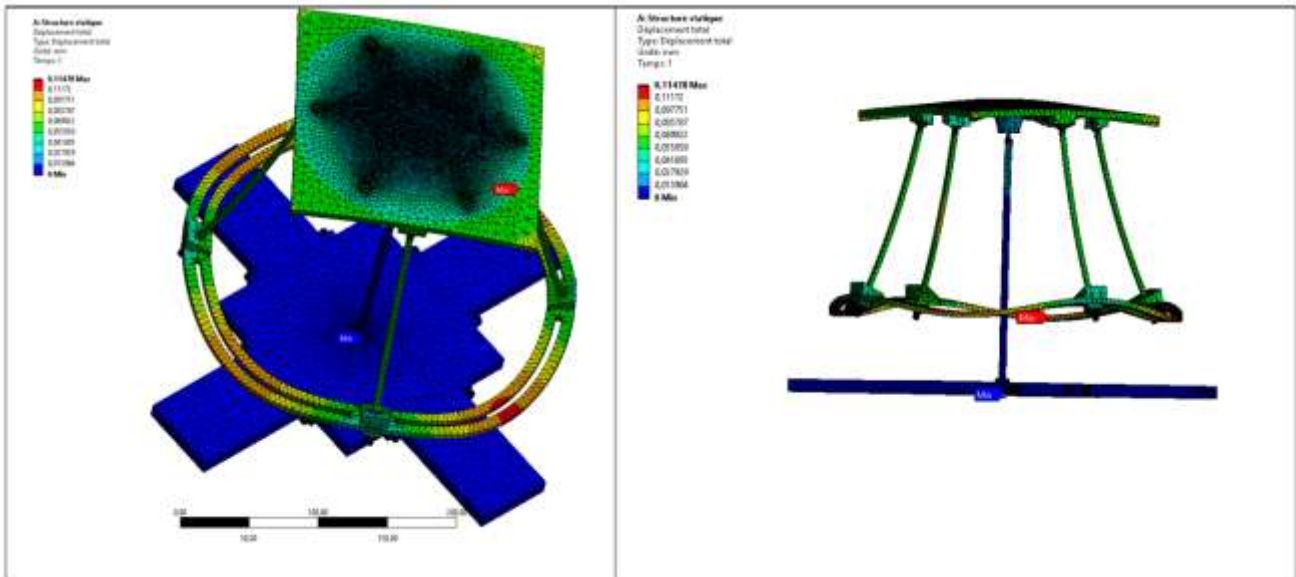


Figure II. 49: représentation de déplacement total

➤ Interprétation des résultats

Nous avons obtenu une contrainte maximale de Von mises au niveau de la tige de rotule (REP : 7) de 60 MPA, ce résultat est acceptable on tenant compte de la limite d'élasticité du matériau choisi pour la fabrication qui a une limite élastique égale à 200 MPA. Nous pouvons affirmer que cette pièce en acier inoxydable résiste aux chargements appliqués sans subir de déformation plastique permanente. On observe aussi d'après la figure II.54 que les contraintes maximal ne sont pas situé au niveau de la roues de charge et la table qui sont fabrique en matériau plastique donc nous pouvons déduire que le chargement applique n'a aucun influence sur les pièces fabrique en plastique

Nous observons aussi que le déplacement total maximal qui se situe au niveau de la roue de charge d'une valeur de 0,11 mm est négligeable et n'a aucune influence sur le centre de gravité de l'ensemble, dans le cas contraire ce problème sera directement résolu par l'ajout de contrepoids à l'état initial du système.

En conclusion, nos analyses ont démontré la robustesse du concept proposé face aux chargements appliquées, tel que les contraintes sont largement inférieures aux limites élastiques des matériaux utilisés. La résistance de la rotule en acier inoxydable et les pièces

en plastique à ces chargements a été vérifiée, assurant ainsi la stabilité et la durabilité de l'ensemble.

II.6.6 Validation des résultats de simulation cinématique avec solidworks (Motion Study)

➤ Introduction

Les études de mouvement consistent en des simulations visuelles du mouvement au sein de modèles d'assemblage, réalisées sous SolidWorks à l'aide de l'outil Motion (voir la figure II.56). Cet outil de prototypage virtuel permet d'animer, d'analyser et de concevoir des mécanismes. Plutôt que de construire et de tester physiquement des prototypes de mécanismes, SOLIDWORKS Motion permet d'évaluer les mécanismes avant de finaliser la conception et de procéder au prototypage fonctionnel. Dans notre projet, cet outil a été largement utilisé pour valider différentes solutions mécaniques.

Les fonctionnalités offertes par SW-Motion facilitent également la recherche de meilleures alternatives de conception, mais le choix de la meilleure alternative dépend largement du problème à résoudre. Il est donc essentiel qu'un objectif de conception soit clairement défini par le concepteur avant d'explorer ces alternatives de conception.

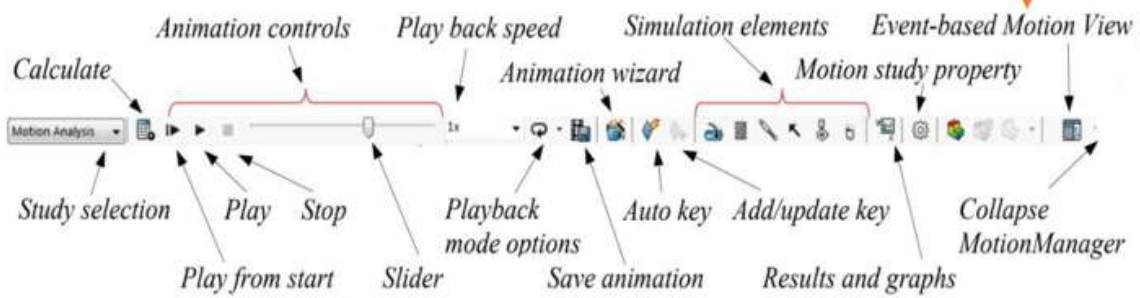
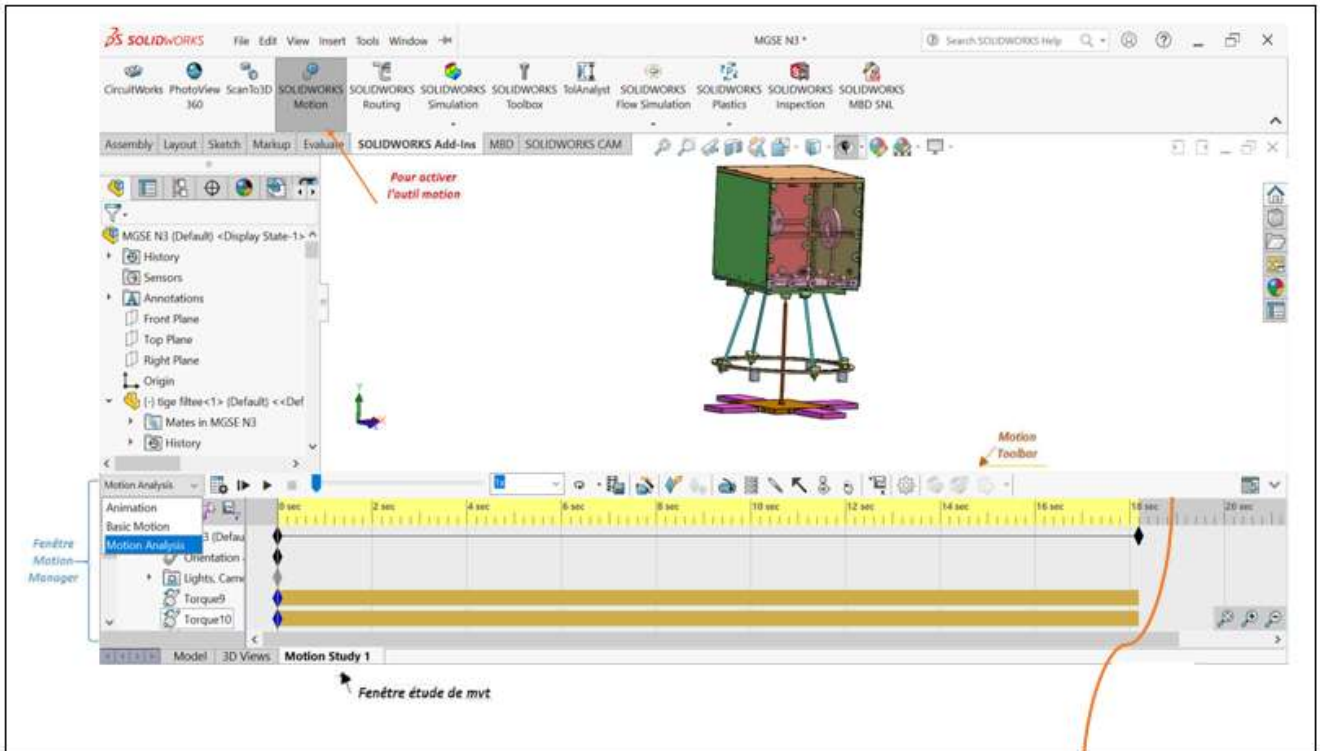


Figure II. 50: Éléments de base de l'Interface utilisateur pour SolidWorks Motion

II.7 Conclusion

L'étude présentée dans ce chapitre est concentrée sur la conception et la validation par simulation de moyens mécaniques pour l'assemblage, l'intégration et les tests (AIT) de nanosatellites, dans le cadre du projet PEDAGOG-SAT développé par le Centre de Développement des Satellites d'Oran (CDS) Algérie. La conception de ces moyens mécaniques a été réalisée à l'aide du logiciel de CAO SolidWorks, en tenant compte des exigences spécifiques du projet PEDAGOG-SAT. Ensuite, les modèles CAO ont été utilisés pour effectuer des simulations statiques dans le logiciel ANSYS afin de valider leur résistance et leur rigidité sous les charges appliquées.

Les résultats des simulations ont montré que les deux moyens mécaniques répondent aux exigences du projet en termes de résistance et de rigidité. La plateforme FlatSat peut supporter le poids du satellite sans se déformer excessivement, et le support de rotation peut garder le satellite dans la position souhaitée pendant les tests.

En conclusion, l'étude a permis de concevoir et de valider par simulation des moyens mécaniques fiables et robustes pour l'AIT des nanosatellites du projet PEDAGOG-SAT. Ces moyens contribueront à l'assemblage, à l'intégration et aux tests efficaces des nanosatellites développés par le CDS, en garantissant leur qualité et leur performance.

III. Chapitre3
Prototypage, Réalisation et exploitation des moyens
mécaniques.

III.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous élaborons une étape concluante de ce projet Pédagogsat, passant de la conception à la réalisation des moyens mécaniques essentiels. Nous entrons au cœur de ce processus avec plusieurs objectifs importants :

- Générer des gammes d'usinage précises pour garantir la fabrication optimale des pièces.
- Réaliser à l'échelle 1/1 les pièces nécessaires, concrétisant ainsi nos conceptions.
- Élaborer des gammes de montage détaillées pour chaque moyen développé, assurant une intégration harmonieuse dans le processus global.

Au sein de ce chapitre, nous traverserons également le domaine du prototypage, une étape essentielle dans le développement de produits innovants. Nous mettrons en lumière le rôle pivot de l'impression 3D dans le prototypage moderne et son influence stimulante sur l'innovation produit.

Tout au long de notre parcours, nous mettrons en avant l'importance capitale de la précision, du sens du détail et du respect des procédures. Que ce soit dans l'assemblage mécanique ou dans le prototypage, ces disciplines exigent une expertise technique pointue, une planification rigoureuse et la capacité à transformer des concepts abstraits en objets tangibles. En maîtrisant ces principes fondamentaux, ingénieurs et techniciens pourront donner vie à des produits novateurs, incarnant ainsi toute la puissance de l'ingéniosité humaine.

III.2 La Gamme d'Usinage

La notion de gamme d'usinage est fondamentale dans le contexte industriel, définissant un ensemble organisé d'activités nécessaires à la fabrication d'un produit selon ses spécifications. Une gamme comprend ainsi les instructions précises et séquentielles concernant les méthodes, les ressources requises (machines, outils, etc.) et les actions à entreprendre pour produire le bien [29].

Dans cette perspective, la gamme englobe un large spectre d'opérations industrielles. Elle ne se limite pas seulement à la planification et à l'ordonnancement des étapes pour un produit spécifique, mais s'étend également à la coordination de la fabrication d'autres articles au sein de l'entreprise. En somme, la gamme constitue l'élément central autour duquel gravitent toutes

les stratégies d'organisation et de gestion de l'entreprise, incluant la gestion des ressources, la planification des temps de production et l'organisation des ateliers [29].

La conception des gammes d'usinage constitue une étape très importante dans le processus de fabrication au sein d'une entreprise industrielle. Elle implique la détermination séquentielle des actions élémentaires nécessaires à la production d'une pièce donnée. Cette activité, souvent confiée à des équipes spécialisées au sein des bureaux des méthodes ou de fabrication, représente un maillon intermédiaire essentiel entre la spécification du besoin d'un produit et sa fabrication effective dans les ateliers de production.

Les données fondamentales requises pour cette activité comprennent la description détaillée de la pièce, généralement représentée sous forme de plans, ainsi que la disponibilité des ressources telles que les outils, les machines et les dispositifs de fixation. La conception des gammes d'usinage mobilise un large éventail de connaissances techniques, englobant divers domaines de la mécanique. Ces connaissances incluent notamment la compréhension des plans pour interpréter les fonctionnalités de la pièce à usiner, ainsi que la maîtrise des technologies de fabrication telles que le tournage, le fraisage, les traitements thermiques, et autres.

L'élaboration d'une gamme d'usinage requiert également une expertise dans l'organisation et le séquençage logique des différentes opérations à réaliser. Ainsi, cette activité exige non seulement une compréhension approfondie des aspects techniques de la fabrication, mais aussi une capacité à planifier efficacement les étapes de production pour garantir un processus fluide et optimisé.

En récapitulant, les gammes jouent un rôle important dans l'organisation d'une entreprise, car elles permettent de synchroniser les efforts afin de réaliser efficacement une variété de tâches [29].

Ce graphe de la figure III.1 montre les étapes à suivre pour générer une gamme d'usinage :

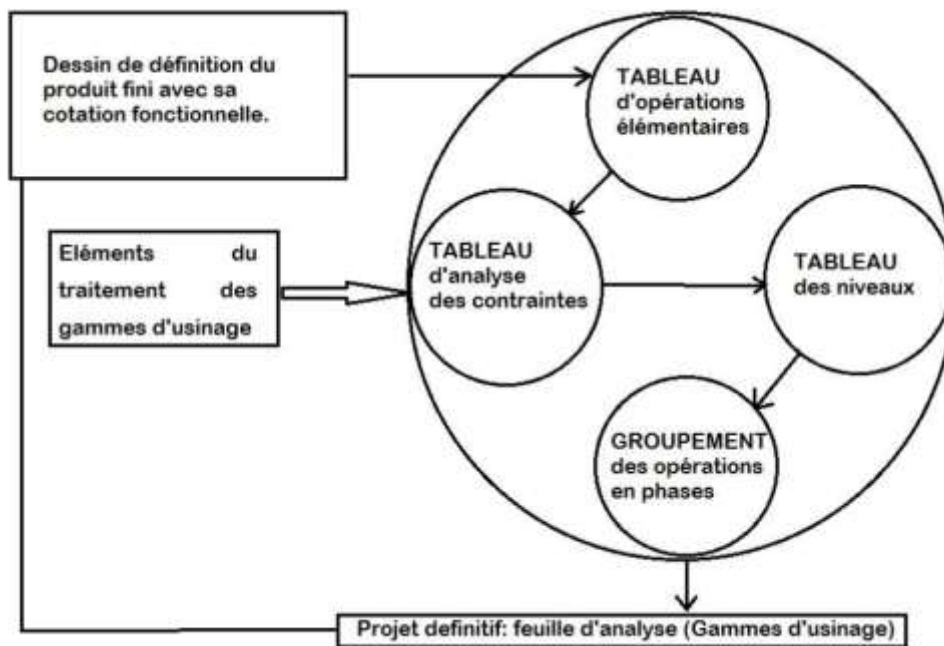


Figure III. 1: représentation de graphe logique du traitement des gammes d'usinage [30].

Pour générer la gamme d'usinage de la pièce "bâti" de la plateforme Flatsat, nous avons suivi les étapes suivantes :

III.2.1 Dessin de définition

Le dessin technique, également connu sous le nom de dessin industriel, est un langage graphique utilisé pour représenter visuellement, communiquer techniquement, concevoir et analyser des produits mécaniques, électroniques ou mécatroniques. Il est largement employé dans divers domaines tels que le génie mécanique, le génie industriel, le génie électrique, l'architecture et l'électronique.

Le dessin technique repose sur un ensemble de règles normalisées qui permettent de représenter de manière précise les objets, produits ou constructions, garantissant ainsi que la représentation visuelle correspond fidèlement à la conception initiale du concepteur. Ces conventions sont utilisées dans les bureaux d'études, les bureaux des méthodes et dans d'autres contextes professionnels pour décrire les différentes composantes et structures des produits.

Nous avons commencé par créer le dessin de définition de la pièce "bâti", en identifiant les surfaces de référence (brutes) et en déterminant les tolérances dimensionnelles et

géométriques nécessaires. La figure III. 2 représente ce dessin de définition, fournissant une vue détaillée des caractéristiques de la pièce.

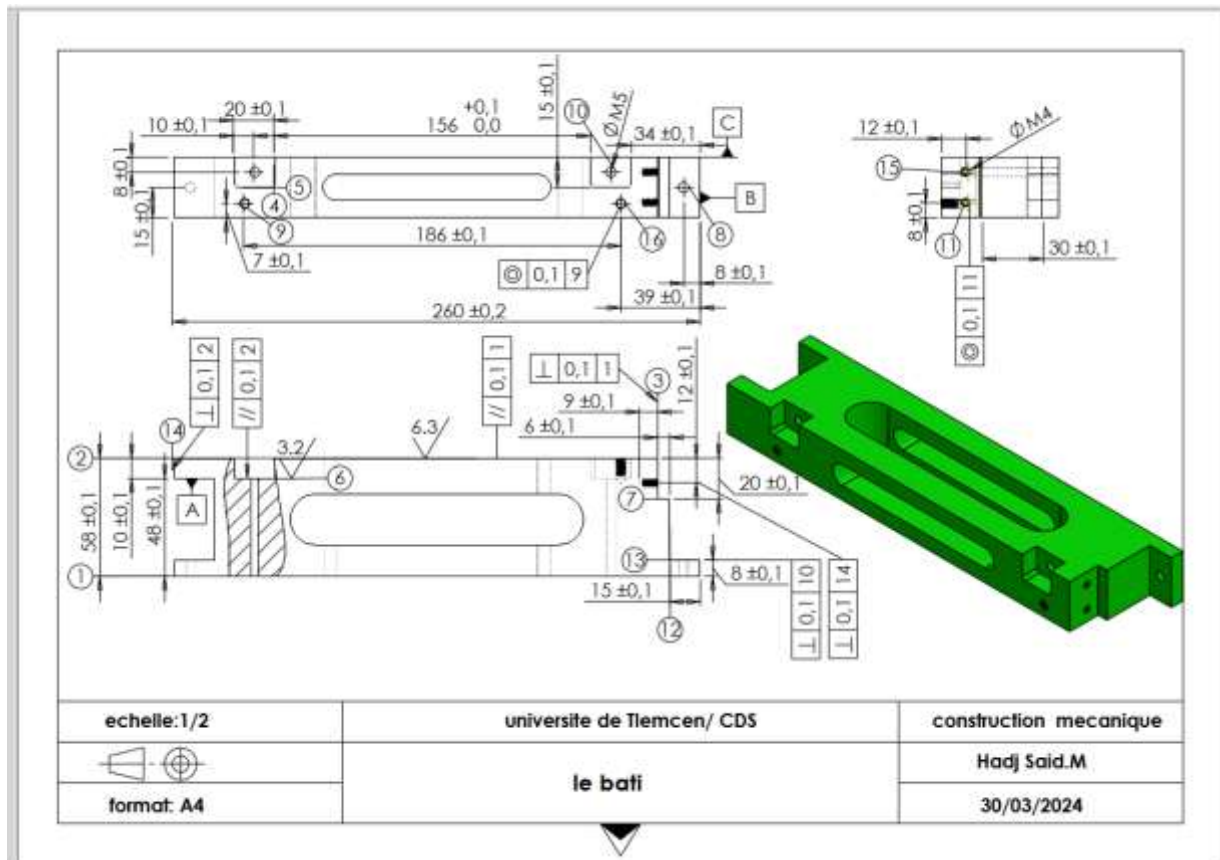


Figure III. 2: représentation de dessin de définition de la pièce bâti.

III.2.2 Tableau des opérations élémentaires

Nous avons établi un tableau détaillant les cotes reliant les différentes surfaces de la pièce ainsi que les liaisons géométriques requises. Ce tableau présente également les opérations élémentaires à effectuer sur chaque surface, les intervalles de tolérance et la rugosité spécifiée. Le tableau III.1 illustre ce tableau, fournissant ainsi une référence claire pour les opérations d'usinage.

Tableau III. 1: représentation de tableau des opérations élémentaires

Tableau des operation elementaire							
R S	Cotes de liaison aux surfaces		II	Form et position	√	Operation elementaire et symboles	
	Usinees	brutes					
1		A 48±0.1	0,2		6,3	Finition directe	1F
2		A 10±0.1	0,2	∥ 0,1 1	6,3	Finition directe	2F
3	13 30±0.1		0,2	⊥ 0,1 1	6,3	Finition directe	3F
4		B 34±0.1	0,2		3,2	Ebauche, finition	4E,4F
5		C 15±0.1	0,2		3,2	Ebauche, finition	5E,5F
6	2 30±0.1		0,2	∥ 0,1 2	3,2	Ebauche, finition	6E,6F
7	2 20±0.1		0,2		6,3	Finition directe	7F
8		B 8±0.1 C 15±0.1	0,2		6,3	Finition directe	8F
9	14 15±0.1	C 7±0.1	0,2		6,3	Finition directe	9F
10	4 15±0.1	C 8±0.1	0,2		6,3	Finition directe	10F
11	2 12±0.1	C 8±0.1	0,2	⊥ 0,1 14	6,3	Finition directe	11F
12		B 15±0.1	0,2		6,3	Finition directe	12F
13	1 8±0.1		0,2	⊥ 0,1 10	6,3	Finition directe	13F
14		B 260±0.2	0,4	⊥ 0,1 2	6,3	Finition directe	14F
15				⊙ 0,1 11	6,3	Finition directe	15F
16				⊙ 0,1 9	6,3	Finition directe	16F

III.2.3 Tableau de regroupements des surfaces

Nous avons également créé un tableau permettant de regrouper certaines surfaces pour lesquelles des opérations similaires peuvent être effectuées. Cela facilite l'utilisation d'outils et optimise l'efficacité du processus d'usinage. Le tableau III.2 représente une vue d'ensemble des différentes opérations regroupées et des outils correspondants à utiliser.

Tableau III. 2: tableau de regroupements des surfaces

Groupement des surfaces			
Repere groupement	Surfaces groupees	Outillages utilises	symboles
G	4 , 5 et 6	Ebauche , finition a l'aide d'une fraise deux taille Ø 6	GF
G1	3 et 7	Finition directe a l'aide d'une fraise deux taille Ø 30	G1F
G2	12 et 13	Finition directe a l'aide d'une fraise deux taille Ø 60	G2F

III.2.4 Tableau des analyses des contraintes

Un tableau d'analyse des contraintes dimensionnelles et technologiques pour la génération d'une gamme d'usinage permet d'identifier, d'évaluer et de prendre en compte toutes les contraintes potentielles qui peuvent affecter le processus de fabrication de la pièce. Voici ce que ce tableau permet de réaliser :

✓ Identification des contraintes de position

Il permet d'identifier les tolérances dimensionnelles spécifiques requises pour chaque opération d'usinage. Cela inclut les dimensions critiques de la pièce ainsi que les tolérances dimensionnelles et géométriques à respecter pour assurer la conformité aux spécifications de conception.

✓ Évaluation des contraintes technologiques

Le tableau évalue les contraintes technologiques telles que les capacités des machines-outils disponibles, les limitations des outils de coupe, les propriétés des matériaux à usiner, les contraintes de temps et de coût, etc. Ces contraintes sont cruciales pour déterminer la faisabilité et l'efficacité des opérations d'usinage.

Tableau III. 3: représentation de tableau des analyses des contraintes

Analyses des contraintes							
Operation	Contraintes de position				Contraintes technologique		
	↔	//	⊥	⊙	operation	reprise	divers
A							
B							
C							
1F	A						
2F	A	1F					
G1F	2F,G2F		1F				
GE	B,C,2F		2F				
GF	B,C,2F		2F		GE		
8F	B,C						
9F	C,14F						2F
10F	GF,C						
11F	2F,C		14F				
G2F	B,1F		10F				
14F	B		2F				
15F				11F			
16F				9F			

III.2.5 Tableau des niveaux

Un tableau des niveaux dans la génération de la gamme d'usinage permet d'organiser et de hiérarchiser les différentes opérations et étapes du processus de fabrication en fonction de leur importance, de leur complexité ou de leur criticité. Ce tableau facilite plusieurs aspects du processus de fabrication :

- ✓ Il permet de diviser le processus de fabrication en étapes distinctes et organisées de manière logique, chaque niveau représentant un ensemble cohérent d'opérations ou de tâches contribuant à la réalisation de la pièce finale.
- ✓ En classant les opérations par niveau, il devient plus facile d'identifier les étapes critiques ou les points sensibles du processus. Cela permet de concentrer l'attention et les

ressources sur les aspects les plus importants pour garantir la qualité et la conformité de la pièce finale.

- ✓ Le tableau des niveaux facilite la planification et l'ordonnement des activités de production en déterminant l'ordre dans lequel les différentes opérations doivent être effectuées. Cela permet d'optimiser les flux de travail et de minimiser les temps d'arrêt ou les retards.

Le tableau III.4 est un tableau des niveaux pour la pièce bâti :

Tableau III. 4: représentation de tableau des niveaux

Tableau des niveaux							
Op	1	2	3	4	5	6	7
A							
B							
C							
1F	A						
2F	A,1F	1F					
G1F	1F,2F,G2F	1F,2F,G2F	2F,G2F	G2F	G2F	G2F	G2F
GE	B,C,2F	2F	2F				
GF	B,C,2F,GE	2F,GE	2F,GE	GE			
8F	B,C						
9F	C,2F,14F	2F,14F	2F,14F	14F			
10F	C,GF	GF	GF	GF	GF		
11F	C,2F,14F	2F,14F	2F,14F	14F			
G2F	B,1F,10F	1F,10F	10F	10F	10F	10F	
14F	B,2F	2F	2F				
15F	11F	11F	11F	11F	11F		
16F	9F	9F	9F	9F	9F		

III.2.6 Matrice de planification des opérations

Nous avons la possibilité de sauter l'étape suivante et de passer directement au tableau de regroupement des phases. Cependant, la matrice de planification des opérations offre une alternative plus simple au tableau des niveaux. Elle facilite la détermination des niveaux d'usinage. Initialement, nous additionnons toutes les antériorités indiquées sur les lignes dans la colonne prévue. Les surfaces ou opérations n'ayant obtenu aucun prérequis (zéro) seront prioritaires. Ensuite, pour déterminer les opérations de niveau 1, nous retirons les

colonnes correspondant aux surfaces ou opérations ayant obtenu zéro dans le tableau des niveaux [36]. Après une nouvelle sommation, des zéros apparaîtront désormais au niveau 1. Ce processus se répète jusqu'à ce que toutes les antériorités soient épuisées, ce qui est facilement vérifiable puisque chaque ligne devrait se terminer par zéro.

Tableau III. 5: représentation de la matrice de planification des opérations

C	OPERATIONS ELEMENTAIRES ANTERIEURES																TOTAL	NIVEAUX D'USINAGE							
	A	B	C	1F	2F	G1F	GE	GF	8F	9F	10F	11F	G2F	14F	15F	16F		1	2	3	4	5	6	7	8
A	■																1	0							
B		■															2	1	0						
C			■														3	3	2	1	1	1	1	0	
1F	1			■													3	1	1	0					
2F	1			1	■												4	2	2	1	0				
G1F				1	1	■						1					2	0							
GE		1	1		1		■										3	2	1	1	0				
GF		1	1		1		1	■									3	2	2	1	0				
8F		1	1						■								2	0							
9F			1		1					■				1			3	2	2	1	0				
10F			1					1			■						2	1	1	1	0				
11F			1		1							■		1			3	2	2	1	0				
G2F		1		1							1		■				3	2	1	1	1	1	0		
14F		1			1									■			2	1	1	0					
15F											1				■		1	1	1	1	1	0			
16F											1					■	1	1	1	1	1	0			

III.2.7 Tableau de regroupement des phases

Le tableau de regroupement des phases, comme son nom l'indique, regroupe les différentes phases ou opérations en fonction des données fournies par la matrice de planification des opérations. Le tableau III.6 représente ce type de tableau, fournissant une vue organisée des différentes opérations à effectuer pour usiner la pièce bâti, en se basant sur les informations extraites de la matrice de planification des opérations.

Tableau III. 6: représentation de tableau de regroupement des phases

	Niveaux d'exécution							
	0	1	2	3	4	5	6	7
A		1F	2F	GE	GF	10F	G2F	G1F
B		8F			9F	15F		
C				14F	11F	16F		

III.2.8 Processus de Fabrication

On utilisant les données de tableau de regroupement des phases nous pouvons écrire les phases de la manière suivante :

Phase 100 : control de brute

Phase 200 fraisage : 1F, 8F

Phase 300 fraisage : 2F, GE, GF, 14F, 9F, 10F

Phase 400 fraisage: G2F, G1F, 11F, 15F, 16F

Phase 500: control final

III.2.9 Feuille d'analyse de la gamme d'usinage

La feuille d'analyse de la gamme d'usinage est la dernière étape dans la conception d'une gamme d'usinage. Ce document fournit une vue globale des étapes que le fabricant doit suivre pour obtenir la pièce finie. La feuille fournit des informations détaillées sur les aspects suivants :

- Les cotes fonctionnelles de la pièce.
- Les tolérances dimensionnelles et géométriques à respecter.
- La méthode de fixation de la pièce sur la machine-outil.
- Les outils à utiliser pour chaque opération d'usinage.
- Les surfaces à usiner et celles qui ne doivent pas être usinées.
- Les outils de contrôle à utiliser pour vérifier la conformité des pièces.
- L'ordre dans lequel les opérations d'usinage doivent être effectuées pour garantir un processus efficace et précis.

La feuille d'analyse de la gamme d'usinage est un document essentiel qui fournit toutes les informations nécessaires au fabricant pour produire la pièce conformément aux spécifications de conception. Elle assure une compréhension claire des exigences et des étapes à suivre tout au long du processus d'usinage.

N phase	Designation des phases	M.O	Outiel	control	Schema de phases
100	Control de brute	Atelier de control			
200	FRASAGE : Referentiel de depart : Appui plan 1,2,3: C Appui lineaire 4,5: B Appui ponctuel 6: A 210: fraiser 1 en finition 220: percer 8 en finition cf1= 48±0,1 cf2= 15±0,1 cf3= 8±0,1	F.V	Fraise deux taille Ø 30 Foret Ø 5	P.C	
300	FRASAGE : Referentiel de depart : Appui plan 1,2,3: 1 Appui lineaire 4,5: B Appui ponctuel 6: C 310: fraiser 2 en finition 320: fraiser G en ebauche et en finition 330: fraiser 14 en finition 340: percer 9 en finition 350: percer 10 en finition 360: tarauder 16 en finition cf1=58±0,1 ,cf2=34±0,1 ,cf3=39±0,1 , cf4=20±0,1 ,cf5= 10±0,1 ,cf6=9±0,1 cf7= 156±0,1 ,cf8= 15±0,1 , cf9= 186±0,1 ,cf10=260±0,1, cf11=8±0,1	F.V	Fraise deux taille Ø30 Feaise deux taille Ø6 Foret Ø4 Tarauds M5 Fraise deux taille Ø50	P.C	

N phase	designation des phases	M.O	Outil	control	Schema de phase
400	FRAISAGE: Referentiel de depart: Appui plan 1,2,3: 1 Appui lineaire 4,5: 14 Appui ponctuel 6: C 410: Fraiser G2 en finition 420: Fraiser G1 en finition 430:percer 11 en finition 440: Tarauder 15 et 16 en finition cf1= 15±0,1 cf2= 240±0,1 cf3= 20±0,1 cf4= 8±0,1 cf5= 12±0,1 cf6= 8±0,1 cf7= 12±0,1	F.V	Fraise deux taille Ø60 , Foret Ø4 Taraud M5	p.c	
500	Control final	Atelier de control			

Figure III. 3: représentation de la feuille d'analyse de la gamme d'usinage

III.3 2 PROTOTYPAGE

Le prototypage est un processus essentiel dans le développement de produits, où des modèles initiaux ou des versions préliminaires d'un produit sont créés pour évaluer et tester ses fonctionnalités, son apparence et sa faisabilité. Il existe plusieurs méthodes de prototypage, notamment le prototypage rapide (RP), qui utilise des technologies telles que l'impression 3D, le fraisage CNC (commande numérique par ordinateur) et le moulage par injection, pour produire rapidement des modèles physiques à partir de conceptions numériques.

Le prototypage permet aux concepteurs et aux ingénieurs de visualiser et de tester différentes itérations d'un produit avant de passer à la production en série. Cela leur permet

d'identifier et de résoudre les problèmes potentiels dès les premières étapes du processus de développement, ce qui réduit les risques et les coûts associés aux modifications tardives.

Ainsi de fournir une représentation tangible du produit final, le prototypage permet également aux parties prenantes, telles que les clients et les investisseurs, de mieux comprendre le concept et de fournir des commentaires précieux pour améliorer le produit.

Grâce aux avancées technologiques, le prototypage est devenu plus rapide, plus précis et plus accessible que jamais, permettant aux entreprises de développer des produits innovants plus efficacement.

III.3.1 L'imprimante 3D « RAISE 3D PRO 2 PLUS

La Raise3D Pro2 plus est une imprimante 3D FDM industrielle hautement performante dotée de deux extrudeurs [37]. Elle est réputée pour sa précision exceptionnelle, sa fiabilité et sa polyvalence. Cette machine offre un large volume d'impression, ce qui permet de produire des pièces de grande taille avec une grande précision.

Elle est équipée d'un écran tactile intuitif qui facilite la navigation dans les menus et le contrôle des paramètres d'impression pour chaque extrudeur. De plus, elle dispose de fonctionnalités avancées telles qu'un capteur de fin de filament pour éviter les impressions ratées, ainsi qu'une connexion Wi-Fi pour une gestion à distance et une surveillance des impressions.

La Raise3D Pro2 est capable d'imprimer avec une large gamme de matériaux, y compris le PLA, l'ABS, le PETG et d'autres matériaux techniques. Grâce à sa conception robuste et à ses performances fiables, elle est idéale pour les professionnels et les entreprises qui ont besoin d'une imprimante 3D de qualité industrielle pour leurs projets de prototypage et de fabrication.



Figure III. 4: représentation de l'imprimante RAISE 3D PRO 2 PLUS [31]

III.4 La procedure de montage

III.4.1 ASSEMBLAGE MECANIQUE

L'assemblage mécanique consiste à assembler plusieurs pièces ou produits. Pour réaliser l'assemblage mécanique, nous faisons appel à un travail précis ou à des connaissances techniques. [32]

Les composants mécaniques sont de plusieurs types : permanents ou amovibles, complets ou partiels, directs ou indirects, élastiques ou rigides, par obstacles ou par adhérence. [32]

Souvent, l'assemblage mécanique nécessite la déformation d'une des pièces de liaison ou d'une fixation intermédiaire. [32]

L'assemblage mécanique doit répondre aux exigences techniques précisées dans le cahier des charges. C'est pourquoi les étapes permettant de relier les deux parties sont si importantes. Un mauvais choix de la technologie ou des matériaux utilisés peut avoir des conséquences fatales sur la durabilité de l'installation. [32]

III.4.2 Le Choix de l'assemblage

Le choix approprié d'un assemblage mécanique est très important dans de nombreux domaines industriels. Cette décision impacte directement la fiabilité, la durabilité et les performances globales d'un produit ou d'une installation. Plusieurs considérations doivent être évaluées pour sélectionner l'assemblage le plus adapté à une application spécifique. Tout d'abord, il est essentiel de définir clairement les objectifs fonctionnels de l'assemblage, en déterminant s'il doit être permanent ou démontable, ainsi que la nature du mouvement entre les pièces. En outre, les contraintes environnementales telles que la température et la présence de produits chimiques agressives doivent être prises en compte pour garantir la résistance à long terme de l'assemblage. L'évaluation des charges et des contraintes mécaniques, ainsi que l'accessibilité pour le montage, l'entretien et les réparations subséquentes, sont des facteurs critiques à considérer lors du choix de l'assemblage. Le coût initial, la maintenance et les éventuels remplacements, doit également être évalué avec attention pour assurer une rentabilité optimale. De plus, la compatibilité des matériaux utilisés dans l'assemblage est essentielle pour éviter les problèmes de corrosion ou de détérioration. Enfin, il est important de respecter les normes et réglementations spécifiques à chaque secteur d'activité pour garantir la conformité et la sécurité. En résumé, une analyse approfondie de ces divers facteurs permettra de sélectionner l'assemblage mécanique le mieux adapté à l'application envisagée, assurant ainsi le succès et la pérennité du projet.

III.4.3 La gamme de montage

La gamme d'assemblage, document essentiel dans la fabrication d'un objet, détaille minutieusement l'ordre et les techniques requises pour assembler ses différentes pièces, ainsi que les organes de liaison nécessaires à cette union. Ce processus d'assemblage s'effectue en plusieurs phases, chaque phase représentant l'union de deux ou plusieurs pièces de l'objet. Le nombre de phases varie selon la complexité de l'objet à fabriquer. Ces phases

d'assemblage sont numérotées selon une séquence précise, similaire à celle de la gamme de fabrication, où les opérations de la première phase sont identifiées par les nombres 11 à 19, celles de la deuxième phase par les nombres 21 à 29, et ainsi de suite, selon leur ordre de réalisation. Tout comme la gamme de fabrication, la gamme d'assemblage est présentée sous forme de tableau, offrant ainsi une référence claire et structurée pour le processus d'assemblage. [33]

III.4.4.1 Gamme de montage de la Platform flat sat

Les moyens que nous avons conçoit sont conçus pour être accessibles et compréhensibles, facilitant ainsi la tâche de l'utilisateur chargé de les assembler. Dans le cas de la plateforme Flat Sat, nous avons accordé une attention particulière à la simplification du processus d'assemblage. Pour ce faire, nous avons élaboré une gamme de montage détaillée, présentée dans la figure suivante.

Cette gamme de montage offre un guide clair et intuitif sur l'ordre chronologique d'assemblage de chaque composant. Chaque étape est soigneusement organisée, permettant à l'utilisateur de suivre facilement le déroulement du processus. De plus, nous avons identifié les outils nécessaires à chaque étape, garantissant ainsi que l'utilisateur dispose de tous les éléments requis pour mener à bien l'assemblage.

En mettant en place une gamme de montage aussi détaillée et précise, nous visons à garantir un processus d'assemblage efficace et sans erreur. Nous nous efforçons ainsi de rendre l'utilisation de la plateforme Flat Sat aussi fluide et intuitive que possible pour l'utilisateur, tout en assurant une qualité et une fiabilité optimales dans le résultat final.









GAMME DE MONTAGE				
PHASES D'ASSEMBLAGE/MONTAGE			OUTILLAGE	
N	DÉSIGNATION	SCHÉMAS	Montage	Contrôle
10	Préparation de la pièce de base 8			
20	Montage de bati 5 sur la table 8 avec quatre vis CHC M5-12 mm		Cle Allen	
	Montage de l'adaptateur 4 sur le bati 5 avec 4 vis CHC M5-60 mm		Cle Allen	
	Montage de la plaque en L 3 sur le bati 5 avec 4 vis CHC M4-12 mm		Cle Allen	
30	Montage de support de panneau solaire 7 sur la table 8 avec deux vis CHC M4-12 mm		Cle Allen	
40	Montage de support de mure de l'axe X 6 sur la table 8 avec deux vis CHC M4-12 mm		Cle Allen	
50	Montage de support de mure de l'axe Y 2 sur la table 8 avec deux vis CHC M4-12 mm		Cle Allen	
60	Montage des 4 cylindre creux 1 sur la table 8			

Figure III. 5: représentation de la gamme de montage de la plateforme flat sat

III.4.4.2 Gamme de montage due basculeur

La figure III.7 présentée une vue détaillée du processus d'assemblage du basculeur. Chaque élément est clairement identifié, permettant ainsi à l'utilisateur de visualiser précisément l'emplacement de chaque pièce dans l'ensemble d'assemblage.



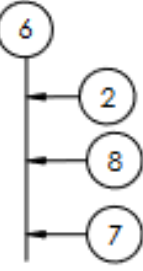
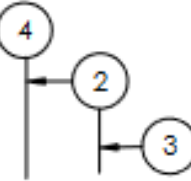


GAMME DE MONTAGE				
PHASES D'ASSEMBLAGE/MONTAGE			OUTILLAGE	
N	DÉSIGNATION	SCHÉMAS	Montage	Contrôle
10	Preparation les 10 profils de base 9			
20	Montage des plaque de fixations 10 avec des vis CHC M4-12 mm		cle Allen	Equerre
30	Montage de sous ensemble N1 sur la base 9 avec 4 vis CHC M5-20 mm 31:Montage de support en L 2 sur 6 32 :Montage de la roue 8 sur 6 33 :Montage de goupille 7 sur 6		cle Allen	
40	Montage de sous ensemble N2 sur 9 avec 2 vis CHC M5-20 mm 41:Montage de support 2 en L sur l'accouplement 4 42:Montage de la vis 3 sur le support en L		cle Allen	
50	Montage de l'adaptateur 5 sur 9 avec 4 vis M5-60 mm		cle Allen	
60	Montage de la plaque 10 sur la base 9 avec 4 vis CHC M5-12 mm		cle Allen	

Figure III. 6: représentation de de gamme de montage de basculeur

III.4.4.3 Gamme de montage de la table rotative

La figure III.8 nous donne une idée générale sur le processus de montage de la table rotative








GAMME DE MONTAGE				
PHASES D'ASSEMBLAGE/MONTAGE			OUTILLAGE	
N	DÉSIGNATION	SCHÉMAS	Montage	Contrôle
10	Préparation de la pièce de base 2			
20	Montage de la plaque 1 sur la table 2 avec deux vis CHC M5-12 mm		Cle Allen	
30	Montage de la tige filetée 5 sur la table 2 avec un écrou M5		Cle plate	
40	Montage de la rotule 7 sur la tige filetée 5		Cle plate	
50	Montage de plateau tournant 6 sur la rotule 7		Cle plate	
60	Montage des quatre tiges filetées 4 sur le plateau tournant 6		Cle plate	
70	Montage de la roue de charge 3 sur les quatre tiges 4 avec quatre écrous M5		Cle plate	

Figure III. 7: représentation de de gamme de montage de la table rotative

III.5 Représentation des assemblages

III.5.1 Assemblage de basculeur

Après avoir chargé le filament dans l'imprimante et transféré les modèles des pièces au format STL vers la machine, nous avons entamé le processus d'impression des composants du basculeur.

Une fois l'impression terminée, nous avons observé attentivement les pièces pour évaluer leur qualité. Nous avons vérifié la précision des détails, l'uniformité des couches, et l'absence de défauts tels que les déformations ou les filaments indésirables.

Bien que la qualité des pièces imprimées ait été globalement acceptable, nous avons remarqué qu'un léger ajustement était nécessaire pour garantir un assemblage fluide. Pour cela, nous avons effectué un rodage ordonné des surfaces concernées, en utilisant des outils de polissage. Ensuite, nous avons préparé les v-slots en suivant les mesures. Nous avons positionné les pièces imprimées sur les v-slots pour localiser leurs positions, puis nous avons percé et taraudé ces positions sur les v-slots. Ensuite, nous avons réalisé leur assemblage en suivant les étapes listées dans la gamme de montage du basculeur (voir la figure III.7), nous avons assemblé les premiers sous ensemble en utilisant les supports en L à la place des plaques de fixation (REP 10) car l'utilité des plaques en plastique fragilise la construction. Malheureusement, nous avons trouvées quelques contraintes au niveau des taraudages sur les v-slots car leur épaisseur est très faible. Ce problème a été résolu en utilisant de longues vis et des écrous qui traversent les v-slots. La figure III.9 nous donne une idée de la forme de ce prototype.



Figure III. 8: Représentation réelle du basculeur

III.5.2 Assemblage de la table rotative

L'équipe de AIT de centre de développement des satellites nous a donné une chance pour développer notre connaissance mécanique en nous encourageant à fabriquer un prototype validant une table rotative en utilisant du bois. Nous avons commencé par la préparation des plaque du bois puis nous attaqué la fabrication de la table tournante (REP :

6) en assurant une similitude avec le modèle de (CAO) à partir d'un usinage de chaque partie de la table puis l'assemblage de ces sous partie en utilisant la colle. Ensuite, nous avons découpiez la plaque de support (REP : 2) et la plaque en T (REP : 1) en forme. Puis, nous avons collé ces deux parties, de plus nous avons fabriquée la roue de charge (REP : 3) et la attaché à la table tournante par des tiges filetées ainsi qu'on a percer un arbre de diamètre 20 mm et de longueur 250 mm pour garantir un assemblage avec la tige de rotule qu'on a trouvé (REP : 7) .Enfin, on a assemblé toutes ces sous assemblage la figure III.10 représente notre travail qu'on a réalisé



Figure III. 9: Représentation de la table rotative

Conclusion générale

En conclusion, ce travail a permis d'explorer en profondeur les secrets du développement de satellites, de la conception initiale à la réalisation concrète. Nous avons mis en lumière les défis, les avancées et les enjeux majeurs qui façonnent ce domaine de l'ingénierie spatiale.

Tout d'abord, nous avons examiné les projets de développement de satellites, soulignant l'importance de la perfection technique et de la rigueur nécessaire pour surmonter les conditions extrêmes de l'espace. L'assemblage, l'intégration et les tests (AIT) ont été identifiés comme des étapes critiques, nécessitant une coordination minutieuse et une expertise technique approfondie. Nous avons mis en avant le rôle essentiel des ingénieurs, des techniciens et des équipements de manipulation au sol (MGSE) dans le succès des missions spatiales complexes.

Ensuite, nous avons plongé dans l'univers fascinant des nanosatellites, démontrant comment ces petits bijoux technologiques ouvrent de nouveaux horizons dans l'exploration spatiale. Malgré leur taille réduite, ils offrent une gamme étendue de fonctionnalités, allant de la surveillance terrestre à l'exploration planétaire, tout en réduisant les coûts. Nous avons également présenté le "PédagoSat", un nano-satellite pédagogique développé par l'équipe du Centre de Développement des Satellites d'Oran (CDS), et validé trois types différents de MGSE pour soutenir ce projet innovant.

Enfin, nous avons détaillé le projet PédagoSat, illustrant la transition de la conception à la réalisation des moyens mécaniques essentiels. La précision, l'attention aux détails et le respect des procédures se sont révélés être les piliers fondamentaux guidant les ingénieurs et les techniciens dans la transformation de concepts abstraits en réalisations tangibles. L'impression 3D a été mise en avant comme un outil clé dans le processus de prototypage.

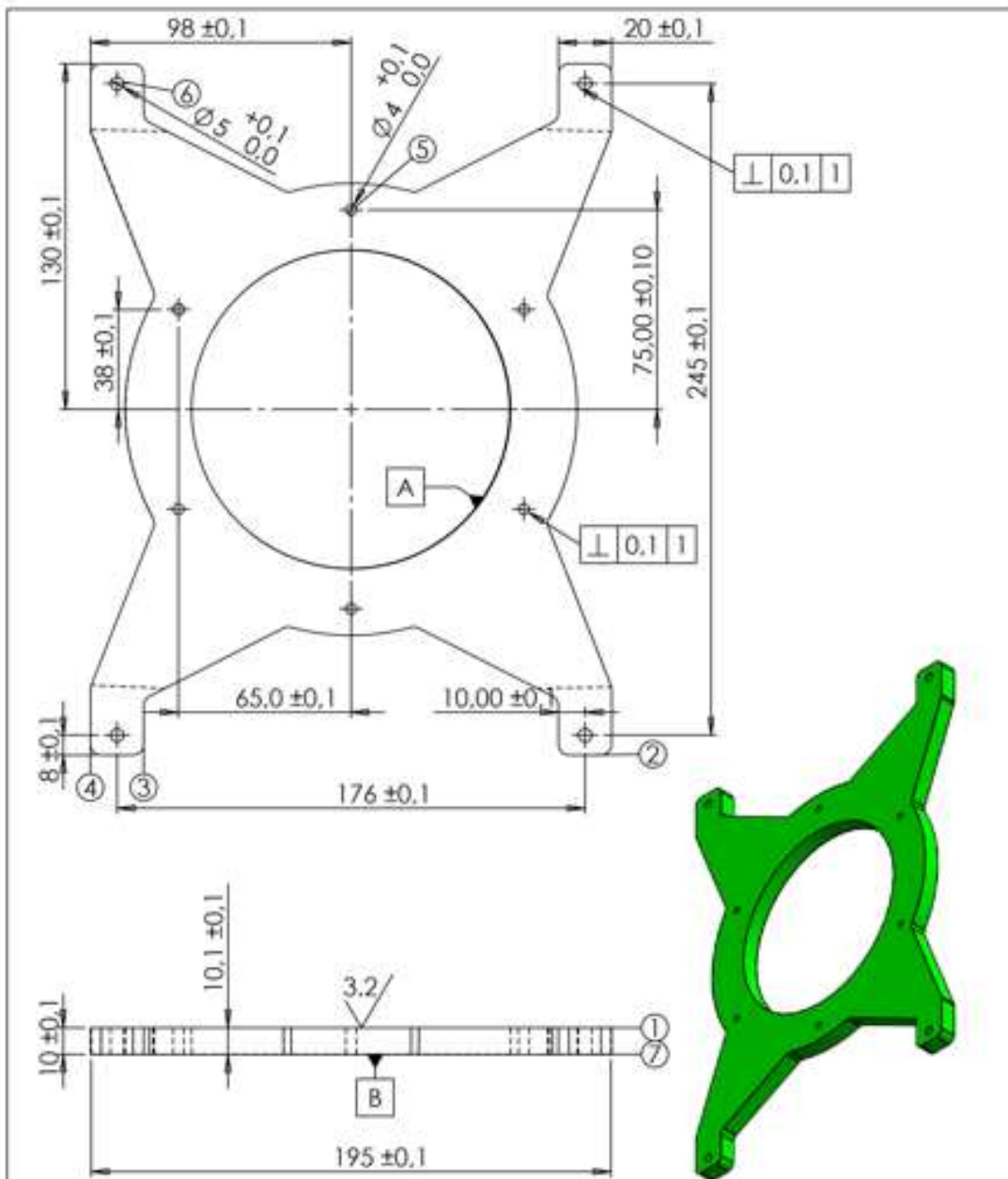
À travers ce travail, nous avons acquis une compréhension approfondie des techniques et des logiciels utilisés par les ingénieurs pour évaluer leurs produits avant leur commercialisation, renforçant ainsi notre appréciation de la complexité et de l'importance des projets spatiaux à l'ère moderne.

Références bibliographiques

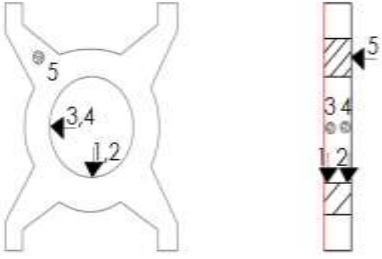
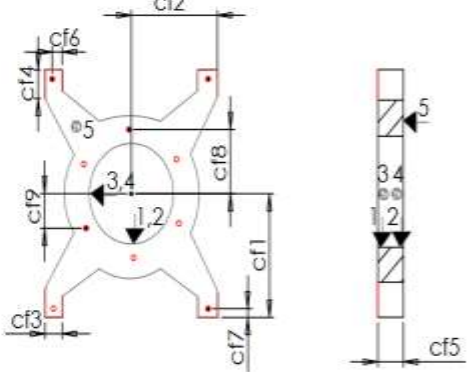
- [1] [http://sesp.esep.pro/fr/pages_nanosats/images_page/images/Cycle en V.png](http://sesp.esep.pro/fr/pages_nanosats/images_page/images/Cycle_en_V.png)
- [2] http://sesp.esep.pro/fr/pages_nanosats/deroulementprojet.html
- [3] <https://chop.raic.ca/fr/chapter-6.2>
- [4] <https://www.lefigaro.fr/sciences/le-satellite-europeen-ers-2-devrait-retomber-sur-la-terre-mercredi-20240219>
- [5] Kirkpatrick, Douglas. *Space mission analysis and design*. Eds. James Richard Wertz, Wiley J. Larson, and Donna Klungle. Vol. 8. Torrance: Microcosm, 1999.
- [6] <https://asana.com/fr/resources/project-management-phases>
- [7] <https://www.hellowork.com/fr-fr/metiers/chef-de-projet.html>
- [8] <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19660011648/downloads/19660011648.pdf>
- [9] FRANTA, Allen L. *Integrating Spacecraft Systems*. National Aeronautics and Space Administration, 1966.
- [10] https://www.stella-jones.com/sites/default/files/2021-11/StellaJones%20ESG%20Report%20FINAL%20%2820211111%29_FR.pdf
- [11] https://encrypted-tbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcRbjVa9SluoabTcZbnAsC-Zan3bMOpfQ-ulKkp1Vy3g_Xu0TJhc
- [12] <https://encryptedtbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcQAfAppO2mvuzXuJ0F9RNTnE3tmEyevJMN1BXvULQUfNJYUhVq7>
- [13] https://encrypted-tbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcSHUYMuKSb-4q97PhKvwyrV5krv_JkaT79cOkJkJhm7dGw1K4t
- [14] <https://encryptedtbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcSAfsHtOL1Y0QQHOOHdS6nY-I11WK718yRuas3JdnyJQSqmm7Bb>
- [15] https://encryptedtbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcR5HWG_pNg6FR10oOSCK8maWUt3hIz5111oCQ&s
- [16] https://encrypted-tbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcTx-5TOWmq-_nan8c1_syQnAt1u9AGMK25MhXvEq6YB_0zV5g5m
- [17] https://encrypted-tbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcSs8_fHvhdy6EwfYwvuOm-ITbrXYK7n4HmK4fzVUTZoIkKUJlpD

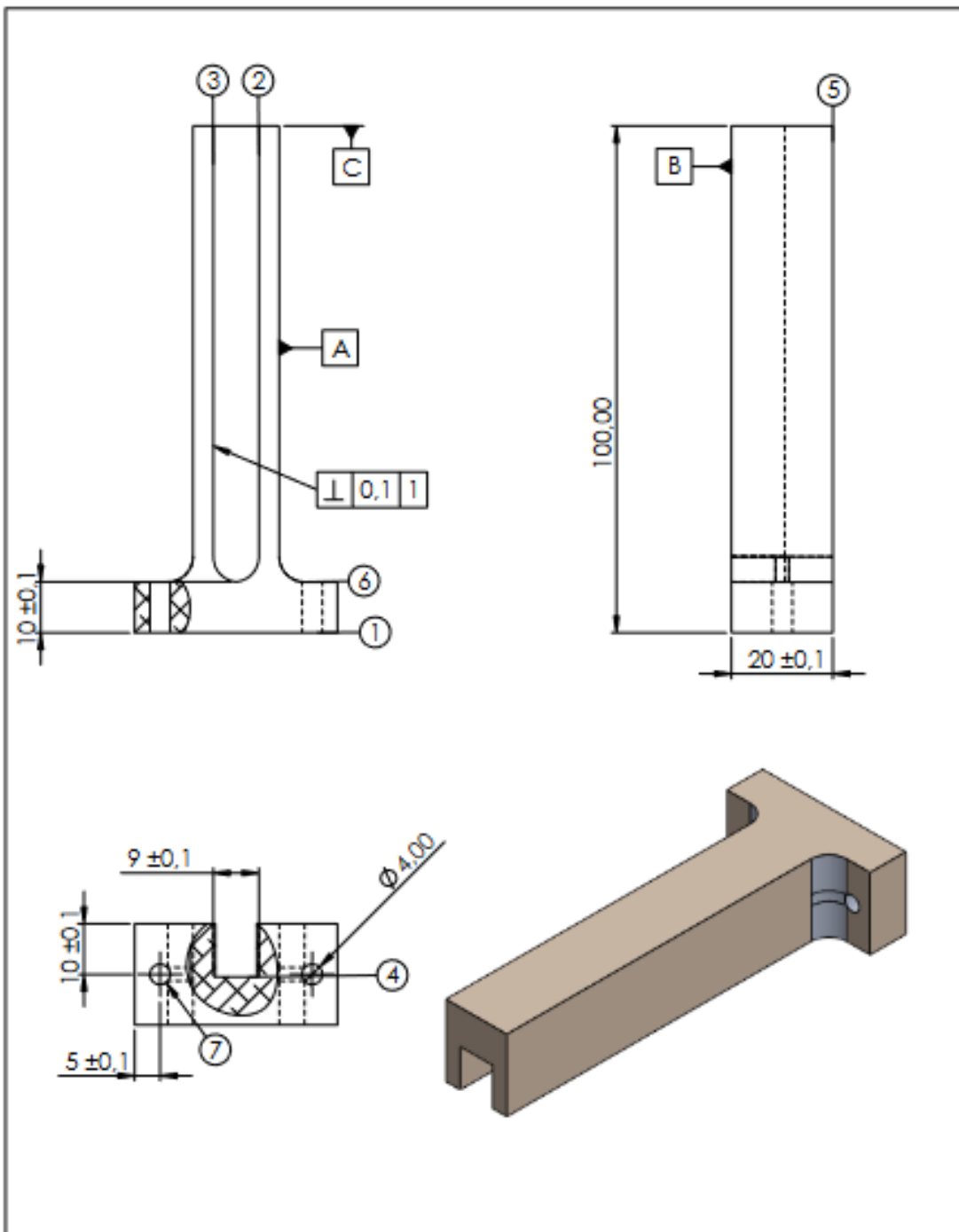
- [18] <https://encryptedtbn1.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcQ2TeJYV0hwYHwOuLK5ntPedAY2gWz4vHf6qUwqvV4vBMDRKE-o>
- [19] https://encryptedtbn2.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcQ9_GiIk_S6K1z7sHPDeI0NXZpkMZSNjURwvxxmMfjomQ-9S9NM
- [20] <https://alen.space/space-business/>
- [21] <https://encryptedtbn2.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcTSjAJIRjbxVCPFjTSaBYBxaD7IW2BdO4xUTyyRHDVCnLoVICnD>
- [22] https://encryptedtbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcR5t6cDQVRKWesVsy0SkGLBwQGrIc3iHM6EmTGi8W4ak7Opx_co
- [23] https://encryptedtbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcRgaFr3qzqXjKkydlN45lrrJVfM_wTtdw5DC6Ayps7-fldJLq5O
- [24] <https://www.hellowork.com/fr-fr/metiers/chef-de-projet.html>
- [25] https://encrypted-tbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcTmzdas1s7_76rkzJUH-Qfifp4FFrHE0Q2rJJebKQnuKSU9V0Ai
- [26] https://encryptedtbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcSVnHdAv4C_vqqY_5yxqqGbxn7Q-QoieNNaPyfffvjdg2I4G1i0
- [27] <https://encryptedtbn2.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcRlwNy6v9I3jQUVUf4s1SqrMjVIOHjqsYfUw1xTD8-bcld49BwK>
- [28] https://help.solidworks.com/2021/french/SolidWorks/motionstudies/c_Introduction_to_Motion_Studies.htm
- [29] https://fr.wikipedia.org/wiki/Dessin_technique
- [30] https://fac.umc.edu.dz/ista/pdf/cours/Fab3_Bureau%20Des%20M%C3%A9thodes.pdf
- [31] <https://encryptedtbn3.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcS7HPA36pXzatzV33WILPSCxkKeraMbbUnYEZyI28VrVfUB6R4>
- [32] <https://www.praud-inox.com/blog/assembleme-mecanique>
- [33] <https://www.alloprof.qc.ca/fr/eleves/bv/sciences/la-gamme-de-fabrication-s1452>
- [34] <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117722004367#s0010>
- [35] <https://docplayer.fr/9164930-Module-2-introduction-a-workbench-solutions.html>
- [36] https://analyse-fabrication.univ-lille.fr/co/chapitre3_3_1.html
- [37] <https://shop.modeldesign.ma/raise3d/63-imprimante-3d-pro2-plus-raise3d.html>

Annexe

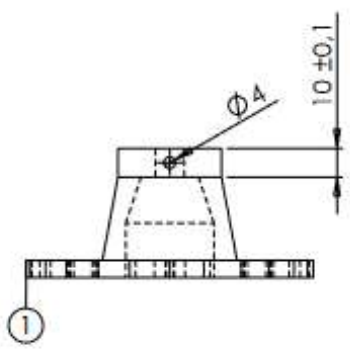
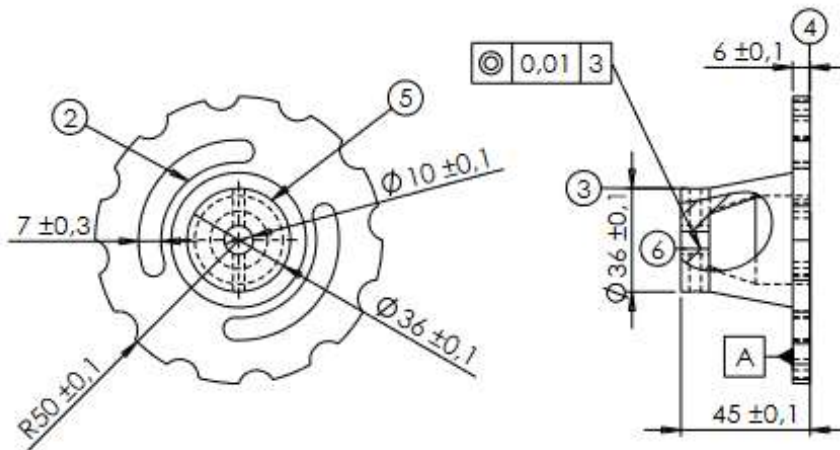


Echelle:1/2	université de Blemcen/ CDS	construction mecanique
	ADAPTATEUR	Hadj Said.M
Format:A4		08/04/2024

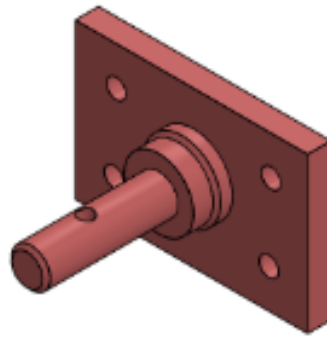
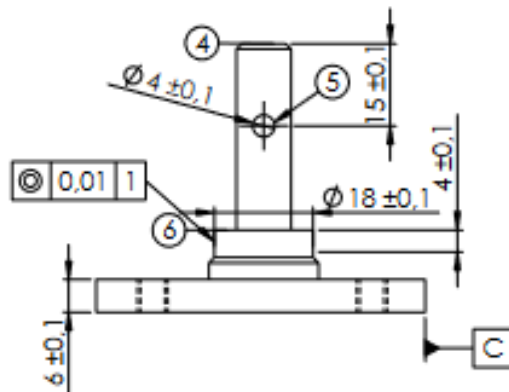
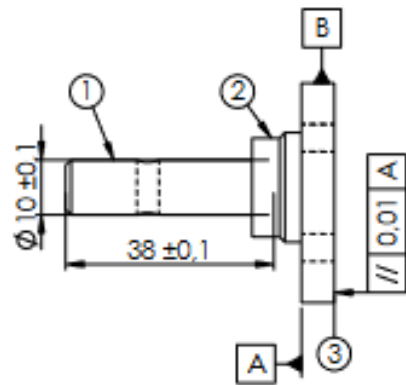
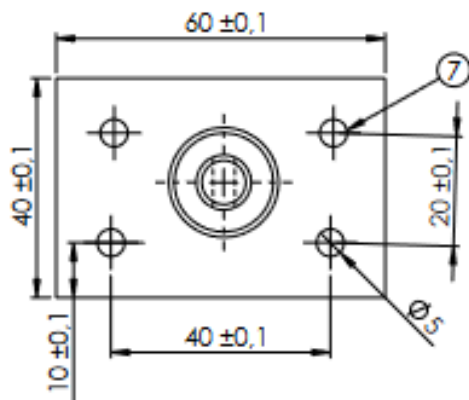
N phase	designations des phases	M.O	Outil	Control	Schema de phase
100	control de brute	Atelier de control			
200	FRAISAGE : Referenciel de depart: Centrage 1,2,3,4 :A Appui ponctuel :B 210:Fraiser 1 en finition cf1= 10± 0,2	F.V	fraise deux taille diametre: 100mm	P.C	
300	FRAISAGE : Referenciel de depart: Centrage 1,2,3,4 :A Appui ponctuel :1 310:Fraiser 2 en finition 320:Fraiser 4 en finition 330:Fraiser 3 en finition 340:Fraiser 7 en finition 350: Percer 5 et 6 en finition cf1=130±0,1 ,cf2=98±0,1 , cf3=10±0,1 ,cf4=18±0,1 , cf5=10±0,1 ,cf6=8±0,1 cf7=8±0,1 , cf8=75±0,1 , cf9=38±0,1	F.V	fraise deux taille Ø30 foret Ø4	p.c	
400	control final	Atelier de control			



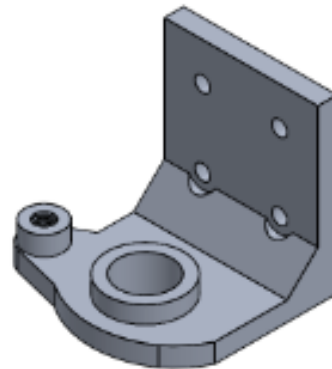
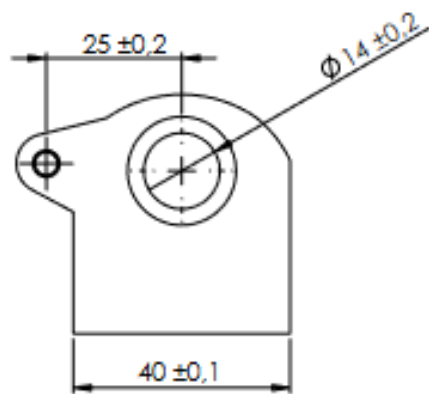
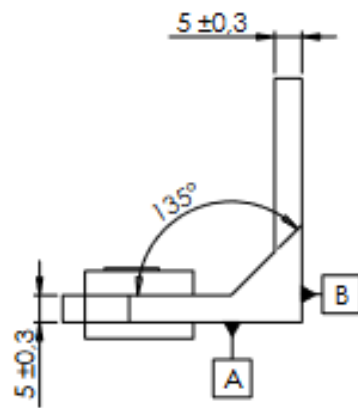
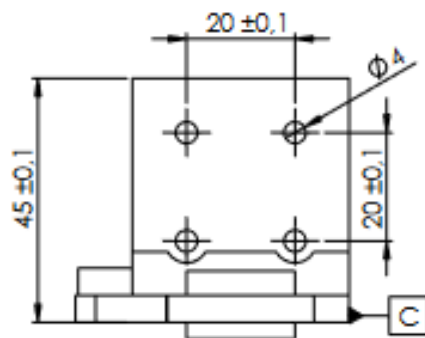
ECHELLE: 1/1	université de flemcen/cds	construction mecanique
	support de panneau	Hadj Said.M
Format : A4		19/04/2024



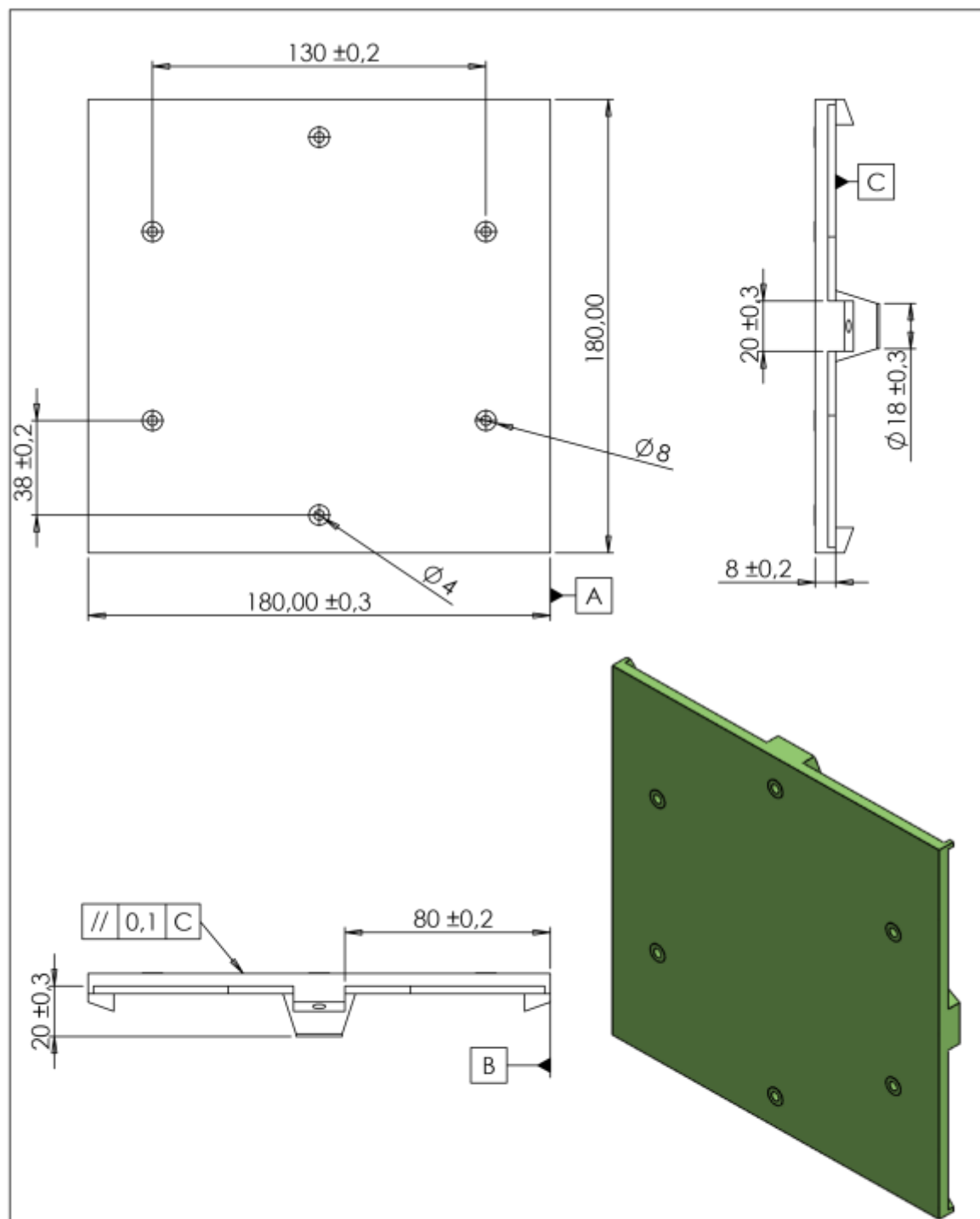
Echelle: 1/2	Universite de Tlemcen/CDS	Construction mecanique
	LA ROUE	Hadj Said.M
Format: A4		03/05/2024




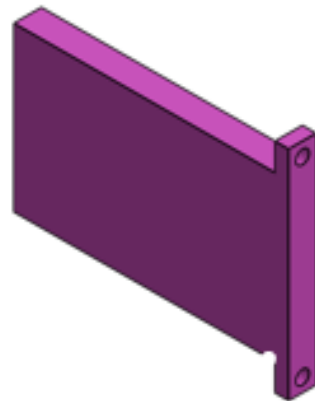
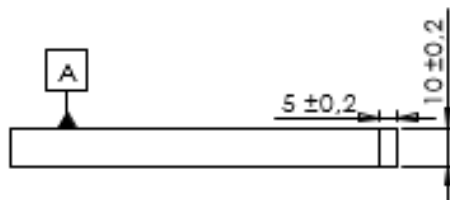
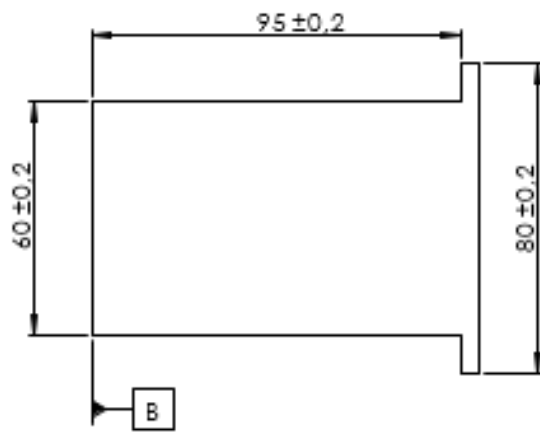
Echelle: 1/1	Universite de Tlemcen/CDS	construction mecanique
	Support	Hadj Said.M
Format:A4		03/05/2024



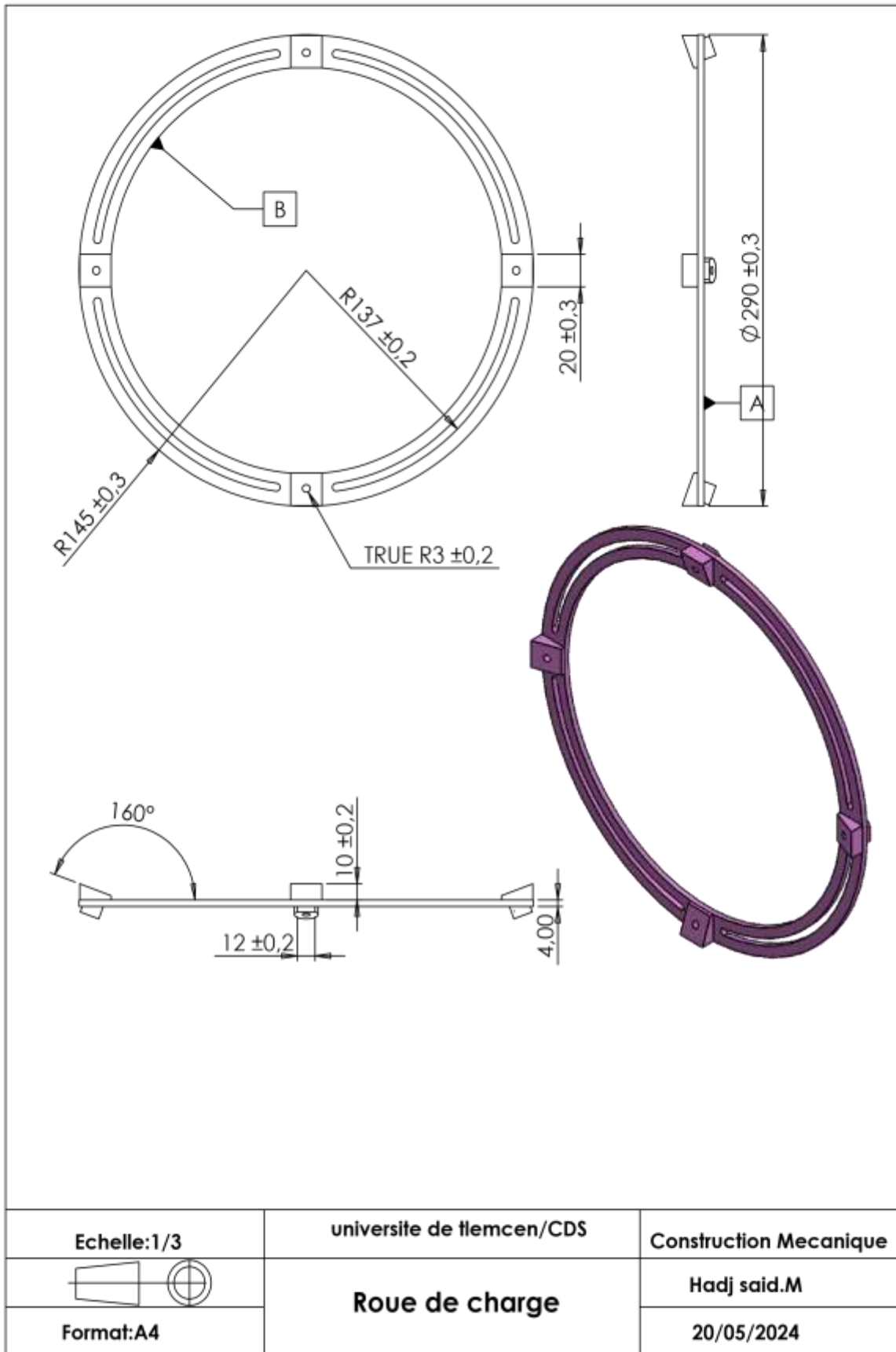
Echelle: 1/1	Universite de Tlemcen/CDS	construction mecanique
	Support en L	Hadj said.M
Format: A4		19/05/2024

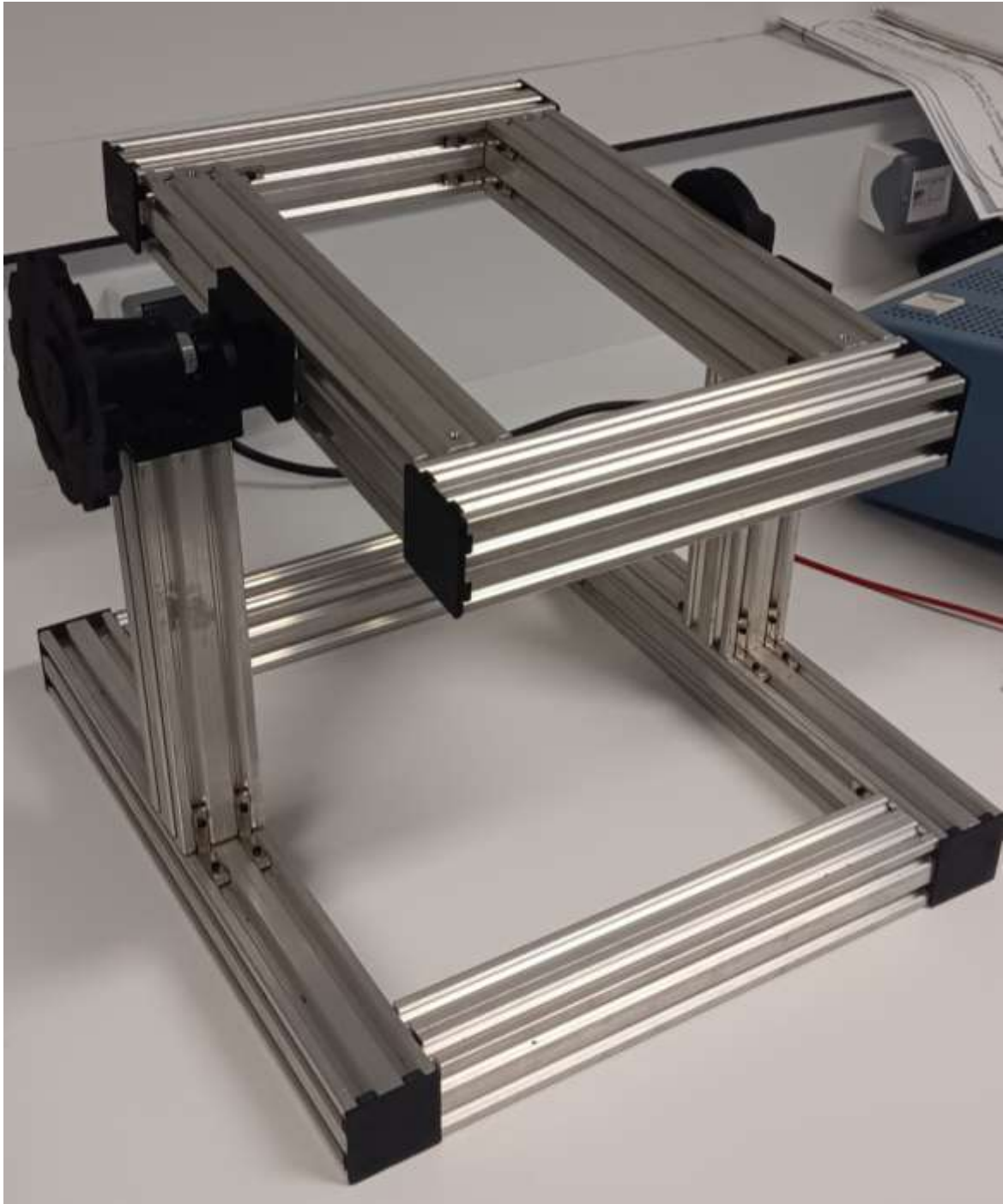


Echelle:1/1	Universite de Tlemcen	construction mecanique
	Table de support	Hadj said.M
Format:A4		20/05/2024

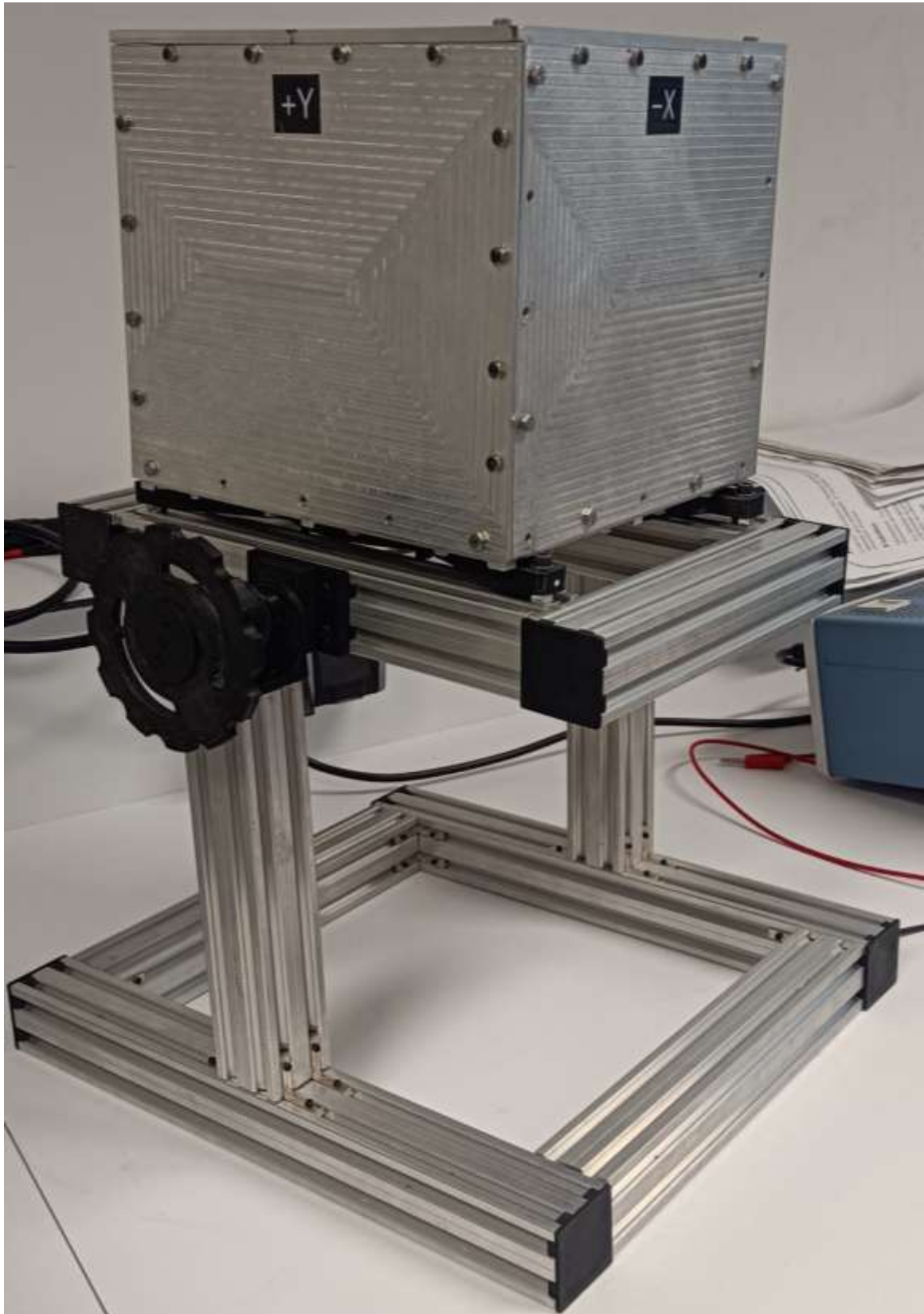


Echelle: 2/3	Université de Tlemcen /CDS	Construction mécanique
	Support en T	Hadj Said .M
Format: A4		21/05/2024









#

