

THÈSE

En vue de l'obtention du Diplôme de Doctorat en Sciences

Présenté par : Nassima KHORCHEF

Intitulé

**Optimisation Multidisciplinaire, Commande et Conception d'un
Panneau Solaire Déployable pour Applications Spatiales**

Faculté : Génie Electrique

Département : Electronique

Spécialité : Electronique

Option : Automatique

Devant le Jury Composé de :

<i>Membre de Jury</i>	<i>Grade</i>	<i>Qualité</i>	<i>Domiciliation</i>
<i>Nasreddine BERRACHED</i>	<i>Professeur</i>	<i>Président</i>	<i>USTO-MB</i>
<i>Abdellah MOKHTARI</i>	<i>Professeur</i>	<i>Encadrant</i>	<i>USTO-MB</i>
<i>Abdelmadjid BOUDJEMAI</i>	<i>Maitre de Recherche A</i>	<i>Co-Encadrant</i>	<i>CDS-Oran</i>
<i>Amine BOUDGHENE STAMBOULI</i>	<i>Professeur</i>	<i>Examineur</i>	<i>USTO-MB</i>
<i>Mohamed SI MOHAMMEDAREZKI</i>	<i>Directeur de Recherche</i>	<i>Examineur</i>	<i>CDS -Oran</i>
<i>Abderrahmane BOUHENNA</i>	<i>Professeur</i>	<i>Examineur</i>	<i>ENPO-Oran</i>
-	-	<i>Invité(e)</i>	-

Année Universitaire : 2019-2020

Remerciements

A l'issue de la rédaction de cette thèse, je suis plus que jamais convaincue qu'un travail de recherche est loin d'être une œuvre solitaire. Ce n'est pas une chose simple de résumer ici, en quelques lignes, combien ils comptent pour moi les personnes que j'ai rencontré durant toutes les phases que j'ai traversé pour arriver à ce jour. C'est pour cela que je rends Grâce à ALLAH qui m'a Aidé et m'a Donné le courage pour ne pas abandonner, et surtout pour m'avoir Entouré de personnes (familles, amis, encadreur, et mêmes des inconnus...) qui, au travers de leur soutien souvent inconditionnel, m'ont fait confiance. Je remercie ALLAH pour leurs présences et leurs générosités.

En premier lieu, je tiens à remercier mon directeur de thèse, Mr. Abdellah MOKHTARI, Professeur à l'Université des Sciences et de la Technologie Mohamed Boudiaf à Oran-Algérie USTO-MB et directeur du laboratoire d'Aéro-Hydrodynamique Navale LAHN-USTO, de m'avoir honoré par son encadrement, et pour la confiance qu'il m'a accordée en acceptant d'encadrer ce travail doctoral. J'aimerais également lui dire à quel point j'ai apprécié sa grande patience et preuve d'une compréhension toutes particulières. Ses conseils très utiles et encouragement ont été d'une grande importance pour achever ce travail.

J'adresse mes sincères reconnaissances et respects à Mr. Abdelmadjid BOUDJEMAI, Maître de recherche au sein du Centre de Développement des Satellites CDS et chef d'équipes de recherche en mécanique spatiale et propulsion, de m'avoir honoré d'en être mon Co-encadreur. En effet, je n'aurais jamais pu réaliser ce travail doctoral sans son soutien dont la générosité, la bonne humeur et l'intérêt manifestés à l'égard de ma recherche m'ont permis de progresser. Je le remercie également de m'avoir initié dans ce domaine et d'avoir fait preuve d'une patience et d'une attention toute particulière, surtout pour les nombreuses discussions que nous avons eues et les conseils qu'il m'a donnés pour un aboutissement fiable et utile de ce travail.

Mes remerciements vont également au Professeur N. BERRACHED de l'université des sciences et de la technologie Mohamed Boudiaf à Oran-Algérie USTO-MB pour avoir accepté de participer à ce jury de thèse et d'en être le président. De même, je suis particulièrement reconnaissante à tous les membres de jury : Professeur A. BOUDGHENE STAMBOULI de l'université des sciences et de la technologie Mohamed Boudiaf à Oran-Algérie USTO-MB, Professeur A. BOUHENNA, de l'Ecole Nationale Polytechnique d'Oran ENPO, Mr. M. K. SI MOHAMMED AREZKI, Directeur de Recherche au sein du centre de développement des satellites

CDS, qui ont accepté de me faire l'honneur de participer à l'évaluation et de juger ce travail et d'en être les examinateurs.

Je tiens à souligner ma reconnaissance particulièrement à mon amie C. SERIEF pour son aide, ses encouragements et son soutien inconditionnel et ses précieux conseils et pour tout le reste. Mes très chères amies A. SEDDINI et F. AFFANE, pour l'écoute et le partage des moments de bonheurs et des instants de vie devenus très précieux avec le temps.

Je remercie également beaucoup d'autres collègues et membres d'équipe de travail avec qui j'ai pu partager mon quotidien au bureau, que cette espace ne suffira pas à les citer tous. Je les remercie tous pour leurs prières, écoutes, conseils, encouragement.

Un remerciement particulier à Mr. Mokhtar FREH, responsable du service de la Poste-Graduation de la faculté de génie électrique à USTO-MB, pour son enthousiasme, son énergie, et sa patience si remarquable avec tous les étudiants et enseignants de la faculté.

Je tiens à présenter ma gratitude et profond respects tout particuliers pour Mr. Rick KIMBER, et son équipe ainsi que beaucoup d'autres que j'ai eu la chance de rencontrer à SSTL, pour leurs explications, leurs savoirs et expériences qui n'ont pas hésité à me partager, et particulièrement leurs temps et patiences.

Sans oublier d'autres amis que j'ai eu la chance de rencontrer durant ces années et que je garde précieusement dans mon cœur pour leurs encouragements inconditionnels pour aller de devant dans la vie.

Enfin, je tiens à remercier ma famille, ma très chère maman, mes sœurs et mon frère, pour leur soutien inconditionnel, sans lequel je n'aurai jamais pu réussir de telles études. Je voudrais leur témoigner ma gratitude et profonde reconnaissance.

Merci à tous très profondément.

*Je dédie ce travail à tous ceux qui ont perdu la force d'essayer encore,
même pour une seule fois de plus Sachez que rien n'est éternel
même pas nos soucis....*

*I'm not telling you it is going to be easy...I am telling
you it is going to be worth it..(Art Williams)*

Résumé

La conception de panneaux solaires spatiaux est une tâche d'ingénierie multidisciplinaire, complexe et itérative. Les paramètres du produit final sont étroitement liés aux exigences de la mission spatiale ayant une incidence sur le coût et la méthode de fabrication. Dans cette thèse, nous abordons deux problématiques liées à la conception de panneaux solaires déployables pour satellites.

Tout d'abord, nous mettons le point sur le phénomène de couplage généré par la flexibilité des structures des panneaux solaires déployables sur les angles de pointages du satellite en présence de manœuvres orbitales, du fait de son influence sur la dynamique et la fiabilité du système. Ce phénomène induit des mouvements de faibles amplitudes et qui doivent être éliminés par des techniques de commandes. Notre contribution dans cette partie consiste en le développement d'un modèle mathématique dans le cas d'un satellite de forme cubique doté de panneau solaire déployable flexible.

La seconde contribution est la proposition de méthode de conception des panneaux solaires déployables pour satellites basée sur l'optimisation multidisciplinaires en utilisant des algorithmes avancés établis sur le principe des forces gravitationnelles. Le problème de conception de panneaux solaires est abordé en partant du choix de la technologie de base jusqu'à la conception systématique détaillée. La méthode de modélisation proposée représente une extension du savoir-faire d'experts du domaine vers une approche de conception plus informatisée. Ces caractéristiques rendent ce travail très pratique.

La thèse vise également à permettre des recherches plus poussées, aussi bien pour l'approche de conception des panneaux que pour les techniques de commande et d'optimisation.

Mots clés : *Satellite ; Panneaux Solaires ; Conception Multidisciplinaire ; Optimisation ; Modélisation ; Couplage et Flexibilité Algorithme de Recherche Gravitationnelle ; Propriétés Géométriques et Structurelles ;*

ملخص

تعدّ عملية انجاز وتصميم أنظمة الألواح الشمسية الفضائية جد معقدة نظرا لارتباط هذه الأنظمة بعدة بتخصصات. ترتبط معايير المنتج النهائي ارتباطاً وثيقاً بمتطلبات مهام القمر الصناعي التي تؤثر على تكلفة وطريقة التصنيع. نتناول في هذه الأطروحة إشكاليتين متعلقتين بتصميم الألواح الشمسية المرنة والقابلة للبسط في الفضاء.

نتطرق أولاً إلى دراسة ظاهرة الاقتران الناتجة عن مرونة هيكل الألواح الشمسية القابلة للبسط وحركة الزاوية للقمر الصناعي خلال الاختبارات المدارية، والهدف هو إظهار آثارها على ديناميكيات النظام وموثوقيته. ينجم عن هذه الظاهرة اهتزازات ذات سعة صغيرة والتي يجب إخمادها باستعمال تقنيات التحكم الزاوي. تتمثل مساهمتنا في هذا الجزء في تطوير نموذج رياضي لقمر صناعي مكعب الشكل مزود بألواح شمسية مرنة قابلة للبسط.

يتمثل الإسهام الثاني لهذه الأطروحة في التصميم المفصل للألواح الشمسية باستعمال تقنيات التصميم الأمثل عن طريق استخدام خوارزميات متقدمة مبنية على أساس مبدأ قوى الجاذبية الأرضية. يتم تناول مشكل التصميم بإسهاب بدءاً من اختيار التقنية الأساسية إلى التصميم المنهجي استناداً إلى التحسين التفصيلي. يتم التعامل مع مشكل التصميم من اختيار التكنولوجيا الأساسية إلى التصميم المنهجي المفصل، وهو ما تجعل هذا النموذج عملياً للغاية.

كما تهدف الأطروحة أيضاً إلى فصح المجال إلى المزيد من الأبحاث المحسنة، سواء بالنسبة إلى منهج تصميم الألواح الشمسية أو تقنيات التحكم وأساليب التحسين.

الكلمات المفتاحية: القمر الصناعي، الألواح الشمسية، تصميم متعدد التخصصات، التحسين، التصميم؛ الاقتران ومرونة، خوارزمية البحث الجاذبية، الخصائص الهندسية والهيكلية.

Abstract

Space solar panel design is a multidisciplinary, complex and iterative engineering task. The final product parameters are strongly related to the space mission requirements that affect the manufacturing cost and process. This thesis tackle two issues related to deployable solar panels for satellites.

We first study the coupling phenomenon generated by the flexibility of deployable structures, namely solar panels, on the satellite pointing angles in the presence of orbital manoeuvres, the aim is to demonstrate its effects on the system dynamics and reliability. This phenomenon induces small amplitude movements that must be eliminated using control techniques. Our contribution in this part consists of developing a mathematical model considering a cubic-shaped satellite with flexible deployable solar panel.

Secondly, this thesis addresses the key issue of design solar arrays. Our contribution is to propose a design method based on multidisciplinary optimisation using advanced algorithms established on the principle of gravitational forces. The thesis deals with a deployable solar array design problem from the basic technology selection to a detailed optimisation based systematic design. Thus, a comprehensive design steps for space solar array with detailed framework research is proposed. The suggested modelling method denotes an expansion of expertise's knowledge heritage and workmanship guidelines towards a more computable design approach. These features make this work very practical.

The thesis also aims to allow further enhanced research either for solar array design approach, or in controlling techniques and optimisation methods.

Key words: *Satellite ; Solar Panels ; Multidisciplinary Design ; Optimisation ; Modelling ; Coupling and Flexibility; Gravitational Search Algorithm; Geometric and Structural Properties*

Table des Matières

CHAPITRE – 1	7
1. INTRODUCTION SUR LES SATELLITES ET LES PROJETS SPATIAUX	8
1.1 Introduction.....	8
1.2 Vue Système d'un Projet Spatial	9
1.3 Anatomie d'un Satellite	12
1.4 Classification des Satellites.....	13
1.5 L'Environnement Spatial	22
1.6 Déroulement d'un Projet Spatial.....	23
1.7 Problématique : Réalisation d'un Panneau Solaire	28
1.8 Conception d'un Panneau Solaire pour Satellite.....	31
1.9 Conclusion.....	39
CHAPITRE - 2	41
2. OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE ET APPLICATIONS AUX TECHNOLOGIES SPATIALE	42
2.1 Introduction.....	42
2.2 notion de Développement de Nouveaux Produits	43
2.3 définitions de Optimisation et Conception	43
2.4 Etat de L'art De la Modélisation Multidisciplinaire dans des Applications de Systèmes Spatiaux	46
2.5 L'Algorithme de Recherche de Gravitation GSA	53
2.6 Présentation Multidisciplinaire Globale du Modèle d'un Générateur Solaire Spatial	59
2.7 Conclusion.....	68
CHAPITRE - 3	69
3. EFFET DE COUPLAGE SUR LA DYNAMIQUE D'UN PANNEAU SOLAIRE DEPLOYABLE.....	70
3.1 Introduction.....	70
3.2 Notion de Vibration	71
3.3 Structure Flexibles	71
3.4 Structures Déployables pour le Spatial.....	72
3.5 Structure Flexibles Dans l'Aérospatial	75
3.6 Techniques de Contrôles et Stabilisation des Satellites	79
3.7 Modélisation du Système Satellite-Panneaux Solaire Déployable.....	85
3.8 Commande du Système.....	98
3.9 Résultats et Discussions	99
3.10 Conclusion.....	112
CHAPITRE – 4	113

4.	OPTIMISATION MULTIDISCIPLIANIRE D'UN PANNEAU SOLAIRE DEPLOYABLE	114
4.1	Introduction.....	114
4.2	Conception de Panneau Solaire Rigide.....	116
4.3	Conception et Optimisation Multidisciplinaire d'un Panneau Solaire Rigide.....	118
4.4	Simulation et Interprétations des Résultats.....	136
4.5	Conclusion.....	156
	ANNEXE. A	161

Liste des Figures

Figure 1-1 : Spoutnik 1, 1 ^{ier} satellite artificiel [12]	8
Figure 1-2: Statistique du nombre des satellites lancés par mois effectués dans la période du 01-Jan-2016 au 12-Juin-2019, tous types de missions et catégories confondus (source de données : [13])	9
Figure 1-3: Composantes d'une mission spatiale (schéma inspiré de [14, 16, 19, 20])	11
Figure 1-4: Diagramme illustratif des éléments constituant un satellite [16, 17, 20, 21]	13
Figure 1-5: Paramètres de classification de types de satellites	14
Figure 1-6: Présentation graphique des paramètres définissant une orbite	16
Figure 1-7: Illustration des types d'orbites terrestre	18
Figure 1-8: Classements des missions des engins spatiaux. Diagramme reproduit de [23]	21
Figure 1-9: Illustration du coût de satellites en fonction de sa masse [38]	24
Figure 1-10: Cycle en V d'un produit. Chaque étape de conception correspond à une étape de validation, de la même couleur. Source [14, 40]	25
Figure 1-11: Phases du Cycle de vie d'un projet spatial typique	26
Figure 1-12: Cycle de vie typique et revues d'un projet spatial (reproduction à partir de [37])	28
Figure 1-13: Diagramme standard du sous-système de puissance d'un satellite	29
Figure 1-14: Rentabilité de la sélection d'un véhicule de lancement ([1])	30
Figure 1-15: Technologies des sources de puissance primaire pour satellite [21]	30
Figure 1-16: Vue de section de schémas descriptifs de panneau solaire typique [43]	33
Figure 1-17: Différentes technologies utilisées pour les générateurs solaires spatiales [4]	34
Figure 1-18: Exemples de types de panneaux solaires dédiés aux applications spatiales (photos Crédits : [47-49])	35
Figure 1-19: Rendement des cellules solaires spatiales [24]	37
Figure 1-20: Exemple de charte de sélection des éléments d'un panneau solaire spatial	39
Figure 2-1: Phases de développement d'un produit [50]	44
Figure 2-2: Élément de définition du coût de fabrication d'un produit (source : [5])	46
Figure 2-3: Exemple d'un projet ayant utilisé DFMA pour raccourcir le temps du processus de conception de l'un de ses produit [5]	46
Figure 2-4: Représentation globale de la conception multidisciplinaire d'un satellite	47
Figure 2-5: (a) et (b) Représentations de la conception d'un projet spatial	49
Figure 2-6 : Présentation du cadre de MDO pour la conception et l'optimisation d'un système multidisciplinaire	52
Figure 2-7: Illustration d'un système isolé de masse (source d'image [95])	54
Figure 2-8: Diagramme de principe du GSA [94]	58
Figure 2-9: Modèle MDO développé pour la conception du générateur solaire pour satellite	64
Figure 2-10: Proposition de la Matrice de structure de conception étendue (XDSM) du problème de conception d'un panneau solaire pour satellite	67
Figure 2-11: Présentation du cadre de MDO pour la conception et l'optimisation de panneau solaire spatial	67
Figure 3-1: (a) – (f) Exemples de structures déployables	75

Figure 3-2: Image d'un panneau solaire (une seule aile) du satellite Intelsat-35E [111].....	75
Figure 3-3: Image de la Station Spatiale Internationale ISS [113-115].....	76
Figure 3-4: Image d'un satellite doté de deux panneaux solaire déployables	77
Figure 3-5: Modes de vibration de panneau solaire déployable de satellite	78
Figure 3-6: Mouvements de rotation d'un satellite suite à des manœuvres en orbites générées par le S/S SCAO	79
Figure 3-7: Orientation d'attitude d'un satellite [23]	80
Figure 3-8: Diagramme de loi de contrôle d'attitude	81
Figure 3-9: Diagramme fonctionnel des catégories de stabilisation[127]	82
Figure 3-10 : Présentation générique de l'interaction de la boucle de contrôle SCAO avec les disciplines du satellite	84
Figure 3-11 : Exemples de structures de satellites de différentes formes [139, 140] [141]	85
Figure 3-12: Forme géométrique considérée du satellite.....	86
Figure 3-13: Illustration du mouvement de panneaux solaires déployables flexibles sous l'action d'un couple.....	87
Figure 3-14: Modèle de satellite à panneaux solaires flexibles en mouvement antisymétrique par rapport à son axe de tangage avec un angle de θ	88
Figure 3-15: Illustration de l'allure d'une poutre encastree-libre uniforme chargée à son extrémité.....	90
Figure 3-16: Représentation des torques externes du satellite.....	92
Figure 3-17: Schéma global du système modélisé avec Simulink	95
Figure 3-18: Modèle Simulink de l'équation dynamique d'un panneau solaire (1,2).....	96
Figure 3-19: Modèle Simulink de l'équation dynamique du corps central.....	97
Figure 3-20: Evolution temporelle des angles de déplacement du satellite.....	101
Figure 3-21: Evolution temporelle des angles de vitesse.....	101
Figure 3-22: Déplacement des coordonnées du centre de masse (x_c, z_c) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-1)	101
Figure 3-23: Evolution temporelle des angles de déplacement du système.....	102
Figure 3-24: Evolution temporelle des angles de vitesse.....	102
Figure 3-25: Déplacement des coordonnées du centre de masse (x_c, z_c) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-2)	102
Figure 3-26: Evolution temporelle des angles de déplacement du système.....	103
Figure 3-27: Evolution temporelle des angles de vitesse.....	103
Figure 3-28: Déplacement des coordonnées du centre de masse (x_c, z_c) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-3)	103
Figure 3-29: Evolution temporelle des angles de déplacement du satellite.....	104
Figure 3-30: Evolution temporelle des angles de vitesse.....	104
Figure 3-31: Déplacement des coordonnées du centre de masse (x_c, z_c) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-4)	104
Figure 3-32: Closed loop Simulink model of the dynamic equation of the pitch angle of the cubic body satellite	106
Figure 3-33: Réponse des angles de rotation du système en boucle fermée du corps principal.....	107
Figure 3-34: Réponse des angles de rotation du système en boucle fermée du corps principal.....	107
Figure 3-35: Diagramme correspondant du couple T_c du contrôleur du satellite pour le cas-2.....	107

Figure 3-36: Cas-6 : Déplacement des coordonnées du centre d'inertie (x_{ci} , z_{ci}) des deux ailes solaires sous l'effet du contrôleur	108
Figure 3-37: Réponse temporelle des angles de rotation du système en boucle fermée du corps principal	109
Figure 3-38: Réponse temporelle du couple T_c du contrôleur du satellite pour le cas-5.....	109
Figure 3-39: Cas-5 : Déplacement des coordonnées du centre d'inertie (x_{ci} , z_{ci}) des deux ailes solaires sous l'effet du contrôleur	110
Figure 3-40: Réponse temporelle du système en boucle fermée (tous les contrôleurs ON)	110
Figure 3-41: Réponse temporelle du couple T_c du contrôleur du satellite pour le cas-5 : T_c ($K_p=10, K_d=10$).....	111
Figure 3-42: Case-5: Déplacement des coordonnées du centre d'inertie (x_{ci} , z_{ci}) des deux ailes solaires sous l'effet du contrôleur	111
Figure 4-1: Vue de d'ensemble d'un satellite doté de panneaux solaires déployables	116
Figure 4-2: Illustration du prix globale de fabrication d'un générateur solaire selon JPL	117
Figure 4-3: Vue de section d'un schéma descriptif des composantes d'un panneau solaire assemblé..	118
Figure 4-4: proposition de la Matrice de structure de conception étendue (XDSM) du problème de conception d'un panneau solaire pour satellite	119
Figure 4-5: Durée d'ombre maximale d'une orbite circulaire.....	122
Figure 4-6 : Description d'une cellule solaire assemblée (triple jonction, AZUR) [155].....	127
Figure 4-7: (a)-(c) : illustration schématique du modèle préliminaire de panneau solaire à concevoir ...	131
Figure 4-8: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la masse du PVA : (a) & (b) des gaps latéraux d'assemblage, (c) & (d) des gaps interlignes d'assemblage.....	144
Figure 4-9: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la masse du PVA : Nombre de panneaux par aile solaire	144
Figure 4-10: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la masse du PVA : Poids spécifique du matériau de structure	145
Figure 4-11: Résultat de l'optimisation du Poids spécifique du substrat du générateur solaire avec le GSA, cas d'optimisation de la masse.....	145
Figure 4-12: Comparaison des résultats d'optimisation de la masse totale du générateur solaire avec le GSA.....	146
Figure 4-13: Représentation graphique de l'optimisation de la masse totale du générateur solaire en considération des contraintes du modèle.....	146
Figure 4-14: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la surface du PVA : (a) & (b) des gaps latéraux d'assemblage, (c) & (d) des gaps interlignes d'assemblage.....	152
Figure 4-15: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la surface du PVA : Nombre de panneaux par aile solaire. Cas d'une structure de poids spécifique de $1,42 \text{ kg / m}^2$	152
Figure 4-16: Vue agrandie sur le meilleur résultat de la valeur optimale (Bestchart) trouvé de la surface totale du générateur solaire.....	153
Figure 4-17: Résultat de comparaison des résultats d'optimisation de la surface totale du générateur solaire.....	153
Figure 4-18: Représentation graphique d'optimisation de la surface totale du générateur solaire en considération des contraintes du modèle.....	153

Liste des Tableaux

Tableau 1-1: Sous-systèmes de la plateforme d'un satellite [14-16, 19, 22-25]	13
Tableau 1-2 : Classification des satellites selon la masse	15
Tableau 1-3: Prix des véhicules de lancement (2014\$) ([1], from table-3, pp 177-179).....	30
Tableau 1-4: Composantes (du haut en bas) d'un panneau solaire spatial.....	33
Tableau 1-5: Comparaison entre la dilatation thermique de l'aluminium et le CFRP par rapport au Ge...	39
Tableau 2-1: Résumé des sorties des disciplines	65
Tableau 3-1: Paramètres numériques du satellite utilisés pour la simulation	89
Tableau 3-2: Paramètres des moments d'inerties principaux du satellite.....	89
Tableau 3-3: Condition initiale en position angulaire (CAS -1).....	99
Tableau 3-4: Conditions initiales en position angulaire (Cas-2)	100
Tableau 3-5: Conditions initiales en position angulaire (Cas-3)	100
Tableau 3-6: Conditions initiales en position angulaire (Cas-4)	100
Tableau 4-1: Paramètres d'entrée et de sortie pour l'estimation du coût spécifique du panneau solaire	129
Tableau 4-2: Paramètres de dimensionnement préliminaire des masses du produit final utilisés pour comparaison	135
Tableau 4-3: Exigences de conception du produit final	137
Tableau 4-4: Paramètres de mission de conception préliminaire.....	137
Tableau 4-5: Paramètres de la cellule solaire utilisée dans le modèle	138
Tableau 4-6: Valeurs des facteurs de dégradations	138
Tableau 4-7: Conception préliminaire des spécifications du générateur solaire	138
Tableau 4-8: Proportions des éléments utilisés pour le calcul de la masse du générateur solaire	139
Tableau 4-9: Contraintes de conception appliquées au modèle	139
Tableau 4-10: Valeurs des paramètres de l'algorithme GSA appliqué dans le modèle	139
Tableau 4-11: Dimensionnement électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse.....	141
Tableau 4-12: Dimensionnement mécanique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse	141
Tableau 4-13: Configuration électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse.....	142
Tableau 4-14: Dimensionnement mécanique préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la masse	142
Tableau 4-15: Résultats de l'optimisation de la masse du générateur solaire	142
Tableau 4-16: Dimensionnement électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la surface.....	148
Tableau 4-17: Dimensionnement mécanique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la surface.....	148
Tableau 4-18: Dimensionnement électrique préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la surface.....	149
Tableau 4-19: Dimensionnement mécanique préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la surface	149
Tableau 4-20: Résultats de l'optimisation de la masse du générateur solaire	150
Tableau 4-21: Spécifications du générateur solaire : Conception de base et résultats Optimisation de la Masse	155

Liste des Abréviations

AAO	All At Once
ADCS	Attitude Determination and Control System
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AM0	Air-Mass-Zero
AOCS	Attitude and Orbit Control System
ATC	Analytical Target Cascading
ATOX	Atomic Oxygen
AU	Astronomical Unit
BLISS	Bi-Level Integrated
BOL	Beginning Of Life
C/U	Charge Utile
CAO	conception assistée par ordinateur
CFRP	Carbon Fibre Reinforced Polymer
CO	Collaborative Optimization
COTS	Commercial Off The Shelf
CPU	Central Processing Unit
CSSO	Concurrent SubSpace Optimization
DDL	Degré De Liberté
DFA	Design For Assembly
DFM	Design For Manufacturing
DFMA	Design For Manufacturing and Assembly
DIVE	Disciplinary Interaction Variable Elimination
DyLeaf	Dynamic Leader Follower
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EMC	Electro Magnetic Compatibility
EOL	End Of Life
EPS	Electrical Power Subsystem
ESA	European Space Agency
ESSAM	Early Small Satellite System Analysis Method
FE	Finit Elements
FIO	Fully Integrated Optimization
FLC	Fuzzy Logic Controller
GA	Genetic Algorithm
Ge	Germanium
GEO	Geosynchronous Earth Orbit
GPS	Global Positioning System
GSA	Gravitational-Search Algorithm
GSLV	Geosynchronous Satellite Launch Vehicle
GTO	Geosynchronous Transfer Orbit

HDRM	Hold-Down and Release Mechanism
HEO	Highly Elliptical Orbit
ICO	Intermediate Circular Orbit
IDF	Individual Discipline Feasible
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
ISS	International Space Station
ISSMO	International Society For Structural And Multidisciplinary Optimisation
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LEO	Low Earth Orbit
LQG	linéaire Quadratique Gaussien
LQR	Linear Quadratic Regulator
MCO	Modified Collaborative Optimization
MDF	Multi-Discipline Feasible
MDO	Multidisciplinary Design Optimisation
MDOIS	Multidisciplinary Design Optimization based on Independent Subspaces
MEO	Medium Earth Orbit
MOI	Moment of Inertia
NASA	National Aeronautics And Space Administration
OMD	Optimisation Multi Disciplinaire
PF	Packing Factor
PID	Proportionnelle-Intégrale- Dérivée
PSLV	Polar Satellite Launch Vehicle
PSO	Particle Swarm Optimisation
PSPS	Planetary Science Program Support
RBDO	Reliability-Based Design Optimization
RSO	Radar à Synthèse d'Ouverture
RTG	Radioisotope Thermoelectric Generator
RTV	Room Temperature Vulcanisation
S/S	Sous-Système
SAD	Simultaneous Analysis and Design
SADA	Solar Array Drive Assembly
SADM	Solar Array Drive Mechanism
SAND	Simultaneous Analysis and Design
SAR	Synthetic Aperture Radar
SCAO	Sous-Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
Si	Silicon
SSO	Sun Synchronous Orbit
TJ	Triple Junction Solar Cells
Wh	Watt hours
XDSM	eXtended Design Structure Matrix

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

CONTEXTE

Une mission spatiale dépend principalement de la fiabilité de son sous-système d'énergie de bord (EPS : *Electrical Power Subsystem*), à savoir son fonctionnement sans interruption pour l'alimentation de l'ensemble des sous-systèmes y compris la charge utile jusqu'à la fin de vie de la mission. Selon sa taille, ses besoins en puissance électrique d'un satellite varient de quelques watts pour les nano satellites, aux dizaines de kilos watts, pour les grands satellites de communication et de navigation. Le dimensionnement des composantes de l'EPS et leur réalisation doivent donc répondre aux exigences de la mission (en terme de puissance, masse, taille, durée de vie,).

Les satellites orbiteurs de la terre disposent d'un EPS normalisé, où on trouve les panneaux solaires photovoltaïques comme source primaire pour la production de l'énergie et les batteries rechargeables comme source secondaire pour le stockage de l'énergie. D'autres technologies existent désormais pour alimenter un satellite, tels que les générateurs radio-thermiques (RTG, *Radioisotope Thermoelectric Generator*) et les piles à combustible par exemple, mais elles restent encore très restreintes à pouvoir répondre aux exigences majeures (longévité, sécurité, fiabilité, rapport puissance / masse) encore élevé.

La recherche de la meilleure performance, de la meilleure qualité, au meilleur coût, est un enjeu majeur dans le domaine spatial. En particulier, la conception des panneaux solaires pour satellite nécessite une sélection optimale des technologies disponibles pour ses diverses composantes. Cette sélection doit répondre à certains critères selon la mission en question et les objectifs recherchés, dont les plus importants sont la rentabilité, la masse et la performance.

Parmi les nombreuses contraintes rencontrées lors de la conception et le dimensionnement d'un panneau solaire, le bilan massique est le plus critique. Ce dernier affecte non seulement la fabrication de l'équipement, mais influe également sur le coût de lancement vers l'espace. Il faut savoir qu'envoyer un satellite dans l'espace coûte entre 3000 € et 30 000 € / kg [1-3] selon le type du satellite. Par conséquent, l'utilisation de structures légères est fortement recommandée.

D'autre part, la conception d'un générateur solaire est fonction de la quantité de puissance requise. Celle-ci dépend de la surface du panneau, de l'utilisation des cellules solaires les plus efficaces et du facteur d'assemblage le plus élevé. Cependant, plus le générateur solaire est grand, plus il devient vulnérable aux effets de perturbations aussi bien internes qu'externes qui

engendrent des vibrations de structures susceptibles d'affecter les performances fonctionnelles du système de contrôle d'attitude SCAO, qui se traduisent par conséquent en une dégradation de la mission. Ceci doit être pris en compte dès les premières phases de conception.

Par ailleurs, Le processus de fabrication et le coût des panneaux solaires sont profondément liés à sa conception qui implique des sélections pointues de ses composantes avec des propriétés spécifiques dimensionnées par rapport aux exigences et aux contraintes de la mission. Selon JPL [4], à titre approximatif, les 2/3 du coût global de fabrication d'un panneau solaire sont destinés aux cellules solaires, aux verres de protection de cellules (coverglass) et à la structure, et seulement 1/3 du coût est consacré au processus de fabrication et d'assemblage.

Ainsi, pour arriver aux spécifications de conception souhaitées pour une mission spécifique, les phases du processus de conception doivent être bien détaillées et achevées avec succès et dans la limite du coût alloué. La conception des panneaux solaires doit alors se faire selon un compromis optimum (Trade-Off) afin d'être réaliste autant que possible, particulièrement pour le développement de nouveaux produits [3, 5-8]. De ce fait, le processus de conception et de dimensionnement des panneaux solaires, où une forte relation entre, la masse, les dimensions, le coût et le contrôle d'attitude du satellite existe, est un problème d'optimisation multidisciplinaire par excellence. En effet, l'optimisation multidisciplinaire propose des solutions aux problèmes de conception de systèmes complexes. Selon [9], le terme optimisation multidisciplinaire laisse sous-entendre à tort qu'il ne s'agit que d'un problème d'optimisation. Cependant, l'optimisation ne représente qu'un aspect, qui ne peut être séparé du reste du problème de conception. Le but n'est pas de créer un processus automatique seulement, mais de faciliter aussi les échanges entre les différentes disciplines.

C'est dans ce contexte général, qui est la conception et le dimensionnement des panneaux solaires déployables pour satellites, que se situe le travail de recherche présenté dans la présente thèse. Deux aspects sont visés : le phénomène de couplage généré par la flexibilité des structures et l'automatisation du processus d'optimisation de la conception des panneaux solaires.

OBJECTIFS ET CONTRIBUTION DE LA THESE

Dans cette thèse, nous abordons deux problématiques liées aux panneaux solaires déployables pour satellites, à savoir : le phénomène de couplage généré par la flexibilité des structures, et l'automatisation du processus d'optimisation de la conception des panneaux solaires.

Bien que le problème de couplage dans les structures flexibles ait été largement étudié par la communauté scientifique, il n'est pas encore totalement exploité par rapport à ce qui peut être fait en termes de commande et de considérations lors de la conception dans ses phases antérieures. Notre contribution dans cette partie consiste en le développement d'un modèle mathématique dans le cas d'un satellite de forme cubique doté de panneau solaire déployable flexible formé.

Le problème de conception de panneaux solaires déployables est abordé en partant du choix de la technologie de base jusqu'à la conception systématique basée sur une optimisation détaillée. Une procédure complète de conception des panneaux solaires spatiaux avec une structure de recherche détaillée est ainsi proposée. Nous mettons en avant les différentes disciplines impliquées dans le processus du dimensionnement et conception. Dans cette perspective, les techniques méta-heuristiques sont utilisées pour fournir une optimisation de conception informatiquement efficace.

Dans ce travail, l'optimisation de conception multidisciplinaire (MDO, *Multidisciplinary Design Optimisation*) est utilisée comme technique avancée de modélisation, appliquée pour la conception de panneaux solaires. Le but est de proposer une stratégie permettant, d'une part, la description du processus de conception et, d'autre part, d'effectuer la recherche de la configuration optimale en termes de performances et propriétés finales appropriés pour une mission donnée. Les spécifications des panneaux solaires sont tirées de la littérature disponible, utilisée comme scénario de mission et référence de conception [10]. Seule la proposition de conception mécanique est examinée en ce qui concerne les exigences électriques du panneau, à savoir : la puissance en fin de vie (EOL, *End Of Life*) requise, la tension du bus et les températures de mission pour un type donné de cellules solaires. Cela réduira les coûts et les délais de fabrication.

Le but de ce travail n'est pas l'étude intégrale des techniques méta-heuristiques, chose déjà faite à travers plusieurs travaux de recherches académiques, mais c'est de fournir un outil fiable d'aide à la décision concernant les configurations à retenir tout en laissant les décisions importantes bien évidemment au jugement d'ingénieurs concernés. Notre idée est de montrer la fiabilité et à prouver l'efficacité de l'utilisation de ces techniques dans le cadre du dimensionnement et conception des panneaux solaires pour un satellite, on cherche alors à définir un cadre qui va permettre de faciliter les échanges entre les différentes disciplines, afin d'aider à la recherche de configurations optimales et à l'obtention de compromis entre les besoins des différentes disciplines (électriques, structurelles, géométriques, thermiques, budgétaire,...).

Notre contribution consiste à proposer un cadre pour l'utilisation de modèles disciplinaires au sein du problème de dimensionnement et de conception de panneaux solaires pour satellite. Nous présentons initialement le processus conventionnel de dimensionnement d'un panneau solaire à travers les estimations de ses paramètres électriques et structurels. Puis, nous passons à la proposition d'un modèle de dimensionnement optimisé pour fournir une solution sous forme de cahier des charges afin d'assister et aider l'ingénieur de conception à proposer une configuration et paramètres du produit selon les exigences de la mission et dans les limites de son budget pour un temps de traitement quasi rapide et une prise de décision concrète sollicitée par des résultats numériques. Parmi les différentes approches multidisciplinaires qui ont été mises en œuvre ces dernières années, nous avons opté, dans cette thèse, pour l'algorithme de recherche gravitationnelle, appelé (GSA, *Gravitational Search Algorithm*) en anglais.

En montrant que cette méthode, basée sur l'utilisation des modèles relatifs aux disciplines identifiées, fonctionne, on peut espérer qu'elle pourra être d'autant mieux perfectionnée avec l'introduction de plusieurs méta-modèles pour rendre le processus de conception plus sûr en termes de propositions fournies, ce qui présentera un outil solide pour prendre la décision la plus adaptée.

PLAN DE LA THESE

Le Chapitre 1 est une introduction sur ce que c'est un projet spatial et ses composantes. Nous présentons les différents types et catégories des satellites artificiels, pour passer à une introduction sur l'orbitographie et les paramètres qui en découlent avec un état de l'art sur les configurations et avancées dans la technologie des générateurs solaires pour applications spatiales.

Nous décrivons dans **le Chapitre 2** l'application des méthodes d'optimisation multidisciplinaires MDO dans l'industrie spatiale. Nous présenterons en détail le GSA utilisé dans cette thèse pour la conception du générateur solaire avec une explication des étapes de cet algorithme. Dans le même contexte, nous présenterons aussi le modèle de conception en optimisation multidisciplinaire d'un panneau solaire pour satellite développée dans le cadre de cette thèse.

Le Chapitre 3 étudie la problématique du phénomène de couplage observé dans la dynamique des générateurs solaires spatiaux déployables, notamment la flexibilité de structure et ses conséquences sur le contrôle d'attitude. L'étude est procédée à travers un modèle développé dans ce chapitre. Nous présentons également une synthèse de cas étudiés obtenus par le codage du modèle développé sous l'environnement MATLAB, ainsi que des solutions pour

réduire l'effet de ce phénomène. L'accent a été mis sur le problème de couplage dans les structures flexibles qui constitue un phénomène caractéristique d'une multitude de structures déployables.

Dans le **Chapitre 4**, nous étudions en détail le dimensionnement et la conception d'un panneau solaire déployable pour satellite. Le chapitre expose la seconde problématique discutée dans cette thèse sur la multidisciplinarité et l'optimisation de la conception d'un générateur solaire pour satellite. Ceci est abordé à travers une exposition détaillée des étapes fondamentales par le biais d'un exemple de mission spatiale et les contraintes qui en découlent lors du dimensionnement. A l'issue de cette étape, nous proposons un modèle pour définir des solutions réelles et l'application de la technique d'optimisation pour aboutir à la conception la plus adéquate à l'application étudiée. Une analyse et synthèse des résultats de simulations obtenus sont effectuées afin de mettre en évidence et vérifier la fiabilité de la technique pour un projet de conception de panneau solaire pour satellite. Nous chercherons à en tirer des conclusions sur l'efficacité de la technique plus particulièrement pendant la phase conceptuelle d'un tel projet. Cette problématique sera abordée par l'algorithme de recherche gravitationnelle GSA (*Gravitational Search Algorithm*) et son implémentation sous l'environnement MATLAB.

Enfin, nous proposons en **Conclusion Générale** notre vision de l'application de l'optimisation multidisciplinaire dans ce domaine à travers des discussions, et nous donnons quelques perspectives sur ce que pourrait être la suite et l'amélioration de ce travail de recherche.

CHAPITRE - 1

Introduction Sur Les Satellites Et Les Projets Spatiaux

1. INTRODUCTION SUR LES SATELLITES ET LES PROJETS SPATIAUX

1.1 INTRODUCTION

Un engin spatial (*a Spacecraft*) est un véhicule piloté ou non conçu pour mener une mission dans l'espace, comme les satellites artificiels. Les systèmes, équipements et les instruments constituant un tel engin dépendent des fonctions de sa mission pour laquelle il est conçu et des données qu'il va collecter pour la remplir. Depuis le début des investigations spatiales, plusieurs types d'engins spatiaux ont été développés afin de répondre aux différentes missions visées.

Par définition, un satellite est un corps qui orbite autour d'un autre corps astronomique plus grand. Ainsi, un satellite peut être un corps naturel, comme la lune de la terre par exemple, ou artificiel, comme la SSI. Toutes les planètes du système solaire, à l'exception de Mercure et de Vénus, ont des satellites naturels gravitant autour d'elles.

Sputnik 1 (Figure 1-1) fut le premier satellite artificiel mis en orbite lancé le 4 octobre 1957 par l'ex. Union soviétique. Depuis lors, une nouvelle ère de l'histoire de l'humanité s'est ouverte donnant espoir à quitter son berceau, la terre, pour conquérir le grand espace. De nos jours, les missions habitées par des astronomes ou non sont devenues une simple question de temps et de moyens pour se rendre dans cet univers mystérieux auparavant (Figure 1-2). Tandis que, ce grand exploit universel, est né en pleine guerre froide à des fins politiques et principalement guerrières. Aujourd'hui, une large panoplie de types de missions existe. Selon [11], les applications de la technologie spatiale se distinguent en trois types d'activités, à savoir : civile, commerciale et la sécurité nationale. Cette classification est plutôt d'origine financière et non pas par rapport au type de mission, chose que nous allons traiter en détail par la suite. Or, un satellite, voire tout engin spatial, n'est qu'un élément d'un système formé par différents segments afin d'accomplir sa mission, dit « Système Spatial » qui fait l'objet du paragraphe suivant.



Figure 1-1 : Sputnik 1, 1^{ier} satellite artificiel [12]

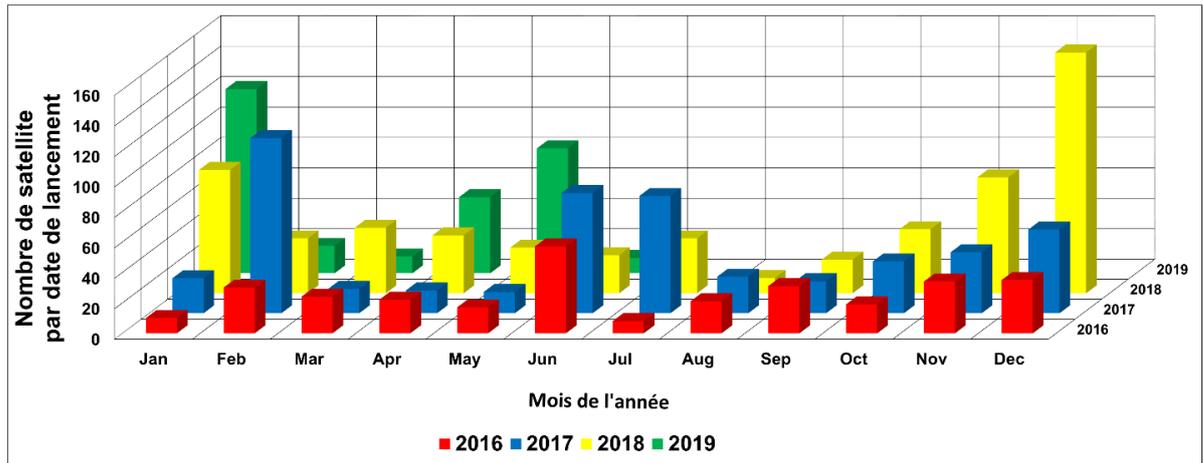


Figure 1-2: Statistique du nombre des satellites lancés par mois effectués dans la période du 01-Jan-2016 au 12-Juin-2019, tous types de missions et catégories confondus (source de données : [13])

1.2 VUE SYSTEME D'UN PROJET SPATIAL

La définition et présentation d'un satellite se fait communément à travers la définition des différents éléments, dit sous-systèmes, dont il est conçu et par rapport à leurs fonctions. Or, il est plutôt impératif de considérer un satellite, comme étant un des éléments qui interagissent entre eux d'un système plus grand (Figure 1-3). Effectivement, le satellite lui-même nécessite un support par un segment sol pour la commande du véhicule ainsi que la transmission des données de la charge utile et des sous-systèmes. Il doit également y avoir un système pour le transporter, le lanceur, pour être placé sur son orbite finale afin d'assurer sa mission.

En effet, l'harmonisation des tâches entre ces éléments est le rôle du concepteur du système, ce dernier a pour responsabilité de réaliser un optimum global dans lequel les objectifs de la mission sont achevés efficacement et de manière méthodique. Ainsi, on définit trois segments (Figure 1-3), à savoir : segment spatial, segment sol et segment de lancement, chacun de ces trois segments est appelé à exécuter des fonctions avec ses propres exigences fonctionnelles associées et définies sur le plan de la mission elle-même et ses objectifs.

1.2.1 SEGMENT SPATIAL (SPACE SEGMENT)

C'est l'ensemble des éléments (sous-systèmes, matériel et logiciels) constituant l'engin spatial à savoir : la charge utile et sa plateforme [14-16].

- ✓ La charge utile (*Payload*) est l'ensemble d'instruments destinés à assurer et exécuter la mission du projet, elle détermine en grande partie le coût, la complexité et l'efficacité de la mission.

- ✓ La plateforme (*Platform, Bus*) est le support de la charge utile en assurant sa servitude, c.-à-d. l'ensemble des fonctions génériques nécessaires à l'activité en orbite, à savoir la maintenance de l'orbite et de l'attitude, l'alimentation en puissance, la communication avec le segment sol, le contrôle et le traitement des données, la structure et son environnement mécanique et thermique.

Dans la littérature, l'ensemble « La charge utile et la plateforme » sont appelés : « l'engin spatial », « le satellite », « le segment spatial » ou encore « la charge utile du véhicule de lancement » [14, 15, 17]. Le terme « **satellite** » est celui que nous allons utiliser dans les sections suivantes de cette thèse.

L'architecture du segment spatial peut prendre différentes formes selon la mission en vigueur. Le segment spatial peut également être constitué de un à plusieurs engins spatiaux, dits « une constellation », travaillants de manière isolée et largement exploité à titre individuel, afin de fournir un produit de données cohérent au segment sol. De même, on peut trouver plusieurs constellations d'engins spatiaux en service, le plus connu est le système de positionnement global (GPS) composé seul de 24 satellites, également utilisé aujourd'hui par de nombreux engins spatiaux pour faciliter leurs navigations en orbite [18].

Nous allons revenir plus en détails sur les différents classements et catégories des composantes d'un satellite dans les parties consacrées à ceci.

1.2.2 SEGMENT DE LANCEMENT (LAUNCH SEGMENT)

Le lancement est l'étape permettant la mise en orbite d'un engin spatial. Il comprend :

- ✓ l'ensemble des infrastructures du site de lancement (les équipements, installations de soutien au sol associés et les ressources humaines),
- ✓ le pas de tir ou la zone de lancement (où sont réunis les équipements qui assurent la préparation finale au lancement du véhicule),
- ✓ le véhicule de lancement, ainsi que tout étage supérieur et interfaces requis pour placer le satellite en orbite.

Le véhicule de lancement communément dit « un lanceur » est un véhicule destiné à fournir le moyen d'accès à l'espace. Le compromis principal dans le choix d'un lanceur pour une mission donnée est le rapport Performance/Prix. Le système de lancement à sélectionner décide en termes d'orbite atteinte, de masse et de volume disponibles sous la coiffe du lanceur, limitant ainsi la taille, la forme et la masse de l'engin spatial. Ceci inclus également son environnement (mécaniques, thermique, ...) et les contraintes qui en découlent, ainsi que l'emplacement du pas de tir [14-16].

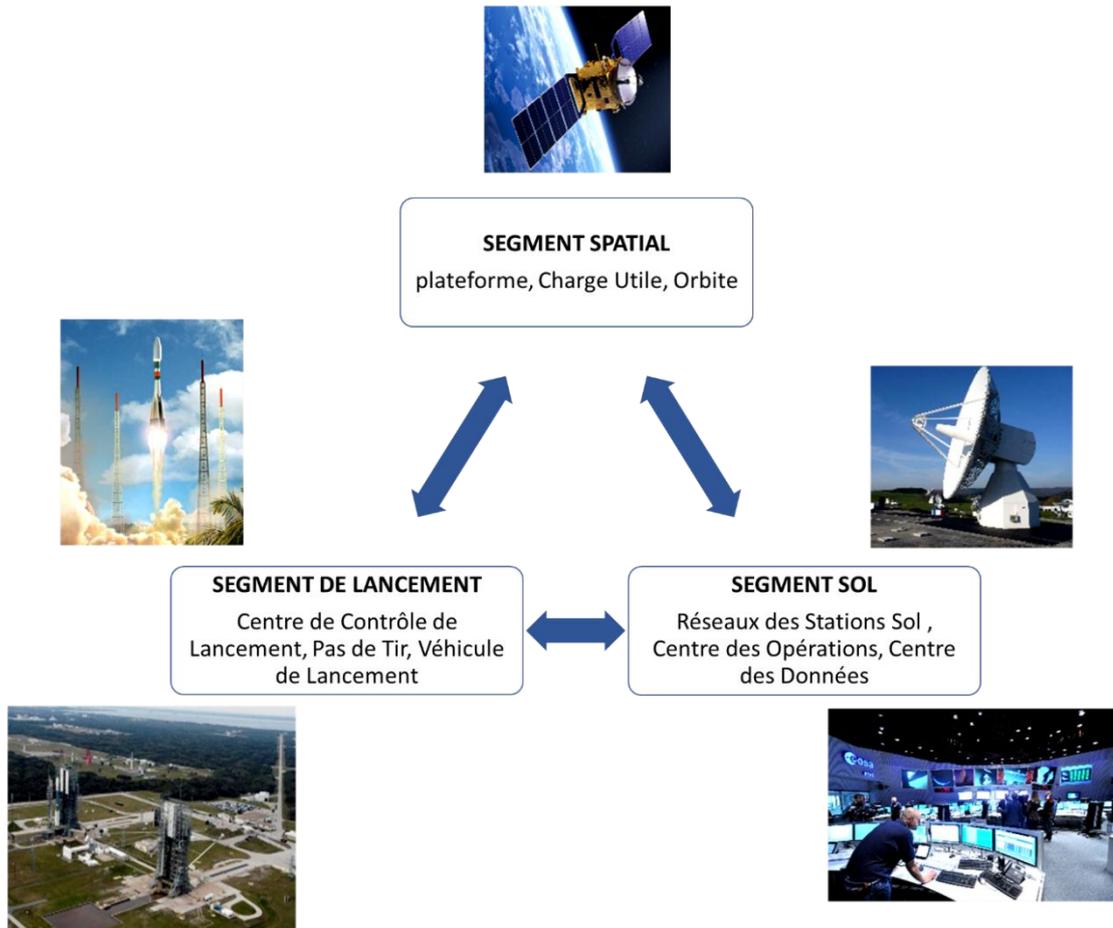


Figure 1-3: Composantes d'une mission spatiale (schéma inspiré de [14, 16, 19, 20])

1.2.3 SEGMENT SOL (GROUND SEGMENT)

Il comprend l'ensemble du matériel, des logiciels et des ressources humaines nécessaires à la gestion et au contrôle d'un engin spatial. Le segment sol peut être divisé en trois composantes principales [14-16] :

- ✓ La station sol (*Ground Station*) : système terrestre fixes et/ou mobiles répartis dans le monde entier via diverses liaisons de données. Sa mission principale est la commande et suivi de l'engin spatial, la réception et traitement des données de télémétrie et de mission, et la distribution des informations aux opérateurs et aux utilisateurs.
- ✓ Le centre des opérations (*Operation Centre*) : comprend le personnel, le matériel et les logiciels qui exécutent la mission, son concept d'opérations, ainsi que les stratégies, procédures et flux de données correspondants. La stratégie de commande, contrôle et communications dépend des éléments de l'engin spatial, l'architecture de communication, du segment sol et les opérations de mission, et se concentre sur le commandement et le contrôle de l'engin spatial.

- ✓ Le centre des données (*Data Centre*) : C'est une unité destinée au traitement, stockage et archivage des données de la mission. Cette structure est fortement définie par les objectifs de mission et le produit de données.

L'architecture et la stratégie du segment sol sont organisées et définies étroitement par rapport au type de mission et selon son type de données, ses dernières peuvent être des images d'observation de la terre, des images de météorologie, des mesures scientifiques, des communications téléphoniques, localisation, navigation.... Le traitement et l'investigation de chaque type de donnée dépend de l'utilisateur final et le degré de criticité requis et la sensibilité de l'information.

1.3 ANATOMIE D'UN SATELLITE

Quel que soit son type, un satellite est constitué de deux éléments principaux : la charge utile et la plateforme (Figure 1-4). Chaque composante de cet ensemble est un groupe d'équipement dit « sous-système » destiné à une mission propre à lui, le Tableau 1-1 résume les fonctions de chacun de ces sous-systèmes assurant les fonctions de la charge utile [14, 15]. En résumé, la plateforme doit :

- Soutenir la masse de la charge utile
- Pointer la charge utile correctement
- Maintenir la charge utile à la bonne température
- Fournir de l'énergie électrique, des commandes et la télémétrie
- Placer et maintenir la charge utile sur la bonne orbite
- Assurer le stockage des données et les communications, si nécessaire

Néanmoins, même si les fonctions principales d'un sous-système sont définies, leur dimensionnement est étroitement lié à la mission. Les exigences et les contraintes de niveau supérieur de projet spatial sont dictées par le concept et l'architecture de la mission et le fonctionnement de la charge utile.

Du point de vue de la conception du satellite, le choix de l'orbite affecte également le contrôle d'attitude, la conception thermique et le sous-système d'énergie de bord. Cependant, la plupart de ces effets de conception sont secondaires à l'effet que l'orbite peut avoir sur les performances de la charge utile. Le concepteur sélectionne donc l'orbite en fonction de la performance de la mission et de la charge utile, et calcule les caractéristiques de performance requises de la plateforme, telles que pointage, contrôle thermique, quantité de puissance et cycle de vie. Le satellite est ainsi dimensionné pour répondre aux exigences de départ [15].

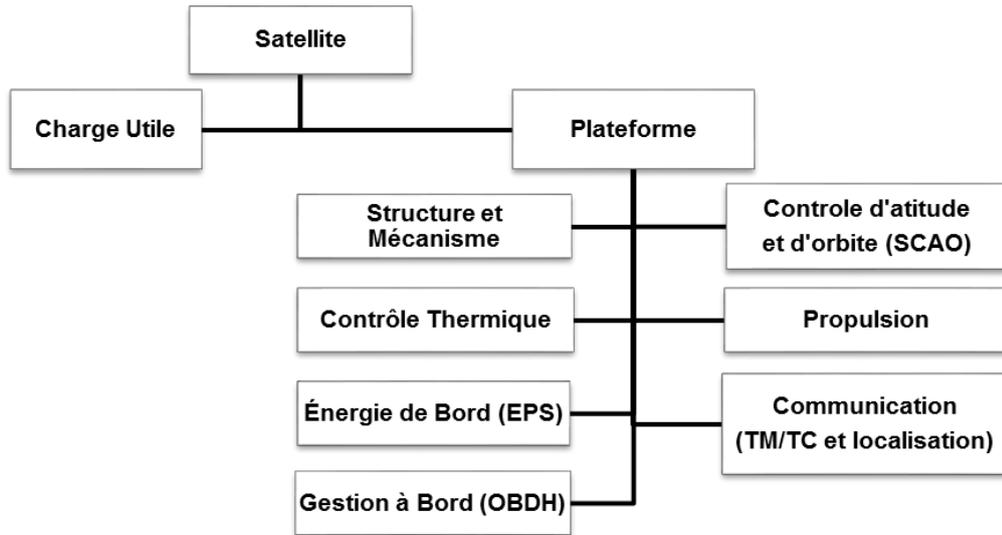


Figure 1-4: Diagramme illustratif des éléments constituant un satellite [16, 17, 20, 21]

Tableau 1-1: Sous-systèmes de la plateforme d'un satellite [14-16, 19, 22-25]

SOUS-SYSTÈME	PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT
Structure & Mécanismes	Fournit une structure de support du satellite, ainsi qu'un adaptateur de système de séparation et des pièces mobiles
Détermination d'Orbite et Control d'Attitude	Permet de déterminer et de contrôler l'attitude et la position sur l'orbite, ainsi que le pointage du satellite
Propulsion	Fournit une poussée pour ajuster l'orbite et l'attitude, et pour gérer le moment cinétique
Contrôle Thermique	Maintient l'équipement dans les plages de température autorisées
Gestion à Bord	Traite et distribue les commandes ; traite, stocke et formate les données
Énergie de Bord	Génère, stocke, régule et distribue l'énergie électrique
Communication	Communique avec le sol et d'autres engins spatiaux ; suivi de vaisseau spatial

1.4 CLASSIFICATION DES SATELLITES

Définir un satellite pour une mission spécifiée, revient à définir un engin spatial qui répond à un ensemble de paramètres d'une manière récurrente et mutuelle jusqu'à l'accomplissement des objectifs du cahier des charges du projet en question. À titre d'exemple : « Un satellite de télécommunication est un grand satellite, doté de transpondeurs, placé sur une orbite géostationnaire d'une durée de vie moyenne de 15 ans ». Ainsi, la classification des satellites connaît plusieurs types distingués suivant plusieurs paramètres comme représenté par le diagramme de la Figure 1-5. Le coût et la durée de vie du satellite se définissent notamment en l'occurrence de ces paramètres.

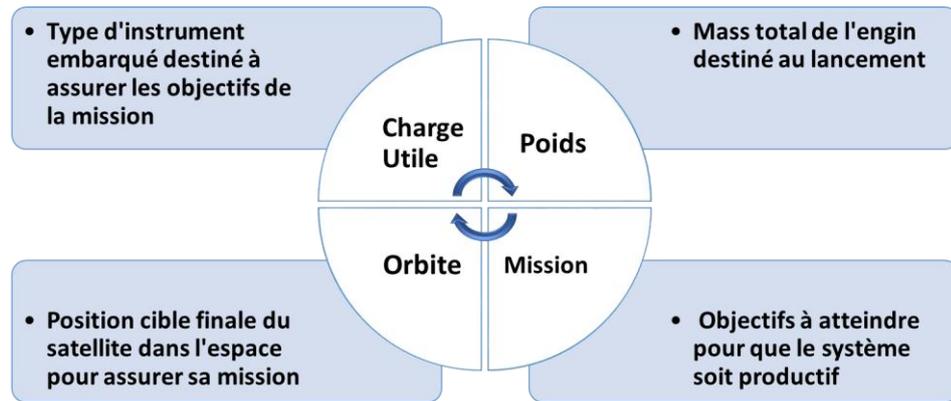


Figure 1-5: Paramètres de classification de types de satellites

1.4.1 CATEGORIES DES MASSES DES SATELLITES

Une classification typique des satellites est présentée dans le **Tableau 1-2**. Une relation linéaire existe entre la masse d'un satellite et son coût, où la réduction de la masse du satellite implique automatiquement la réduction du coût du lancement qui constitue une allocation budgétaire considérable dans un projet spatial.

Il est très commun dans le domaine de l'industrie spatiale d'utiliser la classification des satellites en termes de masse vue son utilité et incidence directe sur le coût du projet en entier comme reporté dans le Tableau 1-2, qui illustre les différentes classes adoptées dans le domaine jusqu'à présent, et qui changent constamment par la grande utilisation des innovations technologiques les plus récentes et développement des composants électroniques et de la technologie MEMS, une révolution technologique dans cette industrie [26-28].

Sauf pour certaines missions, la tendance actuelle est plutôt pour la réduction de la masse et d'opter pour les micro/nano satellites, des choix qui relèvent de nouveaux défis et regroupent les problématiques associées. En outre, les infrastructures, les systèmes de manutentions et de transports constituent un coût important non négligeable dans de tels projets et changent proportionnellement en fonction de la masse du satellite. Notamment, les différents sous-systèmes du satellite, particulièrement la quantité d'énergie requise pour le bon fonctionnement du satellite ainsi que la charge utile qui est l'élément majeur de la structure, peuvent influencer sensiblement la taille et le coût de la structure.

1.4.2 ORBITES DES SATELLITES

En mécanique céleste, une orbite est la trajectoire dessinée dans l'espace par un corps autour d'un autre corps sous l'effet de la gravitation. Pour un satellite artificiel, c'est la trajectoire effectuée lors de sa révolution autour de la terre. Le type d'orbite est défini par la mission et doit y être maintenue tout au long de la durée de vie de cette dernière.

Tableau 1-2 : Classification des satellites selon la masse

Classe de satellite	Masse sur orbite
Grand	++1 tonnes
Moyen	de 500 à 1000 Kg
Mini	de 100 à 500 Kg
Micro	de 50 à 100 Kg
Nano	1-50kg
Pico	0.100-1kg
Femto	0.010–0.100 Kg
Atto	~0.01Kg
Zepto	~0.001 Kg

1.4.2.1 Orbite Et Paramètres Orbitaux

Pour une mission donnée, le choix d'une orbite permet des opérations bien définies du satellite qui l'occupe, et par conséquent définir les moyens de communications, les contraintes environnementales sur l'orbite, budget de puissance de la mission, et particulièrement déterminer les manœuvres permises de corrections d'orbites ou d'évitements de collisions dans l'espace, voire dimensionnement du bilan du Delta-V. Cette orbite est ainsi caractérisée par ses paramètres orbitaux au nombre de 6 (\mathbf{a} , \mathbf{e} , \mathbf{v} , $\mathbf{\Omega}$, \mathbf{i} , $\mathbf{\omega}$). Ces derniers permettent de définir la forme de l'orbite, de positionner le satellite sur son orbite et du plan de l'orbite dans l'espace (Figure 1-6).

1) Paramètres de forme

\mathbf{a} : Demi-grand axe (m)

\mathbf{e} : Excentricité ($e=0$: cercle, $e<1$: ellipse, $e=1$: parabole, $e>1$: hyperbole)

2) Période de l'orbite : \mathbf{T} (s)

3) Position du satellite sur l'orbite

\mathbf{v} : Anomalie vraie (de 0° à 360°)

\mathbf{E} : Anomalie excentrique

\mathbf{n} : Mouvement moyen (ou : pulsation orbitale) (rad/s)

\mathbf{M} : Anomalie moyenne (rad)

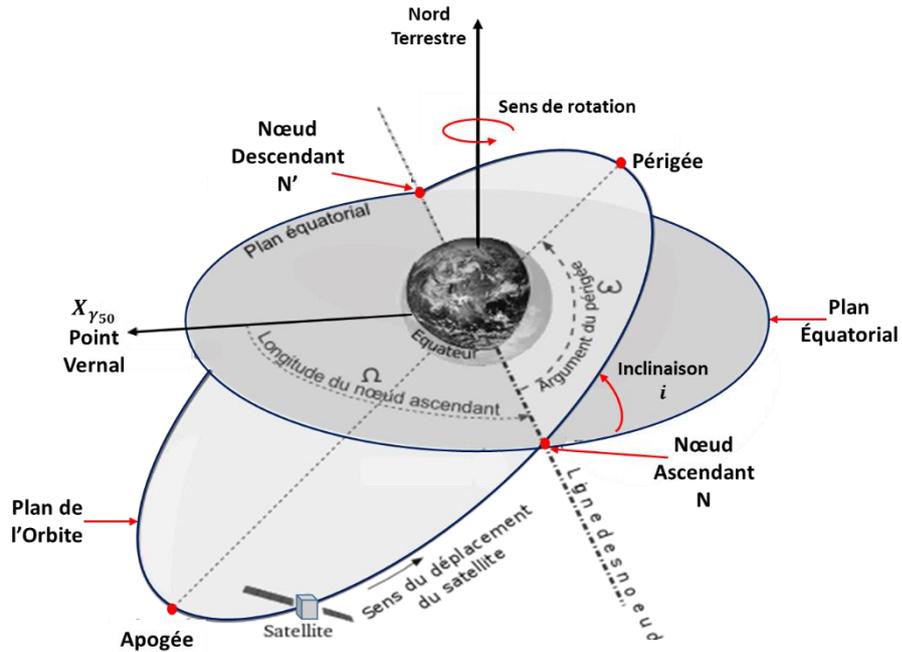
4) Position du plan orbital dans l'espace

\mathbf{i} : Inclinaison ($^\circ$)

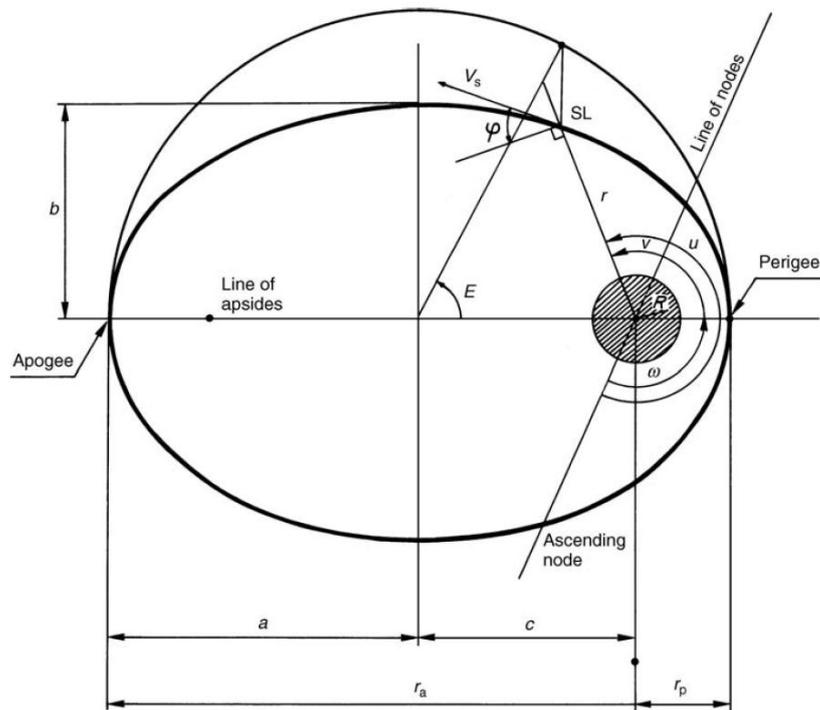
$\mathbf{\Omega}$: Ascension droite du nœud ascendant ($^\circ$)

5) Localisation de l'orbite dans son plan

$\mathbf{\omega}$: Argument du périégée ($^\circ$)



(a) Paramètres orbitaux d'un satellite artificiel



(b) Paramètres képlériens [29]

a : demi-grand axe, b : petit axe $= a\sqrt{1 - e^2}$, c : $c = \sqrt{a^2 - b^2}$, e : excentricité $e = c/a$,
 r_p : distance terre-périgée, $r_p = a(1 - e)$, r_a : distance terre-apogée, $r_a = a(1 + e)$

Figure 1-6: Présentation graphique des paramètres définissant une orbite

1.4.2.2 Types d'Orbites

Communément, la nomenclature courante permet de définir le type d'une orbite par rapport à trois paramètres distinctifs, à savoir [14, 15, 17, 22, 29, 30] :

- ✓ L'altitude : décrit la distance verticale entre le satellite et un point cible de la surface de la terre, comme une station sol par exemple
- ✓ L'inclinaison : décrit l'angle entre le plan orbital par rapport au plan équatorial de la terre
- ✓ La forme : basée sur l'excentricité (e) de l'orbite, elle décrit l'aspect de la trajectoire tracée par le satellite lors d'une révolution complète autour de la terre, soit : circulaire, elliptique, hyperbolique...etc.

Un récapitulatif des différents types d'orbites terrestres exploitées par l'homme jusqu'à présent est abordé ci-après (Figure 1-7).

A. *Orbite terrestre circulaire*

Une orbite circulaire est une orbite basse dont l'inclinaison de son plan se définit par rapport au plan équatorial de la terre. En effet, on distingue :

- ✓ $i = 0^\circ$: Orbite Equatoriale ;
- ✓ $i = 90^\circ$: Orbite Polaire ;
- ✓ $0 < i < 90^\circ$: Orbite Inclivée

B. *Orbite Terrestre Basse LEO*

L'orbite terrestre basse LEO (*Low Earth Orbit*) est située au-delà de l'atmosphère et la ceinture interne de *Van Allen*, à une altitude entre 350 à 2000Km. Cette orbite est très chargée et largement exploitée par rapport aux précédentes vue les multitudes de missions à pouvoir réaliser à cette altitude.

C. *Orbite Terrestre Moyenne MEO*

L'orbite terrestre moyenne, MEO (*Medium Earth Orbit*), appelée également **orbite circulaire intermédiaire (ICO : Intermediate Circular Orbit)** se situe sur une altitude entre 2 000 et 35 786 Km pour une période de révolution de 2 à 12 h. Cette orbite est utilisée pour placer des satellites de navigation et de télécommunications également. Sur cette altitude.

D. *Orbite Géostationnaire GEO*

Une orbite géostationnaire, **GEO** (*Geosynchronous Earth Orbit*), est une orbite circulaire située à 35 786 km d'altitude au-dessus de l'équateur de la terre et couvre 42.4% de sa surface. Par conséquent, un satellite géostationnaire est, par définition, immobile par rapport à la terre avec une période de révolution d'un tour par jour.

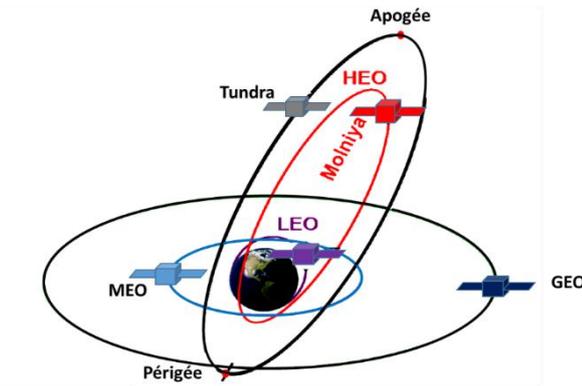


Figure 1-7: Illustration des types d'orbites terrestre

E. Orbite de Transfert Géostationnaire GTO

L'orbite de transfert géostationnaire, GTO (*Geostationary Transfert Orbit*), est une orbite utilisée pour rejoindre une orbite géostationnaire depuis une orbite basse.

F. Orbite Polaire

Une orbite polaire est une orbite basse circulaire dont le plan contient l'axe des pôles ($i = 90^\circ$) à une altitude autour de 800 Km, une telle orbite permet de survoler toutes les régions du globe. En effet :

- le balayage des latitudes est assuré par le déplacement du satellite sur son orbite
- le balayage des longitudes est assuré par la rotation de la Terre sous le satellite

G. Orbite Héliosynchrone SSO

C'est une orbite basse ayant une inclinaison presque polaire ($98^\circ < i < 100^\circ$). Le plan de l'orbite conserve toujours la même orientation par rapport au Soleil. Cette orbite est d'un grand intérêt pour l'observation de la Terre où elle permet d'observer une même région dans des conditions d'éclairage similaires à chaque passage, produisant ainsi des images avec les mêmes angles solaires.

H. Orbite Fortement Elliptique HEO

Ce type d'orbite se caractérise par son inclinaison de 63.4° et d'un périégée à environs 500Km et d'un apogée qui peut atteindre 50000Km. On trouve pour ce type l'orbite **Molnya** (apogée : 39354Km, périégée : 1000Km), ainsi que l'orbite **Toundra** (apogée : 53622Km, périégée : 17951Km). Ce type est utilisé pour permettre à des satellites de passer une longue période, autour de son apogée, au-dessus de zones du globe à forte latitude. Ces orbite ont été initialement, ont été exploitées par les russes pour assurer une couverture par le réseau de communication au nord du pays, qui ne peuvent pas être couvertes par les satellites géostationnaires, notamment la région de la Sibérie.

1.4.3 APPLICATIONS ET MISSIONS DES SATELLITES

Techniquement parlant, un satellite a pour mission soit transmettre une information, détecter ou localiser un objet, ou bien fournir des informations sur un objet. Selon [11], les applications de la technologie spatiale se distinguent en trois types d'activités, à savoir : civile, commerciale et la sécurité nationale, voire militaire. Cette classification est plutôt d'origine financière et non pas par rapport au type de mission ou d'instruments embarqués.

Avec les progrès technologiques actuels, différents critères prévalent d'avantage comme facteur classificateur lors du développement des satellites. Globalement, on trouve des satellites orbiteurs de la terre, d'autres destinés à l'exploration spatiale, dits Explorateurs planétaires et lunaires, et les missions habitées. Cette classification est illustrée par le diagramme de la Figure 1-8. Or, dès le début de l'ère spatiale, les industriels suivent scrupuleusement les scientifiques et imaginent les applications commerciales en particulier. Les principales catégories des missions de satellites orbiteurs de la terre sont présentées ci-après, où nous nous limiterons à la définition et principe de la mission sans discuter ses inconvénients.

Le trafic de lancement, compte à lui, connaît de plus en plus de nouveaux selon les catégories des lanceurs et types de missions, voire l'orbite et la charge utile. A titre d'exemple, selon [31], d'un point de vue historique, le trafic de lancement des charges utiles peut être catégorisé en termes de source de financement principale (civile, défense, commerciale, amateur) ou en termes de type de mission principale (communication, imagerie, navigation, etc.).

1.4.3.1 *Satellite de Communication*

Ils sont utilisés pour répondre à des besoins de télécommunication et transmettent des signaux analogiques et numériques acheminant voix, vidéo et données depuis et vers un ou plusieurs endroits dans le monde. Ce type de système de communication par satellite joue un rôle essentiel dans le système de télécommunications mondial grâce à la couverture universelle.

Principalement, les satellites de communication sont des gros engins placés sur une orbite GEO, et embarquent des antennes et transpondeurs comme charge utile. Ce type de mission peut également être assuré par des constellations de satellites polaires LEO pour une couverture mondiale, et également via les orbites Molniya et Tundra pour les hautes latitudes (principalement russes).

1.4.3.2 *Satellite de Navigations et Positionnement*

Ce type de mission est basé sur une constellation de satellites MEO inclinées qui sert à localiser en temps réel des récepteurs au sol. À titre d'exemple, nous pouvons citer les systèmes : américain GPS, l'europpéen GALILEO et le russe GLONASS.

Ce type de mission est devenu de plus en plus attrayant vue son utilisation universelle avec une précision de l'ordre du mètre, à comparer aux techniques utilisant le téléphone cellulaire entre 50 m et 1 km. Mais plus particulièrement, le système de positionnement n'utilise que la réception, ce qui élimine le besoin de transmission, permettant en conséquence la protection de la vie privée des utilisateurs, contrairement à l'utilisation du réseau de téléphonie mobile pour localiser un utilisateur, ce qui, par définition, fait connaître cet emplacement au réseau mobile: [11, 14, 15].

1.4.3.3 Satellite de Météorologie

Ce type de satellite a comme mission principale le recueil de données utilisées pour la surveillance du temps et du climat de la Terre dans le but des prévisions et prédictions météorologiques. Seuls quelques pays y possèdent. Différents types d'instruments météorologiques (exp.: un radiomètre) peuvent être embarqués pour ce type de mission, pour la mesure des différents paramètres utiles à des fins météorologiques.

Outre leur mission principale, ces satellites sont également sollicités à observer l'évolution des catastrophes comme les incendies et les marées noires, ainsi qu'à fournir des données sur la température de l'eau et le niveau des mers et la vitesse de fonte des glaces. Ces satellites peuvent être placés sur des orbites GEO pour survoler en permanence le même point. D'autres se trouvent sur des orbites plus basses (LEO polaire) fournissant des images à intervalles réguliers.

1.4.3.4 Satellite d'Observation de la Terre

Une large gamme de type d'applications peut être citée sous cette catégorie, telle que :

- Gestion des ressources naturelle : agriculture, foresterie, changement côtier, l'exploration des hydrocarbures et des mines
- Surveillance et gestion des catastrophes naturelle : les criquets, tremblement de terre et glissement de terrain, feu de forêt, Marée noire, inondation
- Observation des catastrophes à évolution lente : sécheresse, la désertification
- Planification spatiale marine : modélisation de l'océan, pêcheries, détection de navire
- Autres : cartographie, densité de population, aménagement urbain

De par la diversité des applications de ce type de mission, on trouve également une multitude de type d'instruments d'observation non-destructifs, notamment :

- *Capteur Optique Passif* : définit en termes de résolution et bandes spectrales, exemple : un imageur optique
- *Capteur hyperfréquence (Micro-onde) Actif* : le SAR (*Synthetic Aperture Radar*), en français : radar à synthèse d'ouverture (RSO)

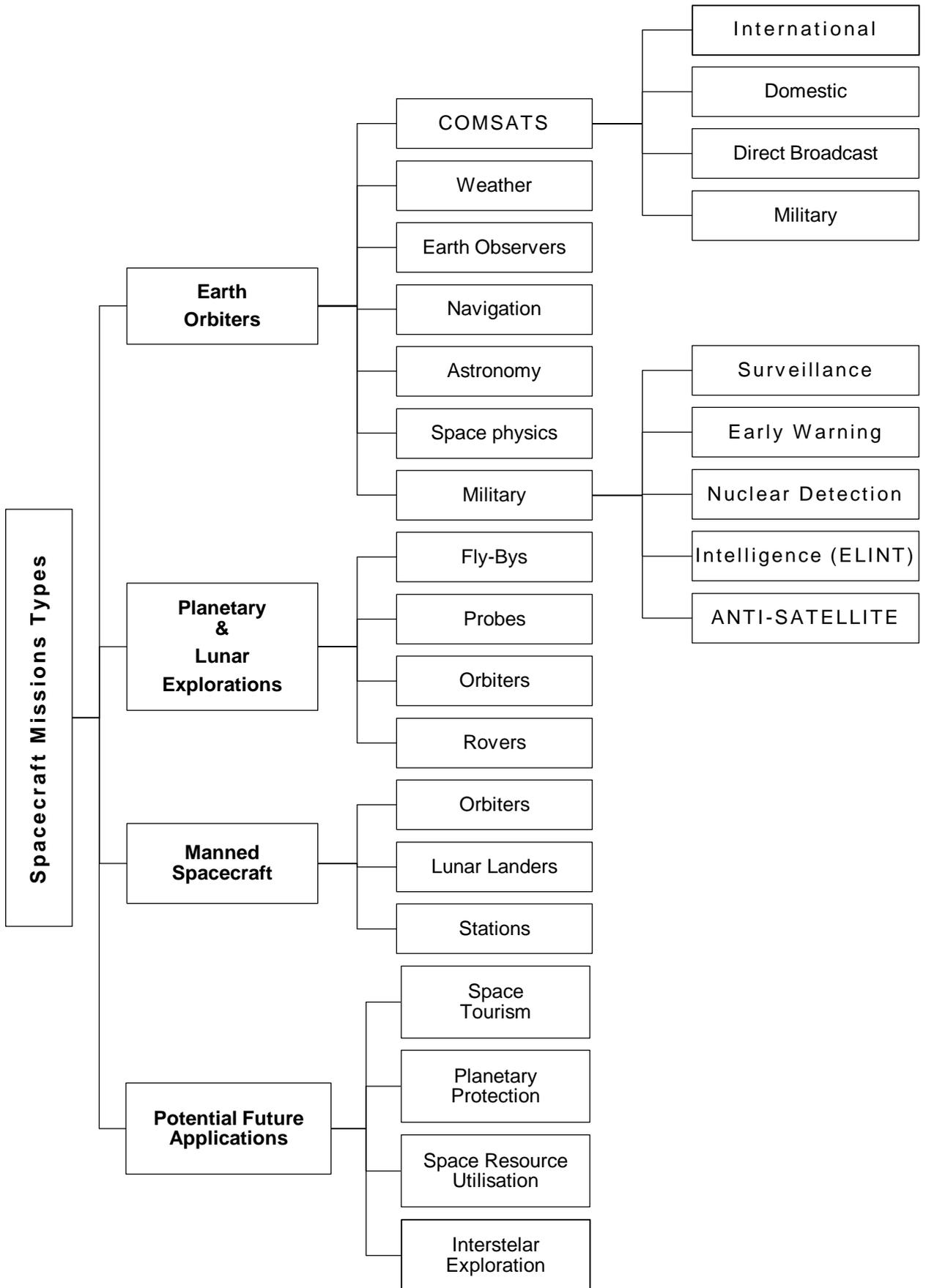


Figure 1-8: Classements des missions des engins spatiaux. Diagramme reproduit de [23]

1.5 L'ENVIRONNEMENT SPATIAL

L'environnement spatial varie énormément dans notre système solaire. Il présente de nombreuses spécificités, à savoir [14, 17, 21-23, 29-32]: le vide, l'apesanteur, fortes contrastes de températures, l'absence de convection thermique, rayonnement électromagnétiques, présence des particules énergétiques chargées, présence de l'oxygène atomique (un agent chimique agressif), présence de débris et micrométéorites, impossibilité d'intervention une fois lancé (mis à part quelques missions exceptionnelles), ...etc. De tels paramètres doivent être pris en compte tout au long du procédé de développement et dès le début de l'étape conceptuelle d'un projet spatial.

Les satellites doivent faire face aux températures élevées lorsque en position face-soleil et aux températures proches du zéro absolu auxquelles ils sont soumis en position d'éclipse et à l'ombre de la terre. En orbites basses, ceci devient plus critique du fait même qu'ils se déplacent rapidement entre les deux extrêmes de température, qui signifie que leur durée de vie est très courte. Comme si cela ne suffisait pas, ils doivent aussi faire face au vent solaire, ce qui crée une accumulation d'électricité statique sur le satellite.

Certains de ces phénomènes peuvent avoir un effet néfaste sur les sous-systèmes embaqués aux bords de l'engin spatial, notamment le comportement des composants électroniques et plus particulièrement le dysfonctionnement des composants à base de semi-conducteurs induisant ainsi au phénomène de « *Single Effect Event* »[33]. Outre ses aspects négatifs, l'environnement peut également être mis à profit pour certaines fonctions, à titre d'exemple :

- Exploitation des phénomènes naturels (le gradient de gravité, la pression de radiation solaire, le champ magnétique local) pour le contrôler l'attitude de l'engin
- Contrôle d'orbite avec le freinage atmosphérique

Le satellite, quant à lui, doit être conçu de façon à survivre à cet environnement hostile et garantir sa mission pour la durée de vie estimée. Or, un satellite a besoin d'un véhicule pour le transporter à sa destination finale, ce véhicule est lui-même une phase critique dans la vie de la mission. A cet effet, le satellite passe une batterie de tests dit de « Qualification » et de « Validation » afin de s'assurer de sa conformité aux normes et exigences de cette industrie. Parmi ces tests, on trouve[15] :

- Vibration
- Micro-vibration
- Test acoustique

- Teste de séparation
- Cyclage thermique (*Thermal Balance Test*)
- Cyclage de vide thermique (*Thermal Vacuum Testing*)
- Moment d'inertie MOI (*Moment of Inertia*)
- Compatibilité électromagnétique EMC (*Electro Magnetic Compatibility*)

L'ensemble des facteurs discutés contribuent à exiger que les composants du spatial soient très durables et donc très coûteux. C'est pourquoi très peu d'entreprises et de gouvernements exploitent des satellites, et seulement une poignée d'entreprises les construisent.

1.6 DEROULEMENT D'UN PROJET SPATIAL

Un projet spatial répond à une mission bien précise, il consiste alors à la réalisation et l'exploitation d'un engin spatial ainsi que toute la logistique matérielle et humaine permettant sa mise en œuvre. La mission, quant à elle, est déterminée par des objectifs propres à elle qui définissent les buts ou desseins et les exigences de cette mission, qui à leurs tours engendrent des contraintes. Autrement dit, tout revient à faire face des exigences et de contraintes. Par définition :

- Les exigences (*Requirements*) définissent les fonctions d'un système (c.à.d. : que fait ce système/composant ?)
- Alors que les contraintes (*Constraints*) spécifient les limitations du système (c.à.d. : comment ce système/composant doit être ?).

A noter que les exigences sont des mesures quantitatives de l'atteinte des objectifs de la mission, elles consistent à définir ce qui doit être fait et non comment [15, 20, 34-37]. Or, la principale contrainte dans l'industrie spatiale est l'irréversibilité des erreurs commises une fois lancé, d'où l'obligation de la considération des contraintes technologiques et environnementales auxquelles le système doit faire face dans les normes et standards du domaine avec évidemment un compromis performance/coûts de la mission.

Par ailleurs, il faut rappeler que l'industrie spatiale est par défaut multidisciplinaire et complexe exigeant l'implication de plusieurs domaines et savoir-faire. Elle devient particulièrement de plus en plus chère où le coût reste la limite fondamentale pour y investir. Une relation très étroite et proportionnelle existe entre les catégories des satellites et le prix moyens ainsi que la durée estimée de fabrication (**Figure 1-9**).

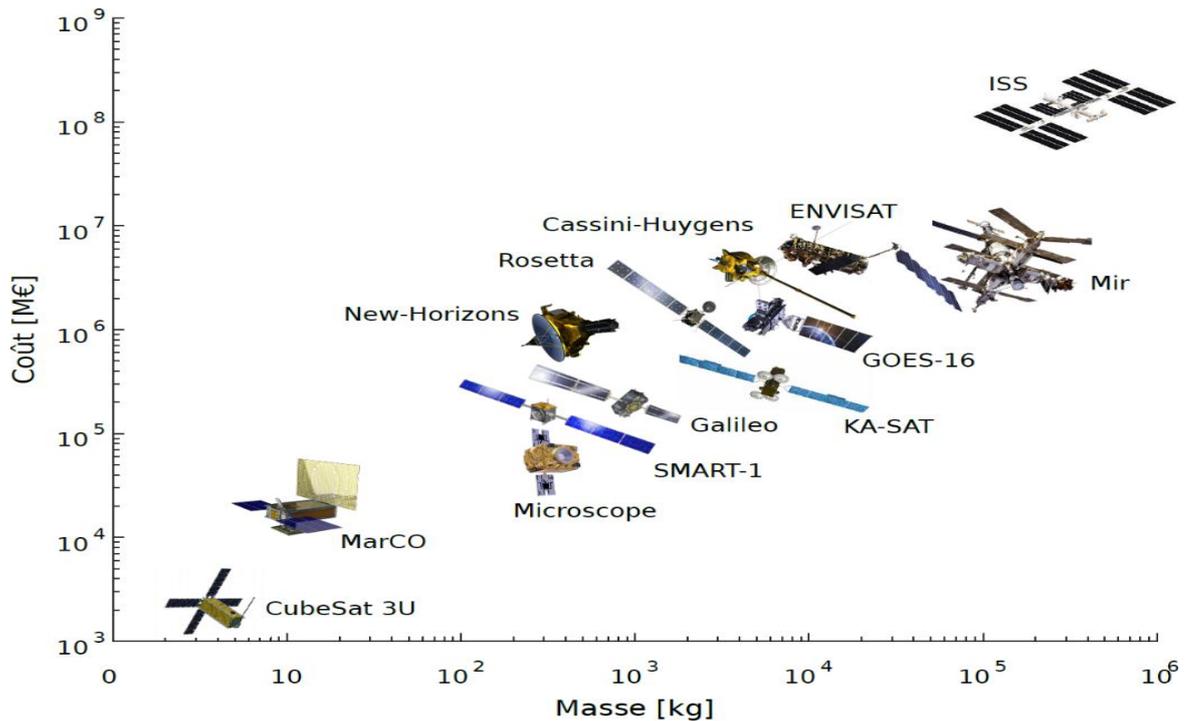


Figure 1-9: Illustration du coût de satellites en fonction de sa masse[38]

1.6.1 GESTION D'UN PROJET SPATIAL

La gestion de projet est un processus intégré, tout au long du cycle de vie, permettant de documenter, de surveiller et de contrôler des projets complexes depuis la conception, en passant par le développement, la fabrication, les opérations et la mise au rebut (disposition). L'objectif principal d'un système de gestion de projet est de maintenir en permanence un équilibre entre les quatre paramètres clefs communs à tous les projets, à savoir : les risques, les portées et les étendues du projet, le calendrier et le coût [36]. Ces quatre paramètres sont étroitement liés les uns aux autres et interagissent en permanence tout au long du cycle de vie du projet [37]. Dans les projets spatiaux à envergure commerciale, le cycle de vie en V reste le modèle le plus adéquat (Figure 1-10) [15, 34, 39]. Cette méthode permet de mieux cadrer ce type de projet industriel où le client garde une vision très précise de son cahier de charge (besoins, planning, calendrier, anticipation des risques associés). En outre, pour permettre d'affiner progressivement les exigences de la mission et les moyens de les atteindre, le procédé de conception et analyse spatiale nécessite plusieurs itérations qui requièrent souvent un temps important pour aboutir à un concept de mission spatiale plus détaillé et mieux défini.

Bien qu'il faut maintenir des progrès ordonnés dans le projet, il est également indispensable d'examiner régulièrement la conception de la mission et de trouver les meilleurs moyens et aux moindres coûts d'atteindre ses objectifs. Néanmoins, les méthodes peuvent changer en raison de l'évolution de la technologie, d'une nouvelle compréhension du problème ou simplement de

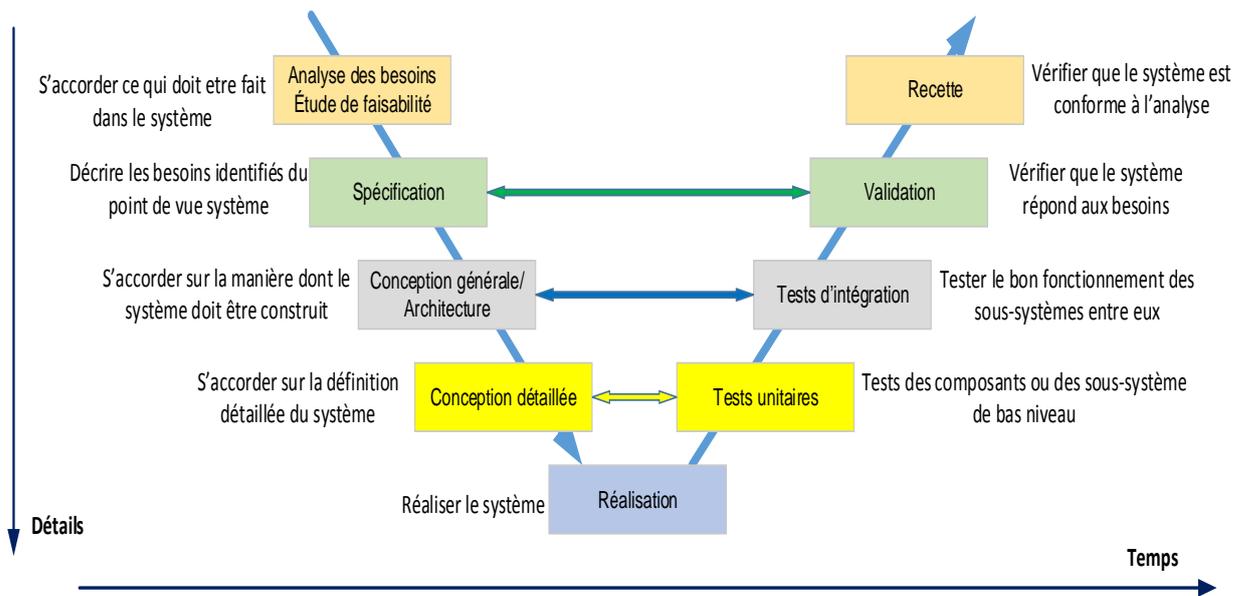


Figure 1-10: Cycle en V d'un produit. Chaque étape de conception correspond à une étape de validation, de la même couleur. Source[14, 40]

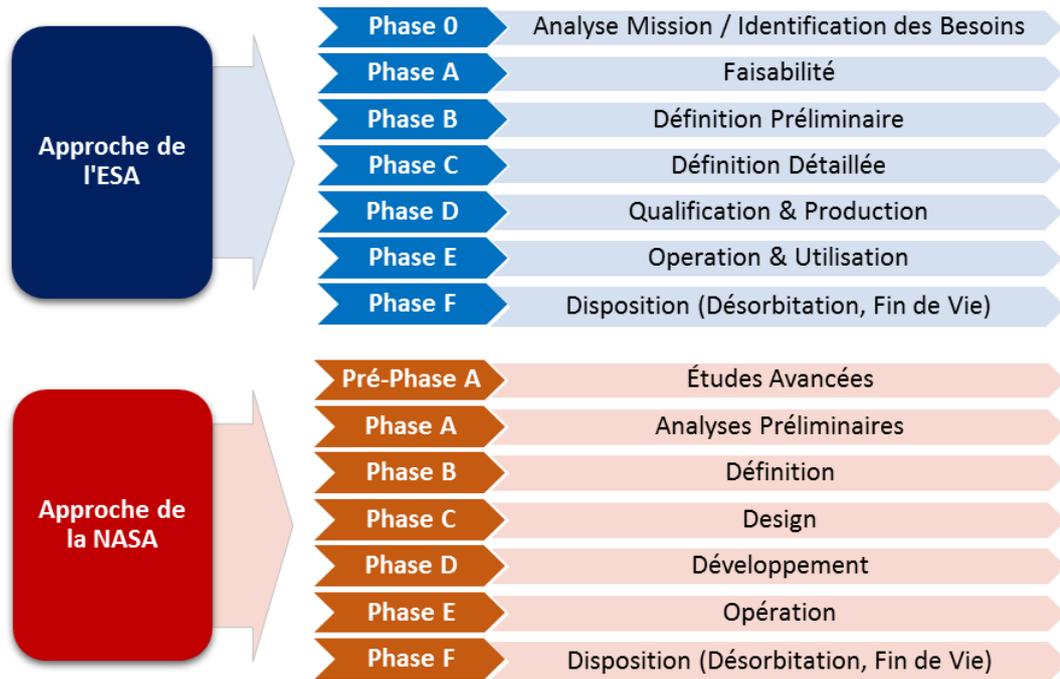
nouvelles idées et approches à mesure que de plus en plus de personnes s'impliquent [15, 35, 37, 40, 41].

Comme toute industrie de pointes, le spatial est autant exigeant et sensible, voir plus critique, d'où l'intérêt à faire appel à des normes et standards, comme l'ECSS développé par l'ESA et le MIL-Std développée par la NASA. L'objectif est de garantir la réussite compatibilité du produit final avec les est gérée par des normes et standards pour garantir la faisabilité et les nomenclatures en l'occurrence. Si on prend par exemple la norme ECSS, elle se forme de plusieurs catégories dont chacune couvre les différentes disciplines qui lui concernent constituée elle-même de plusieurs ouvrages où chaque référence couvre un domaine précis et permet l'aboutissement du projet dans les conditions optimales et les exigences en vigueur.

1.6.2 PHASES D'UN PROJET SPATIAL

Au cours de sa progression, chaque système d'un projet donné est amené à évoluer pendant sa fabrication d'un premier état conceptuel à un état physique accompagné par différentes compagnes de tests pour assurer sa conformité aux exigences en vigueur. L'ensemble de ces états et les activités les concernant constituent le cycle de vie.

Tout ce qui devrait être fait pour réaliser un projet est divisé en phases distinctes, séparées par des intervalles de contrôle. En industrie aérospatiale, cette configuration en phases est utilisée pour aider à la planification et à la gestion aux développements majeurs de système et



**Figure 1-11: Phases du Cycle de vie d'un projet spatial typique
(Comparaison entre les approches de l'ESA et la NASA)**

l'organisation du procédé de développement en éléments plus petits. De la sorte, la phase d'un projet est l'ensemble des activités relatives aux actions et étapes décrites pour l'accomplissement de cette phase pour permettre le passage à la phase suivante. Or, les activités peuvent chevaucher les phases d'un projet selon les circonstances spécifiques et l'acceptation des risques impliquées du fait que les phases du projet sont étroitement liées aux activités au niveau du système et du produit. Les limites de phase sont définies naturellement selon l'évaluation des progrès du projet en termes des décisions prises, c.à.d. doit-on :

- 1- continuer à la phase suivante, ou
- 2- revenir et reprendre un travail de la phase en cours, ou
- 3- terminer ?

Dans les projets spatiaux, le cycle de vie est typiquement divisé en 7 phases selon l'approches de l'agences spatiale européenne l'ESA (*European Space Agency*) et celle de la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) [15] avec certaines différences dans la nomenclature employée (Figure 1-11). La phase 0 (ou pré-phase A) est une phase de pré-formulation. Les phases A et B consistent les phases de formulation, quant aux phases C, D, E et F sont des phases de mise-en-œuvre. Les phases de formulation et de mise-en-œuvre permettent à l'équipe de développement d'accéder à leurs progrès, d'estimer les performances

du système et du projet, de planifier la phase suivante et permet aux décideurs d'évaluer les progrès techniques et de gestion [15, 37, 42].

- Les phases **0**, **A** et **B** sont principalement axées sur :
 - l'élaboration des exigences fonctionnelles et techniques du système et l'identification des concepts du système pour se conformer à la déclaration de mission, en tenant compte des contraintes techniques et programmatiques identifiées par l'initiateur du projet et le client de niveau supérieur
 - l'identification de toutes les activités et ressources à utiliser pour développer les segments spatial et terrestre du projet
 - les évaluations initiales des risques techniques et programmatiques
 - lancement d'activités de pré - développement
- Les phases **C** et **D** comprennent toutes les activités à réaliser pour développer et qualifier les segments spatial et terrestre et leurs produits
- La phase **E** comprend toutes les activités à effectuer pour lancer, mettre en service, utiliser et entretenir les éléments orbitaux du segment spatial, ainsi que pour utiliser et entretenir le segment sol associé
- La phase **F** comprend toutes les activités à réaliser afin d'éliminer en toute sécurité tous les produits lancés dans l'espace (les débris) ainsi que dans les segments terrestres

Chacune des phases est clôturée par des étapes finales sous forme de revue (s) de projet pour décider d'entamer la phase suivante. Le paragraphe suivant fait l'objet de la description des revues clefs identifiées dans un projet spatial.

1.6.3 REVUES SPECIFIQUES D'UN PROJET SPATIAL

Outre les revues de projet identifiées ci-dessus, et en fonction du type de projet, de l'accord commercial applicable et de l'approche globale de mise en œuvre adoptée, des analyses supplémentaires peuvent être insérées dans la planification du projet par rapport à des sous - jalons / jalons supplémentaires pour répondre à des besoins spécifiques du projet (**Figure 1-12**). De plus amples détails peuvent être trouvés dans [15, 17, 30, 37, 42].

Les éléments clefs de l'activité de gestion du développement de la technologie spatiale incluent la compréhension des cycles de vie des technologies, la composition et l'évaluation d'un portefeuille de technologies, la promotion et la gestion de l'innovation et la connaissance des meilleures pratiques en matière de gestion des tâches technologiques. Un décideur doit être conscient de ces éléments essentiels dans le contexte de l'organisation afin d'assurer une mise en œuvre et des résultats optimaux.

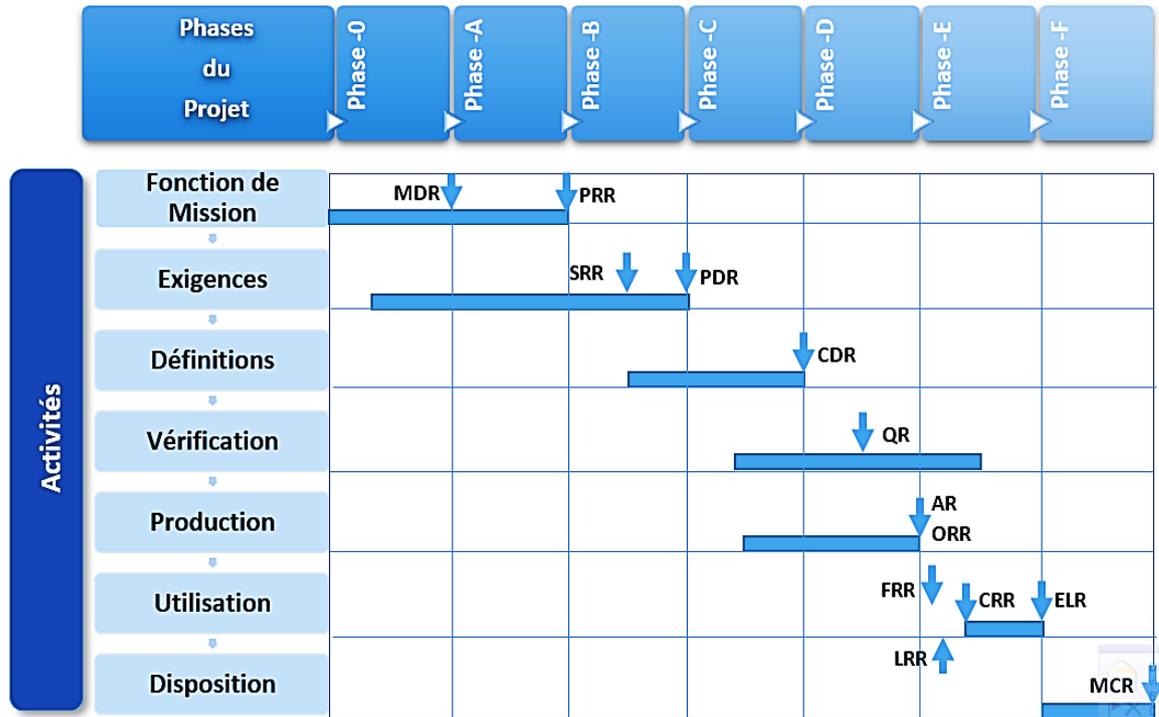


Figure 1-12: Cycle de vie typique et revues d'un projet spatial (reproduction à partir de [37])

Après tout ce qui a été dit sur les phases et les composantes d'un projet spatial, sa réussite est étroitement et totalement dépendante de son système de puissance qui est le nerf de vie pour un satellite. Nous abordons dans la partie suivante de ce chapitre la description de ce système, où nous allons prendre en détail le générateur solaire, qui est pour la majorité des missions spatiales, la source de puissance primaire principale.

1.7 PROBLEMATIQUE : REALISATION D'UN PANNEAU SOLAIRE

La réussite d'une mission spatiale dépend principalement de la fiabilité de son sous-système de puissance, à savoir son fonctionnement sans interruption pour l'alimentation de l'ensemble des sous-systèmes y compris la charge utile jusqu'à la fin de vie de la mission. Les besoins en puissance électriques peuvent varier de quelques watts, comme le cas des nanosat, aux kilos watts, pour les grands satellites de communications et de navigations.

Pour plus d'efficacité, la gestion de l'énergie à bord est assurée par le sous-système énergie de bord (**EPS** : *Electrical Power Subsystem*) (Figure 1-13), qui doit permettre une alimentation du satellite en continu et dans toutes les circonstances, même en fin de vie : Production, Stockage, Contrôle et Distribution.

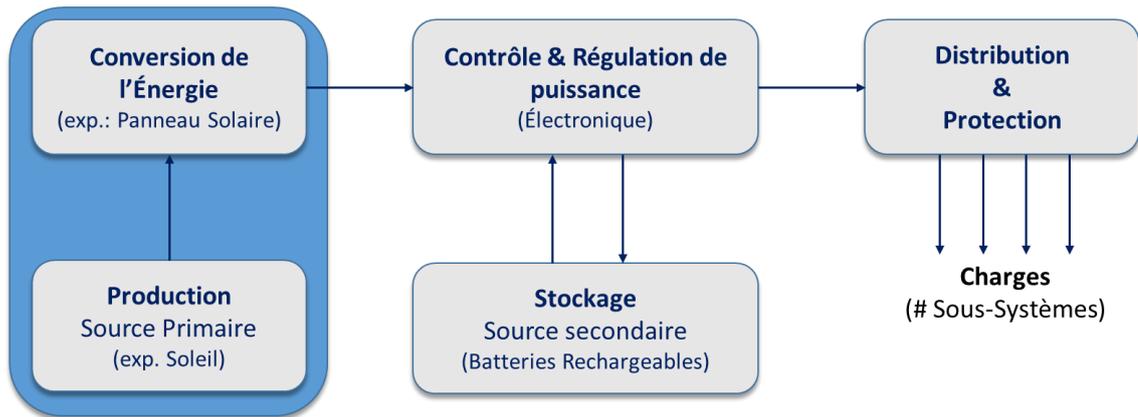


Figure 1-13: Diagramme standard du sous-système de puissance d'un satellite

Le dimensionnement des composants de l'EPS et leur réalisation doivent répondre aux exigences de la mission (en terme de puissance, masse, taille, durée de vie,). Il faut savoir qu'envoyer un satellite dans l'espace coûte entre 3 000 € et 30 000 € / kg [1, 2] selon le type du satellite. A titre d'exemple, pour donner une idée de l'importance de la masse en tant que paramètre critique de conception (voir **Figure 1-14** et **Tableau 1-3**). Dès lors, il est compréhensible qu'on utilise les technologies les plus performantes afin d'optimiser le poids et l'efficacité de l'ensemble et faire en sorte qu'il soit autonome le plus longtemps possible.

L'EPS fournit, stocke, distribue et contrôle l'énergie électrique du satellite. Dans un satellite à approche conventionnelle, les exigences de dimensionnement les plus importantes sont les puissances maximales et moyennes requises par un sous-système ainsi que le profil mission pour une orbite. Les satellites orbiteurs de la terre disposent d'un EPS normalisé, où on trouve les panneaux solaires photovoltaïques comme source primaire pour la production et batteries rechargeables comme source secondaire pour le stockage. Il existe d'autres technologies, telles que les générateurs radio-thermiques (RTG, *Radioisotope Thermoelectric Generator*) et les piles à combustible par exemple, mais restent encore très restreintes à pouvoir répondre aux exigences majeurs (longévité, sécurité, fiabilité, rapport puissance / masse encore élevé) (voir **Figure 1-15**).

En effet, avec toutes les avancées technologiques actuelles, le soleil reste la source principale de puissance dans l'espace, où les générateurs photovoltaïques restent la source d'énergie primaire utilisée à bord grâce à ses avantages aussi bien pour les satellites orbiteurs de la terre que d'autres missions d'explorations spatiales. Ainsi, le dimensionnement et la conception des panneaux solaires sont désormais plus critiques que la plupart des composants des sous-systèmes de l'engin spatial vu l'impact que peut avoir d'une panne d'énergie sur l'ensemble, voire la mission.

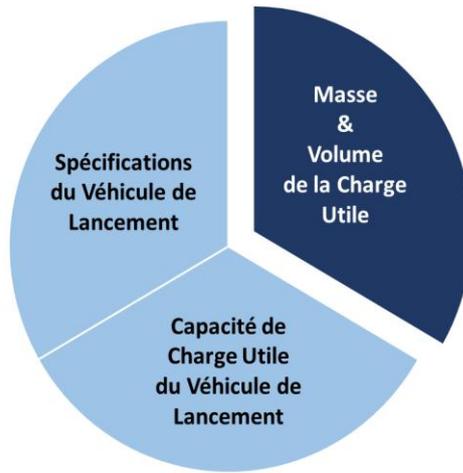


Figure 1-14: Rentabilité de la sélection d'un véhicule de lancement ([1])

Tableau 1-3: Prix des véhicules de lancement (2014\$) ([1], from table-3, pp 177-179)

Véhicule de Lancement		C/U (kg)		Prix (\$)		
		LEO	GTO	Année - 2014	C/U (LEO)	C/U (GTO)
GSLV	—	5000	1900	42.58 M	8 516,41	22 411,61
Long March	3A	6000	2600	54.75 M	9 124,73	21 057,06
Ariane 4	42P	6600	2600	107.51 M	16 289,97	41 351,47
	44P	7600	3000	122.87 M	16 167,49	40 957,64
Atlas II	A	7280	3039	143.770 M	19 748,08	47 307,01

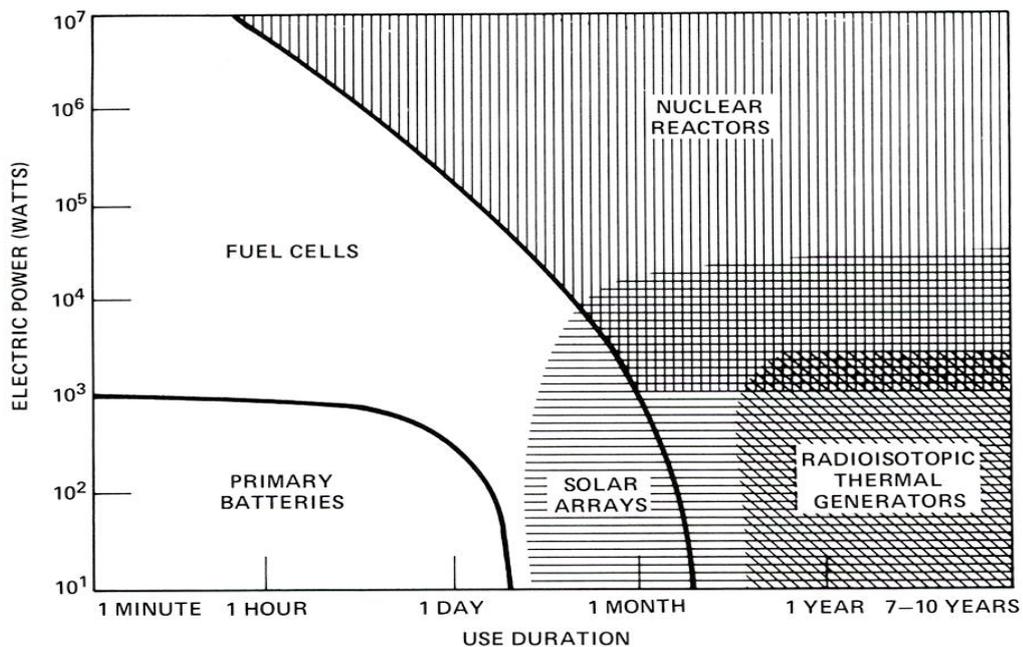


Figure 1-15: Technologies des sources de puissance primaire pour satellite [21]

La fiabilité du système peut également être rendue meilleure en utilisant la redondance. Les composants redondants sont un ensemble de composants dans une configuration dans laquelle un seul composant est requis pour fonctionner.

Par exemple, pour une mission donnée, le sous-système d'alimentation requis une seule batterie pour un fonctionnement réussi, alors que deux batteries sont incluses dans la conception finale. Si une batterie tombe en panne, le sous-système d'alimentation peut basculer vers la seconde et continuer à fonctionner ; ce type de redondance est dit redondance non-fonctionnelle « **Cold Redundancy** ». En revanche, si les deux systèmes, différents, sont utilisés pour exécuter la même fonction lorsqu'un seul est nécessaire, on l'appelle une redondance fonctionnelle « **Hot Redundancy** ».

Dans le spatial, les concepts de redondance doivent être pris en compte autant que possible afin de minimiser les défaillances en un point. Or, cette option n'est pas toujours possible vu un ensemble de contraintes souvent soulevées et qui font partie intégrante de cette industrie, notamment : la masse, le volume, stockage, la mission elle-même et bien sûr le coût ; le meilleur exemple pour cette situation est la conception du générateur solaire au bord de satellite.

1.8 CONCEPTION D'UN PANNEAU SOLAIRE POUR SATELLITE

Basée sur le compromis (performance/coût), la technologie du photovoltaïque notamment du spatial a connu plusieurs phases de développement, aussi bien en terme de matériaux qu'en technique de fabrication. La conception des panneaux solaires a largement évolué au fil des années, de simples panneaux montés à même la structure jusqu'à des conceptions déployables à plusieurs panneaux plus complexes sur le plan cinématique.

D'ailleurs, les panneaux solaires spatiaux peuvent être caractérisés par plus différents termes, notamment : puissance spécifique, puissance stockée (*stowed power*), masse, dimensions, facteur de remplissage, fiabilité, stabilité structurelle (thermomécanique), pointage, contrôle, évolutivité (*scalability*), faisabilité et de coût[4], du coup, un concepteur se trouve en face de plusieurs paramètres de différentes disciplines.

Il faut aussi noter que la taille du générateur solaire est proportionnelle au type de satellite. Les grandes structures nécessiteraient des coûts supplémentaires en termes de renforcement de rigidité et de découplage structurel, et complique également les composantes du système de contrôle d'attitude notamment les roues de réaction, en d'autres termes de nouvelles problématiques apparaissent et augmentent la taille et le poids du satellite et donc le coût du projet.

Par conséquent, un gain en terme de masse et dimensions dans un projet de satellite, présente des tels que l'inertie, la masse propulsive, la traînée réduite, le système de contrôle de l'attitude, le volume et le coût de l'arrimage ; ceci doit être pris en compte dès les premières phases de conception.

En effet, certains paramètres sont désormais déterminants pour solliciter la sélection d'un produit par rapport à l'autre, et ceux en étroite relation et en amont avec le type et la taille du satellite, les principaux étant : La puissance électrique requise, La masse, Propriétés mécaniques et électriques des composantes, Le procédé de fabrication, Le coût, le paramètre qui fait toujours la différence pour la prise de décision. De point de vu global, un panneau solaire est constitué de deux parties :

- ✓ **Mécanique** : regroupe tous les éléments formant la structure et les mécanismes en l'occurrence, à savoir :
 - La structure ou substrat qui serve de support pour monter toutes les composantes du panneau formant le générateur photovoltaïque
 - Mécanismes de déploiement (HDRM),
 - Mécanismes de commande de rotation et d'attitude (SADM)
 - Charnières
 - Egalement, on trouve d'autres matériaux utilisés dans la conception, notamment les adhésifs, le kapton,...etc
- ✓ **Electrique** : l'ensemble d'éléments contribuant à la production et la collecte de la puissance électrique générée, à savoir :
 - Cellules solaires
 - Fils conducteurs
 - Connecteurs
 - Diodes

Néanmoins, Quel que soit son type, la conception de panneau solaire reste pratiquement la même, la **Figure 1-16** et le **Tableau 1-4** illustrent des schémas éclatés et de section des composantes d'un panneau spatial.

Les panneaux réalisés sont montés sur une structure en nids d'abeilles (*honeycombed*) assurant la légèreté et la robustesse demandées dans les applications spatiales. Un adhésif, qui doit permettre la conductivité thermique, est utilisé pour fixer les cellules solaires sur la structure du nid d'abeilles assurant le transfert de la chaleur au côté externe du panneau. Les cellules sont couvertes par une couche de protection en verre dite '*Coverglass*' afin de minimiser les effets de l'environnement spatial (ATOX, radiations, particules lourdes, UV,...).

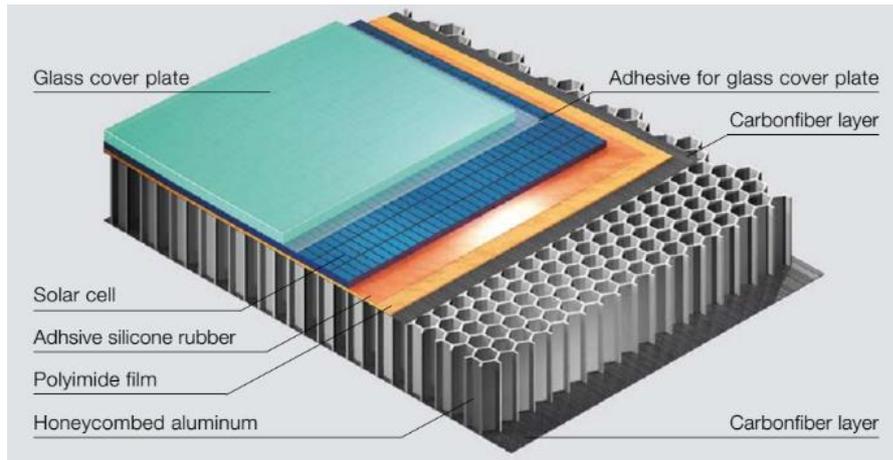


Figure 1-16: Vue de section de schémas descriptifs de panneau solaire typique[43]

Tableau 1-4: Composantes (du haut en bas) d'un panneau solaire spatial

Un panneau solaire (conception du haut en bas)	
Verre de protection (Coverglass)	Couche de verre (150-500µm) servant à protéger la cellule solaire des particules de l'environnement spatial
Adhésif de Cellule solaire/ Coverglass	Couche (50-100µm) utilisé pour coller le verre de protection sur la cellule solaire
Cellule solaire	Partie active (100-200µm), convertit la lumière du soleil en énergie électrique
Adhésif de cellule solaire	Couche (~100µm) utilisé pour coller la cellule solaire au substrat de polyimide
Polyimide	Feuille d'isolant (50µm) utilisée sur la face avant du support pour l'isolation électrique
Face-avant du Substrat	Plaque fine, serve à maintenir l'avant du noyau en nid d'abeille, et support pour la fixation des cellules solaires
Noyau en nid d'abeille	Noyau structurel léger
Face-arrière du Substrat	Plaque fine, serve à maintenir l'avant du noyau en nid d'abeille, et support pour la conception thermique, mécanique et électrique du panneau

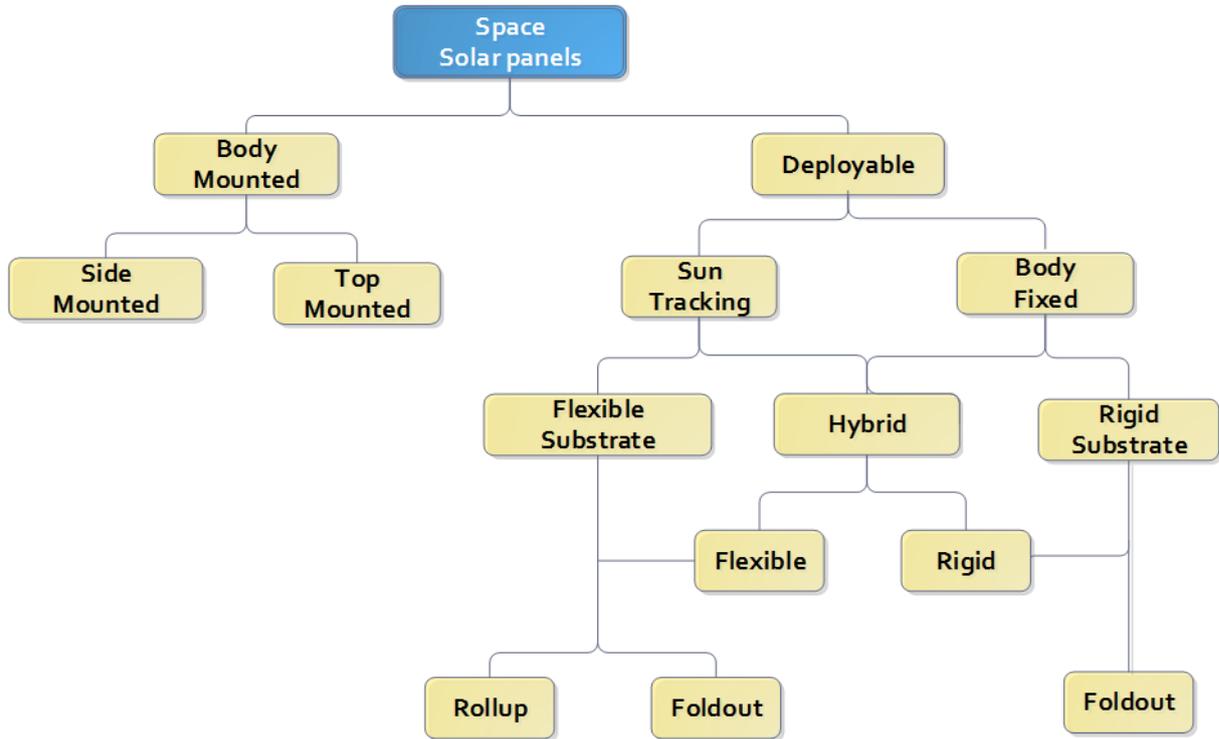


Figure 1-17: Différentes technologies utilisées pour les générateurs solaires spatiales [4]

1.8.1 TYPES DE PANNEAUX UTILISES SUR SATELLITES

Depuis qu'on a réussi à alimenter les satellites par des générateurs photovoltaïques, différentes configurations ont été réalisées, un récapitulatif est donné à la Figure 1-17. Certaines ont fait un sujet d'expérience, et d'autres sont à la une grâce à leurs performances et facilité d'adaptation. Principalement, selon sa géométrie et le budget qui lui est consacré, un satellite peut être équipé de trois types de panneaux [4, 44, 45]. Les paragraphes suivants fournissent une présentation globale de ces principales configurations desquelles sont définies d'autres selon la mission et la taille du projet.

1.8.1.1 Panneaux montés sur structure

(En anglais : *Body-Mounted Solar Panel*), ces panneaux sont fixés sur les différentes façades du satellite (Figure 1-18-a), répartis selon le rayonnement reçu sur chaque côté en fonction de l'attitude prévue du satellite. Cette structure est la plus simple et facile à mettre en œuvre. Son inconvénient est que la quantité de puissance est limitée par la surface limitée des façades et dépend fortement de l'attitude du satellite.

1.8.1.2 Panneaux déployable fixes

(En anglais : *Deployable Solar Panel*) (Figure 1-18-b) ; dans cette configuration, les panneaux sont pliés lors du lancement, fixés à la structure par des pyro-actuateurs, ce sont des boulons qui explosent sous l'effet d'un courant électrique ou par un couteau thermique [46], et sont



(a) Satellite GOCE, ESA-ESTEC



(b) OTB-1 mini-satellite SST-US



(c) Satellite Sentinel-2

Figure 1-18: Exemples de types de panneaux solaires dédiés aux applications spatiales (photos Crédits : [47-49])

déployés automatiquement une fois en orbite et fixés dans une orientation de façon à générer le maximum de puissance électrique possible selon l'attitude prévue du satellite.

1.8.1.3 Panneaux déployable orientés

Cette structure est une variante du type précédent mais dispose ne plus d'un mécanisme de guidage, dit : *SADM (Solar Array Drive Mechanism)*, pour l'orientation des panneaux mobile. Cette configuration est très courante pour les grands satellites notamment les GEO et MEO (**Figure 1-18-c**). L'avantage de cette structure est le gain en surface, et par conséquent en puissance générée.

1.8.2 DIMENSIONNEMENT DES PANNEAUX SOLAIRE PHOTOVOLTAÏQUES

Les développements des panneaux solaires destinés aux applications spatiales a connu plusieurs phase passant par l'optimisation des structures de plateformes, des substrats légers en sandwich, des techniques de déploiement innovants et des cellules photovoltaïques plus performantes.

Or, malgré les nombreuses contraintes rencontrées aussi bien pour le dimensionnement que la conception, l'un des plus importants est le budget de masse, ce dernier affecte non seulement la fabrication de l'équipement, mais influe également sur le coût de lancement vers l'espace. Par conséquent, l'utilisation de structures légères est fortement recommandée.

Néanmoins, la quantité de puissance générée dépend de l'utilisation des cellules solaires les plus efficaces et du facteur de remplissage élevé. En conséquence, existe une forte relation entre le coût, la masse et la surface ainsi que les technologies de contrôles du satellite et des panneaux solaires également. Dans les paragraphes qui suivent, nous allons aborder les principaux axes de la conception d'un panneau solaire pour satellite.

1.8.3 COMPOSANTES D'UN PANNEAU SOLAIRE SPATIAL

Le procédé de réalisation des panneaux solaires est par nature multidisciplinaire et très itératif. Son dimensionnement requies des données de plusieurs sous-systèmes de la plateforme, et peuvent être regroupées en quatre catégories principales : paramètres mécaniques, paramètres électriques, héritage et coût de conception. Ces domaines sont eux même fonctions de d'autres paramètres découlant d'eux. Pour mieux cerner cette idée, il est important d'avoir une vue globale sur les différents paramètres et leur origines et relations, et qui vont être détaillés au fur et à mesure dans ce chapitre.

➤ **Les Paramètres Mécaniques**

- La géométrie du satellite qui détermine la disposition des panneaux solaires et l'orientation vis-à-vis le soleil
- Dimension de la surface utile pour les cellules solaires.
- Type du panneau (monté sur structure ou déployable) qui définit le type du substrat ainsi que les mécanismes requis n l'occurrence d'un panneau déployable
- Le type de substrat (Al ou CFRP) pour la sélection des cellules solaires
- La masse du panneau ainsi que toutes ses composantes

➤ **Paramètres Electriques**

- La puissance requise par le satellite (alimentation et charge de batterie) pour chaque scénario de la mission
- Les paramètres de la mission, elles déterminent les éventuelles manœuvres et dégradations (orbite et paramètres orbitaux, la durée de vie et la période d'ensoleillement et d'éclipse)
- Les paramètres électriques de l'EPS pour être en mesure de prendre en charge la puissance maximale et minimale générée par la source.

➤ **L'héritage**

La conception du panneau (thermique, électrique, mécanique) doit généralement s'appuyer sur des expériences de missions antérieures réussies, qui forment ainsi un héritage pour toute réalisation future. Le facteur héritage détermine aussi bien le succès que les risques du projet.

➤ **Coût De Conception**

C'est le plus important puisqu'il détermine toutes les décisions et choix précédents pour la construction et la validation du produit, voir les risques à envisager. On note ici que le coût peut changer lorsque des tests de validations sont requis en absence d'héritage ou suite à des modifications.

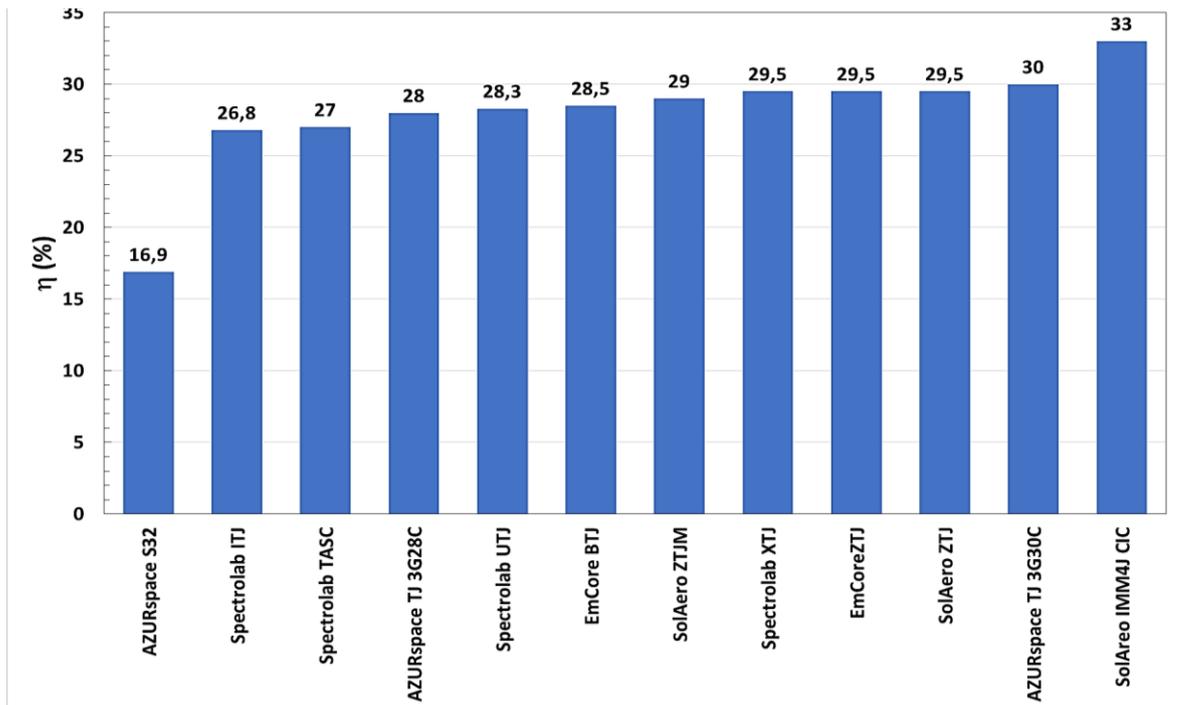


Figure 1-19: Rendement des cellules solaires spatiales [24]

1.8.4 SELECTION DES COMPOSANTES DU PANNEAU SOLAIRE

La conception de panneaux solaires doit se faire selon un compromis optimum (*Trade-Off*) afin d'être réaliste autant que possible. Le paragraphe suivant explique le processus d'une nouvelle conception, cette dernière commence par l'estimation de la quantité de puissance requise pour une mission donnée et se termine par la validation des décisions prises sur le choix des matériaux de fabrication.

Parmi l'ensemble des éléments constituant un panneau solaire, nous allons introduire uniquement deux, à savoir : les cellules solaires et la structure du panneau, dans le but de mettre en évidence les contraintes techniques à envisager lors de la sélection des éléments. Le choix des cellules solaires dédiées à une application spatiale demeure délicat de part les performances recherchées de la cellule ainsi que les contraintes auxquelles elle est soumise.

1.8.4.1 Sélection Des Cellules Solaires

Les cellules solaires dédiées aux applications spatiales possèdent en plus d'autres propriétés leur permettant de survivre en particulier les conditions environnementales en l'occurrence. Cependant, il est nécessaire que les cellules solaires spatiales soient en mesure de faire face aux fortes variations de température une faible dégradation vis-à-vis le rayonnement spatial en orbite, et ayant une capacité de résister aux contraintes mécaniques pendant le lancement.

Grâce aux expériences de nombreuses missions, l'efficacité des cellules solaires est en constante évolution (**Figure 1-19**). Les cellules solaires mc-Si (monocristallines) ont d'abord été utilisées avec un rendement de 14%, suivies par la jonction simple GaAs avec un rendement de 19%. Les cellules solaires à triple jonction actuelles sont de plus en plus en raison de l'amélioration de leur efficacité au-delà de 28%.

1.8.4.2 Structure des panneaux solaire

La structure du panneau solaire est la partie mécanique utilisée pour le montage du générateur photovoltaïque. Dans le cas de panneaux solaires montés sur structure, ils sont également la structure murale du satellite. Le substrat d'un panneau solaire typique est constitué par une structure en nid d'abeille montée en sandwich entre deux plaques fines formant les faces avant et arrière de cette structure. Cette dernière peut être toute en aluminium ou en CFRP, ou avec les deux ; le choix dépend de : Type du panneau, Type des cellules solaires et le Budget financier assigné à la fabrication de cet équipement.

Lorsque l'application le permet, l'aluminium reste désormais le matériau bon marché le plus utilisé grâce aux avantages qu'il apporte notamment sa disponibilité, légèreté et facile à usiner et à fabriquer ; en outre, son prix en fait de lui un très bon candidat contre d'autres matériaux. Cependant, en raison de sa forte dilatation thermique, il convient mieux aux petites cellules solaires.

Le CFRP est aussi souvent sollicité grâce à ses propriétés mécaniques (légèreté, résistance au choc) notamment pour la fabrication de panneaux déployables (voir Tableau 1-5). Sa dilatation thermique est également négligeable, une caractéristique essentielle lors de l'utilisation de cellules solaires large. En revanche, il reste encore un matériau encore onéreux par rapport à l'aluminium, et plus difficile à usiner et complexe à fabriquer. Le diagramme de la **Figure 1-20**, présente un récapitulatif d'un exemple de la sélection de la structure d'un panneau solaire dédié à une application spatiale.

La conception d'un panneau solaire et non seulement critique pour une mission spatiale, mais également très compliquée du fait de l'interaction entre plusieurs disciplines. Pour mieux cerner cette idée, il est important d'avoir une vue globale sur les paramètres et phase en relation avec le développement d'un nouveau produit et les considérations à prendre dès les phases initiales d'un projet, cette problématique fait l'objet du chapitre suivant.

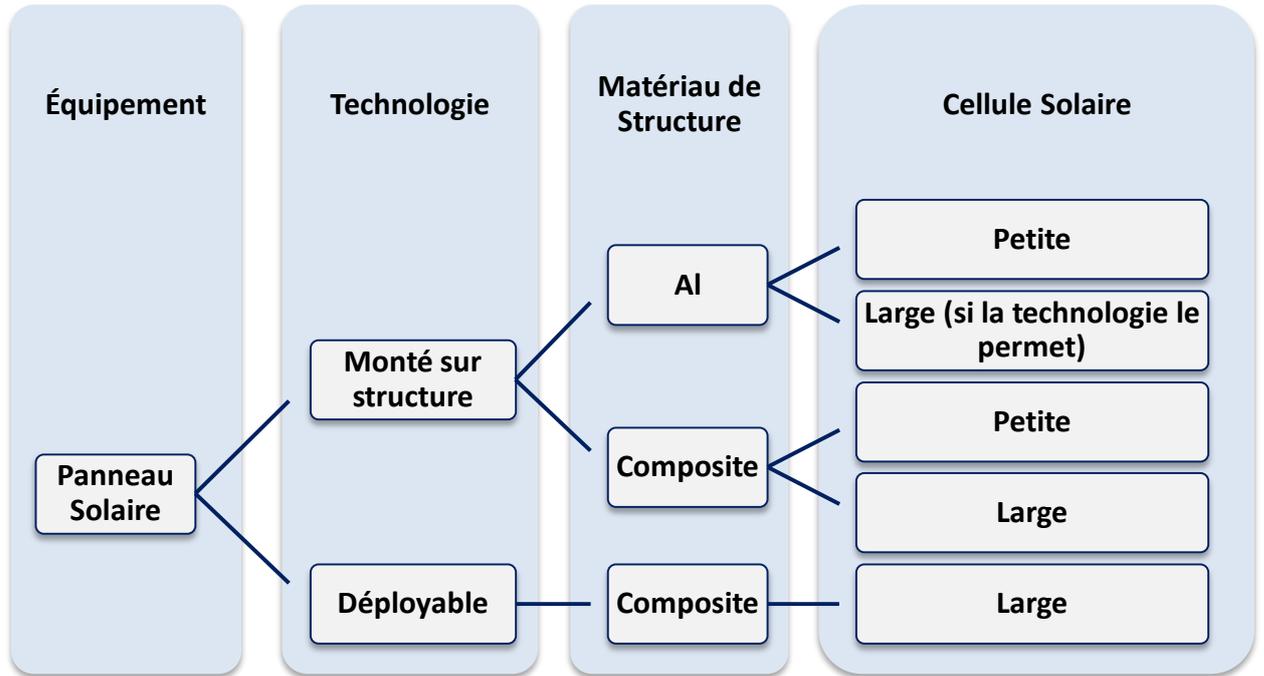


Figure 1-20: Exemple de charte de sélection des éléments d'un panneau solaire spatial

Tableau 1-5: Comparaison entre la dilatation thermique de l'aluminium et le CFRP par rapport au Ge

Dilatation thermique du Matériau de structure		Dilatation thermique du Ge	Comparaison
Al (Aluminium)	$22.8 \times 10^{-6} /K$	$6 \times 10^{-6} /K$	* Al est 3.8 fois plus important que le Ge
CFRP	$3 \times 10^{-6}/K$		** Ge est 2 fois plus grand que le CFRP

1.9 CONCLUSION

Un satellite, voire tout engin spatial, n'est qu'un élément d'un système formé par différents segments afin d'accomplir sa mission, à savoir : segment spatial, le segment sol et le segment de lancement. Dans ce chapitre, une introduction sur ce que c'est un projet spatial et ses composantes a été présentée. Nous avons présenté les différents paramètres de classifications et de caractérisations d'un satellite, le « Système Spatial ». Une présentation des phases et la gestion d'un projet spatial ont également été abordées.

Nous avons défini ce qu'est un satellite à travers la définition des différents éléments, dit sous-systèmes, dont il est conçu et par rapport à leurs fonctions. Dans ce contexte, nous avons expliqué leurs applications, leurs classifications et leurs paramètres types communément utilisés, notamment : la masse, la mission, la charge utile et l'orbite, avec une explication ce chacun de ces types.

La dernière partie de ce chapitre a été consacré au sous-système d'alimentation du satellite EPS. Effectivement, la réussite de la mission du satellite est étroitement et totalement dépendante de ce sous-système qui est le nerf de vie pour un satellite. Or, le dimensionnement des composantes de l'EPS et leur réalisation constituent un axe de recherche et de développement à part entière. Cette thèse traite la problématique de conception d'un générateur solaire pour satellite. Pour cette raison nous avons particulièrement abordé dans cette partie la description détaillée du générateur solaire, utilisé comme la source de puissance primaire et principale pour la majorité des missions spatiale. L'objectif est d'introduire la composition et les éléments d'un générateur solaire avec une description de leur type et fonctionnalité. Cette introduction a pour but d'initier le lecteur aux chapitres suivants où nous allons aborder en détail cette problématique.

CHAPITRE - 2

Optimisation Multidisciplinaire Et Applications Aux Technologies Spatiales

2. OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE ET APPLICATIONS AUX TECHNOLOGIES SPATIALE

2.1 INTRODUCTION

Les développements actuels de la technologie spatiale, particulièrement des satellites a tendance à devenir de plus en plus légers et beaucoup plus petits, consolidée par des techniques et recherches plus avancées. Ce secteur, des satellites, est devenu de plus en plus compétitif. Pour cette raison, il est primordial de pouvoir concevoir des systèmes aussi efficaces, c'est-à-dire capables de mettre en orbite des charges utiles de pointes embarquée sur des plateformes très performantes et à moindre coût, garantissant en même temps le succès de la mission y dédiée aussi longtemps que possible aux plus grandes performances et rentables financièrement.

Or, ce secteur se caractérise par sa multidisciplinarité intensément intégrée, conduisant à des procédures de conceptions itératives et complexes. Ainsi, comme un grand nombre de problèmes réels, il est nécessaire d'optimiser simultanément plusieurs objectifs souvent conflictuels pour un même problème. De ce fait, il n'est plus question de chercher la " Solution Optimale" au profit des notions d'optimisation de vecteur. Pour résoudre les défis des problèmes multi-objectifs, des algorithmes multi-objectifs qui sont en fait des extensions des algorithmes simples ont été proposés. Cela nécessite dans les premières études de conception un processus d'optimisation efficace afin d'explorer un très grand espace de recherche afin concevoir rapidement la configuration la plus appropriée aux exigences de mission donnée.

Le processus de conception et d'optimisation des satellites commence par les exigences de l'application et les restrictions physiques, l'optimisation, puis la sélection des solutions avec des méthodes d'ingénierie systématiques, pour pouvoir par la suite étudier les caractéristiques de chaque élément constituant et de chaque sous-système, déterminer les interfaces et les relations entre sous-systèmes, et pour finir ajuster les paramètres techniques et les indicateurs de fonctionnement de l'ensemble du système. Celles-ci peuvent être conclues comme une méthode de construction et d'optimisation systématique, avec différentes spécifications, connue aujourd'hui sous le nom d'optimisation de conception multidisciplinaire (OMD).

La méthode OMD des satellites étudiée et discutée dans ce chapitre a pour objectif de créer un système informatique coopératif permettant d'aider efficacement la conception des engins spatiaux et de réduire considérablement la période de conception. Ce chapitre donne un aperçu

des applications spatiales connues qui font appel aux différentes approches et méthodes multidisciplinaires ainsi que les différents algorithmes de cette technique la MDO.

2.2 NOTION DE DEVELOPPEMENT DE NOUVEAUX PRODUITS

Le développement de nouveaux produits est un enjeu de concurrence majeur dans la mesure où on exige en permanence de nouveaux produits améliorés en matière de qualité et de performance [3, 5-8]. Cela oblige à procéder à des améliorations de manière significative pour mieux identifier les véritables besoins de(s) client(s), les traduire en exigences fonctionnelles de produits quantifiables, développer, évaluer et intégrer rapidement de nouveaux concepts pour les satisfaire, puis l'introduire efficacement à travers de nouvelles offres de produits. Un processus de développement de produit bien organisé et efficace est nécessaire pour éviter les dépassements de coûts, les retards de production ou les introductions de produits présentant des problèmes de qualité majeurs. Même s'il n'existe pas de recette unique pour réussir, la capacité d'une organisation à intégrer efficacement ses ressources d'ingénierie joue sans aucun doute un rôle central, et ils ont simplement besoin des outils et du soutien pour le faire.

Le temps nécessaire pour développer un nouveau produit dépend souvent de la complexité du produit, qui dépend généralement du niveau de préparation technologique, du nombre de composantes et des difficultés liées à la fabrication [3, 5-8]. Les délais de développement de produits dans les industries aérospatiales varient généralement entre 2 et 4 ans, un microsatellite pour observation de la terre, nécessite généralement au moins 2 ans (18 mois), en fonction de la complexité du projet. Néanmoins, les étapes de base impliquées sont courantes [8]. Les phases générales du développement d'un nouveau produit incluent (comme illustré à la **Figure 2-1**): **a)** le développement de concept, **b)** la planification de produit, **c)** la conception et la vérification d'ingénierie de produit, **d)** l'ingénierie de processus et **e)** la validation de fabrication. De plus amples détails peuvent être trouvés dans [8] décrivant diverses méthodes et outils scientifiques pour développer plus efficacement de nouveaux produits.

2.3 DEFINITIONS DE OPTIMISATION ET CONCEPTION

Bien entendu, le mot «conception» a de nombreuses significations différentes. Pour certains, cela signifie la conception esthétique d'un produit, telle que la forme extérieure ou la couleur. Par ailleurs, la conception peut signifier l'établissement des paramètres de base d'un système. Une autre interprétation du terme "conception" serait la description détaillée des matériaux, des formes et de la tolérance des différentes parties d'un produit. C'est l'aspect de la conception du produit principalement considéré dans ce texte [3, 5].

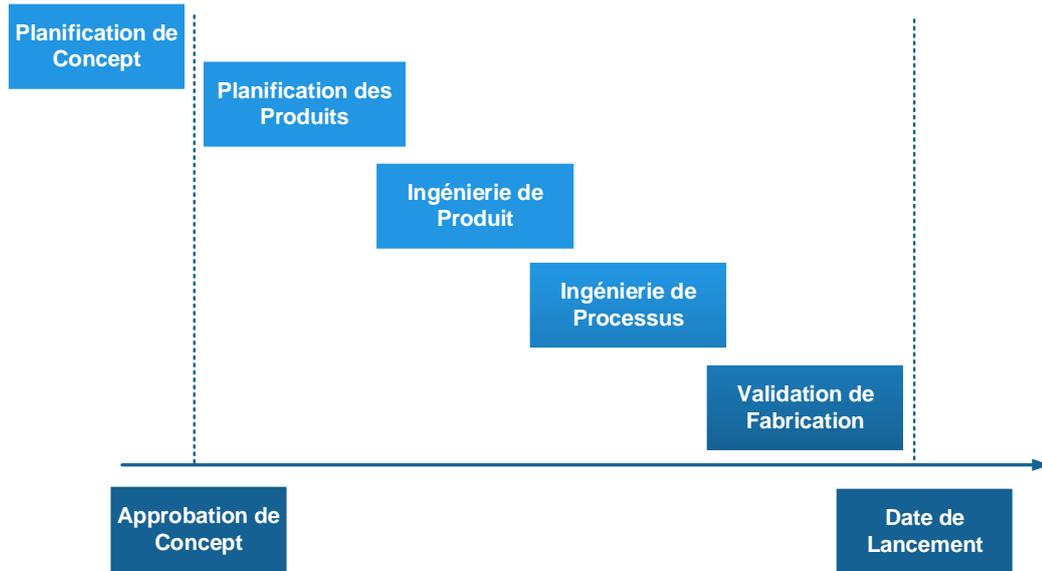


Figure 2-1: Phases de développement d'un produit[50]

La conception (*Design*) est une activité qui commence par des croquis de pièces et d'assemblages ; il passe ensuite au poste de travail de conception assistée par ordinateur (CAO), où sont produits les dessins d'assemblage et les dessins de pièces détaillés [3, 5-8]. Ces dessins sont ensuite transmis aux ingénieurs de fabrication et d'assemblage dont le travail consiste à optimiser les processus utilisés pour produire le produit final. Fréquemment, c'est à ce stade que des problèmes de fabrication et d'assemblage sont rencontrés et que des modifications sont demandées. Parfois, ces modifications de conception sont nombreuses et entraînent un retard considérable dans la publication du produit final.

En outre, plus les changements de cycle de conception et de développement de produit se produisent tardivement, plus ils deviennent coûteux (Figure 2-2). Par conséquent, non seulement il est important de prendre en compte la fabrication et l'assemblage lors de la conception du produit, mais également de prendre en compte ces considérations le plus tôt possible dans le cycle de conception. Ceci est illustré qualitativement par le graphique de la Figure 2-3, qui montre que le temps supplémentaire passé tôt dans le processus de conception est largement compensé par les gains de temps réalisés lors du prototypage. Ainsi, en plus de réduire les coûts du produit, l'application du DFMA réduit le temps nécessaire pour mettre le produit sur le marché [5].

Une autre raison pour laquelle il convient de prendre en compte la fabrication et l'assemblage au début du cycle de conception est qu'il est maintenant largement reconnu que plus de 70% du produit final les coûts sont déterminés lors de la conception[5]. En conséquence, au cours de son travail, un designer doit considérer la combinaison de deux notions fondamentales, à savoir : la conception pour la fabrication et l'assemblage :

- La Conception pour la fabrication (DFM, *Design For Manufacturing*) est la pratique de concevoir des produits en gardant à l'esprit la fabrication, autrement dit la conception facilitant la fabrication pour la collecte des pièces qui formeront le produit après assemblage.
- Conception pour l'assemblage (DFA, *Design For Assembly*) est la pratique qui consiste à concevoir un produit avec l'assemblage à l'esprit, ce qui signifie la conception du produit pour faciliter l'assemblage.

Chaque problème nécessite une connaissance des techniques d'optimisation et une familiarité avec le problème lui-même afin de décider des techniques applicables. Cependant, quelques soient la technique sollicitée, l'optimisation d'un produit étant l'objectif principal. D'une manière générale. Les techniques d'optimisations consistent à chercher la meilleure solution et configuration de conception d'un produit ce qui conduit à la simplification des étapes de fabrication et l'amélioration de ses performances qualitatives et quantitatives.

L'optimisation consiste à déterminer la meilleure combinaison de variables de conception permettant de remplir une fonction « objectif », par exemple maximiser la puissance générée ou minimiser le coût de fabrication. En revanche, lorsque le nombre de disciplines interagissant dans le processus de conception d'un produit, l'opération d'optimisation devient de plus en plus compliquée et nécessite de faire appel à des outils y dédiés, c'est ainsi que l'optimisation multidisciplinaire (MDO, *Multi-Disciplinary Optimisation*) s'avère être un outil efficace pour les concepteurs lorsque plusieurs disciplines ou domaines sont en interaction pendant la phase de conception afin d'obtenir les meilleurs résultats globaux, contrairement aux approches classiques qui effectuent l'optimisation de manière séquentielle. En d'autres termes, l'utilisation des algorithmes MDO peut être étendue à toutes les composantes et disciplines d'un engin spatial ayant une incidence sur un paramètre spécifique qui nécessite une amélioration particulière comme la surface, le poids, le coût ou temps de réponse...etc. Même si l'optimisation a ses inconvénients, l'avantage de savoir quelles valeurs des variables de conception conduisent à une solution optimale l'emporte largement sur ces inconvénients.

Comme toutes les techniques d'optimisation, les avantages de l'application de la MDO lors de la conception du produit sont les suivants :

- Ces outils encouragent le dialogue entre le concepteur et l'ingénieur de fabrication au cours des premières étapes de la conception.
- Fournir une procédure systématique d'analyse d'un projet proposé du point de vue de l'assemblage et de la fabrication.
- Contribue également à réduire le délai de mise sur le marché et la qualité du produit
- Réduit les coûts de fabrication du produit
- Toute réduction du nombre de pièces réduit les coûts ainsi que les stocks

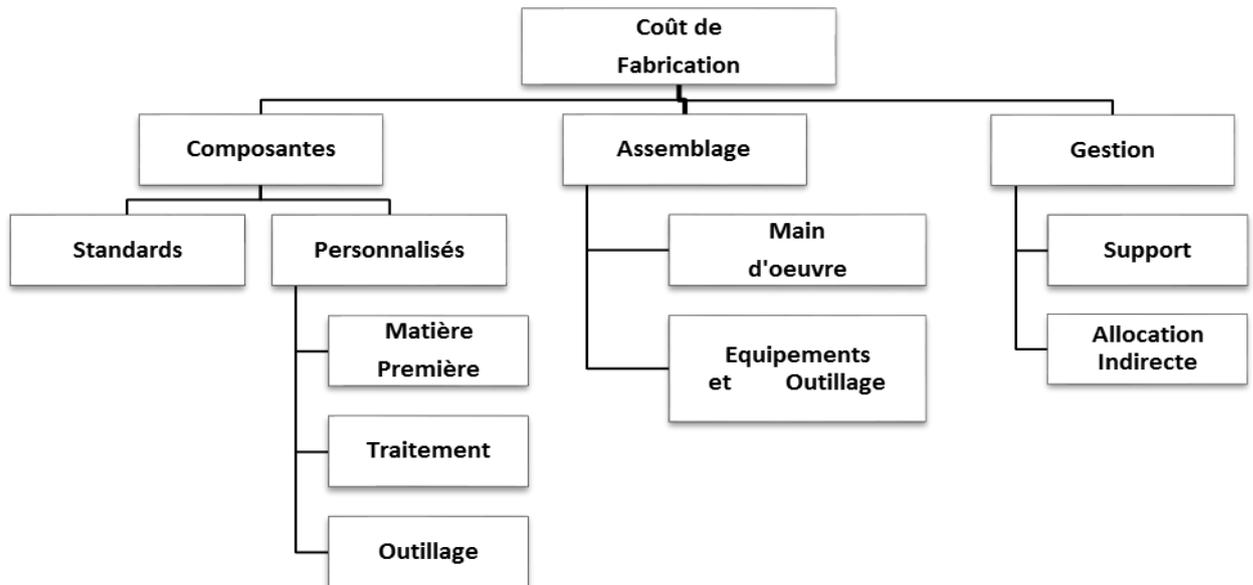


Figure 2-2: Élément de définition du coût de fabrication d'un produit (source : [5])

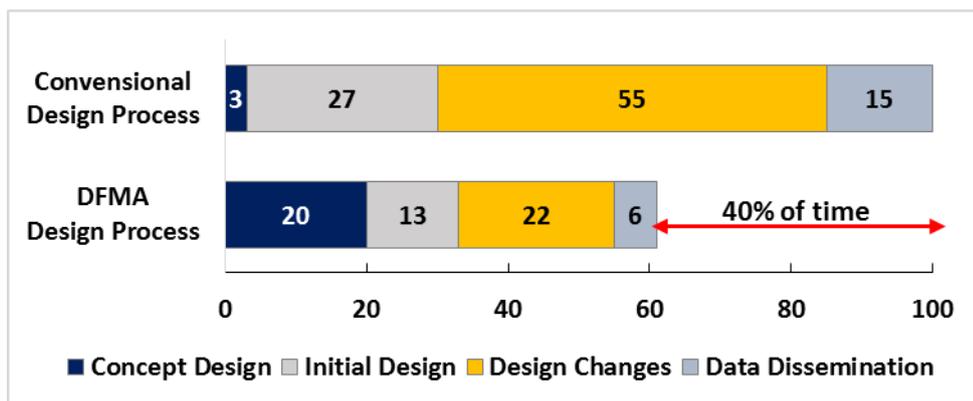


Figure 2-3: Exemple d'un projet ayant utilisé DFMA pour raccourcir le temps du processus de conception de l'un de ses produit [5]

Dans le cadre de cette thèse, l'optimisation multidisciplinaire étant adoptée pour la conception d'un panneau solaire pour satellite. Avant ceci, un état de l'art de cette technique est présenté dans le paragraphe suivant focalisé sur leurs utilisations dans les applications spatiales.

2.4 Etat de L'art De la Modélisation Multidisciplinaire dans des Applications de Systèmes Spatiaux

Comme le démontrent les soixante dernières années d'exploration spatiale, l'approche de conception de la majorité des satellites est comme étant une machine autonome, capable d'accomplir sa mission et de subvenir par elle-même à ses besoins (puissance, communications, contrôle d'attitude, contrôle thermique, ...etc.) pour une supervision humaine minimale et périodique.

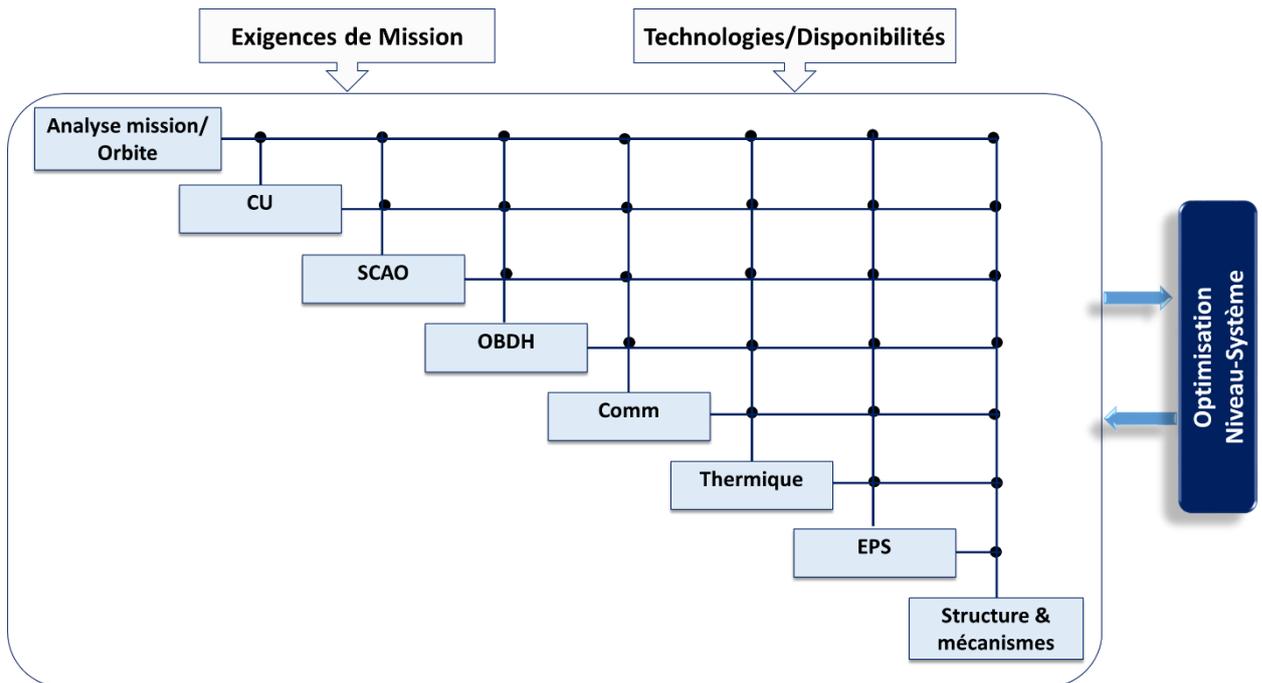


Figure 2-4: Représentation globale de la conception multidisciplinaire d'un satellite

Tandis, au fil des années, les acteurs et scientifiques de cette industrie se sont trouvés face à des cas de missions pas assez satisfaisantes où certaines caractéristiques non optimales ont été mises en évidence. A l'origine, on a eu tendance à concevoir des satellites de manière unique au détriment de coût du projet à chaque fois qu'une mission identique est planifiée, sous réserve d'une dégradation des performances cherchées, ce qui alourdit, entre-autres, les processus d'intégration et de validation du produit. Cette situation est de plus en plus importante particulièrement pour les grands projets plus susceptibles de dépasser les budgets financiers et logistiques initialement alloués, ce qui pourrait, éventuellement, entraîner retarder le projet, voir son annulation dans son même si une partie a déjà été développée et construite. Ainsi, l'appel à des méthodes plus sophistiquées en termes de dimensionnement et optimisations s'est présenté comme une nécessité primordiale sur tous les plans de tels projets.

La conception de systèmes des satellites est un processus multidisciplinaire par nature, coûteux en temps et en argent, qui prend en compte les objectifs de la mission et les exigences de chaque sous-système, à savoir : la charge utile, la structure, les dynamiques d'orbite et d'attitude, le contrôle thermique, la communication, l'alimentation, ainsi que d'autres paramètres (Figure 2-4). Généralement, dans les phases initiales de conception, des experts du sous-système se réunissent sur une période de plusieurs jours pour créer et mettre à jour des processus de conception par des analyses de divers outils de modélisation hétérogènes. Ainsi, l'utilisation des nouveaux outils de modélisations permettent d'automatiser et éventuellement optimiser de tels processus de conception, ce qui va par conséquent réduire considérablement le temps et les coûts tout en maintenant la fiabilité. En raison de l'espace de recherche prohibitif impliqué dans

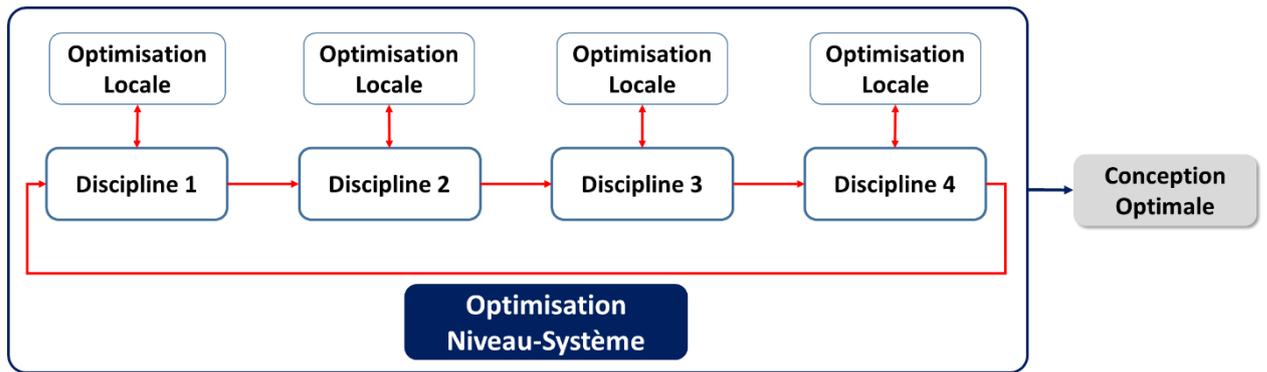
la conception des satellites, de nombreux outils ont été basés sur un sous-ensemble limité de variables de conception et de formules empiriques. Le problème majeur réside dans le choix de la technique de modélisation et la mise en œuvre d'une stratégie d'optimisation (**Figure 2-5**).

La conception et l'optimisation des satellites est une approche d'étude qui s'est constituée à la fin des années 1980. Depuis la première conférence multidisciplinaire d'analyse et d'optimisation AIAA / ISSMO [51] en 1986, qui se tient maintenant deux fois par an, le monde a connu une recrudescence de la recherche sur les OMD, impliquant de nombreuses universités, institutions de recherche et entreprises. Jusqu'à présent, de riches productions ont été obtenues et les études théoriques sont en train d'être transformées en applications d'ingénierie.

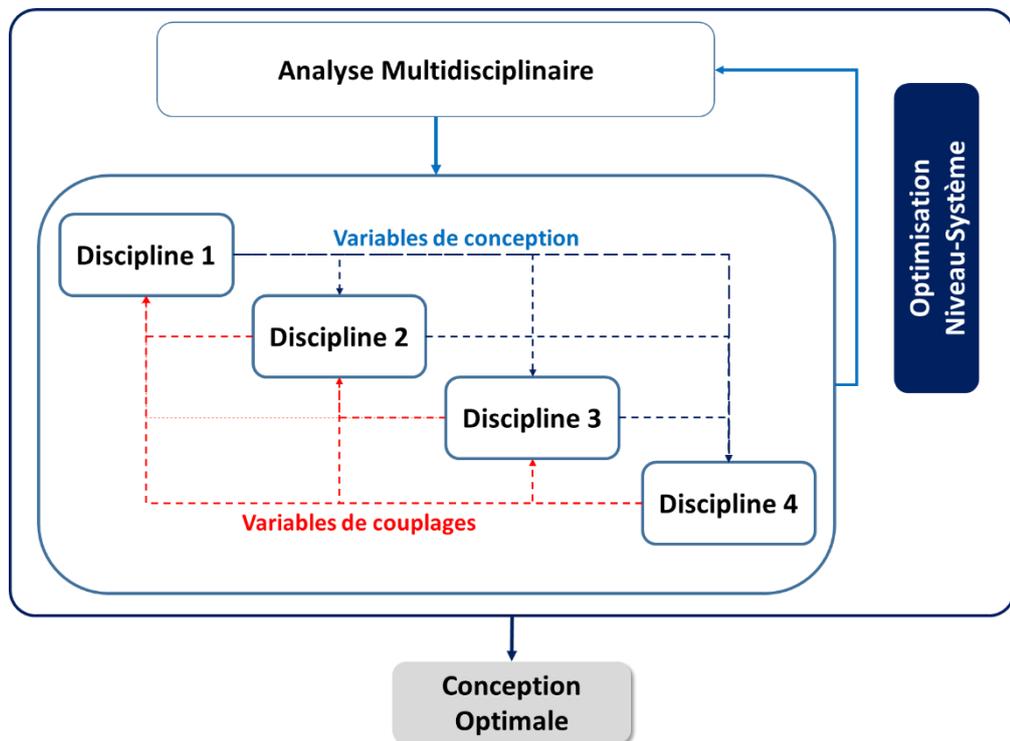
Beaucoup d'ouvrages de littératures existent sur les applications possibles de la MDO avec des détails sur les différents algorithmes exploités jusqu'à ce jour [52-57]. D'autres sont dédiés uniquement aux applications pour satellites de ces techniques [58-74]. Dans des recherches antérieures, comme [60, 66], on a cherché à examiner et vérifier l'utilité de l'application de certaines techniques d'optimisation qui ont été utilisées avec succès dans d'autres applications et traiter leur pertinence pour la conception de vaisseaux spatiaux. [67, 68] fournissent une évaluation des techniques d'optimisation telles qu'elles sont appliquées à des problèmes de conception d'engins spatiaux de plus en plus complexes avec une comparaison entre avantages et inconvénients des techniques traditionnelles d'optimisation et des méthodes heuristiques non traditionnelles.

La courtoisie de ces techniques a encouragé d'autres chercheurs de développer un niveau de système structuré pour le processus de conception et appliquer ces méthodes pour des types de satellites, à l'exemple de [75] qui présente une analyse statistique basée sur la MDO pour déduire les facteurs affectant la fiabilité des satellites, et [69] qui présente la conception conceptuelle d'un microsatellite d'observation de la Terre LEO -SSO incorporé à une approche d'optimisation de conception multidisciplinaire (MDO).

Des études plus récentes études sont plus spécifiques en termes de fonctions « objectif ». Une étude comparative est présentée dans [76] sur une méthode de mesure des vibrations, ainsi que les images prises dans l'espace et le traitement d'image effectué avec les images prises au sol. [70] se concentre sur le développement d'une méthode d'optimisation collaborative distribuée efficace pour la conception de la mission de télédétection de petits satellites en orbite terrestre basse (LEO). Dans le même contexte, [71] présente l'utilisation de modèles haute-fidélité, tels que les modèles d'éléments finis (FE, *Finit Elements*), dans les applications MDO est une tendance émergente. Une autre recherche, présentée dans [77], développe une méthodologie pour optimiser les performances d'une série de satellites connectés sans fil afin de les comparer avec un satellite de conception traditionnelle.



(a) Structure conventionnelle de conception et optimisation multidisciplinaire



(b) Représentation d'une structure de conception du processus d'optimisation multidisciplinaire méta-heuristique

Figure 2-5: (a) et (b) Représentations de la conception d'un projet spatial

[72] présente une étude pour la mise en œuvre et comparaison des architectures d'optimisation multidisciplinaire réalisables et collaboratives pour l'optimisation multi-objectifs d'une conception de système de propulsion spatiale bi-propulseur, [73] cherche à minimiser la résolution de la charge utile d'imagerie satellite.

Compte tenu de l'industrie des véhicules de lancement, la plus couteuse, elle adopte l'utilisation de ces méthodes dès leur apparition où elles ont prouvé leurs avantages aussi bien financières que logistiques dès les phases initiales [60]. Récemment, plusieurs travaux ont été

développés dans la stratégie de conception d'optimisation interactive et l'optimisation de conception multidisciplinaire pour les lanceurs. A titre d'exemples pour cette dernière décennie, on trouve une étude consacrée à l'optimisation multidisciplinaire des lanceurs [78] et [79]. Une autre étude se concentre plutôt sur l'optimisation de la trajectoire [80]. Une recherche plus récente, [2], reporte dix années de travail et d'améliorations qui démontrent l'intérêt d'une approche MDO pour la conception de nouveaux projets dès les phases antérieures (conception préliminaire), particulièrement pour la conception de lanceurs spatiaux avec une stratégie basée sur une approche multidisciplinaire de conception réalisable (MDF) couplée à l'utilisation d'algorithmes génétiques (GA) pour l'optimisation globale.

Une nouvelle analyse de la structure sandwich composite du carénage du lanceur, présentée dans [81], est considérée par une nouvelle méthodologie d'optimisation de conception multidisciplinaire. Parmi les rôles les plus importants de cette méthode, en plus de la convergence du processus d'optimisation, s'attaque à une discipline complexe de structure composite. La recherche [82] se concentre sur la conception multidisciplinaire interactive et l'optimisation du satellite du lanceur avec un propulseur liquide à trois étages.

Concernant le S/S EPS, les recherches et applications des MDO se comptent plus rare que d'autres sous-systèmes du satellite, voire inexistantes. Parmi ces recherches on trouve celle présentée dans [83], qui date de 2015, traite la détermination de l'angle optimale de déploiement d'un panneau solaire pour maximiser la puissance générée en orbite. Une autre étude [84] de la même année utilise l'algorithme de recherche gravitationnelle, le GSA, l'un des algorithmes de la MDO, pour l'extraction de paramètres du panneau, la méthode proposée évalue les paramètres de différents panneaux photovoltaïques à différents niveaux d'irradiance, avec une évaluation critique et une comparaison des résultats obtenus avec d'autres techniques d'optimisation telles que l'algorithme génétique. D'autres études sont plus pointues consacrées particulièrement sur la structure et mécanismes de générateur solaire, à titre d'exemple [85] qui étudie l'optimisation d'une charnière légère composée d'un tube à paroi mince en plastique renforcé de fibres de carbone avec deux fentes longitudinales, ou [86] qui présente une étude détaillée du pliage et du déploiement des charnières à ressort à bande monocouche et des charnières à ressort à ruban à double couche sous une charge de courbure pure. Les principaux problèmes à considérer dans les applications d'ingénierie de MDO résident dans le choix de la technique de modélisation des problèmes pratiques et la mise en œuvre d'une stratégie d'optimisation.

Un certain nombre d'institutions, telles que l'AIAA, la NASA, l'US Air Force, l'ISSMO, etc., ont organisé avec succès de nombreuses conférences internationales sur la recherche sur les ODM, telles que le Congrès mondial biennal sur l'optimisation structurelle et multidisciplinaire. En 1991, le comité technique de l'AIAA MDO (MDO TC) a publié le livre blanc de l'AIAA, où il a présenté le MDO en détail et a indiqué l'orientation des futures études sur le MDO. Dans le livre blanc,

MDO est défini comme une méthodologie pour la conception optimale de systèmes et sous-systèmes d'ingénierie complexes qui exploite de manière cohérente la synergie de phénomènes interagissant mutuellement en utilisant une analyse haute-fidélité avec une optimisation formelle. L'idéologie principale de MDO est :

$$\Delta_{conception} = \left(\sum_i \Delta_{discipline_i} \right) + \Delta_{MDO} \quad (2-1)$$

De manière générale, la MDO est décrite mathématiquement par :

$$\min F(X)$$

Sous contraintes :

$$a_i \leq g_i(X) \leq b_i$$

Où : $F(X)$ est une fonction objective, $g_i(X)$ est une condition de contrainte et X est une variable de conception.

Les composants conceptuels du MDO ont été évoqués pour la première fois en 1995 par Sobieski [87], un scientifique américano-polonais. Plus tard, en 2001, le MDO TC a révisé la description en ajoutant une nouvelle catégorie de «pratiques de gestion et de culture» dans les composants conceptuels du MDO et a résumé de manière approfondie chaque aspect de la recherche du MDO et de ses applications industrielles [88, 89]. L'idée principale de la technologie peut être exprimée comme suit : un processus de conception de système complexe qui organise et gère le processus de conception avec une stratégie d'optimisation appropriée, décompose le système complexe en plusieurs sous-systèmes modernes cohérents pour l'organisation, en tirant parti des outils d'analyse industriels pluridisciplinaires existants. Unification des connaissances et de l'expérience des sous-systèmes par un réseau informatique distribué, afin de raccourcir la période de conception, de réduire les coûts de développement et d'améliorer la qualité et la compétitivité des produits. En général, la recherche sur les MDO peut être résumée en trois aspects :

- l'intégration d'un logiciel d'analyse multidisciplinaire orientée conception,
- la conception multidisciplinaire concurrente pour l'optimisation des systèmes
- l'environnement de prise en charge de l'informatique MDO distribuée.

Le procédé l'optimisation pour l'optimisation de la conception du système requies un cadre de la MDO développé pour gérer : la modélisation complexe, la simulation, l'interaction des données comme illustré à la **Figure 2-6**. Le cadre se compose de quatre modules, à savoir :

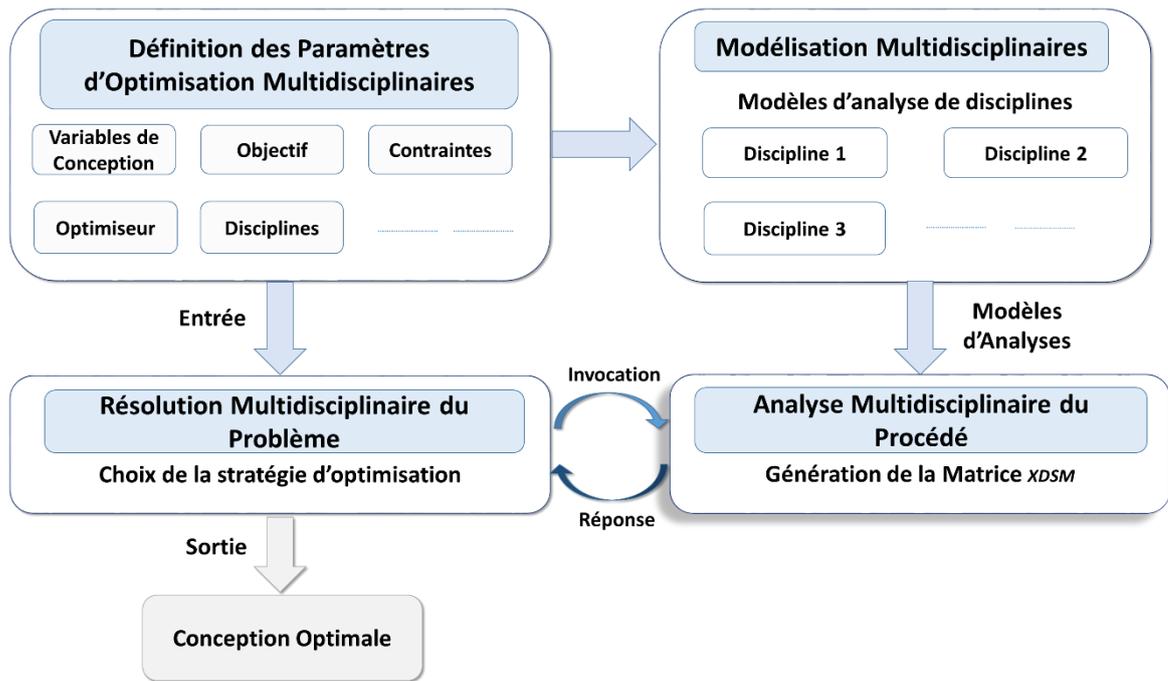


Figure 2-6 : Présentation du cadre de MDO pour la conception et l'optimisation d'un système multidisciplinaire

- 1) **Définition du problème MDO** : Consiste à identifier les composantes du problème du MDO, à savoir : les disciplines, les variables de conception, les contraintes, l'objectif, ... etc.
- 2) **Modélisation disciplinaire** : Consiste à détailler les modèles disciplines établis en fonction du problème MDO défini.
- 3) **Analyse multidisciplinaire** : Consiste à établir la matrice de structure de conception étendue (XDSM) du système, qui un processus d'analyse multidisciplinaire mené pour garantir sa cohérence, c.à.d. que la condition de capacité interdisciplinaire est satisfaite.
- 4) **Stratégie de résolution du problème** : Consiste à procéder à la stratégie MDO, c.à.d. choix de l'optimiseur pour résoudre efficacement le problème d'optimisation pour obtenir la conception optimale.

Le paragraphe-2.6 va aborder et clarifier ces étapes pour la proposition du modèle MDO de la conception du panneau solaire.

La discipline entourant la théorie et la pratique des méthodes numériques d'optimisation est venue pour être connue par la programmation mathématique. Pendant les 40 dernières années, plusieurs branches de la programmation mathématique ont évolué, dont chacune est concernée par une classe spécifique de problème d'optimisation, à savoir : **a)** Problème linéaire, **b)** Problème entier, **c)** Problème quadratique, **d)** Problème non linéaire, **e)** Problème mixte entier linéaire ou non linéaire et **f)** Problème multi objectifs ou multidisciplinaire.

Pour les cinq premiers types, le problème nécessite l'optimisation d'une seule fonction objective. Par contre, pour les problèmes multi objectifs (c.à.d. plus d'une fonction « objectif ») doivent être optimisées. De plus amples détails se trouvent dans [58, 90, 91].

Dans les problèmes de programmation non linéaires, la fonction objective, et éventuellement les fonctions de contrainte, sont non linéaires. C'est la branche la plus générale de la programmation mathématique et, en effet, les problèmes linéaires et quadratiques peuvent être considérés en tant que cas particuliers de la programmation non linéaire. Le choix de l'algorithme d'optimisation dépend du comportement mathématique et la structure de la fonction « objectif ». La plupart du temps, la fonction objective est bien une fonction non linéaire ce qui est nécessaire un algorithme d'usage universel, robuste et efficace. Cependant, pour certaines applications, des algorithmes spécialisés existent qui sont souvent plus efficaces que les algorithmes d'usage universel [58, 90, 91]. Dans le contexte de cette thèse, nous allons aborder en détail dans cette section l'algorithme de recherche gravitationnel, le GSA, que nous avons choisis pour l'optimisation de conception du panneau solaire, cet algorithme fait l'objet de la section suivante.

2.5 L'ALGORITHME DE RECHERCHE DE GRAVITATION GSA

L'algorithme de recherche gravitationnelle, dit en anglais « *Gravitational Search Algorithm*, GSA », est un algorithme d'optimisation stochastique inspiré par la loi de Newton sur la gravité et les interactions de masse.

La façon dont la force gravitationnelle de Newton se comporte est appelé " l'action à distance " [92, 93]. Cela signifie la gravité agit entre les particules séparées sans intermédiaire et sans aucun retard. Dans la loi de Newton de la gravité, chaque particule attire chaque autre particule avec une « force de gravitation ». La force gravitationnelle entre deux particules est directement proportionnelle au produit de leurs masses et inversement proportionnelle au carré de la distance entre eux : GSA a été introduit par [94], En GSA, les agents sont considérés comme des objets et leur performance est mesurée par leurs masses. Tous ces objets s'attirent par la force de gravité, et cette force provoque un mouvement mondial de tous les objets vers les objets plus lourds avec des masses. Par conséquent, des masses de coopérer avec une forme de communication directe, par la force gravitationnelle. Les lourdes masses qui correspondent à de bonnes solutions déplacent plus lentement que les plus légers, ce qui garantit l'étape de l'exploitation de l'algorithme.

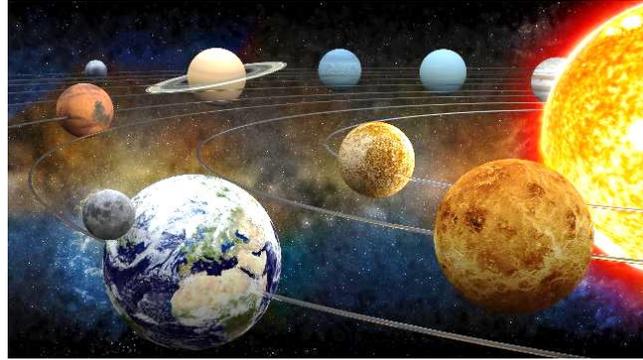


Figure 2-7: Illustration d'un système isolé de masse (source d'image [95])

La Loi de la Pesanteur

La façon dont la force gravitationnelle de Newton se comporte est appelé "l'action à distance". Cela signifie la gravité agit entre les particules séparées sans intermédiaire et sans aucun retard.

Dans la loi de Newton de la gravité, chaque particule attire chaque autre particule avec une « force de gravitation ». La force gravitationnelle entre deux particules est directement proportionnelle au produit de leurs masses et inversement proportionnelle au carré de la distance entre eux :

$$F = G \frac{M_1 M_2}{R^2} \quad (2-2)$$

F c'est force gravitationnelle, G est la constante gravitationnelle, M1 et M2 sont la masse des particules respectivement premier et deuxième, et R est la distance entre les deux particules.

La deuxième loi de Newton dit que quand une force, F, est appliquée à une particule, son accélération, a ne dépend que de la force et sa masse, M:

$$a = \frac{F}{M} \quad (2-3)$$

En outre, en raison de l'effet de la gravité décroissante, la valeur réelle de la constante gravitationnelle dépend de l'âge réel de l'univers. La diminution de la constante gravitationnelle, G, avec l'âge :

$$G(t) = G(t_0) \left(\frac{t_0}{t} \right)^\beta, \beta < 1 \quad (2-4)$$

Trois types de masses sont définis dans la physique théorique :

- **Masse gravitationnelle Active** : Est une mesure de l'intensité du champ gravitationnel dû à un objet particulier. Le champ gravitationnel d'un objet avec de petite masse gravitationnelle active est plus faible que l'objet avec plus de masse gravitationnelle active.
- **Masse gravitationnelle Passive** : Est une mesure de la force de l'interaction d'un objet avec le champ gravitationnel. Dans le même champ gravitationnel.
- **Masse d'inertie** : Est une mesure d'une résistance à l'évolution de l'objet son état de mouvement lorsqu'une force est appliquée. Un objet ayant une masse inertielle de grands changements il est plus lentement, et un objet de petits changements de la masse inertielle rapide.

Maintenant, compte tenu des aspects mentionnés ci-dessus, nous allons réécrire les lois de Newton. La force gravitationnelle, F_{ij} , qui agit sur la $masse_i$ en $masse_j$, est proportionnelle au produit de la gravité de la masse active j et passive i , et inversement proportionnelle au carré de la distance entre eux. a_i est proportionnelle à F_{ij} et inversement proportionnelle à la masse d'inertie de i . Plus précisément, on peut réécrire les équations (2-2) à (2-4) comme suit :

$$F_{ij} = G \frac{M_{aj} M_{pi}}{R^2}, \quad a = \frac{F_{ij}}{M_{ii}} \quad (2-5)$$

M_{aj} et M_{pi} représentent la masse active de la *particule_i* et masse passive de *particule_j*, respectivement, et M_{ii} représente la masse d'inertie de la *particule_i*.

En GSA, chaque masse (agent) a quatre caractéristiques : Position, masse d'inertie, la masse gravitationnelle active et masse gravitationnelle passive. La position de la masse correspond à une solution du problème, et de ses masses gravitationnelles et inertielles sont déterminés en utilisant une fonction de remise en forme. L'organigramme de cet algorithme est reporté sur la **Figure 2-8**.

- Etape 1 : Initialisation

Quand on suppose qu'il existe un système avec N masses (agent), dimension de l'espace de recherche. Au début, les positions des masses sont fixées aléatoirement. La position de l' $i^{\text{ème}}$ agent est décrite comme suit :

$$X_i = (x_i^1, \dots, x_i^d, \dots, x_i^n) \text{ pour } i = 1, 2, \dots, N \quad (2-6)$$

Avec : x_i^d est la position de l' $i^{\text{ème}}$ agent dans la $d^{\text{ème}}$ dimension.

- **Étape 2: Évaluation de la condition physique de tous les agents**

Dans cette étape, pour tous les agents, la meilleure et la plus mauvaise forme physique sont calculées à chaque époque, comme suit :

$$best(t) = \min_{j \in \{1, \dots, N\}} fit_j(t) \quad (2-7)$$

$$worst(t) = \max_{j \in \{1, \dots, N\}} fit_j(t) \quad (2-8)$$

Avec :

- $fit_j(t)$ est l'aptitude du $j^{\text{ième}}$ agent du temps,
- $best(t)$ et $worst(t)$ sont la meilleure (minimum) et la pire (maximale) forme de tous les agents respectivement.

- **Étape 3 : Calcul de la constante gravitationnelle (G (t))**

Dans cette étape, la constante de gravitation à l'instant t (G (t)) est calculée comme suit.

$$G(t) = G_0 \exp\left(-\alpha \frac{t}{T}\right) \quad (2-9)$$

Avec :

- G_0 : la valeur initiale de la constant gravitationnelle choisis aléatoirement
- α : une constant
- t : l'époque actuelle
- T : le nombre total d'itérations

- **Étape 4 : Mettre à jour les masses gravitationnelles et inertielles**

Dans cette étape, les masses gravitationnelle et inertielle sont mises à jour comme suit :

$$mg_i(t) = \frac{fit_i(t) - worst(t)}{best(t) - worst(t)} \quad (2-10)$$

Avec :

- $fit_i(t)$ est l'aptitude de l' $i^{\text{ième}}$ agent du temps

$$Mg_i(t) = \frac{mg_i(t)}{\sum_{j=1}^N mg_j(t)} \quad (2-11)$$

Avec:

- $Mg_i(t)$ est la masse de l' $i^{\text{ième}}$ agent du temps

- **Étape 5 : Calculer la force totale**

Dans cette étape, la force totale agissant sur l' $i^{\text{ième}}$ agent ($F_i^d(t)$) est calculée comme suit :

$$F_i^d(t) = \sum_{\substack{j \in K_{best} \\ j \neq i}} rand_j F_{ij}^d(t) \quad (2-12)$$

Avec :

- $rand_j$: un nombre aléatoire compris entre l'intervalle $[0,1]$
- K_{best} : l'ensemble des premiers agents K présentant la meilleure valeur de forme physique et la plus grande masse.

La force agissant sur l' $i^{\text{ème}}$ masse ($M_i(t)$) à partir de la $j^{\text{ème}}$ masse ($M_j(t)$) au temps t spécifique est décrite comme suit par la théorie de la gravitation.

$$F_{ij}^d(t) = G(t) \frac{M_i(t) \times M_j(t)}{R_{ij}(t) + \varepsilon} (x_j^d(t)) \quad (2-13)$$

Avec :

- $R_{ij}(t)$: la distance euclidienne entre les $i^{\text{ème}}$ et $j^{\text{ème}}$ agents ($\|X_i(t), X_j(t)\|_2$)
- ε est la petite constante

- Étape 6: Calcule de l'accélération et la vitesse

Dans cette étape, l'accélération ($a_i^d(t)$) et la vitesse ($v_i^d(t)$) de l' $i^{\text{ème}}$ agent à l'instant t dans la dimension d sont calculées par loi de gravité et loi de mouvement comme suit :

$$a_i^d(t) = \frac{F_i^d(t)}{Mg_i^d(t)} \quad (2-14)$$

$$v_i^d(t+1) = rand_i \times v_i^d(t) + a_i^d(t) \quad (2-15)$$

Avec :

- $rand_i$ est un nombre aléatoire de l'intervalle $[0,1]$

- Étape 7 : Mise à jour la position des agents

Au cours de cette étape, la position suivante des $i^{\text{èmes}}$ agents dans la dimension d ($x_i^d(t+1)$) est mise à jour comme suit :

$$x_i^d(t+1) = x_i^d(t) + v_i^d(t+1) \quad (2-16)$$

- Étape 8 : Répétez

Répéter les étapes 2 à 7 jusqu'à ce que les itérations atteignent les critères. Lors de l'itération finale, l'algorithme renvoie la valeur des positions de l'agent correspondant aux dimensions spécifiées. Cette valeur est également la solution globale du problème d'optimisation.

Ainsi, l'utilisation du GSA nécessite la spécification des paramètres suivants :

- le nombre de population pour chaque groupe (p),
- le nombre des :
 - groupes (n),
 - portions de l'ancien membre ($r1$),
 - portions de membre de leader ($r2$),
 - portions de hasard ($r3$)
 - le nombre d'itérations (t).

[94] a comparé le GSA avec des méthodes de recherche heuristiques bien connues. Réputé à être un excellent algorithme d'optimisation, sa haute performance a bien été confirmée dans la résolution de diverses fonctions non linéaires et peut potentiellement résoudre un large éventail de problèmes d'optimisation. On trouve dans la littérature de nombreux exemples d'utilisation de cet algorithme et dans des domaines d'applications très différents.

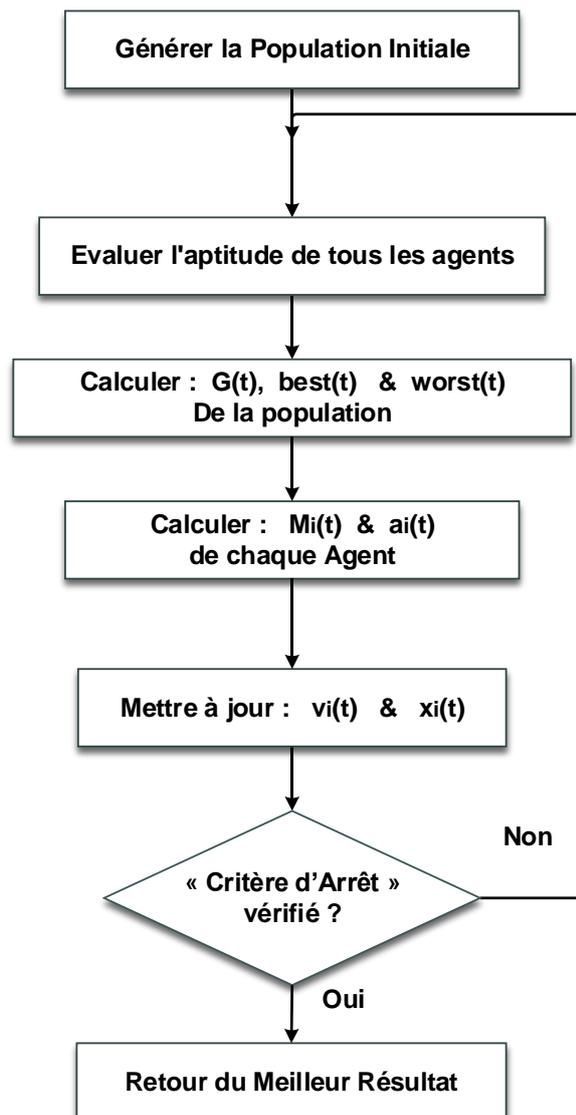


Figure 2-8: Diagramme de principe du GSA[94]

2.6 PRESENTATION MULTIDISCIPLINAIRE GLOBALE DU MODELE D'UN GENERATEUR SOLAIRE SPATIAL

Dans le cadre de cette recherche, l'un des principaux objectifs est de formuler le concept de fabrication d'un panneau solaire spatial par l'optimisation objective de sa conception pour obtenir le compromis entre ses performances électriques, sa masse, ses dimensions, sa configuration et en l'occurrence son coût. Les processus de modélisation multidisciplinaire pour le problème MDO de la conception d'un panneau solaire pour satellites sont détaillés sur la base des modèles disciplinaires.

2.6.1 DEFINITION DU PROBLEME

La puissance produite par le générateur solaire dépend principalement de type du satellite et sa mission. Leur impact sur la conception du générateur solaire, est établi au travers de modèles qui traduisent une certaine représentation des interactions entre disciplines. Ces modèles établissent le lien entre les paramètres qui décrivent le générateur solaire, que l'on peut également qualifier de variables de conception, et les performances calculées. D'autres caractéristiques, mises sous la forme de contraintes à respecter, proviennent de différentes disciplines, comme par exemple volume de la charge utile dans la coiffe d'un lanceur.

Le modèle MDO développé dans cette thèse est basé sur plusieurs disciplines résumées dans la **Figure 2-9**. Généralement, on désigne par discipline un domaine d'expertise particulier. Cela peut correspondre à un domaine physique, comme les semi-conducteurs par exemple, ou bien à un sous-système regroupant plusieurs domaines physique comme le S/S structure et mécanismes.

2.6.2 MODELISATION DES DISCIPLINES

Dans ce qui suit, nous allons décrire un simple énoncé des disciplines intervenant dans la conception d'un panneau solaire prises en considération dans le cadre de cette thèse. Il s'agit ici de mettre en évidence l'interaction et l'échange de paramètres entre ces disciplines sachant que pour chacune de ces dernières, les disciplines, les paramètres évoqués lui sont indispensables et interagissent eux-mêmes avec d'autres disciplines. Pour en donner une idée, les points suivants sont un résumé sur ces différentes disciplines ; les paramètres y relatives seront abordés par la suite dans ce mémoire. Il faut noter que le modèle ici proposé reste notre propre vision au problème. D'autres propositions peuvent être considérées selon la vision et la stratégie par laquelle on aborde le sujet. Un exemple contraire à ceci est le cas de la discipline de « technologie de cellules solaires » qui peut faire un sujet à optimisation multidisciplinaire à part entière (physique des semi-conducteurs, métallurgie, interconnectes, adhésifs,...etc.).

1) Discipline Orbitographie

La puissance générée par le générateur solaire en orbite est étroitement liée à son orientation par rapport au soleil. Ainsi, cette discipline fournit des caractéristiques de types différents et complémentaires : « les paramètres orbitaux », y compris l'altitude, le type d'orbite, position en orbite, la période d'une orbite, la durée d'ensoleillement, l'inclinaison sont conçus pour établir la configuration fondamentale du générateur solaire, qui est la base du dimensionnement et conception du générateur solaire de satellites. Ces paramètres sont introduits dans la discipline SCAO et EPS pour la modélisation de couplage du satellite et pour le dimensionnement du générateur solaire requis respectivement.

2) Discipline SCAO

Celle-ci s'intéresse au comportement du satellite autour de son centre de gravité, donc à ses capacités à manœuvrer. Cette discipline traite la commande et le contrôle d'attitude et d'orbite du satellite, basé sur un ensemble d'éléments senseurs et actionneurs qui mesure et détermine l'attitude du satellite en orbite et génère les commandes adéquates pour maintenir ou contrôler son attitude selon un plan de scénario pour une mission donnée.

Au travers des équations de mécanique de mouvement, cette discipline intègre : matrices d'inerties, couples mécaniques (internes et externes) et paramètres de commande. Ces paramètres sont examinés pour différentes conditions et scénarios exigés par la mission elle-même.

De ce fait, un modèle du satellite muni d'un générateur solaire déployable est établi dans la discipline SCAO et la discipline Micro-vibration pour démontrer le phénomène de couplage entre le corps central du satellite et la structure du générateur solaire déployable et proposer ainsi un système de contrôle pour minimiser, voire éliminer, la vulnérabilité des différentes composantes du satellite vis-à-vis les éventuelles perturbations (internes, externes).

3) Discipline Propulsion

Même si le système de propulsion n'intervienne pas directement sur le générateur solaire, il se trouve comme même impliqué du faite des manœuvres orbitales y procédées. La discipline propulsion est ainsi introduite comme couple perturbateur interne dans la disciplines SCAO pour démontrer le phénomène de vulnérabilité des structures déployables flexibles vis-à-vis les couples internes du satellite sur sa dynamiques.

4) Discipline EPS

Cette discipline est plutôt sous le volet du dimensionnement du S/S EPS (taille des panneaux solaires et la capacité de la batterie) d'un satellite, qui est conçu par rapport aux charges et

puissances excédentaires et profondeurs de décharge envisagées. Ces dernières sont produites en tant que contraintes locales du problème MDO. Les performances du panneau sont analysées pour différentes conditions environnementales (période d'ensoleillement, période d'éclipse, ...etc.), et pour différentes conditions d'utilisation (la puissance de début de vie, puissance minimale et maximale, puissances de charge requises, paramètres de l'électronique du S/S EPS...etc.).

5) Discipline Contrôle Thermique

L'importance de cette discipline dépend du type de satellite. Pour expliquer, un satellite GEO, par exemple, connaît des écarts de températures assez importantes par rapport à un LEO. De même le type de charge utile (optique, radar,...etc.) dont les modes d'utilisations sont très différents requérant une analyse thermique de leur structure et des dispositifs de conditionnement et d'isolation non négligeables en termes de masse et d'ergonomie.

Dans les pratiques d'ingénierie, un certain nombre d'approches ont été développées pour calculer les différentes températures dans un satellite (comme : l'analyse thermique basée sur les éléments finis, l'analyse de réseaux thermiques et les équations empiriques) compte tenu du flux de chaleur orbital extrême et de la source de chaleur interne.

6) Discipline Environnement

L'environnement spatial varie énormément dans notre système solaire, auquel les générateurs solaires se trouvent exposer durant toute la durée de vie de la mission. A cet effet, il est primordiale pour cette équipement d'être en mesure de survivre à cet environnement hostile, chose à prendre en compte tout au long du procédé de développement et dès le début de l'étape conceptuelle du dimensionnement et la conception.

Cette tâche requiert l'identification des paramètres ayant une influence sur ses performances, notamment le type de dégradations ou actions qui dépendent étroitement de l'orbite, la durée de vie de la mission ainsi que les matériaux. Beaucoup de paramètres sont identifiés comme ayant un effet sur un satellite et ses annexes. Les facteurs considérés dans le cadre de cette thèse vont être abordés dans les chapitres -3 et 4, sous formes de couples perturbateurs ou des facteurs de dégradations sur un élément spécifié du panneau solaire.

7) Discipline Masse

La masse d'un système mécanique, quel qu'il soit, est le résultat du dimensionnement de ses constituants assurant la reprise d'effort que cette structure subie. Parmi les nombreuses contraintes rencontrées lors de la conception et le dimensionnement d'un panneau solaire, le budget de masse est le plus critique. Compte tenu de la puissance de charge requise pour faire

fonctionner le satellite et du type et de la taille du générateur solaire à employer, la masse totale du générateur solaire sera déterminée. Cette discipline n'est pas vraiment une discipline à part entière et est en étroite relation avec la discipline structure et mécanismes comme expliqué ci-après. Or, elle est souvent abordée comme telle vue l'importance du budget de masse dans un projet spatial.

8) Discipline Structure & Mécanismes

Pour la discipline de la structure, il existe de nombreux paramètres qui peuvent intervenir selon de quel façon le problème est abordé d'où l'identification des contraintes locales du problème MDO (propriétés du matériau, paramètres mécaniques et thermiques du matériau, fréquences naturelles du satellite, dimensions, masse, ...etc.). On notera également que, derrière cette discipline, se cachent d'autres domaines (comme les matériaux, l'usinage, procédé de fabrication, ... etc.). On pourrait ajouter d'autres considérations liées aux propriétés thermoélastiques par exemples et toutes les contraintes logistiques.

En première approche, les efforts sont liés à :

- la gravité, naturelle ou augmentée par les manœuvres que l'appareil est susceptible de faire (envisagées par l'analyse mission) ; la pression dynamique exercée par l'air et dépendant des conditions de vol (vitesse et altitude) ;
- les conditions environnementales pouvant être rencontrées durant toutes les phases du projet, particulièrement la phase de lancement et sur orbite. Ce domaine est le résultat de compromis entre performances, coûts, et respect des contraintes réglementaires des structures spatiales.

Dans la conception préliminaire de cette étude, nous considérons deux cas de figures pour aborder cette discipline, à savoir :

- Le type de matériau, qui, dans notre cas, détermine la masse totale du générateur. Les paramètres de cette discipline seront introduits dans le modèle de dimensionnement.
- Le générateur est considéré formé par deux ailes solaire, modélisés comme de simples poutre-encasté flexible. Ainsi, un modèle du satellite muni d'un générateur solaire déployable est établi dans la discipline SCAO et la discipline Micro-vibration pour démontrer le phénomène de couplage entre le corps central du satellite et la structure du générateur solaire déployable et proposer ainsi un système de contrôle pour minimiser, voire éliminer, la vulnérabilité des différentes composantes du satellite vis-à-vis les éventuelles perturbations (internes, externes).

9) Discipline Micro-Vibration

L'industrie spatiale coûte trop chère, aussi bien pour le développement du système que pour les tests de qualifications requis ainsi que pour son lancement qui impose des contraintes de poids et de dimensions, de fréquences très strictes pour un tel projet. Ces critères majeurs incitent à utiliser des matériaux de plus en plus légers et déployables. En revanche, la vulnérabilité de telles structures vis-à-vis les éventuelles perturbations internes et externes, devient une contrainte particulièrement critique pour la mission elle-même. Les contraintes introduites par cette discipline sont très nombreuses, voire dépendent elles-mêmes de d'autres disciplines. Dans cette étude, nous avons développé un modèle de satellite doté de structures déployables pour mettre en évidence le phénomène de micro-vibration due au couplage entre les différentes parties du système.

10) Discipline Technologie De Cellule Solaire

Pour un système photovoltaïque, le type de cellule solaire présente une grande importance du moment que toutes les performances aussi bien mécanique que électrique y dépendent. De ce fait, le type et la technologie des cellules choisies pour une application donnée, joue un rôle principal et contribue à la prise de décision pour l'adoption de la configuration du panneau solaire à concevoir.

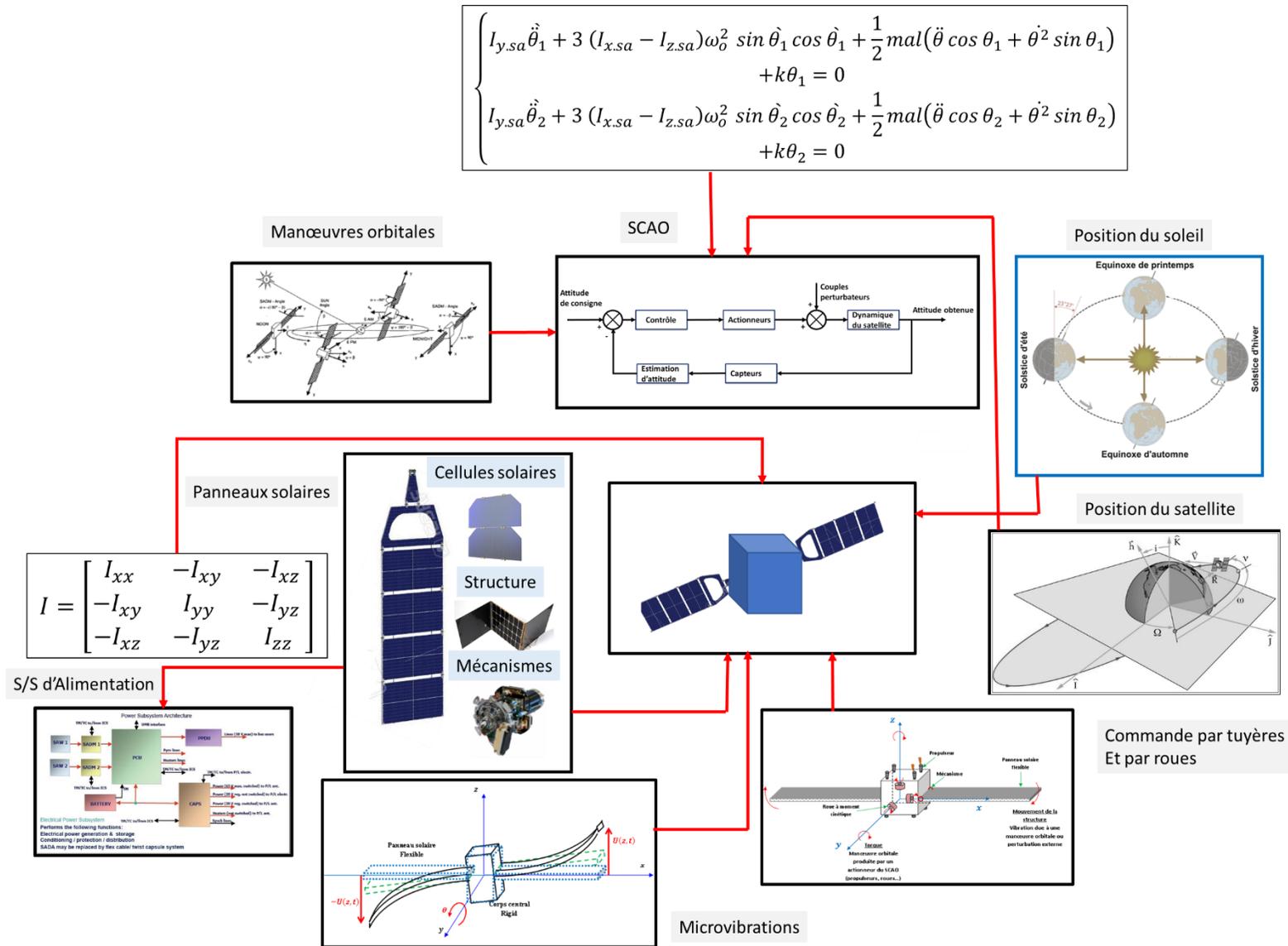


Figure 2-9: Modèle MDO développé pour la conception du générateur solaire pour satellite

2.6.3 ANALYSE MULTIDISCIPLINAIRE DU SYSTEME

La Matrice de Structure de Conception Étendue, (XDSM : *eXtended Design Structure Matrix*), qui est un outil pour mettre en évidence le procédé d'interaction et couplage entre les disciplines (Figure 2-10). Il s'agit ici de mettre en évidence l'interaction et l'échange de paramètres entre ces disciplines, ce qui permet de montrer le degré de couplage entre-elles et le niveau d'interaction. A noter également que dans cette étude, nous avons limité le nombre de disciplines afin de rendre possible le traitement de la problématique.

2.6.4 METHODE D'OPTIMISATION

Dans cette étude, la stratégie d'optimisation utilise le GSA présenté dans le paragraphe 2-5. De la sorte, une présentation du cadre de la modélisation multidisciplinaire de la problématique de cette thèse peut être présentée par la Figure 2-11 après avoir défini les différentes composantes de notre système. L'objectif est de trouver la solution optimale du système. Les détails feront l'objet du chapitre-4.

Tableau 2-1: Résumé des sorties des disciplines

Discipline	Paramètre	Description
Orbitographie	$a, e, v, \Omega, i, \omega$	Paramètres orbitaux
	T	Période d'une révolution complète en orbite
	T_d, T_e	Durée en orbite de (ensoleillement, éclipse)
	G_o	Flux solaire à AM0
	Γ	Angle d'incidence
SCAO	φ, θ, ψ	Modèle Dynamique du système exprimé par les angles d'Euler Manœuvres orbitales Mesures & Commandes générés par les composantes du S/S
Propulsion	T_x, T_y, T_z	Couples de commandes générés par le S/S
Contrôle Thermique	$T_o, T_{min}, T_{max}, T_{op}$	Température de fonctionnement (de référence, minimale, maximale, optimale)
Environnement	F_{RAD}, F_{Top}	Facteurs de dégradations en orbite liés à l'environnement
	C_{GG}, C_{aero}, \dots	Couples : Graduant de Gravitation, aérodynamique spatial,

Discipline (suite)	Paramètre (suite)	Description (suite)
Micro-vibration	$\delta x, \delta y, \delta z$	Fréquences de la structure (modes propres) Mouvement de flexibilité (déplacements)
Masse	M_{sat}, M_{SA}, \dots	Masse du satellite (sèche, au lancement, ...), masse du panneau,
Structure & Mécanismes	I_x, I_y, I_z	Type de matériau (Al, CFRP, ...) Type de panneau (monté sur structure, déployable, plat, cylindrique,...) Matrices d'inerties Dimensions (du satellite et ses appendices, coiffe de lanceur, ...)
	F_{conf}, F_M, F_{SH}	Facteurs de dégradations liés à l'assemblage
EPS	P_e, P_d	Puissance moyenne en EOL requise par la charge (en éclipse, en ensoleillement)
	X_e	Efficacité énergétique du générateur solaire, à travers la batterie, à la charge
	X_d	Efficacité énergétique du générateur solaire à la charge
	V_B	Tension du Bus d'alimentation du satellite
	V_D	Chute de tension aux bornes de la diode
	V_W	Chute de tension due au câblage
	V_{max}, V_{min}	Tensions d'entrées max et min de l'EPS
F_{BD}	Facteurs de dégradations liés aux diodes et câblages	
Technologie de Cellule solaire	A_c, w, h, e, \dots	Dimensions de la cellule solaire (cellule, verre de protection, interconnectes, ...etc.) : (surface, largeur, hauteur, épaisseur, matériaux....)
	$(P, I, V, \eta)_{solar\ cell}$	Performances électriques & rendement énergétique d'une cellule solaire @ BOL, To, AM0, mpp,
	$\Delta I / \Delta T$ $\Delta V / \Delta T$	Dégradation de Courant et de Tension par rapport à la température

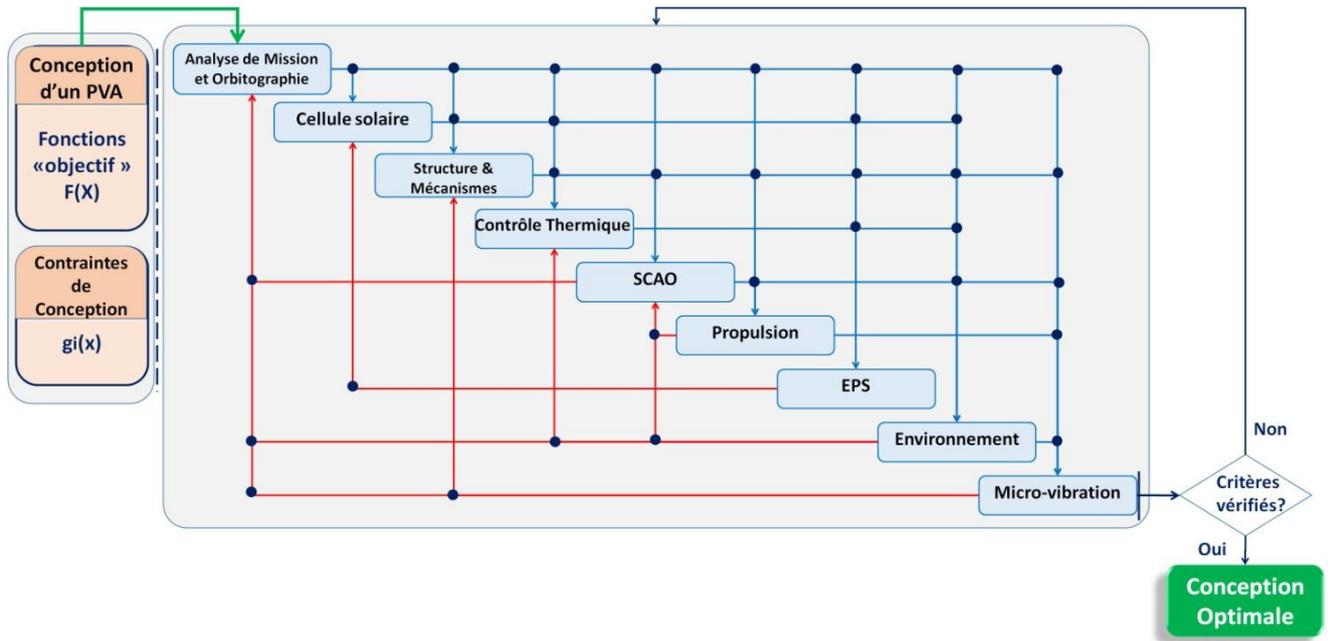


Figure 2-10: Proposition de la Matrice de structure de conception étendue (XDSM) du problème de conception d'un panneau solaire pour satellite

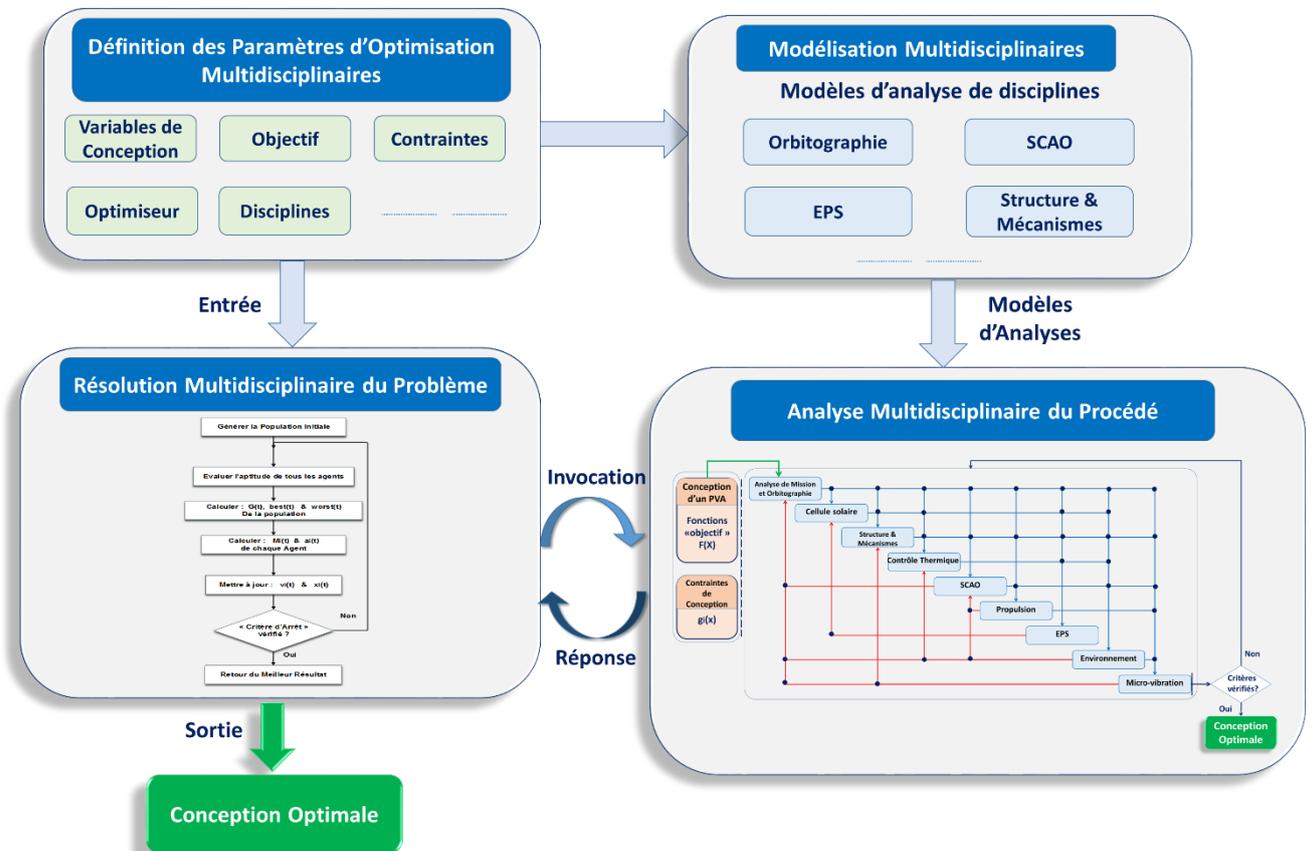


Figure 2-11: Présentation du cadre de MDO pour la conception et l'optimisation de panneau solaire spatial

2.7 CONCLUSION

L'optimisation multidisciplinaire est un outil de résolution des problèmes de conception de systèmes complexes. En effet, certains ouvrages lui préfèrent le terme de conception collaborative pour mettre en valeur son principal objectif. Dans le traitement de tels systèmes, l'objectif ne se limite pas à créer un processus automatique, il s'agit principalement de faciliter les échanges entre les équipes des différentes disciplines intervenant dans le système en question, cette technique continue à prouver son fiabilité dans les systèmes pluridisciplinaires complexes.

Dans ce chapitre, un récapitulatif a été donné sur cette technique d'optimisation à travers une présentation de la littérature existante. Ces techniques présentent des stratégies permettant, d'une part, d'assurer la cohérence de la description de système complexe et, d'autre part, d'effectuer la recherche de la configuration optimale pour l'ensemble du système. L'algorithme de recherche gravitationnelle (GSA), utilisée pour répondre au problème de conception du panneau solaire pour satellite, est particulièrement détaillé dans ce chapitre.

Le modèle MDO de conception d'un panneau solaire a été développée pour expliquer la contribution et l'interaction et le couplage des paramètres entre les disciplines impliquées. Via les diagrammes proposés, notamment la matrice de structure de conception du modèle étudié, un cadre d'utilisation de méta-modèles au sein de la formulation du modèle multidisciplinaire de la conception d'un panneau solaire pour satellite peut être traité par différents points de vues selon les fonctions objectifs recherchées. Les différents paramètres introduits dans cette section seront présentés avec de plus amples détails dans les chapitres suivants.

CHAPITRE - 3

Effet De Couplage Sur La Dynamique D'un Panneau Solaire Déployable

3. EFFET DE COUPLAGE SUR LA DYNAMIQUE D'UN PANNEAU SOLAIRE DEPLOYABLE

3.1 INTRODUCTION

Tout corps non contrôlé dans l'espace, un astéroïde par exemple, basculera autour de tous les axes en réponse aux forces naturelles de l'environnement spatial, notamment la pression solaire, les gradients de gravité et les couples magnétiques. Ces contraintes liées aux missions spatiales incitent à répondre à des exigences (hardware et software) dans le but de garantir le succès de la mission. Cependant, le tumbling naturel n'est normalement pas acceptable pour un satellite car les panneaux solaires doivent être orientés vers le soleil, les antennes doivent être orientées vers une station sol pour la communication et les instruments scientifiques doivent être dirigés vers leurs cibles.

En conséquence, l'attitude du satellite doit être contrôlée. De cette simple exigence provient sans doute le sous-système le plus sophistiqué sur le plan technique du satellite (SCAO). De plus, pour faciliter et rendre la tâche de contrôle d'attitude efficace, d'autres exigences de la plateforme elle-même se présentent du fait de leurs influences et interférences avec la fonction de ce système, telles que la légèreté de structure, une limitation et réduction de la masse et de volume, une faible consommation d'énergie. En revanche, l'utilisation de larges structures complexes et de plus en plus légères, qui ne cessent de croître, amplifient ou contribuent à l'apparition de nouveaux phénomènes exigeant une analyse plus profonde pour résoudre les problèmes qui en découlent, à savoir les phénomènes de couplages, vibrations, vulnérabilité aux perturbations...etc., d'où l'intérêt particulier accordé à l'étude de la dynamique et contrôle de ces structures.

La modélisation et simulations numériques associés sont également nécessaire, voire impératives pour le développement et la conception de telles missions. Ces outils, les modélisations et simulations, sont très importants pour répondre aux exigences du domaine telles que la sélection des composantes du sous-système de détermination et de contrôle d'attitude (SCAO) par rapport aux spécifications d'attitude et d'orbite de la mission.

Dans ce chapitre, nous allons aborder le phénomène de flexibilité lié étroitement à la vibration et aux perturbations susceptibles de déranger et même modifier la dynamique d'un satellite dit flexible.

3.2 NOTION DE VIBRATION

La modélisation mathématique de tout système est l'art et la compétence nécessaire pour créer un ensemble d'équations complexes et assez simples pour donner un aperçu détaillé du problème. Par conséquent, il est nécessaire de disposer des connaissances en mathématiques et des connaissances liées au domaine pour modifier un système existant, développer un meilleur échantillon et prévoir un système spécifique et son comportement dans différentes situations.

De nombreux travaux de recherche ont été menés pour fournir des modèles mathématiques précis de vérification et de contrôle structurels en fonction de la mission du satellite et des manœuvres prévues en orbite.

Le sujet de vibrations fait appel à la notion d'oscillations d'un système élastique autour d'une position d'équilibre statique considérée comme configuration dite de référence. Ce sujet est aussi répondu dans différents domaines et disciplines d'industrie (génie civile, automobile, aéronautique,...etc.), le domaine de l'aérospatial ne fait pas la différence. Les vibrations des structures peuvent varier de « simples mouvements », causés par de basses fréquences, jusqu'aux « mouvements relativement complexes », induites par les moyennes et hautes fréquences.

En effet, le comportement dynamique d'un système étudié sous l'effet d'une fréquence donnée va être totalement différent d'un autre système dans les mêmes conditions. Ceci est dû principalement aux caractéristiques structurelles et géométriques du système considéré ainsi que les conditions aux limites qui lui sont appliquées pour définir et décrire son comportement vibratoire.

3.3 STRUCTURE FLEXIBLES

Définition : *De point de vue automatique, une structure est dite flexible lorsque il y a une interaction entre la commande et les modes de vibrations de cette structure. Par analogie, si la structure est trop rigide, le problème de commande ne se pose pas [91].*

Les structures flexibles sont largement utilisées et de plus en plus sollicitées en mécanique des structures, plus particulièrement pour des applications à caractère spatial, de par le rapport raideur/masse qu'elles présentent, qui est de loin supérieur à celui d'une structure continue de même taille. Cette rigidité importante, qui va dans le sens de ce que recherchent les spécialistes des structures [91].

En raison du couplage aéroélastique, un échange d'énergie mécanique se produit entre la source de perturbation et la structure qui oscille, ce dernier est sensé s'amortir pour les petites oscillations. Or, une perturbation n'est jamais parfaitement constante, en conséquence, une oscillation considérée comme négligeable au départ, a tendance à s'amplifier et atteindre une valeur critique en raison du couplage aéroélastique jusqu'à la déformation de la structure, voire sa rupture si aucune précaution n'est prévue pour l'élimination des effets du couplage.

3.4 STRUCTURES DEPLOYABLES POUR LE SPATIAL

Les structures déployables sont particulièrement intéressantes pour le domaine du spatial grâce aux avantages qu'elles présentent, notamment la possibilité d'être pliées (configuration gerbée) et de modifier leurs formes. De telles structures permettent une réduction du volume du satellite et de ces appendices, ce qui permet de mettre en orbite des satellites dont les dimensions en configuration déployée excèdent celles de la coiffe du lanceur. Ces structures connaissent un développement assez remarquable qui leurs permettent une grande résistance aux contraintes environnementales durant la phase de lancement qui est la plus stressante pour le satellite. Ce dernier point a également permis un gain de budget de masse, un paramètre critique dans cette industrie. En outre, ces structures sont utilisées pour corriger des erreurs de positionnement apparues en cours de fonctionnement.

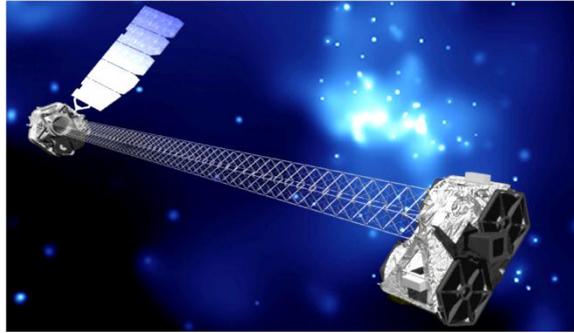
Il existe quatre principaux types de structures spatiales déployables, qui sont : les mâts, les antennes, les télescopes et les panneaux solaires. Ces derniers, et qui sont traités dans ce chapitre, connaissent un croisement dans la taille et la forme afin de produire la puissance nécessaire au fonctionnement des composantes de la plateforme.

Traditionnellement, ces panneaux sont constitués d'un ensemble de panneaux rigides articulés à l'aide de charnières. Vu les contraintes de masse et volume, une tendance aux panneaux solaires à structures plus souples de configuration de stockage assez différentes se développe depuis quelques années. Les solutions technologiques utilisées dans la conception de structures déployables les séparent en trois catégories (Figure 3-1 & Figure 3-2), chacune a ses propres avantages et inconvénients :

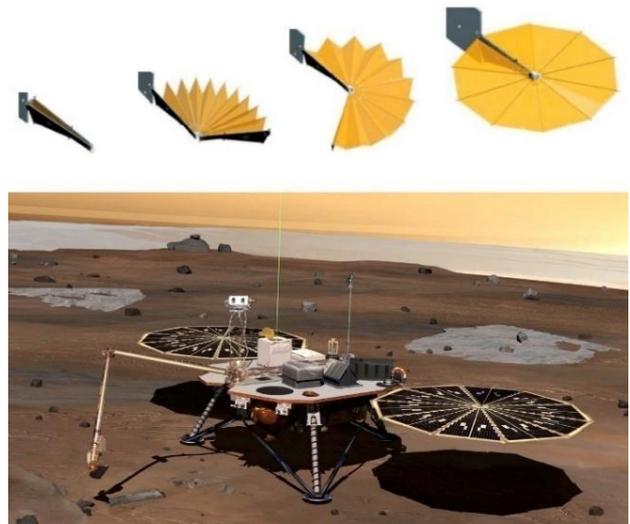
- les structures rigides à articulations motorisées : ce sont des structures faciles à concevoir par rapport aux deux types suivants, et résistent mieux aux stresses mécaniques pendant la phase de lancement. En revanche, la nécessité de moteurs et systèmes pour le déploiement avec les risques éventuels de pannes.
- les structures gonflables : construites par une membrane en matériau composite dont la résine durcit une fois le satellite mis en orbite et positionné face au Soleil. Un système de

gonflage est utilisé qui, en contrepartie, peut ne pas être peu précis. Cette catégorie présente le meilleur gain de masse et de volume.

- les structures flexibles utilisant l'énergie de déformation élastique comme moteur de déploiement : ces structures sont dotées de mètres rubans leur permettant un déploiement stable par restitution de l'énergie stockée lors de leur déformation.



(a) Illustration du Mât déployé de la mission NuSTAR (SMEX 11) en orbite [96] (photo Crédit : NASA)

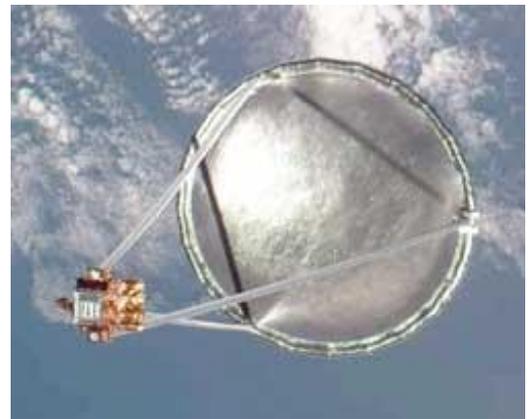


(b) Panneaux solaire "UltraFlex" de la mission Mars Phoenix Lander [97-100]
Gauche : Teste de déploiement des panneaux solaires de la mission "UltraFlex"
Droite : Illustration de la configuration en orbite (Photos Crédits : ATK, NASA, JPL)



(c) Antennes déployables de la mission "TDRS-M" de la NASA

Gauche : Illustration de la configuration déployée du satellite TDRS-M, en orbite
Droite : Carénage de charge utile du satellite de poursuite et de relais de données (TDRS-M) de la NASA et mis en place dans la coiffe du lanceur [101-105] (Photo Crédit : NASA)



(d) Une structure d'antenne gonflable (IAE) testée à partir d'un satellite Spartan lors d'une mission de navette en 1996 [106-109](Photo Crédit: NASA / JSC)



(e) Séquence de déploiement typique d'un réflecteur déporté gonflable démontré avec "LOAD-3-1"

[110]



(f) Le réflecteur décalé LOAD-10 en fin de fabrication [110]

Figure 3-1: (a) – (f) Exemples de structures déployables

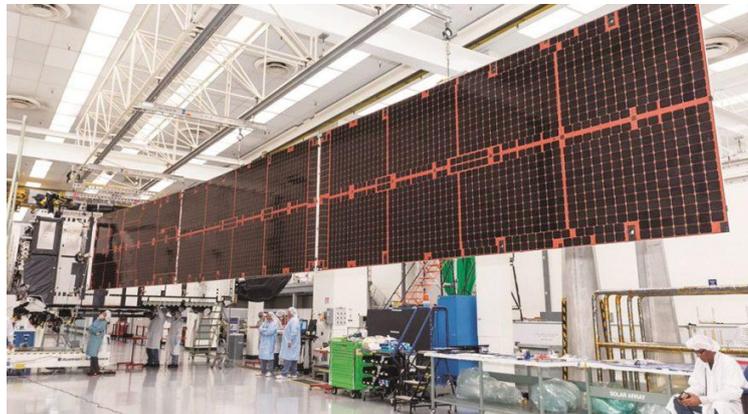


Figure 3-2: Image d'un panneau solaire (une seule aile) du satellite Intelsat-35E [111]

3.5 STRUCTURE FLEXIBLES DANS L'AEROSPATIAL

Dans l'aérospatial, il n'est pas rare de trouver de telles structures flexibles souvent sollicitées avec le développement des technologies spatiales, où l'utilisation de structures déployables [112], telles que les panneaux solaires, antennes, mâts, bras manipulateurs, systèmes de mesures en orbite,... etc., attachées à une structure centrale rigide ou flexible devient de plus en plus nécessaire afin de répondre aux demandes de missions et de la capacité des véhicules de lancement.

La Station Spatiale Internationale /ISS est le meilleur exemple à présenter pour de telles structures (Figure.3-3). De telles structures sont souvent grandes, complexes et légères, induisant une grande flexibilité, malgré les exigences de contrôle d'orbite et d'attitude des missions plus strictes en matière de pointage et de suivi précis.

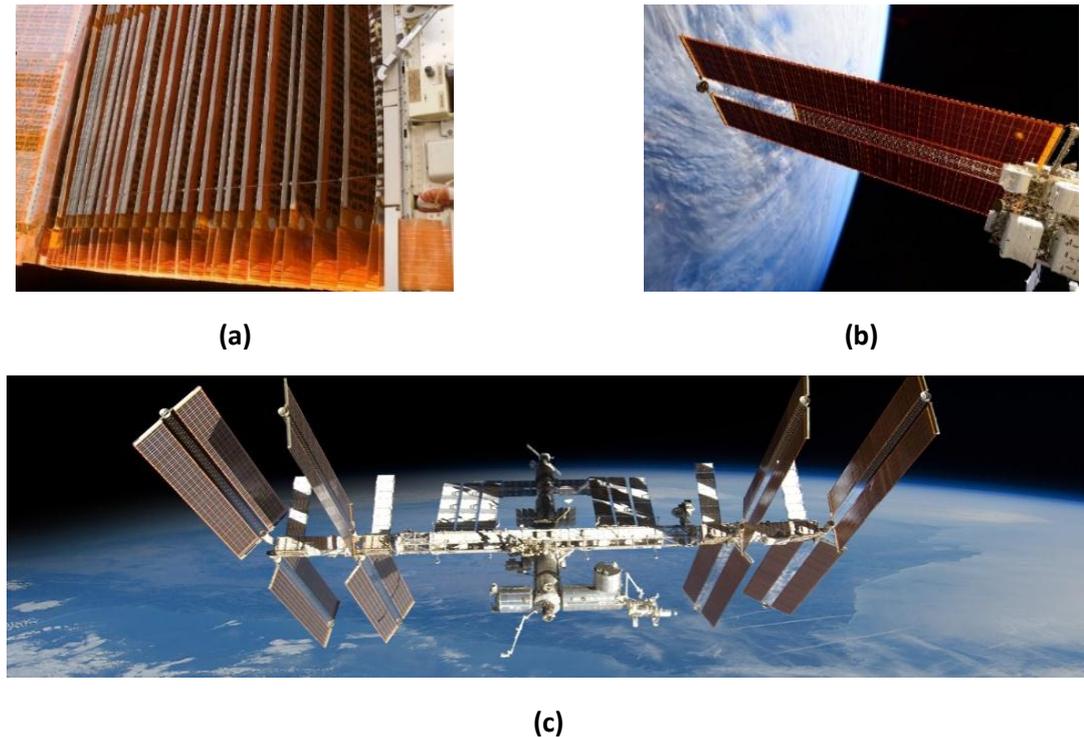


Figure 3-3: Image de la Station Spatiale Internationale ISS [113-115]

(a) Début du déploiement d'un panneau solaire

(b) Configuration d'un panneau solaire complètement déployé

(c) Vue d'ensemble de l'ISS

Les panneaux solaires de l'ISS couvrent une surface d'environ 2 500 m² et peuvent générer de 84 à 120 kW d'électricité. L'envergure d'un générateur solaire est de 73m de long (image : ESA / NASA)

En outre, en raison des contraintes de transportation ainsi que la limitation des masses et volumes des coiffes des véhicules de lancement, les structures déployables, sont pliées et arimées pendant ces phases dans un volume réduit, et sont déployées une fois en orbite, où un système de verrouillage est utilisé afin de maintenir la configuration et position voulues. En revanche, le processus de verrouillage lui-même provoque des forces et des moments impulsifs sur la structure et constitue l'une des sources de perturbations vibratoires importantes observées [116-120].

Les différents paramètres de ces disciplines et leurs contraintes vont être expliqués au travers les paragraphes suivants via le modèle mathématique développé. Pour la description du système, nous nous sommes inspirés de [121], où nous allons considérer le cas de panneau solaire déployables, le système, représenté schématiquement par la Figure 3-4, est un ensemble déployable et orientable comprenant :

- Une structure porteuse centrale : le satellite
- Deux ailes déployables : constituants le générateur solaire formé de panneaux solaires. A noter qu'une aile peut aussi comprendre un ou plusieurs panneaux,

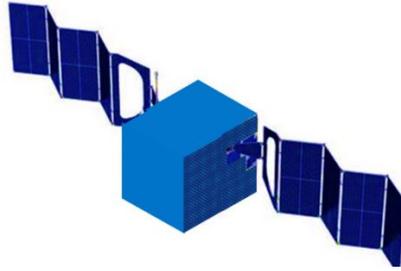


Figure 3-4: Image d'un satellite doté de deux panneaux solaire déployables

- Chacun des panneaux étant relié au panneau adjacent par une charnière définissant un axe de rotation intermédiaire, capable à passer d'une configuration stockée (gerbée, arrimée) dans laquelle les panneaux sont repliés les uns sur les autres à une configuration déployée, par rotation des panneaux autour des axes de rotation intermédiaires respectifs, dans laquelle les panneaux sont disposés dans un même plan,
- chacune des deux ailes déployables est reliée à la structure porteuse centrale par une servitude, dite « Yoke » en anglais, qui un bras s'étendant vers l'aile par deux bras reliés à la première arête du premier panneau.
- Le bras principal de la servitude est relié à un dispositif d'articulation et de commande définissant un axe principal de rotation des ailes déployables par rapport à la structure porteuse centrale.

Ce dispositif de commande est un mécanisme, connu par SADA ou SADM, (*Solar Array Drive Assembly / Mechanism*) qui permet d'orienter une aile de panneaux vers le soleil. Il permet une rotation de 360° , il est ainsi possible pour le satellite de s'orienter de manière à pointer complètement vers une direction précise (un point sur la terre par exemple) et d'orienter les panneaux solaires vers le soleil pour assurer l'apport d'énergie.

Cependant, le système dispose de deux articulations, à savoir : une articulation dédiée au déploiement des panneaux et une articulation dédiée à l'orientation des panneaux. L'ensemble déployable de panneaux est mobile en rotation autour des axes de rotation intermédiaires et de l'axe principal de rotation pour passer de la configuration stockée à la configuration déployée et l'ensemble des ailes de panneaux est seulement mobile en rotation autour de l'axe principal de rotation en configuration déployée de façon à orienter l'ensemble des ailes de panneaux par rapport à la structure porteuse centrale.

De point de vue stabilité, cette configuration peut présenter une certaine vulnérabilité vis-à-vis les éventuelles manœuvres et perturbations en orbite, voire un problème d'amortissement généré par la présence de deux articulations entre la structure centrale et les deux ailes du générateur solaire. En effet, si on considère un satellite embarquant un télescope, quand le satellite change d'attitude, le pointage doit être d'une haute précision.

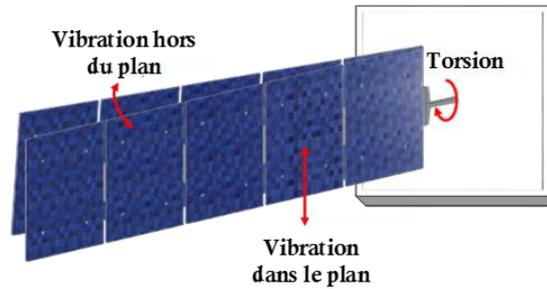


Figure 3-5: Modes de vibration de panneau solaire déployable de satellite

Pendant le changement d'attitude du satellite, l'ensemble de panneaux peut alors être soumis à un premier mode de flexion, symbolisé par les flèches sur la Figure 3-5, excité par la manœuvre du satellite mais non contrôlé par la servitude motorisée assurant l'orientation des panneaux. En outre, une fois en orbite, il existe de nombreux facteurs perturbateurs provenant de deux sources principales, à savoir : 1) Facteurs externes liés aux paramètres environnementaux auxquels le satellite est exposé en orbite, 2) Facteurs internes liés aux sous-systèmes du satellite

a) *Contraintes liées à l'environnement spatial*

L'environnement spatial est très hostile et nécessite l'utilisation de matériaux capables de surmonter ses comportements inattendus afin d'éviter toute dégradation due à :

- Vide spatial
- Variations de température provoquant des chocs thermiques
- Radiations (particules chargées, UV, IR, X, γ ...)
- Débris spatiaux
- Micrométéorite

De plus, il existe des couples de perturbations externes, à savoir : Couple de Gradient de Gravité, Couple aérodynamique et magnétique terrestre et Couple de rayonnement solaire dominant. Les deux premiers types de couples affectent principalement les satellites à basse altitudes (LEO). Le troisième type est plutôt dominant pour les satellites géostationnaires (GEO) et est considéré comme négligeable aux orbites basse altitude (LEO) [117]. Ces couples perturbateurs peuvent provoquer une excitation de la dynamique du satellite.

En contrepartie, il est à noter que certains de ces couples sont également utilisés dans certaines manipulations pour le contrôle de ces véhicules.

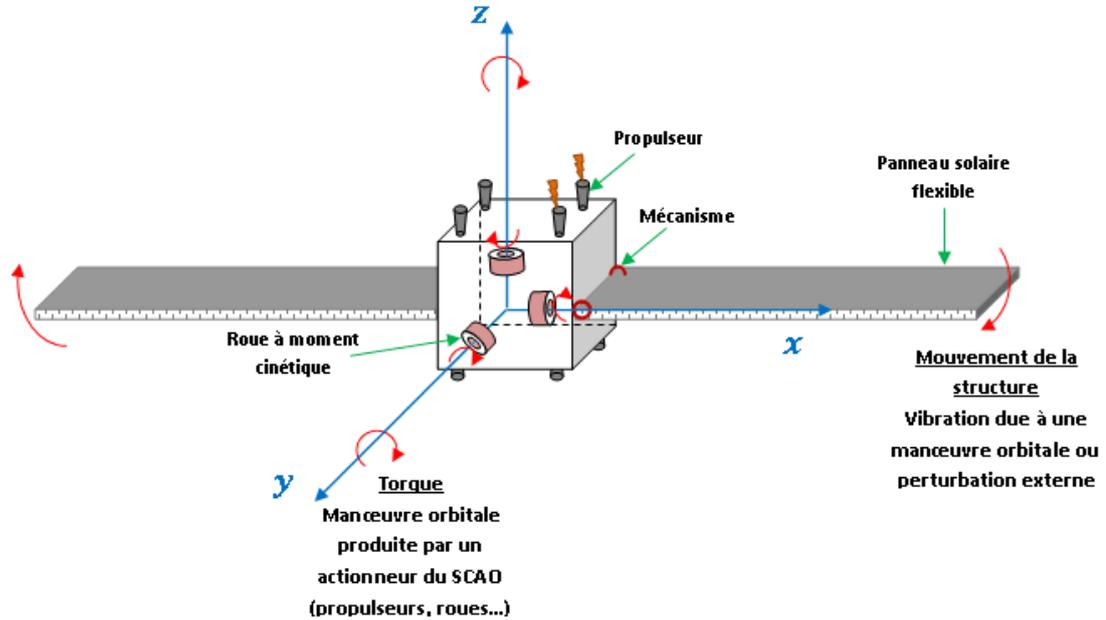


Figure 3-6: Mouvements de rotation d'un satellite suite à des manœuvres en orbites générées par le S/S SCAO

b) Contraintes liées aux sous-systèmes du satellite

Ces facteurs sont principalement dus par deux éléments :

- aux couples d'actions des actionneurs du système ADCS, notamment les propulseurs et les roues
- les mécanismes de la structure, l'exemple des SADM utilisés pour la commande et l'orientation des panneaux solaires et antennes, ainsi que les systèmes en maintien en positions et les charnières

Les manœuvres de contrôle d'attitude et de transfert d'orbite du satellite sont la principale cause des perturbations des charges mécaniques [15, 91, 122]. En conséquence, en présence de structures déployables, ces dernière doivent avoir des propriétés mécaniques adéquates telles que la rigidité et la résistance leurs permettant de prévenir toute dégradation de fonctionnement de la structure et d'empêcher un couplage avec le sous-système AOCS.

3.6 TECHNIQUES DE CONTROLES ET STABILISATION DES SATELLITES

3.6.1 SOUS-SYSTEME DE CONTROLE D'ATTITUDE ET D'ORBITE SCAO

Le contrôle d'attitude traite de l'orientation des axes du satellite par rapport à un référentiel inertiel [15, 122-125]. Dans les missions complexes d'aujourd'hui, les exigences sont autant plus diverses pour le contrôle. Il est plus fréquent de trouver qu'un satellite ait besoin de panneaux

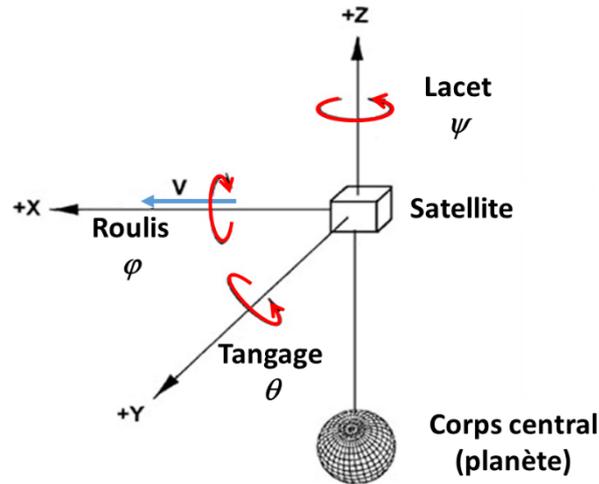


Figure 3-7: Orientation d'attitude d'un satellite [23]

solaires orientés vers le soleil, d'une charge utile scientifique (optique par exemple) orientée vers la surface de la planète et d'une antenne à gain élevé dirigée vers une station sol.

Une attitude instantanée du satellite est généralement décrite par un angle de Tangage (φ) (*Roll*), un angle de roulis (θ) (*Pitch*) et un angle de lacet (ψ) (*Yaw*). Le référentiel inertiel le plus fréquemment utilisé est illustré à Figure 3-7.

- Le vecteur + X est parallèle au vecteur « Vitesse » du satellite.
- Le vecteur + Y est perpendiculaire au « Plan Orbital ».
- Le + Z est "en haut", opposé au vecteur de gravité.
- Les axes + X et + Z sont contenus dans le plan orbital, de même que le vecteur vitesse.

L'attitude du satellite est mesurée en tant que déviation angulaire des axes du corps du satellite par rapport à ces coordonnées inertielles. Le système de contrôle d'attitude (ADCS) contrôle les axes des corps du véhicule de manière à ce que les erreurs d'angle de tangage, de lacet et de roulis se situent dans les limites définies. Note : il faut noter la distinction entre [122]:

- le contrôle d'attitude, qui traite de la rotation autour d'axes du satellite,
- le guidage et le contrôle, qui traite de la position d'un objet en coordonnées géographiques, généralement la latitude et la longitude.

Un satellite en rotation à tendance à retenir un axe, l'axe de rotation, fixé en coordonnées inertielles, ceci constitue la forme la plus simple de contrôle d'attitude. Cette configuration est suffisante pour de nombreuses missions. Cette méthode de contrôle d'attitude est encore utilisée aujourd'hui. Toutefois, ce n'est pas aussi simple qu'il y paraît, pour les situations complexes, une commande à trois axes est requise (voir figure suivante). Le système de contrôle d'attitude est un système de contrôle à rétroaction classique, comme illustré à la Figure 3-8. La fonction de contrôle d'attitude peut être divisée en trois actions [122]:

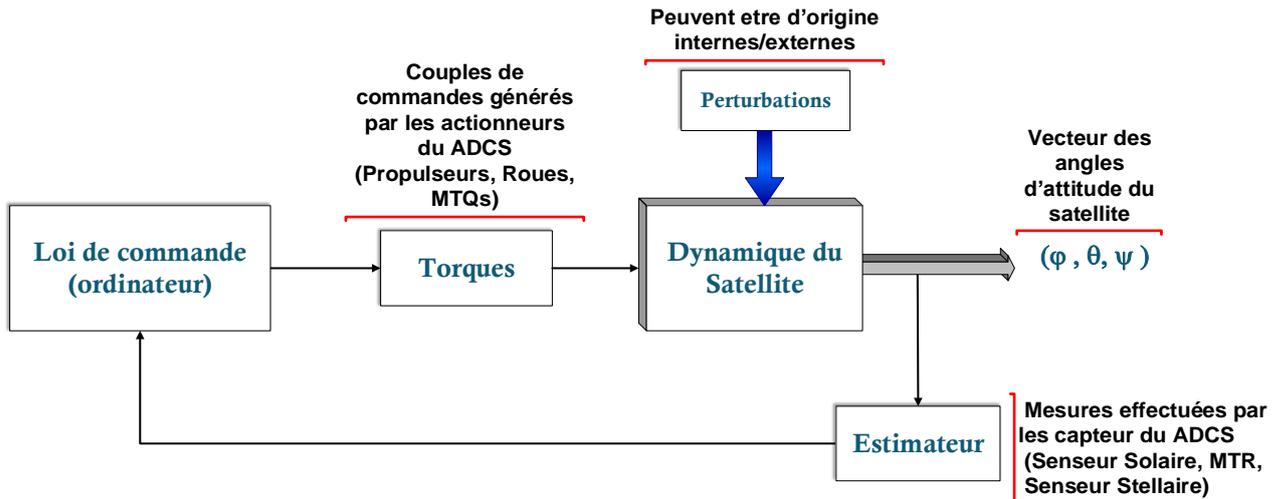


Figure 3-8: Diagramme de loi de contrôle d'attitude

- 1) Mesurer l'attitude, qui est effectuée par des capteurs d'attitude tels que des gyroscopes ;
- 2) Correction de l'attitude, qui est effectuée par des couples ou des actionneurs tels que des propulseurs ou des roues ;
- 3) Loi de commande, qui est un logiciel qui détermine la magnitude et la direction du couple en réponse à une perturbation donnée.

Dans le passé, la conception du sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite (SCAO) était basée sur l'hypothèse de la rigidité du véhicule [126]. Cependant, avec la large utilisation de structures déployables souvent flexibles, cette hypothèse n'est plus valable en raison de l'interaction entre ces appendices et la dynamique du satellite. Par ailleurs, pour l'amélioration des bilans de masse et de puissance des satellites, le contrôle des vibrations peut également être amélioré à travers différentes méthodes de contrôle, ces dernières peuvent être divisées en deux catégories différentes, passives et actives [127]. La différence essentielle entre les deux catégories réside dans le fait que la technique de stabilisation active dispose des organes (actionneurs) capables de créer des couples de contrôle, alors que la seconde technique ne le peut pas.

Le but d'un contrôle passif est d'utiliser des actions naturelles dans les conditions orbitales pour créer un rappel du satellite perturbé vers une attitude donnée (liée à l'action appliquée) et un amortissement du satellite autour de cette attitude. Le bloc diagramme fonctionnel résumé de deux catégories de stabilisation est illustré sur la Figure 3-9. Par ailleurs, les couples perturbateurs externes peuvent provoquer une excitation de la dynamique du satellite, ce qui requiert un contrôle actif.

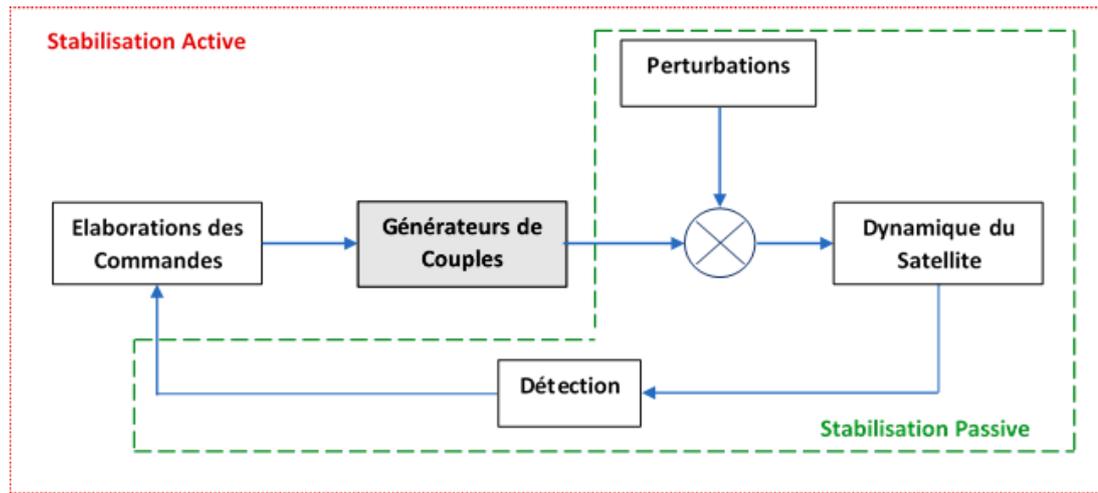


Figure 3-9: Diagramme fonctionnel des catégories de stabilisation[128]

Jusqu'à présent, selon les littératures disponibles[128-135], l'utilisation de méthodes de contrôle actif des vibrations, telles que le contrôleur classique à Proportionnelle-Intégrale-Dérivée (PID), le contrôleur adaptatif, le contrôleur flou (FLC), le mode coulissant, la méthode (H^∞), le régulateur linéaire quadratique (LQR), le linéaire quadratique gaussien (LQG), etc., fournissent les résultats souhaités.

Néanmoins, cet objectif peut également être réalisé en améliorant la conception de la structure, considérée comme technique de contrôle passif, ce qui permet d'améliorer sensiblement la dynamique et contrôle du système. Cette solution a l'avantage de réduire la complexité du sous-système AOCS du satellite.

Un autre exemple de contrôle passif est la stabilisation par gradient de gravité qui apporte une bonne solution pour certains types de missions qui demandent un pointage géocentrique permanent mais peu précis d'un axe du satellite vers le centre de la terre à savoir notamment les systèmes micro et petit satellites. Cependant, ce type de système présente l'avantage d'être entièrement passif et ne pose pas de problème de durée de vie.

On trouve également dans la littérature l'appellation de stabilisation « semi-passive » et « semi-active ». Elle s'adresse en général à des stabilisations passives, où l'on peut cependant contrôler un axe privilégié pour le recalibrer périodiquement [128]. Cependant, avec des structures flexibles, le contrôle actif n'est pas toujours le meilleur choix, du fait que toute manœuvre peut générer un mouvement flexible et inversement [116, 136-139].

Dans le cas des manipulateurs flexibles, la bande passante de commande recherchée est typiquement de quelques Hertz. Ainsi, si la structure treillis que nous projetons d'utiliser n'est pas suffisamment flexible, et que le spectre des flexibilités se situe en dehors de cette bande, alors la commande des déplacements rigides pourra se faire indépendamment de celle des vibrations.

La poutre sera perçue comme rigide du point de vue de l'actionneur à forte autorité, et il n'y aura pas complémentarité au sens large entre les deux types d'actionneurs, c'est-à-dire complémentarité pour la commande des flexibilités [15].

- La stabilisation par gradient de gravité
- Les générateurs solaires de grande surface
- Les collecteurs solaires
- Les antennes linéaires
- Les antennes de télécommunications actives ou passives
- Les télescopes radio-astronomiques.

3.6.2 PRESENTATION DU LA PLURIDISCIPLINARITE DU SOUS-SYSTEME SCAO

Comme expliquée auparavant, la commande d'un satellite est gérée par le SCAO, qui est en charge la mesure et action sur la dynamique du système via les manœuvres orbitales générées exprimées par les angles d'Euler (φ, θ, ψ). La pluridisciplinarité de ce S/S vient de sa dépendance et interactions avec d'autres composantes de la plateforme comme illustré par la **Figure 3-10** qui figure les disciplines identifiées comme ayant un effet sur la dynamique du système. Par conséquent, une étude ou analyse multidisciplinaire de ce S/S peut être abordée de plusieurs façons selon la grandeur ou paramètre traité.

Dans ce chapitre, nous allons traiter le phénomène de couplage dû à la micro-vibration exprimé par le mouvement de flexibilité. L'objet du paragraphe suivant consiste au développement d'un modèle mathématique dans ce contexte.

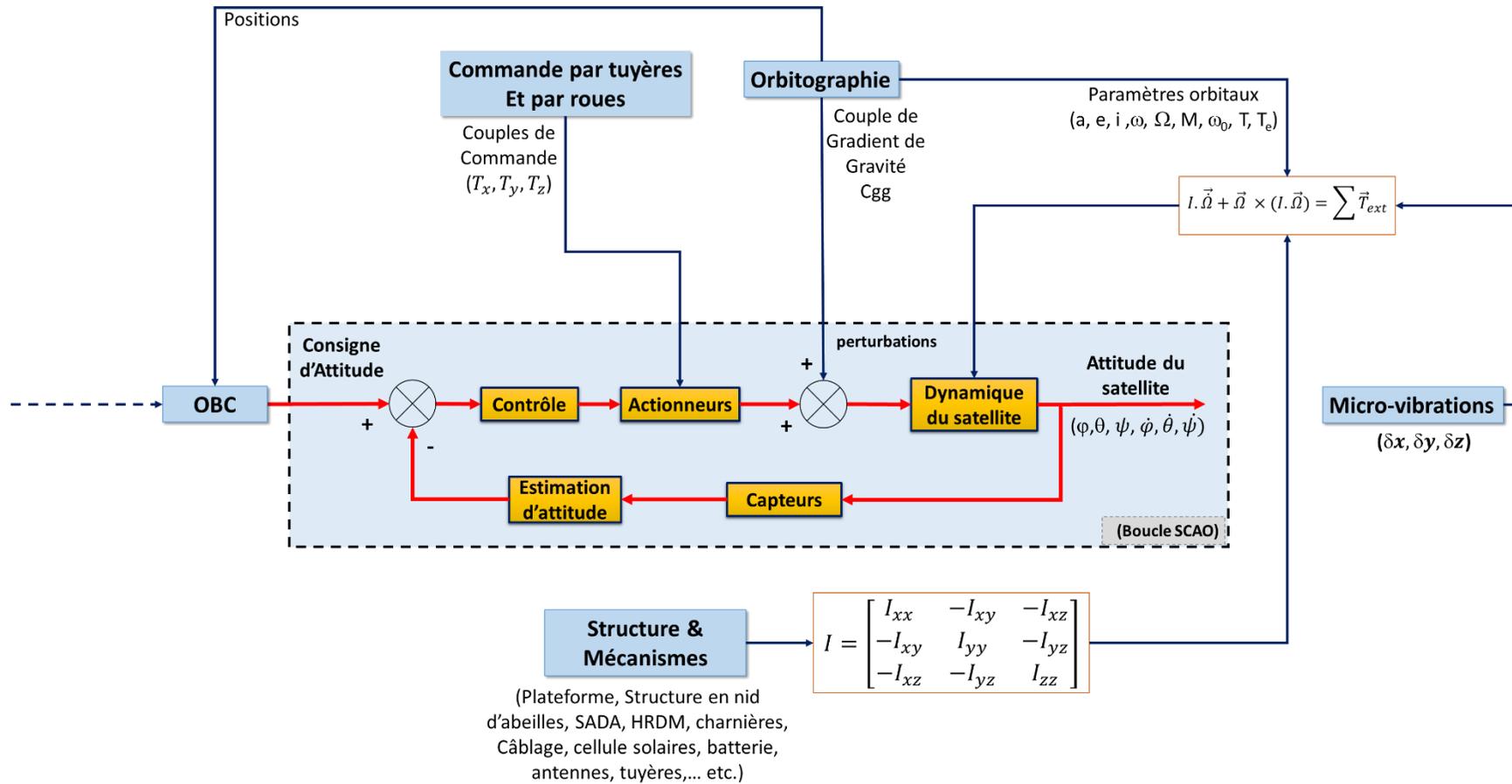
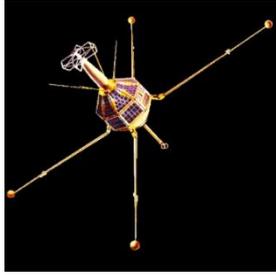


Figure 3-10 : Présentation générique de l'interaction de la boucle de contrôle SCAO avec les disciplines du satellite



Diapason, lancé le 17-2-1966



EOLE (FR2), lancé le 16 8-1971



TELECOM 1B, lancé le 8-5-1985



Pléiades



Satellite MSG



Satellite GRACE-FO (illustration de la NASA:NASA/JPL-Caltech (pas encore lancé))

Figure 3-11 : Exemples de structures de satellites de différentes formes [140, 141] [142]

3.7 MODELISATION DU SYSTEME SATELLITE-PANNEAUX SOLAIRE DEPLOYABLE

Plusieurs études ont été menées sur le contrôle d'attitude pour les satellites à structures flexibles, tels que les panneaux solaires, soit pour appliquer un nouveau contrôleur, pour étudier les joints et le nid d'abeille des panneaux solaires flexibles via un nouveau développement analytique [116, 117, 126, 143], ou chercher les éventuels paramètres affectant la stabilité orbitale du satellite [127, 144-146].

Les ingénieurs de conception sont en permanent défi pour proposer le système de contrôle le mieux adapté à une application donnée, pour garantir le pointage précise requis tout en supprimant les vibrations induites lors de manœuvres rapides qui peuvent conduire à des déformations élastiques des éventuels appendices flexibles.

3.7.1 MODELISATION MATHEMATIQUE DU SYSTEME

Selon [143], « Tout modèle d'engin spatial doté d'appendices flexibles destiné à des fins de simulation générale doit impérativement être capable de prendre en compte correctement les mouvements globaux importants et les petites déformations simultanées des corps, ainsi que d'inclure avec précision effets de couplage importants existant entre ces deux types de comportement dynamique ». Ainsi, la résolution de problèmes d'un satellite avec appendices

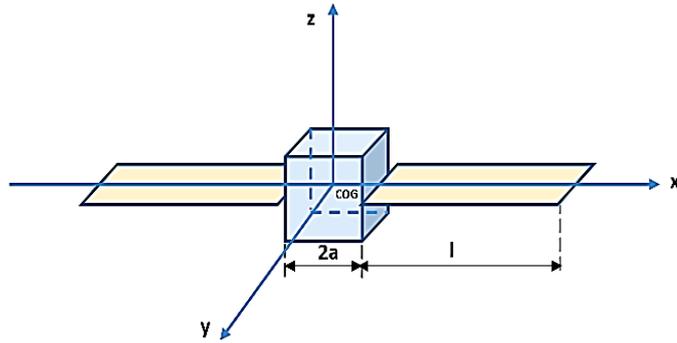


Figure 3-12: Forme géométrique considérée du satellite

flexibles attachés, qui subissent des déformations, nécessite d'une part le développement du modèle correspondant et sa validation, d'autre part, l'analyse de la stabilité et l'étude de contrôle de l'ensemble de la structure [126].

Les structures des satellites peuvent être de formes très variées selon la configuration adoptée, la mission et les contraintes environnementales auxquels vont être exposés. Communément, la structure centrale (principale) d'un satellite est considérée de forme cylindrique (colonne) ou cubique du moment que ce sont les formes géométriques les plus adoptées et utilisées pour la modélisation de tels engins.

3.7.2 FORMULATION DU PROBLEME

Dans cette étude, un cadre de modélisation dynamique non linéaire d'un satellite à deux panneaux solaires flexibles et à un degré de liberté (1DDL) est présenté pour le contrôle d'attitude de précision de la manœuvre de rotation de l'axe de tangage.

Le modèle à définir est destiné à effectuer plusieurs simulations pour divers scénarios d'exploitation de satellites en orbite afin de mettre en évidence l'effet de couplage entre la structure centrale et ses appendices flexibles. Ces scénarios vont être réalisés en supposant que les conditions initiales du modèle sont égales à zéro et différentes de zéro pour les déplacements d'attitude et d'élasticité, ainsi que pour leurs vitesses angulaires respectives.

À cette fin, le satellite est modélisé comme un corps cubique rigide avec deux panneaux flexibles déployés de part et d'autre de son axe de roulis pour décrire le comportement des appendices pouvant potentiellement affecter les manœuvres du satellite (Figure 3-12). Cette modélisation est basée sur l'équation fondamentale d'Euler pour une orbite circulaire :

$$I \cdot \dot{\vec{\Omega}} + \vec{\Omega} \times (I \cdot \vec{\Omega}) = \sum \vec{T}_{ext} \quad (3-1)$$

Avec :

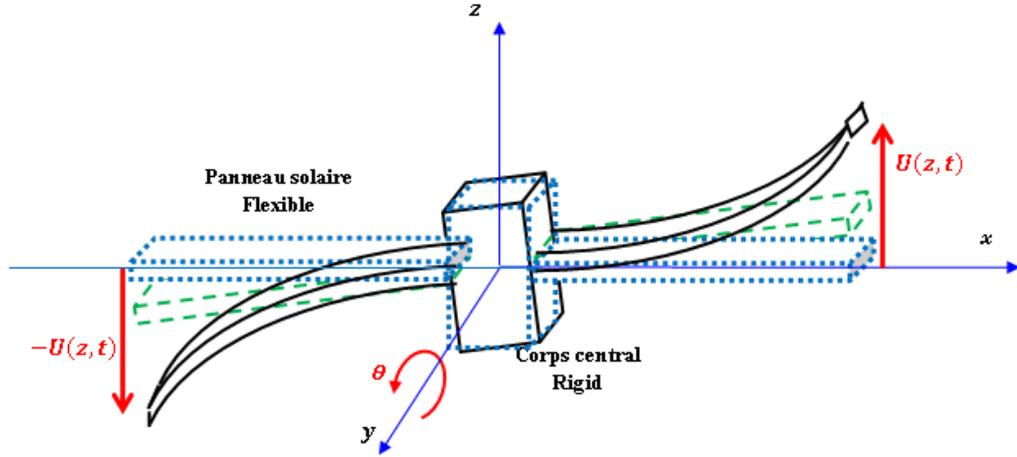


Figure 3-13: Illustration du mouvement de panneaux solaires déployables flexibles sous l'action d'un couple

- $I \in R^{3 \times 3}$: est la matrice d'inertie du satellite
- $\Omega \in R^3$: est le vecteur rotation instantanée absolue du satellite dans le trièdre satellite, défini par l'équation qui suit.

$$\vec{\Omega} = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + A_{\varphi\theta\psi} \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_o \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

- ω_o est la vitesse angulaire orbitale du satellite sur son orbite circulaire de rayon R
- $A_{\varphi\theta\psi}$ est matrice de changement de base pour le passage du trièdre orbital local au trièdre lié au satellite par l'intermédiaire des angles d'Euler (φ, θ, ψ) selon les rotations (1,2,3) [128].

$A_{\varphi\theta\psi}$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ -\cos \varphi \sin \psi + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi & \cos \varphi \cos \psi + \sin \varphi \sin \theta \sin \psi & \sin \varphi \cos \theta \\ \sin \varphi \sin \psi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi & -\sin \varphi \cos \psi + \cos \varphi \sin \theta \sin \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

- $T_{ext} \in R^3$: est le vecteur de la somme des couples externes agissant sur le système

Afin de fournir un modèle dynamique de couplage adéquat, le satellite est modélisé comme système composé par une structure principale centrale à laquelle sont attachées une ou plusieurs structures secondaires déployées ; dans cette étude, nous considérons le cas de deux ailes (panneaux) solaires. Ce système correspond au système poutre encastree-libre uniforme faisant référence au corps central rigide avec deux appendices flexibles attachés, où les panneaux solaires sont modélisés comme une poutre encastree-libre [126, 129-134, 143, 147, 148].

D'autres modèles étudient cette structure en prenant en compte les structures en sandwich de substrat de panneau solaire [149].

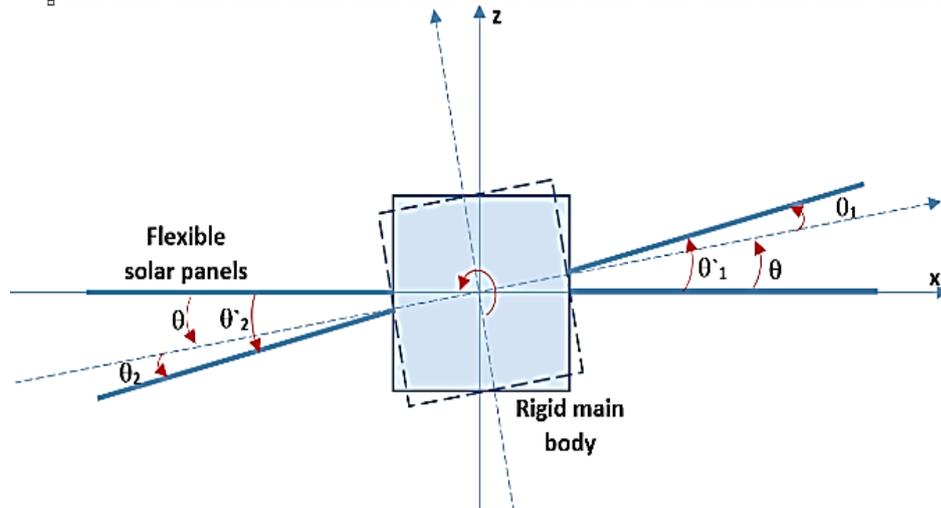


Figure 3-14: Modèle de satellite à panneaux solaires flexibles en mouvement antisymétrique par rapport à son axe de tangage avec un angle de θ

Dans cette étude, le modèle correspondant au satellite étudié est développé en supposant ayant une forme cubique (Figure 3-11), le modèle est inspiré de celui proposé dans[150]. Ce dernier considère un modèle de satellite flexible composé d'un disque rigide doté de deux panneaux solaires flexibles déployés des deux côtés de son axe de tangage.

3.7.3 LES HYPOTHESES PRISES EN COMPTE POUR LA MODELISATION DU SYSTEME DE SATELLITE FLEXIBLE

Considérons le mouvement plan d'un satellite constitué d'une structure principale rigide et de deux panneaux solaires flexibles (Figure 3-14). Pour élaborer le modèle dynamique, l'étude suppose que :

- Le satellite est conçu comme un corps cubique rigide à un degré de liberté (1DDL) doté de deux appendices flexibles déployés des deux côtés de son axe de roulis
- La dynamique du satellite est déterminée sous la forme d'équations d'Euler non linéaires pour une orbite circulaire
- L'effet de couple de gradient de gravité est inclus en tant que perturbation externe
- La structure principale de forme géométrique cubique supposée rigide et est appelé le corps central
- Chaque côté du générateur solaire du satellite appelé ici aile solaire est modélisée comme un assemblage de panneaux solaires reliés au corps central avec deux ressorts
- Une aile solaire est simplifiée comme poutre encastree libre uniforme
- Le mot «système» utilisé dans le présent chapitre désigne le satellite formé du corps central et des deux ailes solaires

Tableau 3-1: Paramètres numériques du satellite utilisés pour la simulation

Variable		Valeur	Unité
Longueur latérale du satellite	2a	2	m
Longer du panneau solaire	l	5	m
Masse du panneau solaire	m	20	kg
Coefficient d'élasticité du ressort	k	9. 10 ⁴	N.m/rad
Vitesse orbitale	ω_0	0,0010	rad/s

Tableau 3-2: Paramètres des moments d'inerties principaux du satellite

Structure	Variable	Valeur (kg.m ²)
Corps central	I_x	1983
	I_y	1831
	I_z	1002
Panneau solaire	$I_{x_{sa}}$	698
	$I_{y_{sa}}$	672
	$I_{z_{sa}}$	26

Le satellite est considéré se déplaçant sur une orbite circulaire de vitesse angulaire orbitale ω_0 . Le Tableau 3-1 résume les dimensions du satellite considérées pour les calculs. Le Tableau 3-2 présente les valeurs des principaux moments d'inerties du satellite utilisées pour les applications numériques, à savoir : la structure principale (central) (I_x, I_y, I_z), et les générateurs solaires ($I_{x_{sa}}, I_{y_{sa}}, I_{z_{sa}}$).

Le mouvement est régi par l'équation vectorielle d'Euler rappelée ci-dessous.

$$I \cdot \vec{\dot{\Omega}} + \vec{\Omega} \times (I \cdot \vec{\Omega}) = \sum \vec{T}_{ext} \quad (3-4)$$

Avec :

- $I \in R^{3 \times 3}$: est la matrice d'inertie du satellite représentés par l'équation suivante. I_x, I_y et I_z sont les principaux moments d'inertie du satellite.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (3-5)$$

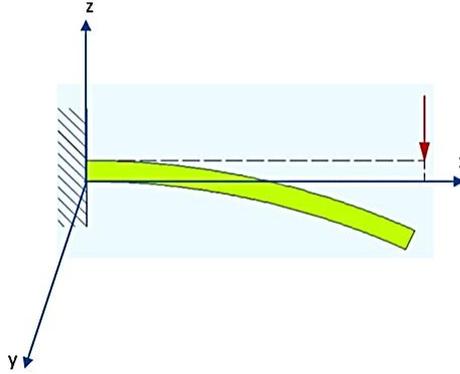


Figure 3-15: Illustration de l'allure d'une poutre encastree-libre uniforme chargée à son extrémité

3.7.3.1 Modèle Du Satellite En L'absence Des Panneaux Solaires

Ainsi, la dynamique du système présentée par équation (3-6) en considération d'un satellite rigide sous l'effet des forces de gravitation uniquement et pour une orbite circulaire (excentricité de l'orbite : $e=0$), notée par :

$$I \cdot \ddot{\Omega} + \vec{\Omega} \times (I \cdot \vec{\Omega}) = \vec{M}_{gg} \quad (3-6)$$

Avec : \vec{M}_{gg} couple de gradient de gravité.

$$M_{gg} = 3 \omega_0^2 \begin{bmatrix} (I_z - I_y) \sin \varphi \cos \varphi \cos^2 \theta \\ (I_z - I_x) \sin \theta \cos \theta \cos \varphi \\ (I_y - I_x) \sin \varphi \cos \theta \sin \theta \end{bmatrix} \quad (3-7)$$

En l'absence d'amortissement, l'étude du mouvement du système peut alors être étudiée. Avec un changement de variable, l'équation (3-4), et suivant l'axe de tangage, devient :

$$\ddot{\theta} + X^2 \sin \theta \cos \theta = 0 \quad (3-8)$$

Avec :

$$X^2 = 3 \omega_0^2 \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right)$$

Pour : $I_z > I_x$

➤ En effet, aux petits angles ($\sin \theta \approx \theta$), on peut écrire :

$$\ddot{\theta} + X^2 \theta = 0 \quad (3-9)$$

Cette équation, correspondant à celle d'un oscillateur harmonique à un degré de liberté, indique que le satellite oscille indéfiniment à la pulsation \sqrt{X} .

➤ De même, pour une analyse aux grands angles, avec un changement de variable, tel que :

$$\theta = \frac{1}{2}\alpha, \text{ et } \ddot{\theta} = \frac{1}{2}\ddot{\alpha} \quad (3-10)$$

L'équation (3-8) devient :

$$\ddot{\alpha} + X^2 \sin \alpha = 0 \quad (3-11)$$

Qui est exactement l'expression de l'équation de mouvement d'un pendule simple de pulsation égale à \sqrt{X} .

Par ailleurs, en considération des deux ailes de panneaux solaires, la dynamique du satellite devient plus compliquée, ce cas fait l'objet du paragraphe suivant.

3.7.3.2 Modèle du satellite en considération de l'effet des panneaux solaires

Considérons d'abord la structure d'un satellite rigide doté de deux ailes de panneaux solaires. Nous considérerons d'abord chaque panneau comme étant une poutre **Encastré-Libre** (Figure 3-14), présenté comme une plaque rectangulaire uniforme. Cette plaque est représentée avec des coordonnées cartésiennes.

Dans cette étude, le satellite est supposé subir les effets des perturbations externes, à savoir :

$$\sum \vec{T}_{ext} = \vec{M}_{gg} + \vec{T}_{s_i} + \vec{T}_R \quad (3-12)$$

- \vec{M}_{gg} : couple de gradient de gravité
- \vec{T}_{s_i} : couples fournis par les ressorts de torsion des charnières
- \vec{T}_R : couple de frottement dynamique

Selon la Figure 3-13 et l'équation (3-4), l'équation fondamentale du moment angulaire de tangage d'un corps rigide soumis à des forces externes pour une orbite circulaire ($e = 0$) peut être écrite ainsi :

$$I_y \ddot{\theta} + 3 \omega_0^2 (I_x - I_z) \sin \theta \cos \theta = T_{c1} + k\theta_1 + T_{c2} + k\theta_2 \quad (3-13)$$

Avec :

$$\sum \vec{F} = m \vec{a}_g$$

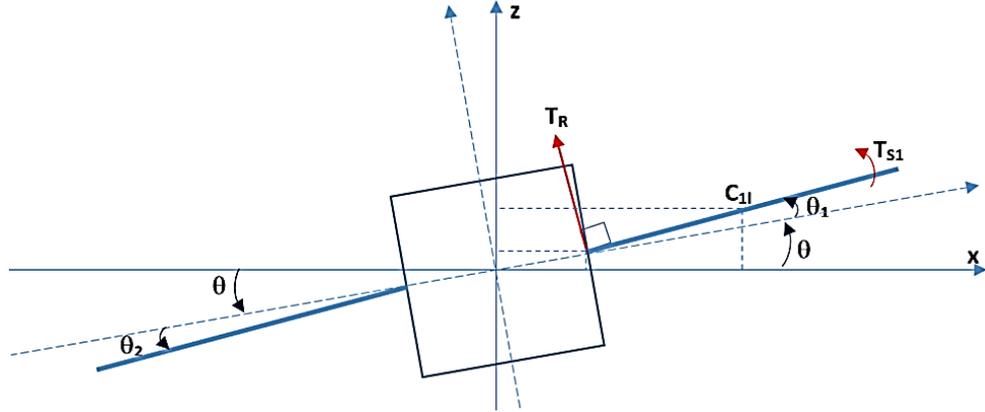


Figure 3-16: Représentation des torques externes du satellite

$$T_{c1} = (T_{x1} \sin \theta - T_{z1} \cos \theta)a \quad (3-14)$$

$$T_{c2} = (T_{x2} \sin \theta - T_{z2} \cos \theta)a$$

T_{xi} et T_{zi} sont déterminés en utilisant la seconde loi de Newton agissant sur le $i^{\text{ème}}$ panneau de la structure, ce qui donne :

$$T_{xi} = m \ddot{x}_{ci} \quad (3-15)$$

$$T_{zi} = m \ddot{z}_{ci} \quad (3-16)$$

\ddot{x}_{ci} et \ddot{z}_{ci} sont déterminés par différentiation par rapport au temps de l'équation de déplacement du centre de masse du panneau solaire i (x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}) décrite par :

$$x_{ci} = a \cos \theta + \frac{1}{2} l \cos \dot{\theta}_i \quad (3-17)$$

$$z_{ci} = a \sin \theta + \frac{1}{2} l \sin \dot{\theta}_i \quad (3-18)$$

Avec : $\dot{\theta}_i = \theta + \theta_i$ est l'angle de rotation du panneau solaire i mesuré entre l'axe horizontal et le générateur solaire (voir **Figure 3-14**)

- θ : angle de tangage du satellite par rapport à son axe horizontal de sa position de référence initiale
- θ_i : angle de rotation du panneau i par rapport à l'axe de l'angle de tangage θ

Sachant que le générateur solaire est modélisé comme un assemblage de panneaux solaires reliés au corps principal avec deux ressorts et simplifié comme une « poutre **Encastré-Libre** uniforme », comme expliqué précédemment, le moment angulaire des panneaux solaires peut également être défini par:

$$\begin{cases} J_l (\ddot{\hat{\theta}}_1 + 3 \omega_o^2 \sin \hat{\theta}_1 \cos \hat{\theta}_1) = -k \theta_1 - T_R \frac{l}{2} \\ J_l (\ddot{\hat{\theta}}_2 + 3 \omega_o^2 \sin \hat{\theta}_2 \cos \hat{\theta}_2) = -k \theta_2 - T_R \frac{l}{2} \end{cases} \quad (3-19)$$

Avec:

- $\hat{\theta}_i = \theta + \theta_i$ est l'angle de rotation total de l'ail solaire i mesuré par rapport à l'axe horizontal (voir Figure 3-14)
- k est le coefficient d'élasticité du ressort de torsion
- T_R est le couple de rotation appliqué sur le panneau solaire
- J_l est le moment d'inertie en rotation du générateur solaire par rapport à son centre de gravité
- ω_o est la vitesse angulaire orbitale du satellite sur son orbite circulaire de rayon R.

$$T_{s_1} = -k\theta_1 \quad (3-20)$$

$$T_{s_2} = -k\theta_2 \quad (3-21)$$

L'équation dynamique de la structure principale peut être définie en effectuant les substitutions correspondantes dans l'équation (3-22) :

$$\begin{aligned} I_y \ddot{\theta} + 3\omega_o^2 (I_x - I_z) \sin \theta \cos \theta \\ = (T_{x_1} \sin \theta - T_{y_1} \cos \theta) a + k\theta_1 + (T_{x_2} \sin \theta - T_{y_2} \cos \theta) a \\ + k\theta_2 \end{aligned} \quad (3-22)$$

Donc :

$$\begin{aligned} (I_y + 2ma^2) \ddot{\theta} + 3\omega_o^2 (I_x - I_z) \sin \theta \cos \theta \\ + \frac{1}{2} mal \left(\ddot{\theta}_1' \cos \theta_1 + \ddot{\theta}_2' \cos \theta_2 - \dot{\theta}_1'^2 \sin \theta_1 - \dot{\theta}_2'^2 \sin \theta_2 \right) \\ - k(\theta_1 + \theta_2) = 0 \end{aligned} \quad (3-23)$$

De même, les moments cinétiques des panneaux solaires peuvent être définis de la manière suivante, sur la base de l'équation (3-1), sachant que le panneau solaire est modélisé comme un assemblage des petits panneaux solaires reliés au corps principal avec deux ressorts et modélisé par une poutre encastree-libre uniforme, comme expliqué précédemment:

$$\begin{cases} I_{y.sa} \cdot \dot{\hat{\theta}}_1 = (I_{z.sa} - I_{x.sa}) 3 \omega_o^2 \sin \hat{\theta}_1 \cos \hat{\theta}_1 + T_{s_1} + \frac{l}{2} T_{R1} \\ I_{y.sa} \cdot \dot{\hat{\theta}}_2 = (I_{z.sa} - I_{x.sa}) 3 \omega_o^2 \sin \hat{\theta}_2 \cos \hat{\theta}_2 + T_{s_2} + \frac{l}{2} T_{R2} \end{cases} \quad (3-24)$$

Avec:

$$T_{Ri} = -T_{xi} \sin \hat{\theta}_1 + T_{zi} \cos \hat{\theta}_1 \quad (3-25)$$

De la sorte, et en effectuant les substitutions correspondantes, le couple de frottement dynamique agissant sur les panneaux solaires peut être défini comme suit :

$$\begin{cases} I_{y.sa} \ddot{\hat{\theta}}_1 + 3 (I_{x.sa} - I_{z.sa}) \omega_0^2 \sin \hat{\theta}_1 \cos \hat{\theta}_1 + \frac{1}{2} mal(\ddot{\theta} \cos \theta_1 + \dot{\theta}^2 \sin \theta_1) \\ \quad + k\theta_1 = 0 \\ I_{y.sa} \ddot{\hat{\theta}}_2 + 3 (I_{x.sa} - I_{z.sa}) \omega_0^2 \sin \hat{\theta}_2 \cos \hat{\theta}_2 + \frac{1}{2} mal(\ddot{\theta} \cos \theta_2 + \dot{\theta}^2 \sin \theta_2) \\ \quad + k\theta_2 = 0 \end{cases} \quad (3-26)$$

Ainsi, les équations du système décrivant la dynamique du corps principal et des deux générateurs solaires seront définies par l'équation (3-27) à partir de laquelle on peut observer l'existence d'un effet de couplage entre les trois angles dynamiques (θ , θ_1 et θ_2).

$$\begin{cases} (I_y + 2 ma^2) \ddot{\theta} + 3 \omega_0^2 (I_x - I_z) \sin \theta \cos \theta \\ \quad + \frac{1}{2} mal(\ddot{\theta}'_1 \cos \theta_1 + \ddot{\theta}'_2 \cos \theta_2 - \dot{\theta}'_1{}^2 \sin \theta_1 - \dot{\theta}'_2{}^2 \sin \theta_2) \\ \quad - k(\theta_1 + \theta_2) = 0 \\ I_{y.sa} \ddot{\hat{\theta}}_1 + 3 (I_{x.sa} - I_{z.sa}) \omega_0^2 \sin \hat{\theta}_1 \cos \hat{\theta}_1 + \frac{1}{2} mal(\ddot{\theta} \cos \theta_1 + \dot{\theta}^2 \sin \theta_1) \\ \quad + k\theta_1 = 0 \\ I_{y.sa} \ddot{\hat{\theta}}_2 + 3 (I_{x.sa} - I_{z.sa}) \omega_0^2 \sin \hat{\theta}_2 \cos \hat{\theta}_2 + \frac{1}{2} mal(\ddot{\theta} \cos \theta_2 + \dot{\theta}^2 \sin \theta_2) \\ \quad + k\theta_2 = 0 \end{cases} \quad (3-27)$$

Des simulations du modèle défini par l'équation (3-27) sont effectuées sous MATLAB / Simulink. La Figure 3-16 montre une vue globale utilisant le modèle Simulink du corps cubique. Les Figure 3-17 et 3-19 montrent les modèles dynamiques correspondants de l'un des deux panneaux solaires et du corps central, respectivement.

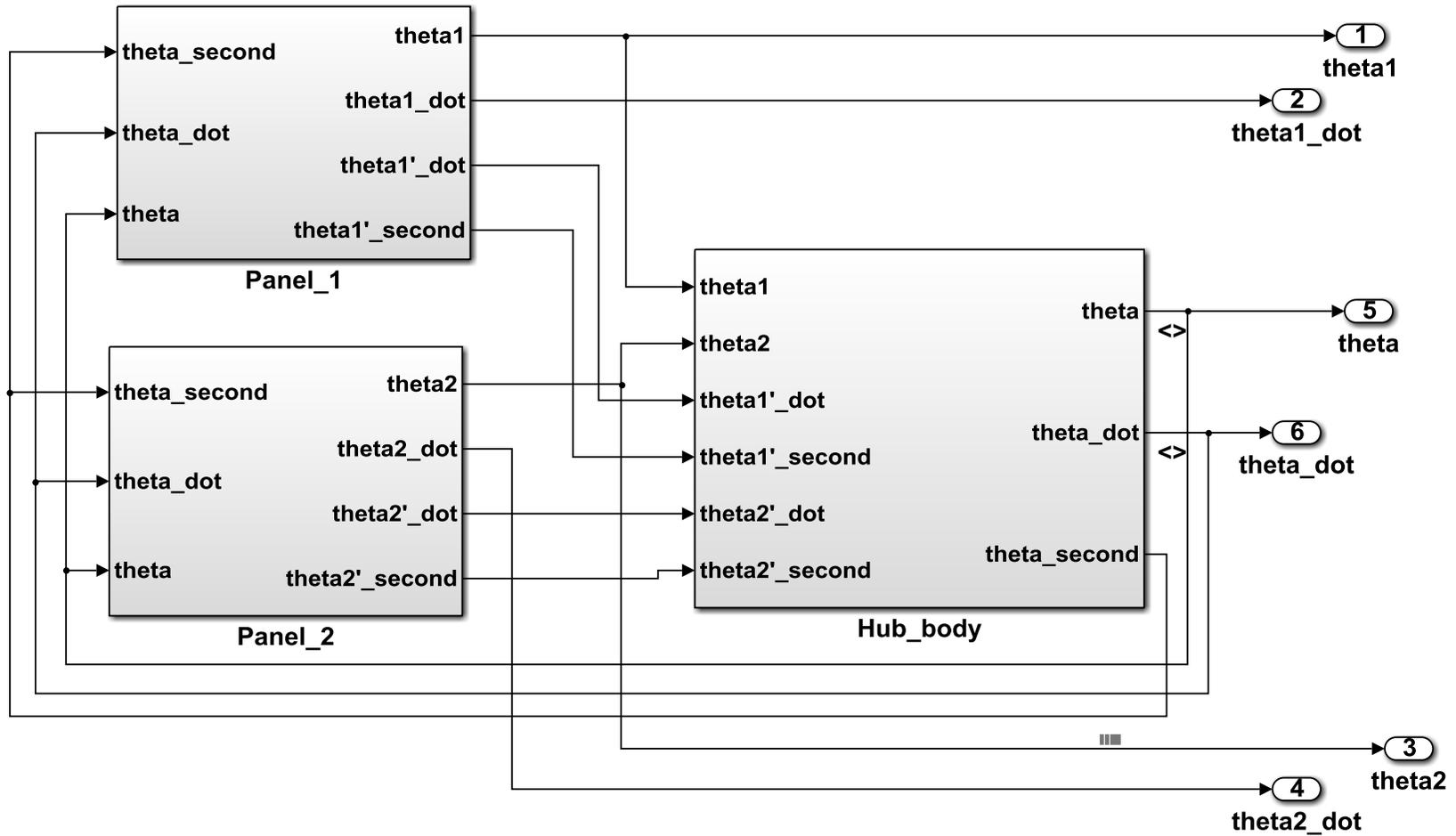


Figure 3-17: Schéma global du système modélisé avec Simulink

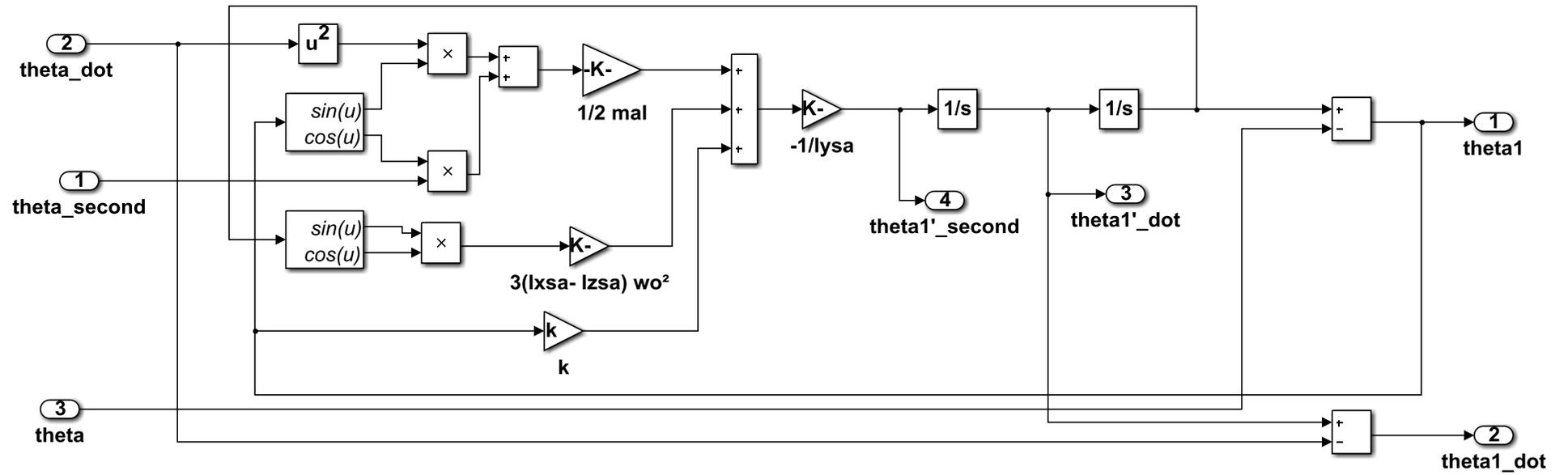


Figure 3-18: Modèle Simulink de l'équation dynamique d'un panneau solaire (1,2)

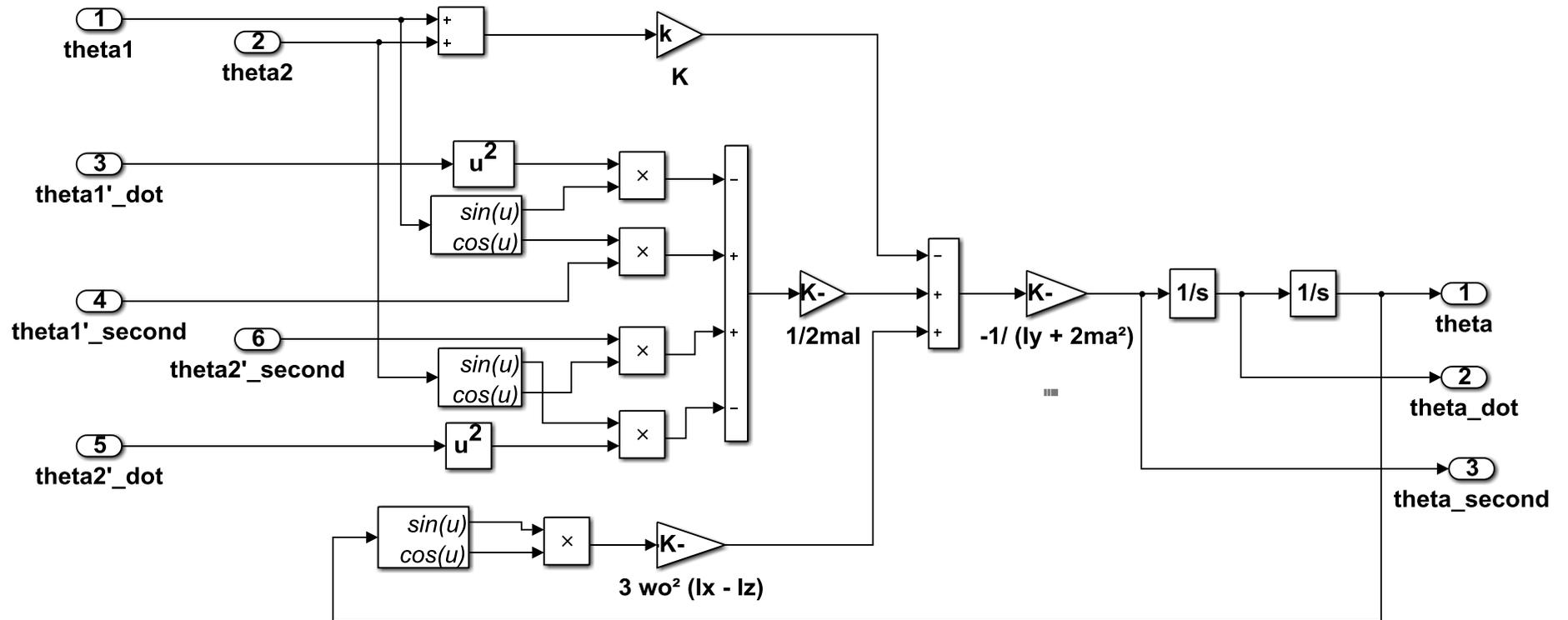


Figure 3-19: Modèle Simulink de l'équation dynamique du corps central

3.8 COMMANDE DU SYSTEME

En gros, le contrôle dynamique vise à faire en sorte que l'attitude du satellite traque l'attitude désirée afin de garantir la réalisation de la mission du satellite.

En fait, les satellites flexibles sont très sensibles aux effets des forces de contrôle qui peuvent déclencher une telle flexibilité, alors que le but est de maintenir la stabilité de l'attitude du satellite tout en amortissant les mouvements indésirables.

On rappelle ici que l'objectif dans cette étude n'est pas de réaliser le contrôleur le plus performant par rapport à ceux introduits dans la littérature, mais plutôt de mettre en évidence l'effet de la commande sur le phénomène de couplage et leurs interactions.

Dans cette étude, seul l'effet de couplage du contrôleur sur le comportement des panneaux solaires est mis en évidence sur la base du même modèle présenté ci-dessous, où La force du contrôleur agit sur le corps principal.

La commande à trois axes est souvent découplée en trois axes indépendants. Comme le système est contrôlable, il est possible d'ajouter un contrôleur dans l'équation (3-12). La loi de commande T_c proposée est un PID classique simple basé sur les erreurs des angles d'Euler.

$$T_c = K_p \beta + K_d \dot{\beta} \quad (3-28)$$

Les facteurs K_p and K_d sont le gain de position du contrôleur et le gain de vitesse, respectivement. β est l'angle de rotation du satellite dans les angles de roulis, de tangage et de lacet respectifs.

$$\begin{aligned} & (I_y + 2 ma^2) \ddot{\theta} + (K_{d\theta} \dot{\theta} + K_{p\theta} \theta) + 3 \omega_0^2 (I_x - I_z) \sin \theta \cos \theta \\ & + \frac{1}{2} mal \left(\ddot{\theta}_1' \cos \theta_1 + \ddot{\theta}_2' \cos \theta_2 - \dot{\theta}_1'^2 \sin \theta_1 - \dot{\theta}_2'^2 \sin \theta_2 \right) - k(\theta_1 + \theta_2) = 0 \end{aligned} \quad (3-29)$$

Le gain de position doit être suffisamment élevé pour assurer la précision de contrôle d'attitude requise en présence de perturbations ; sa valeur est déterminée en tant que couple de perturbation maximal sur les erreurs admissibles pour chaque axe, exprimé en (N.m / °) ou (N.m / rad) [17, 150]:

$$[K_{p\varphi} \quad K_{p\theta} \quad K_{p\psi}]^T \geq \left[\frac{T_{dx}}{\varphi_\varepsilon} \quad \frac{T_{dx}}{\theta_\varepsilon} \quad \frac{T_{dx}}{\psi_\varepsilon} \right]^T \quad 3-30$$

La bande passante du système peut être déterminée par $\omega_n = \sqrt[2]{K_p/I}$, elle définit la fréquence à laquelle la robustesse de contrôle commence à diminuer et donc le rejet des perturbations.

3.9 RESULTATS ET DISCUSSIONS

Plusieurs cas sont examinés pour différents ensembles de conditions initiales. Les **Figure 3-20** à **Figure 3-31** montrent les variations temporelles des manœuvres en orbite du :

- Comportement en angle de rotation du corps central
- Comportement des angles de rotation des panneaux solaires
- Déplacements du centre de masse du panneau solaire

Il est intéressant de noter que les coordonnées du centre de masse sont affectées par la nature du couple appliqué. Les résultats numériques sont réalisés en utilisant les données des Tableau 3-1 et 3-2.

1) Cas 1

Dans ce cas, le système est considéré comme stable. Les conditions initiales du scénario sont indiquées dans le Tableau 3-3. Les évolutions temporelles des angles de déplacement et des vitesses de rotation sont présentées par les Figure 3-18 et 3-20, et montre que les angles de la dynamique du système ainsi que leurs dérivés ne sont pas stables avec une augmentation lente de l'amplitude.

Tableau 3-3: Condition initiale en position angulaire (CAS -1)

$\theta_o(\text{rad})$	$\theta_{1o}(\text{rad})$	$\theta_{2o}(\text{rad})$	$\dot{\theta}_o(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{1o}(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{2o}(\text{rad/s})$
0	0	0	-0.001	0	0

2) Cas 2

Dans ce cas, on considère la perturbation des deux panneaux solaires avec un angle de 0,2 rad, alors que le corps principal reste stable avec un taux de tangage initial (Tableau 3-4). On peut observer sur la Figure 3-21 à 3-23 que tous les angles ainsi que leurs dérivés sont des sinusoides dont les amplitudes augmentent pour les trois angles.

Tableau 3-4: Conditions initiales en position angulaire (Cas-2)

$\theta_0(\text{rad})$	$\theta_{10}(\text{rad})$	$\theta_{20}(\text{rad})$	$\dot{\theta}_0(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{10}(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{20}(\text{rad/s})$
0	0.2	0.2	-0.001	0	0

3) Cas-3

Dans ce scénario, on considère que les panneaux solaires sont tournés de manière non symétrique avec le même angle (Tableau 3-5). Les résultats de la simulation sont illustrés aux Figure 3-25 à 3-27. Les angles de rotation des panneaux solaires et leurs dérivés sont des réponses sinusoïdales parfaites, comme indiqué sur la Figure 3-25 et 3-26. Alors que l'angle de tangage et son dérivé sont différents et que converge vers -0,034 rad. Cette dynamique reste maintenue jusqu'à 12 minutes, après quoi tout le système devient instable.

Tableau 3-5: Conditions initiales en position angulaire (Cas-3)

$\theta_0(\text{rad})$	$\theta_{10}(\text{rad})$	$\theta_{20}(\text{rad})$	$\dot{\theta}_0(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{10}(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{20}(\text{rad/s})$
0	0.2	-0.2	-0.001	0	0

4) Cas-4

Dans ce cas, un seul panneau est perturbé ; le corps principal est déplacé par une vitesse angulaire initiale (Tableau 3-6), un actionneur intégré, par exemple, peut en être la cause. La Figure 3-29 & Figure 3-30 présente les résultats de la simulation. La figure montre des combinaisons de différents comportements qui restent maintenus. De plus, pour un tel scénario, le deuxième panneau se comporte de manière identique à celle qui était excitée en raison de l'effet de couplage décrit dans l'équation (3-27).

Tableau 3-6: Conditions initiales en position angulaire (Cas-4)

$\theta_0(\text{rad})$	$\theta_{10}(\text{rad})$	$\theta_{20}(\text{rad})$	$\dot{\theta}_0(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{10}(\text{rad/s})$	$\dot{\theta}_{20}(\text{rad/s})$
0	0.2	0	0.199	-0.1	0

Cas-1

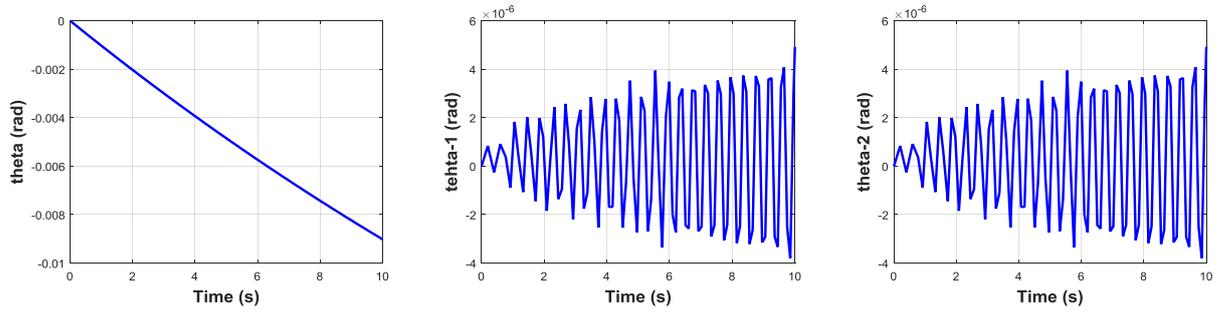


Figure 3-20: Evolution temporelle des angles de déplacement du satellite

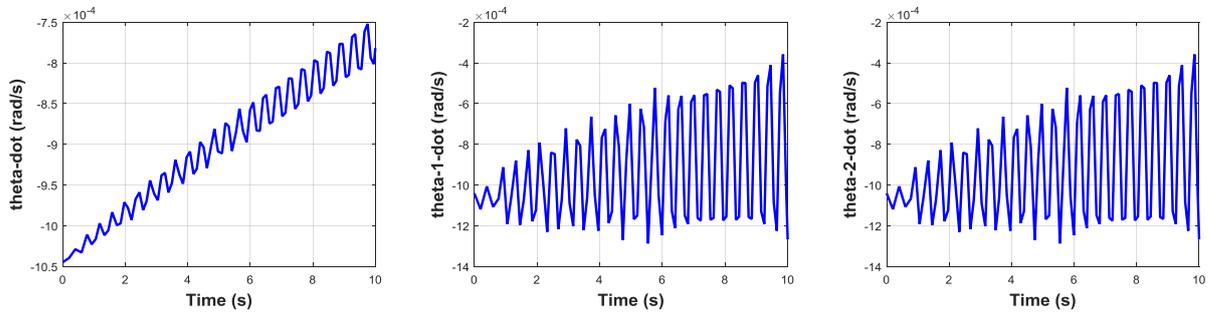


Figure 3-21: Evolution temporelle des angles de vitesse

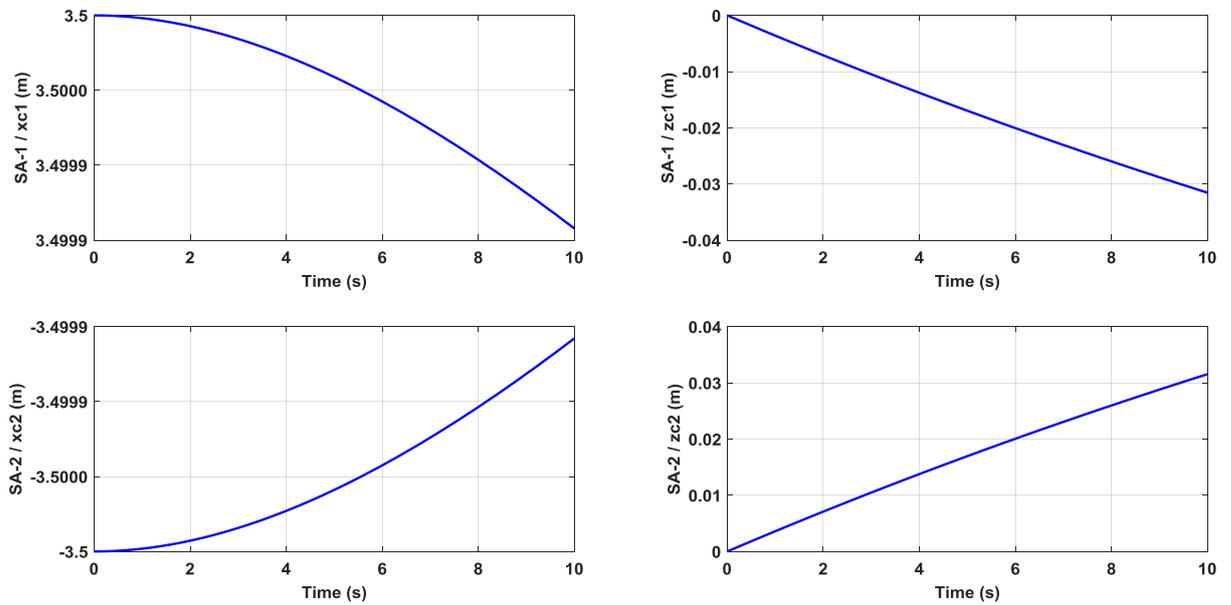


Figure 3-22: Déplacement des coordonnées du centre de masse (x_c , z_c) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-1)

Cas- 2

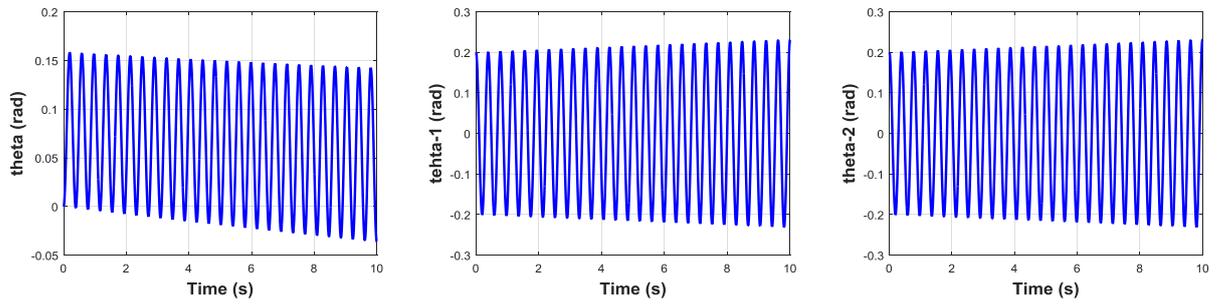


Figure 3-23: Evolution temporelle des angles de déplacement du système

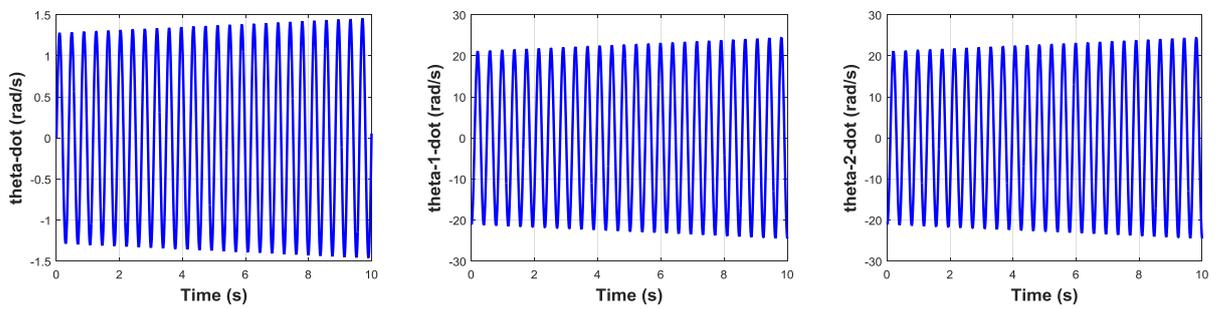


Figure 3-24: Evolution temporelle des angles de vitesse

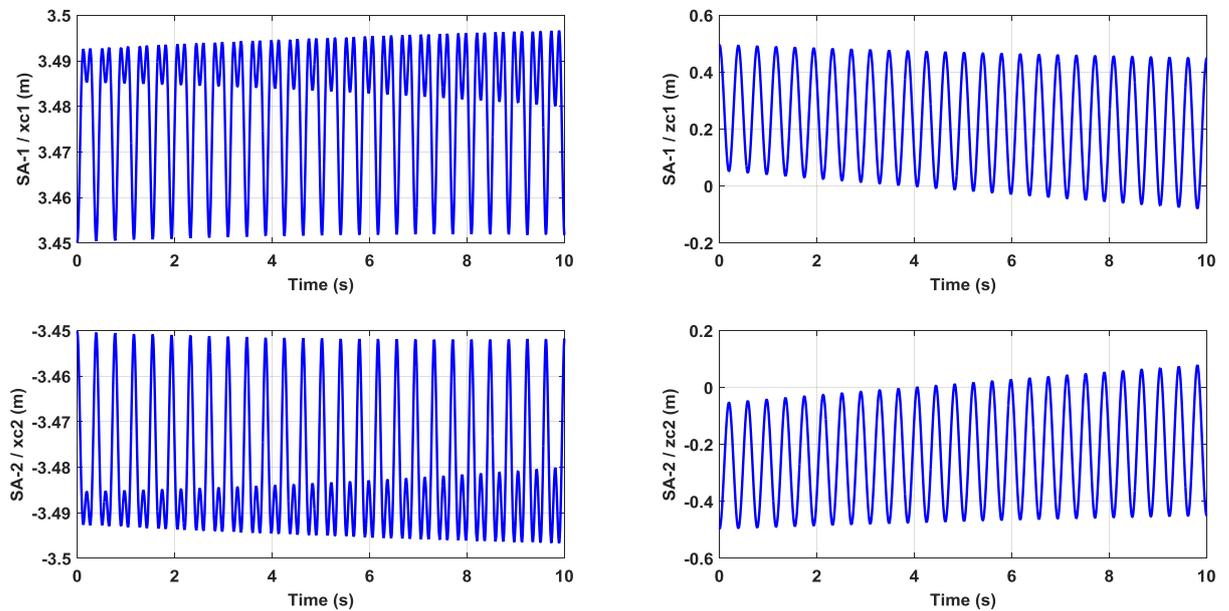


Figure 3-25: Déplacement des coordonnées du centre de masse (xc, zc) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-2)

Cas-3

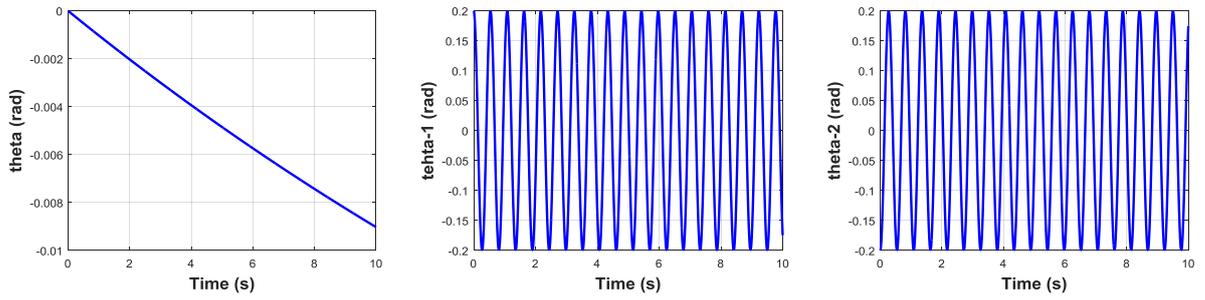


Figure 3-26: Evolution temporelle des angles de déplacement du système

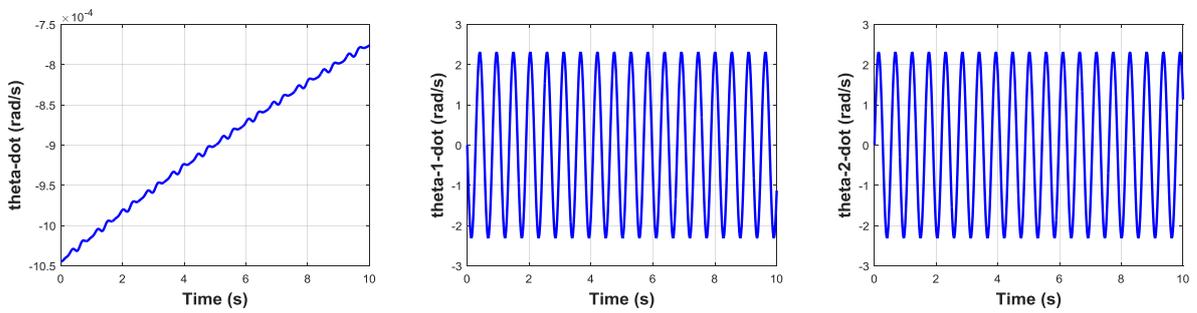


Figure 3-27: Evolution temporelle des angles de vitesse

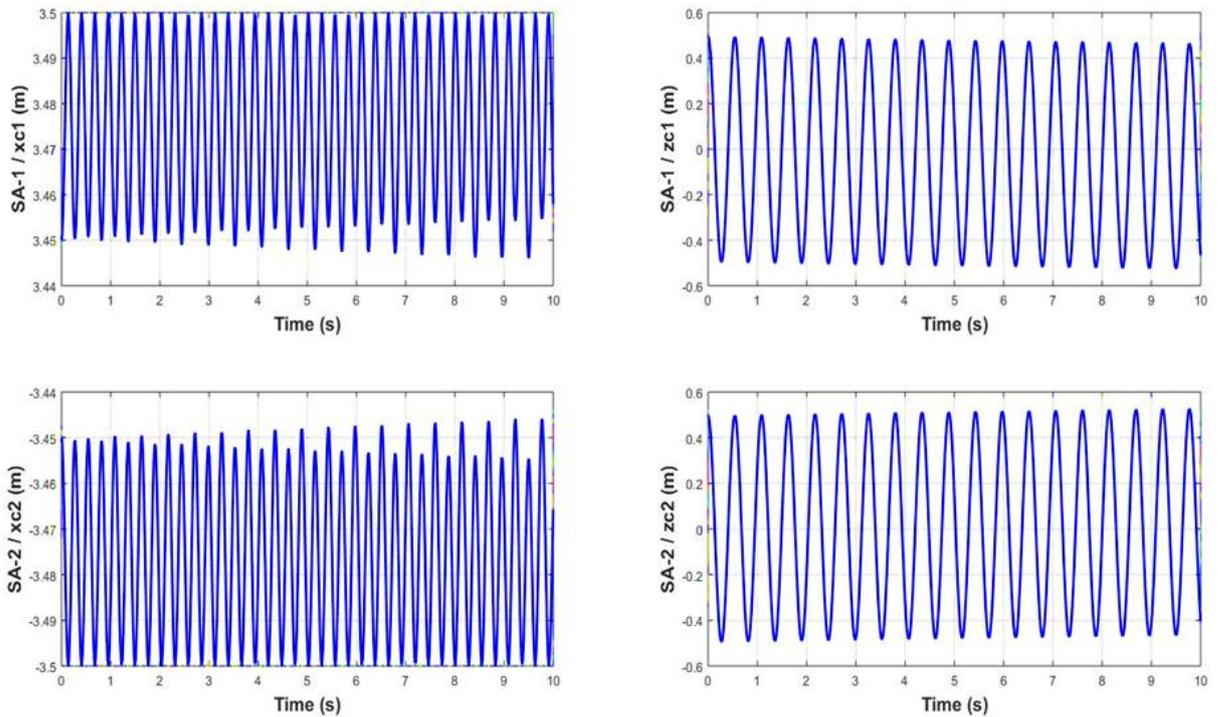


Figure 3-28: Déplacement des coordonnées du centre de masse (xc, zc) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-3)

Cas- 4

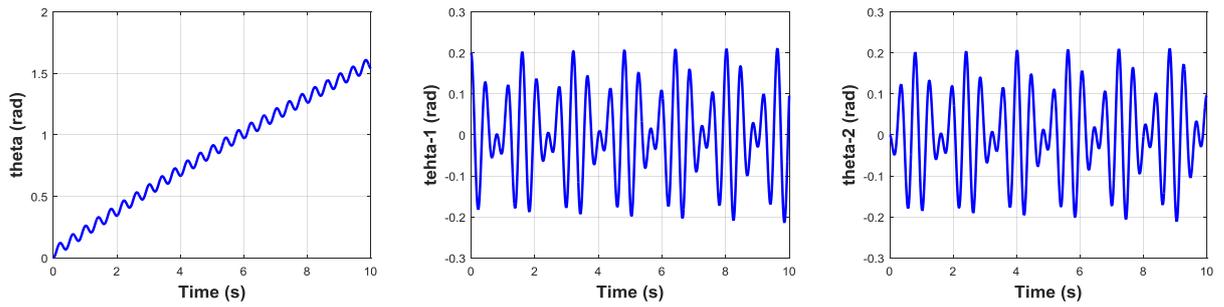


Figure 3-29: Evolution temporelle des angles de déplacement du satellite

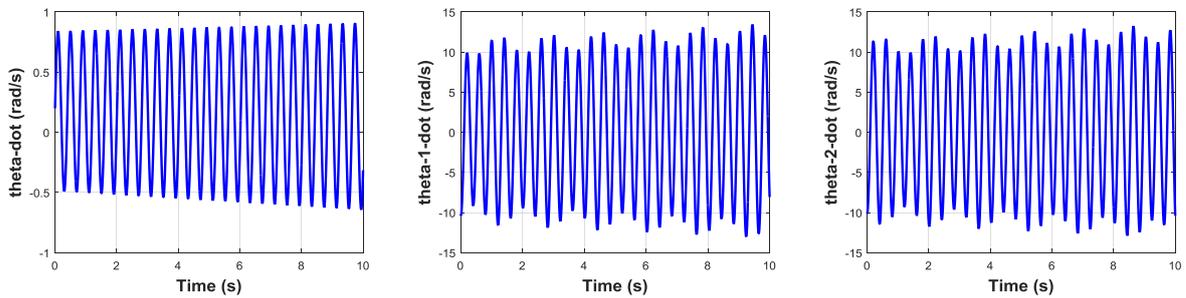


Figure 3-30: Evolution temporelle des angles de vitesse

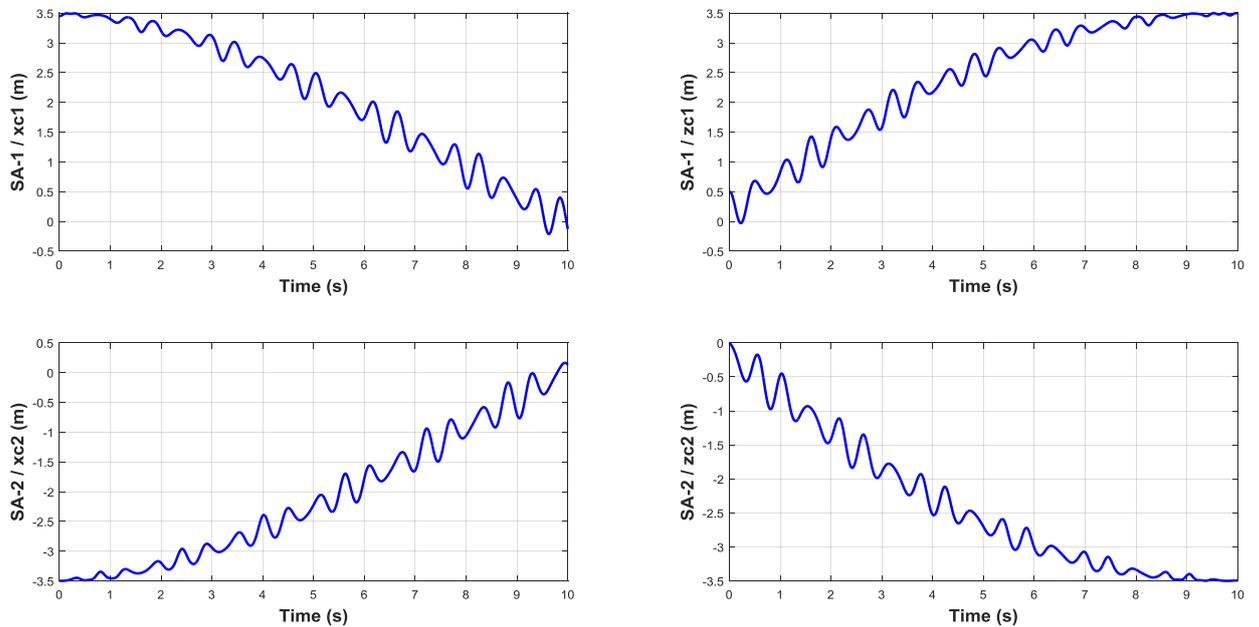


Figure 3-31: Déplacement des coordonnées du centre de masse (xc, zc) des panneaux solaire dans les conditions du (Cas-4)

5) Cas-5

Dans ce cas, la même loi de commande linéaire présentée dans le paragraphe 3.8 est utilisée. Le contrôleur est introduit uniquement par le biais de l'angle de tangage sur le corps principal. L'objectif est d'analyser ses performances afin de corriger l'attitude du véhicule spatial et d'observer son impact sur les panneaux solaires flexibles.

Si nous considérons que l'erreur admissible pour l'angle d'inclinaison est inférieure à $0,01^\circ$, le gain de position doit être supérieur à $0,44$ (N.m / rad), on peut alors laisser les gains de position égaux à 10; le gain de débit est également choisi égal à 10. Depuis lors, la bande passante du système peut être déterminée comme suit: $\omega_{n\theta} = 0.0739 \text{ rad/s}$.

Les **Figure 3-33** et **Figure 3-34** montrent l'attitude d'amortissement de l'angle de pas (θ) de l'engin spatial, des angles de rotation des panneaux solaires (θ_1 and θ_2) et de leurs vitesses angulaires respectives.

La **Figure 3-35** montre la réponse du couple de contrôle T_c . On peut observer que, par rapport au scénario étudié, l'utilisation d'un contrôleur dans le corps central est suffisante pour maintenir la stabilité du système dans son ensemble sans avoir besoin de contrôleurs supplémentaires sur les appendices. Considérant que l'utilisation d'une autre technique de contrôle peut donner les meilleurs résultats. Par exemple, la technique H_∞ peut être intéressante.

Une analyse plus détaillée est présentée dans le paragraphe suivant en considérant également d'autres scénarios utilisant des contrôleurs classiques.

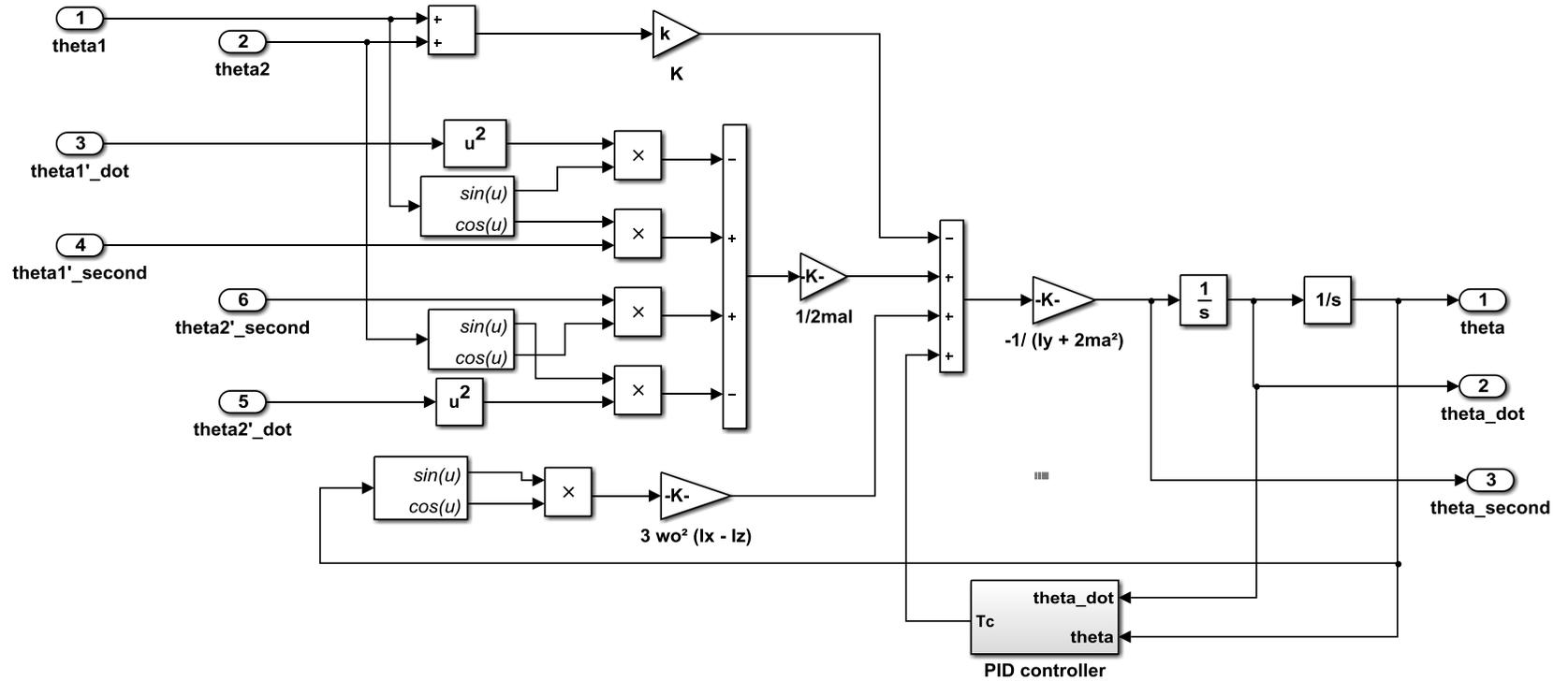


Figure 3-32: Closed loop Simulink model of the dynamic equation of the pitch angle of the cubic body satellite

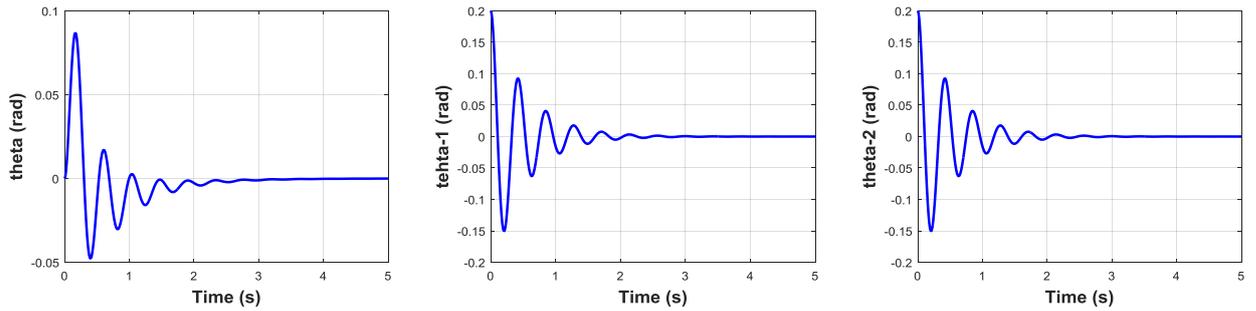


Figure 3-33: Réponse des angles de rotation du système en boucle fermée du corps principal

Condition Initiale : tableau 3-4, paramètres du contrôleur Tc ($K_p=10, K_d=10$)

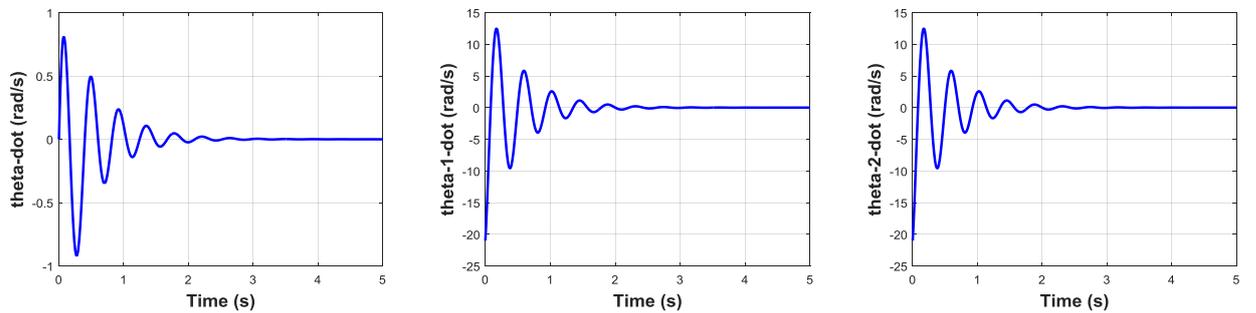


Figure 3-34: Réponse des angles de rotation du système en boucle fermée du corps principal

condition initiale : tableau 3-4, paramètres du contrôleur Tc ($K_p=10, K_d=10$)

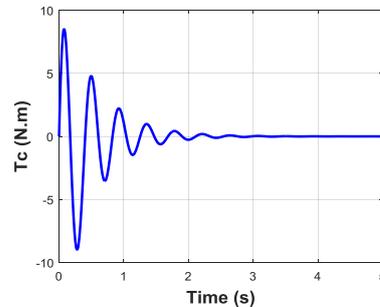


Figure 3-35: Diagramme correspondant du couple Tc du contrôleur du satellite pour le cas-2

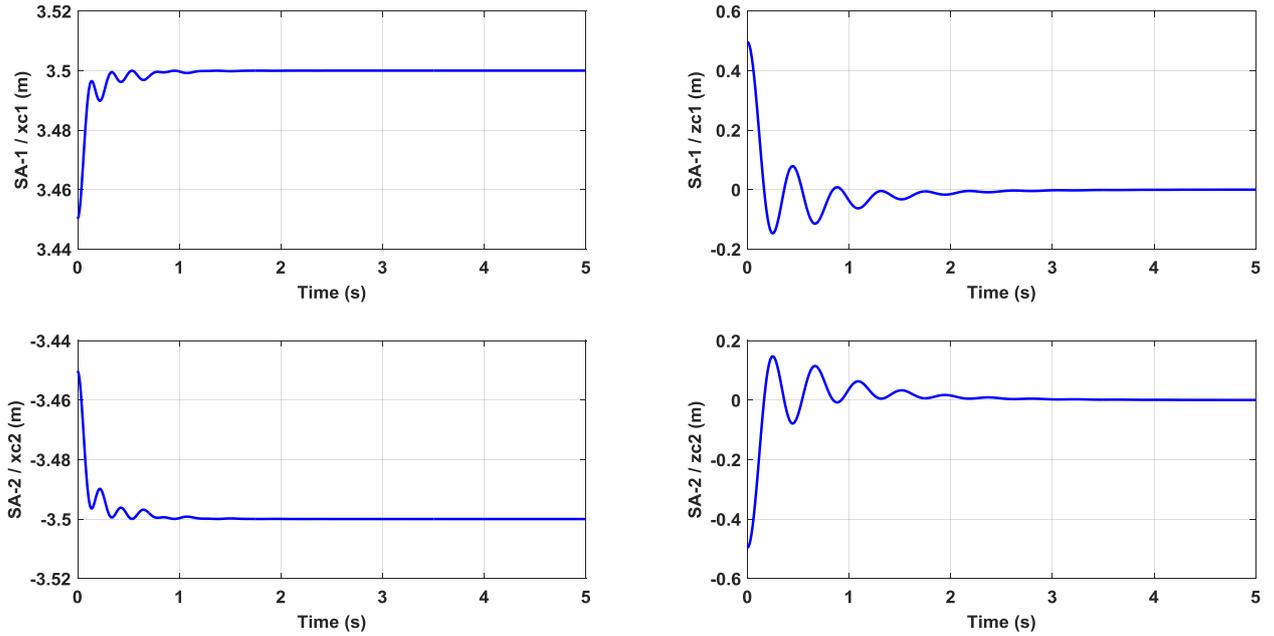


Figure 3-36: Cas-6 : Déplacement des coordonnées du centre d'inertie (x_{ci} , z_{ci}) des deux ailes solaires sous l'effet du contrôleur

Une analyse supplémentaire est effectuée en considérant différents facteurs du contrôle d'attitude. Les résultats sont rapportés des **Figure 3-37** à **Figure 3-42**. L'utilisation d'un seul contrôleur aide à stabiliser l'attitude du corps principal permettant une stabilité après 2s, tandis que le mouvement angulaire des panneaux solaires reste sinusoïdal jusqu'à 6 °. La même remarque concerne leurs vitesses respectives. Ainsi, il est nécessaire de configurer des contrôleurs sur les deux panneaux afin d'étendre la stabilité du système et la réponse temporelle.

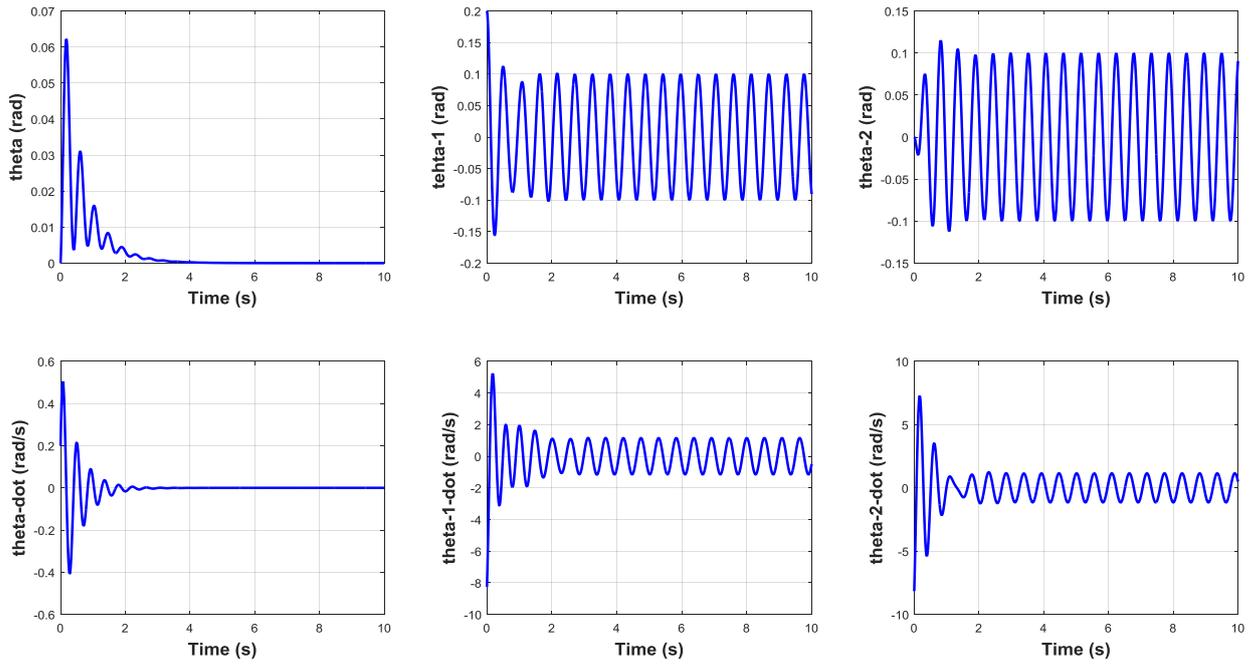


Figure 3-37: Réponse temporelle des angles de rotation du système en boucle fermée du corps principal

Condition Initiale : Tableau 3-5, paramètres du contrôleur Tc ($K_p=10, K_d=10$)

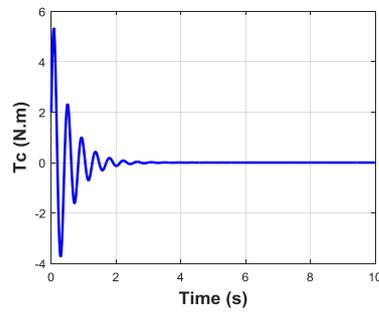


Figure 3-38: Réponse temporelle du couple Tc du contrôleur du satellite pour le cas-5

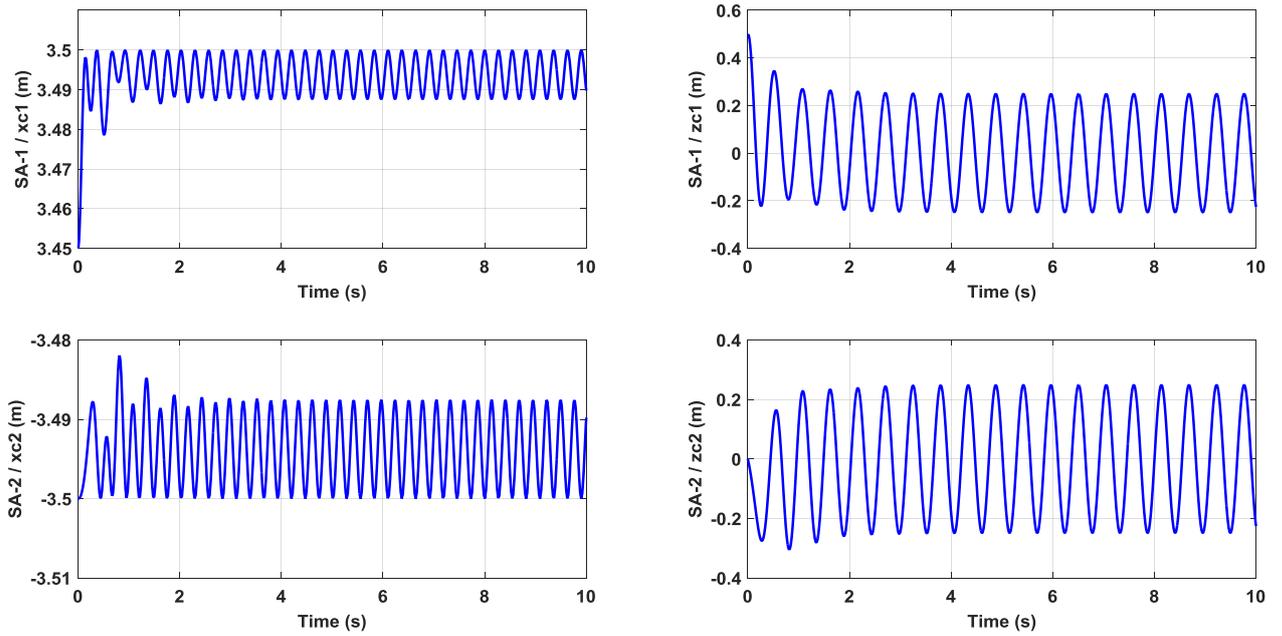


Figure 3-39: Cas-5 : Déplacement des coordonnées du centre d'inertie (x_{ci} , z_{ci}) des deux ailes solaires sous l'effet du contrôleur

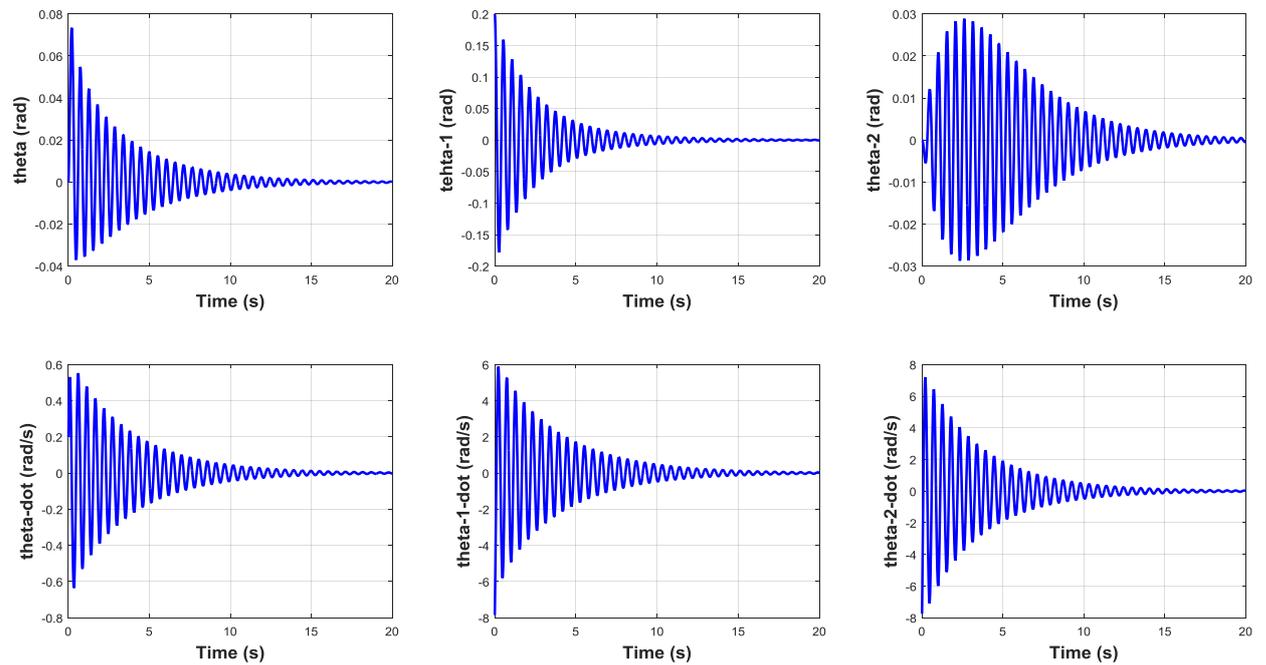


Figure 3-40: Réponse temporelle du système en boucle fermée (tous les contrôleurs ON)

Condition Initiale : Tableau 3-4

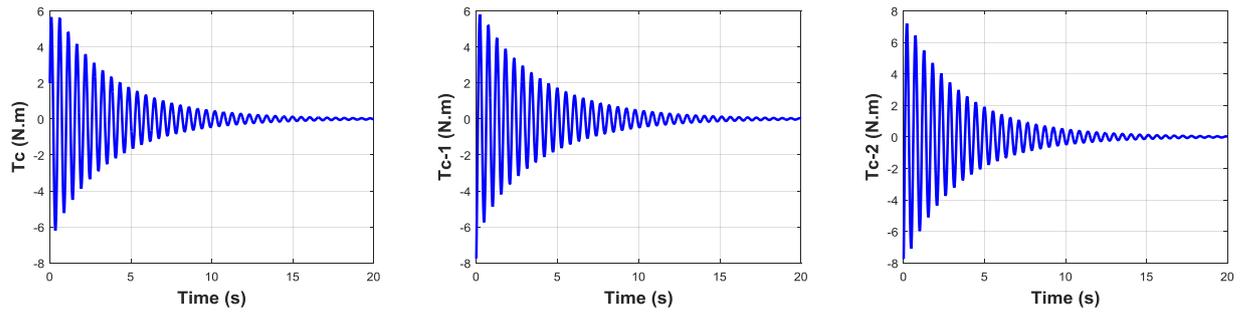


Figure 3-41: Réponse temporelle du couple T_c du contrôleur du satellite pour le cas-5 : T_c ($K_p=10, K_d=10$)

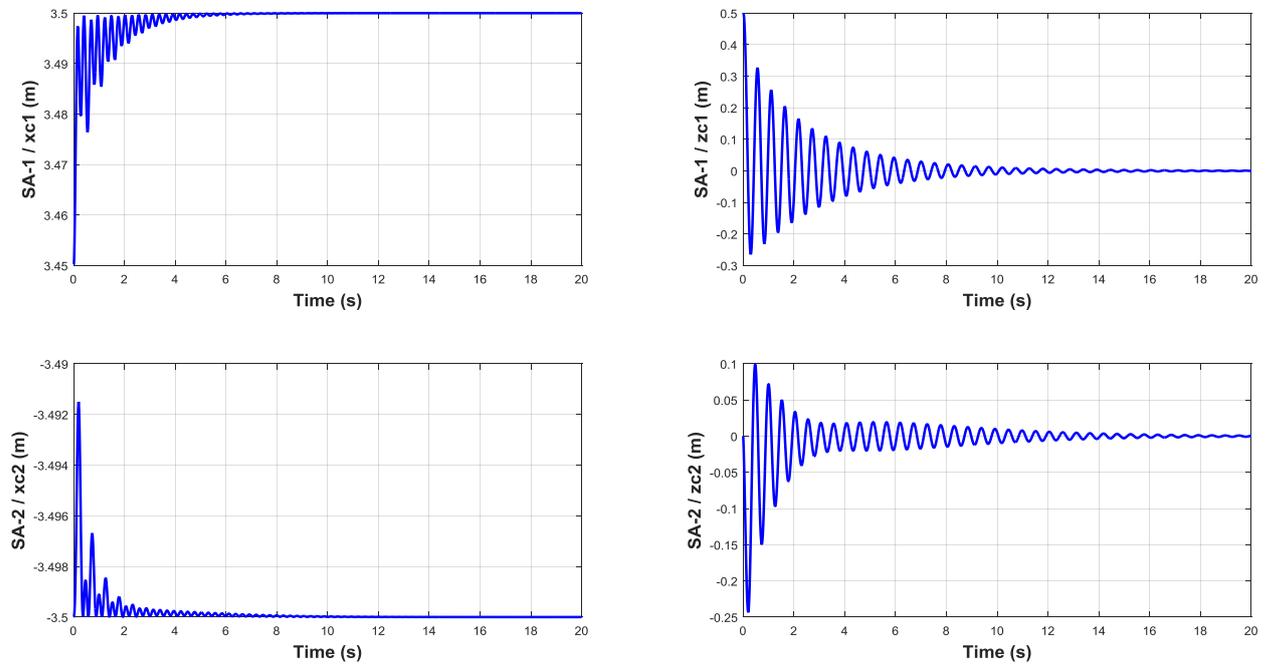


Figure 3-42: Case-5: Déplacement des coordonnées du centre d'inertie (x_{ci} , z_{ci}) des deux ailes solaires sous l'effet du contrôleur

3.10 CONCLUSION

Ce chapitre étudie un satellite flexible composé d'un corps central rigide et de deux panneaux solaires déployables flexibles. L'objectif de cette étude est particulièrement focalisé sur la mise en évidence du phénomène de flexibilité d'un satellite, pour faire le point des effets interactifs entre la structure du satellite, y compris ses annexes, et les différents couples (de commandes et de perturbations) sous lesquels le satellite est exposé.

Plusieurs scénarios ont été réalisés via des simulations numériques utilisant un modèle dynamique non linéaire établi à l'aide d'une modélisation mathématique basée sur les équations des angles d'Euler.

Le modèle proposé décrit le comportement des appendices flexibles vis-à-vis des manœuvres en orbite du satellite, où le mouvement de l'angle de tangage subit des changements évidents en raison de l'effet de couplage qui peut conduire à l'instabilité du système. Dans ce contexte, une boucle de commande active est proposée dans le but de souligner son action pour éliminer l'effet de flexible vis-à-vis la structure principale. Une méthode de stabilisation globale a été utilisée pour déterminer les gains du contrôleur afin d'améliorer la réponse temporelle du système. Il est intéressant de noter que ces dépendances de mouvements des appendices concernent à la fois les couples de contrôle et les coefficients d'amortissement.

Notre modèle traite le cas du mouvement de l'angle de tangage uniquement. Cependant, l'étude peut être étendue aux angles de roulis et de lacet pour une analyse à degrés de liberté plus élevés et en considération de d'autres couples de perturbations orbitales.

CHAPITRE - 4

Optimisation Multidisciplinaire d'un Panneau Solaire Déployable

4. OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE D'UN PANNEAU SOLAIRE DÉPLOYABLE

4.1 INTRODUCTION

Le dimensionnement du panneau solaire est fonction de la définition et la sélection de plusieurs paramètres qui changent en permanence et mutuellement. Ainsi, son optimisation est désormais très itérative et nécessite une prise de décision à chaque étape selon les contraintes et paramètres requis. D'où la nécessité de faire appel aux techniques d'optimisations.

Pour un panneau solaire, il existe une forte relation entre, la masse, les dimensions et le contrôle d'attitude du satellite. Le générateur solaire à construire est fonction de la surface de panneau requis, cela déterminera son type ainsi que tous les paramètres en l'occurrence : monté sur structure ou déployable, nombre de panneaux, structure (aluminium, CFRP, kevlar ...), masse, mécanisme de déploiement et charnières, le cas échéant, volume en arrimage ... etc. En outre, plus le générateur solaire est grand, plus il devient vulnérable aux effets de perturbations externes tels que de la pression solaire, ceci dit des vibrations de structure susceptibles d'affecter sérieusement les performances du système de contrôle d'attitude comme expliqué auparavant dans cette thèse. De plus, les grandes structures nécessitent des coûts supplémentaires en termes de renforcement de rigidité structurelle et de découplage, ainsi que la complexité du dimensionnement du système de contrôle d'attitude, notamment les roues et les propulseurs. De telles contraintes impliqueront de nouvelles problématiques augmentant les coûts et le poids, en particulier pour les grands satellites. Par conséquent, la diminution de la taille et de la masse des panneaux solaires présente de nombreux avantages au niveau des satellites, tels que l'inertie, la masse de propulseur, le système de contrôle de l'attitude, le volume, l'arrimage, stockage, transport, et bien sûr le coût de fabrication du générateur lui-même et du projet en entier; ceci doit être pris en compte dès les premières phases de conception.

Cependant, de nombreux éléments sont examinés pour la fabrication de panneaux solaires, tels que le type de cellules solaires, le type de verre de protection de cellules solaires (*coverglass*), les températures de fonctionnement, la structure, les mécanismes de guidage (SADM), mécanismes de rétention et de libération (HDRM), charnières de déploiement...etc., et même les types d'adhésifs utilisés. L'amélioration des propriétés de quelconque de ces éléments ou matériaux améliorera la conception dans son ensemble. Ainsi, en optimisant les dimensions du panneau, la masse et le coût en seront optimisés et une analyse de compromis peut être réalisée. Tous ces paramètres seront discutés dans ce chapitre lorsqu'ils seront évoqués.

Afin de la rendre plus simple et opérationnelle, la conception de l'assemblage est basée sur les principes des techniques de conceptions de fabrications et assemblages, qui sont des outils pratiques qui doivent être respectés dans la mesure du possible pour établir, améliorer ou étendre les capacités de conception :

- Minimiser le nombre de pièces,
- Minimiser la réorientation des pièces pendant l'assemblage,
- Simplifier et réduire le nombre d'opérations de fabrication,
- Mettre l'accent sur la modulation et l'assemblage et la symétrie descendants pour l'insertion,
- Envisager la réparation,
- Manipulation et l'insertion des pièces
- Utilisation des pièces et de matériaux qualifiés pour le spatial (standardisés)

En outre, le concept de redondance (sécurité intrinsèque) doit être pris en compte autant que possible afin de minimiser les défaillances en un point.

L'objectif principal de ce travail est la conception de panneaux solaires par l'utilisation de la MDO, où est abordée la question clé de l'automatisation intelligente de l'optimisation de panneaux solaires de satellite mis en œuvre dans des processus de conception préliminaire réalistes. Pour faciliter le processus de recherche intelligent, des techniques de méta-heuristique sont exploitées dans ce travail pour fournir une optimisation de conception peu coûteuse en calcul.

Notre contribution consiste en l'application des techniques méta-heuristiques pour l'optimisation de la surface et la masse d'un panneau solaire déployable considérées comme fonctions « objectifs » dans cette étude.

En effet, le but est de montrer comment ce processus est conduit en cas de nouvelle conception et peut être finalisé en sélectionnant les matériaux appropriés pour une mission donnée. Les spécifications des panneaux solaires sont tirées de la littérature disponible, utilisée comme scénario de mission et référence de conception[10]. Seule la proposition de conception mécanique est examinée en ce qui concerne les exigences électriques du panneau, à savoir : la puissance EOL requise, la tension du bus et les températures de mission pour un type donné de cellules solaires. Ainsi, certaines hypothèses sont considérées (**Figure 4-1**):

- le panneau solaire sera considéré comme ayant deux ailes solaires déployables identiques ;
- dans la mesure du possible, chaque aile aura des panneaux solaires identiques en termes caractéristiques mécaniques et électriques.

Cela réduira les coûts et les délais de fabrication. Le processus d'optimisation est effectué à l'aide de l'algorithme de recherche gravitationnelle GSA.

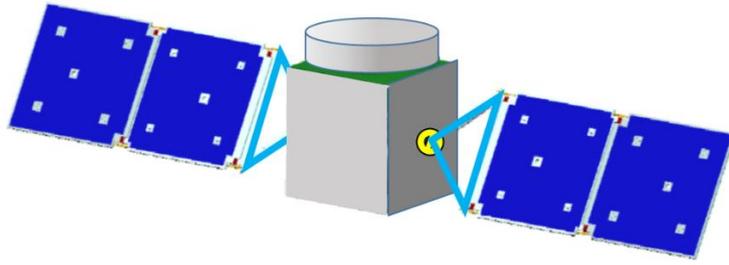


Figure 4-1: Vue de d'ensemble d'un satellite doté de panneaux solaires déployables

4.2 CONCEPTION DE PANNEAU SOLAIRE RIGIDE

Pour toute mission spatiale utilisant des panneaux solaires comme source d'alimentation principale, le générateur solaire est surdimensionné dans en début de vie BOL pour couvrir les besoins en énergie en fin de vie EOL.

Un générateur solaire spatial est communément appelé « **PVA** » pour « *Photovoltaic Assembly* », désigne l'assemblage photovoltaïque d'un générateur constitué de : **1)** cellules solaires assemblées (SCA, *Solar Cells Assembly*) interconnectés ; **2)** câblage électrique et le barres omnibus; **3)** connecteurs; **4)** diodes (blocage et shunt); **5)** capteurs thermiques; **6)** câblage de signal, tous montés sur une structure dite « substrat » de panneau, y compris les mécanismes de guidage et de déploiement pour les structures déployables.

Le processus de fabrication et le coût des panneaux solaires sont profondément liés à sa conception qui implique l'utilisation de pièces spécifiques, telles que les cellules solaires et la structure, avec des propriétés spécifiques dimensionnées par rapport aux exigences et aux contraintes de la mission. Selon JPL [4], à titre approximatif, les 2/3 du coût global de fabrication d'un panneau solaire est destiné pour les composantes du panneau desquels une somme considérable entre 60 à 80% est consacré aux cellules solaires, suivies les verres de protection de cellules (*coverglass*) et de la structure, et seulement 1/3 est pour le processus de fabrication et d'assemblage (Figure 4-2).

Ainsi, pour arrive aux spécifications de conceptions souhaitées pour une mission spécifique, le processus de conception ainsi que ses phases doivent être bien détaillés et achevés avec succès et dans la limite du coût y alloué. Cette donnée montre combien est crucial le choix et la sélection des matériaux pour répondre aux spécifications et exigences de mission particulière, d'où l'intérêt de faire appel à l'optimisation.

Or, la fabrication elle-même est un processus qui dépend fortement du concept d'ingénierie et technique utilisées basées sur l'optimisation depuis les phases initiales d'un projet pour assister les ingénieurs de conception dans la prise de décision.

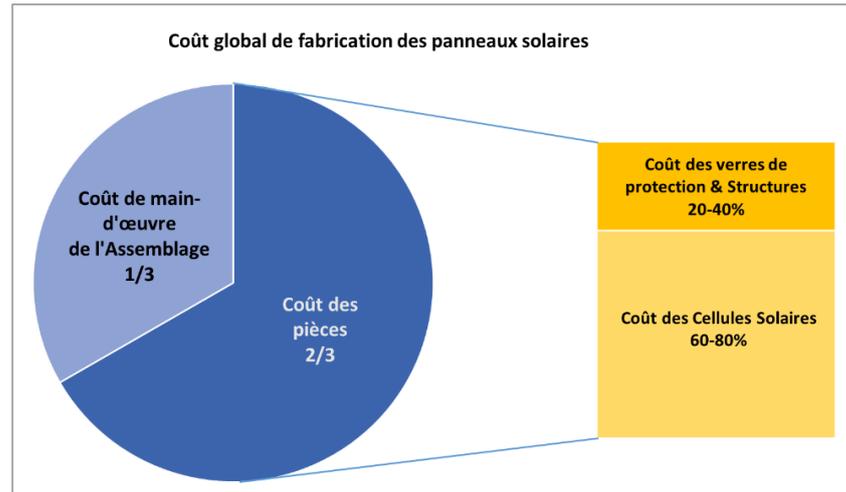


Figure 4-2: Illustration du prix globale de fabrication d'un générateur solaire selon JPL

La conception d'un panneau solaire pour une mission donnée exige la collecte de données des sous-systèmes du satellite qui sont en relation avec le dimensionnement ou le choix d'un paramètre ou matériau en relation, et ce dans le but de permettre une conception plus raisonnable et efficace. En outre, au début de la phase de conception d'un sous-système, de même pour tout le satellite, une marge est ajoutée variant respectivement de 5%, 10% et 20%, pour les conceptions : récurrentes, avec héritages et complètement nouvelles, afin de couvrir toutes dégradations non-identifiées ou erreurs pendant le dimensionnement, cette marge est progressivement réduite à la fin du processus de fabrication [4, 15, 22].

Les structures de panneaux rigides sont généralement des structures en sandwich constituées d'un noyau en nid d'abeille avec des feuilles de parement. Les structures déployables sont arrimées contre la plateforme du satellite lors du lancement, puis déployées une fois en orbite. L'avantage majeur de ce type de panneau est les niveaux de puissance qui varient de quelques dizaines de watts à plusieurs dizaines de kilowatts. La puissance spécifique des panneaux solaires déployables est généralement de 80 W / kg et la densité de puissance surfacique est de 330 W / m², en tenant compte des cellules photovoltaïques les plus récentes à 1 UA et BOL pour répondre aux besoins de missions spécifiques [151].

Les panneaux réalisés sont montés sur une structure en nid d'abeilles (*honeycombe*) assurant la légèreté et la robustesse demandées dans les applications spatiales. Un adhésif, qui doit permettre la conductivité thermique, est utilisé pour fixer les cellules solaires sur la structure du nid d'abeilles assurant le transfert de la chaleur au côté externe du panneau. Les cellules sont couvertes par des verres protection dites '*Coverglass*' afin de minimiser les effets de l'environnement spatial (ATOX, radiations, particules lourdes, UV,...).

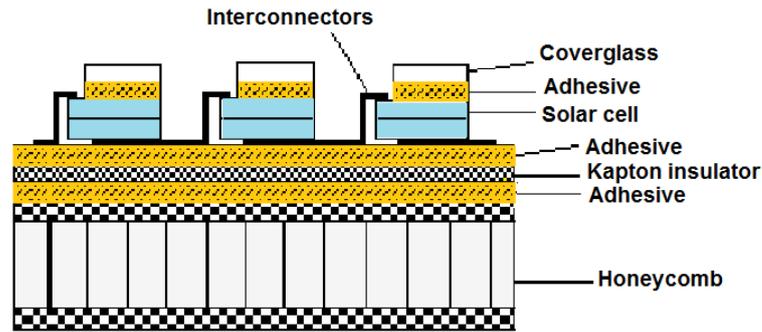


Figure 4-3: Vue de section d'un schéma descriptif des composants d'un panneau solaire assemblé

4.3 CONCEPTION ET OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE D'UN PANNEAU SOLAIRE RIGIDE

L'utilisation des algorithmes MDO peut être étendue à toutes les composantes et disciplines d'un satellite ayant une incidence sur un paramètre spécifique qui nécessite une amélioration particulière comme la surface, le poids, le coût ou temps de réponse...etc.

Pour un panneau solaire, les critères de conception déterminants à optimiser peuvent inclure la puissance de sortie à des points significatifs en orbite (comme dans le cas le plus défavorable ou EOL), la masse, les dimensions, le coût, la fiabilité, le temps de développement et les facteurs de risque [4]. Dans ce travail, la surface et la masse du panneau solaire sont les principales fonctions à optimiser. Dans cette approche, nous considérons deux fonctions « objectif » à optimiser :

- Minimiser la masse totale
- Minimiser les dimensions

En considération des contraintes du modèle, à savoir : les écarts de disposition des cellules et le nombre de panneaux par aile, ainsi que le type de substrat à utiliser pour la fabrication, tout en ce qui concerne la production d'énergie requise à EOL. L'optimisation de la masse et de la surface du générateur solaire font l'objet de ce chapitre par le biais de l'algorithme GSA. Une comparaison des résultats obtenus est faite par rapport aux méthodes conventionnelles.

4.3.1 ALGORITHME DE DIMENSIONNEMENT DES PANNEAUX SOLAIRES

La Figure 4-4 rappelle ici la matrice de structure étendue du modèle multidisciplinaire d'un panneau solaire pour satellite présentée au Chapitre-2. Cette illustration sert à illustrer l'interaction et le degré de couplages entre les disciplines dont une explication a fait l'objet d'une discussion dans le même chapitre, et qui vont être détaillées dans ce chapitre au fur et à mesure.

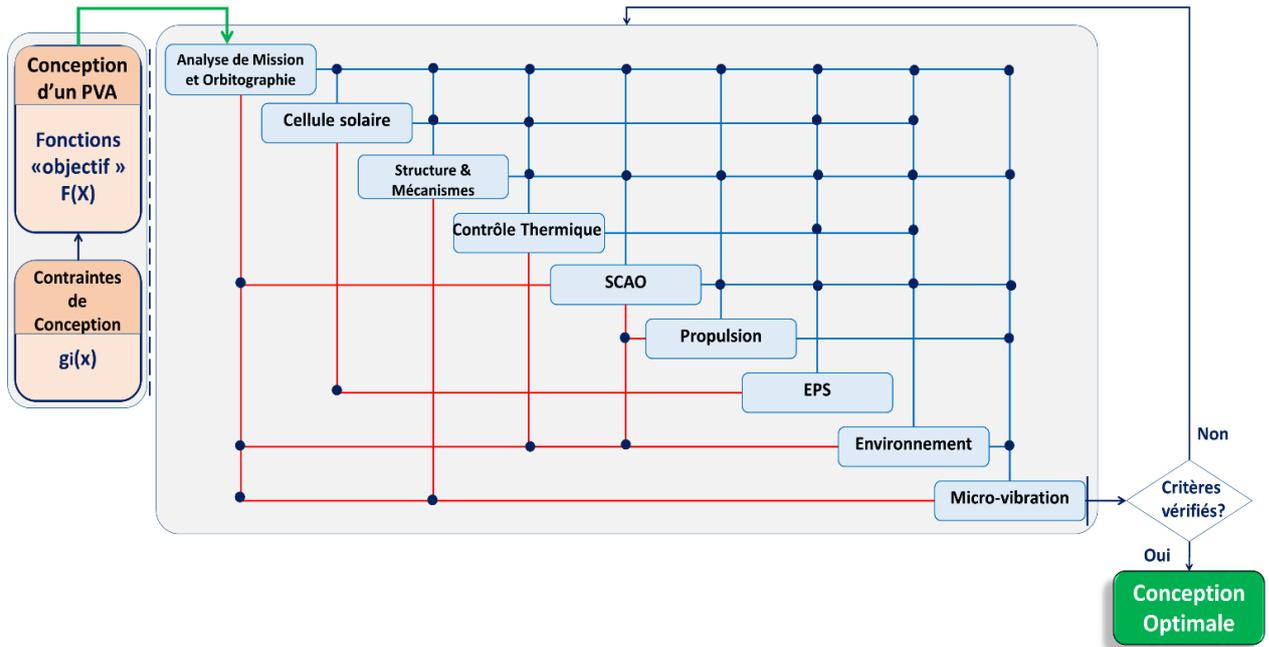


Figure 4-4: proposition de la Matrice de structure de conception étendue (XDSM) du problème de conception d'un panneau solaire pour satellite

Dans ce travail, la surface et la masse du panneau sont les fonctions l'objectif à minimiser ; les contraintes du modèle, à savoir : les écarts d'agencement du panneau, le nombre de panneaux par aile, ainsi que le type de substrat à utiliser pour la fabrication (Tableau 5), le tout respect de la production d'énergie requise à EOL. Les problèmes d'optimisation sont résolus à l'aide de GSA. L'algorithme a deux fonctions objectives qui sont :

- Minimiser la surface totale du générateur solaire
- Minimiser la masse totale du générateur solaire

$$\min F_1(x) = A_{SA} \quad t. q: \quad A_{SA} = (f_1(x), f_2(x), \dots) \quad (4-1)$$

$$\min F_2(x) = M_{SA} \quad t. q: \quad M_{SA} = (f_1(x), f_2(x), \dots) \quad (4-2)$$

$$\text{sous contraintes: } g(x) = (g_1, g_2, \dots, g_6)$$

$$g(x) = (A, B, c, d, N_{panels}, Substrate_{specificweight})$$

$$A_{min} < A < A_{max}$$

$$B_{min} < B < B_{max}$$

$$c_{min} < c < c_{max}$$

$$d_{min} < d < d_{max}$$

$$N_{panels_{min}} < N_{panels} < N_{panels_{max}}$$

$$SW_{min} \text{ kg/m}^2 < substrate_{specific weight} < SW_{min} \text{ kg/m}^2$$

Le générateur solaire fonctionnera à son point de puissance maximal ; ceci doit être pris en compte pour les dégradations en orbite et les conditions environnementales. Les définitions et les limites des contraintes système sont détaillées dans les paragraphes suivants et constituent des restrictions pour ces fonctions. Le choix des types de pièces sera effectué en fonction des résultats obtenus afin de faciliter la décision d'ingénierie en fonction des contraintes de coût de fabrication et de la disponibilité des matériaux. Les paragraphes suivants vont aborder en détail les définitions et les calculs des paramètres et des variables sollicités par le modèle.

4.3.2 DIMENSIONNEMENT PRELIMINAIRE D'UN GENERATEUR SOLAIRE POUR SATELLITE

En début de vie de la mission spatiale, les générateurs photovoltaïques sont surdimensionnés afin de couvrir le besoin en énergie de la mission en fin de vie. Cette tâche nécessite la collaboration de tous les sous-systèmes concernés dans la prise de décision quel que soit leurs degré d'implication, afin de permettre aux ingénieurs de conception de répondre aux besoins de la mission. Dans le cas d'une conception en phase conceptuelle d'un nouveau générateur, il est nécessaire de recueillir des données auprès de chaque discipline concernée, ceci permet d'arriver à une conception plus réaliste et plus abordable en termes de fabrication et intégration.

Notez que, selon les standards en vigueur, en outre, au début de la phase de conception d'un sous-système, de même pour tout le satellite, une marge est ajoutée variant respectivement de 5%, 10% et 20%, pour les conceptions : récurrentes, avec héritages et complètement nouvelles, afin de couvrir toutes dégradations non-identifiées ou erreurs pendant le dimensionnement, cette marge est progressivement réduite à la fin du processus de fabrication [4, 15, 22].

Différentes méthodes sont proposées dans la littérature sur le dimensionnement et la conception du générateur [4, 15, 22]; dans ce paragraphe, nous présentons celle détaillé dans [15]. Dans ce travail, nous nous sommes inspirés de travaux antérieurs qui portent sur la même thématique discutée, notamment [152] dont la thématique est la plus proche de notre travail où a traité le dimensionnement de l'ensemble du S/S EPS avec l'application des techniques méta-heuristiques. Dans le même contexte, la [153] présente en détail les paramètres et phase de conception d'un panneau solaire avec une méthode conventionnelle. La thématique a également été présentée dans [154] pour l'optimisation multidisciplinaire du dimensionnement des panneaux solaires d'un nano-satellite. Les étapes de calcul de dimensionnement sont détaillées comme suite :

✓ **Etapas - 1**

Déterminer la puissance, P_{SA} , requise par le satellite sur la sur une révolution complète, en fonction de : la puissance requise pour l'alimentation de la plateforme P_e , et pour charger la batterie pendant la période d'ensoleillement P_e , l'équation (4-3). Ces valeurs sont fonction du mode de fonctionnement du satellite. Cette puissance, P_{SA} , est calculée pour la consommation pique du satellite [14, 15, 22].

$$P_{SA} = \frac{1}{T_d} \left(P_e \frac{T_e}{X_e} + P_d \frac{T_d}{X_d} \right) \quad (4-3)$$

Où :

- P_{SA} , en (W), est la puissance moyenne en fin de vie (EOL) requise du générateur solaire durant la période d'ensoleillement
- P_e et P_d , en (W), sont respectivement la puissance moyenne en fin de vie consommée par le satellite pendant l'éclipse et pendant la période d'ensoleillement.
- T_e et T_d sont respectivement la période d'éclipse et de d'ensoleillement (en Heure)
- X_e est l'efficacité énergétique du générateur à travers la batterie à la charge
- X_d est l'efficacité énergétique du générateur à la charge

Notez que, dans le dimensionnement du système d'alimentation, P_e et P_d sont généralement considérés comme égales, dites puissance moyenne de charge du satellite (P_{avg}). Ainsi, l'équation (4-3) devient :

$$P_{SA} = \left(\frac{T_e}{X_e T_d} + \frac{1}{X_d} \right) P_{avg} \quad (4-4)$$

Les périodes d'ensoleillement et d'éclipse sont déterminés de la période de l'orbite et comme expliqué avec la **Figure 4-5**, avec :

$$T = \frac{2\pi}{60} \sqrt{\frac{(R_e + h)^3}{\mu}} \quad (min) \quad (4-5)$$

$$\rho = \sin^{-1} \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right) \quad (rad) \quad (4-6)$$

$$T_e = \frac{\rho}{\pi} \cdot T \quad (min) \quad (4-7)$$

$$T_d = T - T_e \quad (min) \quad (4-8)$$

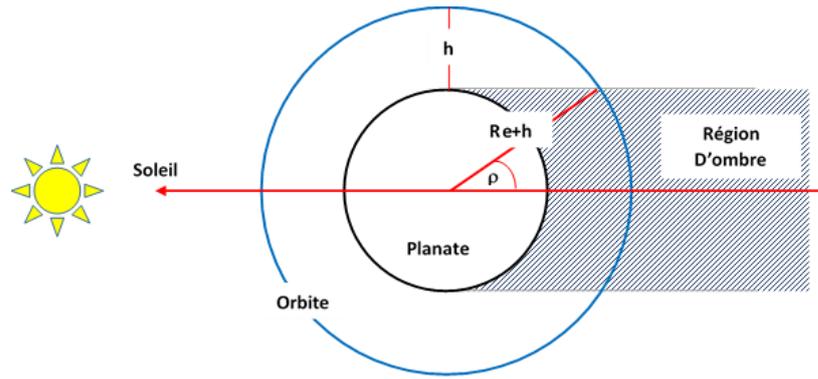


Figure 4-5: Durée d'ombre maximale d'une orbite circulaire

Où : $R_e = 6378.14 \text{ km}$ est le rayon de la terre, et h est l'altitude du satellite.
 $\mu = 398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ est le paramètre gravitationnel standard.

✓ **Etapes - 2**

Déterminer la puissance initiale, P_o , générée par une cellule solaire non-couverte pour un ensoleillement incident normal et à la température de référence (équation (4-9)) :

$$P_c = P_o F_{loss} \quad (4-9)$$

Avec :

$$P_o = G_o \eta A_c \quad (4-10)$$

- G_o est le flux solaire à AM0 ($1367 \text{ W} / \text{m}^2$) normal incident à la cellule
- η est le rendement de la cellule solaire en début de vie BOL à la température de référence
- A_c est la surface de cellule solaire (en m^2)
- F_{loss} est le produit des facteurs de dégradation ayant un effet sur puissance générée par la cellule solaire en orbite

$$F_{loss} = S' F_{T_{op}} F_{BD} F_{RAD} F_M F_{SH} F_{conf} \quad (4-11)$$

Avec :

$$S' = (S/D^2) F_\tau \cos \Gamma \quad (4-12)$$

- S' : est l'intensité solaire effective,
- S est l'intensité des rayons solaires,
- D est la distance générateur-soleil (AU),
- F_τ est le facteur de transmission du verre de protection (*coverglass*),
- Γ est l'angle d'incidence des rayons solaires.

- F_{Top} , équation (4-13), est le facteur de dégradation due à variation de la température de fonctionnement en orbite, il est déterminé par le rapport de la puissance de sortie à la température de fonctionnement maximale (P_{mpTop}) à la puissance de sortie à la température de référence (P_{mpo}) (25 ou 28 ° C) :

$$F_{Top} = P_{mpTop}/P_{mpo} \quad (4-13)$$

- F_{BD} est le facteur de perte dû au câblage et diodes de blocage, il est calculé par l'équation (4-14), où : V_D est la chute de tension aux bornes de la diode, V_W est la chute de tension due au câblage entre le générateur et la charge, et V_B la tension du bus du satellite.

$$F_{BD} = 1 - \frac{V_D + V_W}{V_B + V_D + V_W} \quad (4-14)$$

Noter que :

- $F_{BD} = 1\%$: pour les satellites dotées de générateurs solaires ayant des niveaux de puissance de l'ordre de 1 kW, le taux des pertes de puissance totales dans le câblage du bus principal est de 1%, allant d'environ 0,5 à 5% pour différentes conceptions[4].
- F_{RAD} : facteur de dégradation du aux rayonnements
- F_M : facteur de dégradation d'assemblage (0,95 à 1,00)
- F_{SH} : facteur de dégradation du à l'effet d'ombrage (1 pour les panneaux non ombrés)
- F_{conf} est le facteur de configuration (1 pour les panneaux solaire plats, et π pour les panneaux cylindriques)

✓ Etapes - 3

Déterminer la surface requise initiale, A_{SA} , de la structure du générateur solaire. Il faut dire que cette valeur est une estimation pour donner un ordre de grandeur du générateur solaire à réaliser.

$$A_{SA} = A_c \frac{P_{SA}}{P_c} \frac{1}{PF} \quad (4-15)$$

Où :

- P_c : puissance fournie par cellule solaire en fin de vie (équation (4-9))
- A_c , en m², surface d'une cellule solaire
- PF : facteur de remplissage, qui est le rapport de la surface couverte à la surface totale de la structure. Pratiquement, PF vari de 85% à 92% [21]

✓ **Etapas - 4**

Déterminer le nombre total de cellules solaires (N_t) pour fournir la puissance de charge requise en EOL.

$$N_t = \frac{P_{SA}}{P_c} \quad (4-16)$$

A ce stade, il est possible de déterminer la configuration électrique du panneau solaire : nombre de branches, nombre de cellules par branche, nombre de sections, ... etc., qui peut être considéré comme **l'étape - 5** de cet algorithme. Pour ce faire, les paramètres d'entrée du S/S EPS (valeurs maximales et minimales de la tension ainsi que le courant) par rapport aux températures de fonctionnement en orbite.

En outre, lors du dimensionnement du budget de puissance d'un satellite, une marge d'au moins 5% doit être incluse à la revue d'acceptation (AR, *Acceptance Review*), disponible en considération de la perte d'une branche telle que définies par les normes en vigueur: « *Un minimum de défaillance d'une branche pour le panneau solaire et une seule cellule de la batterie pendant la durée de vie envisagée du système énergie de bord, quel que soit le mode de fonctionnement du satellite* »[155].

Pour ce qui est de la conception mécanique, elle est sélectionnée par rapport à la surface requise initiale, (équation (4-13)). Sa grandeur décidera du type de panneau solaire à construire :

- monté sur structure ou déployable ?
- nombre de panneaux et de sections ?
- matériau de substrat (aluminium, CFRP, ...) ?
- mécanisme (de guidage, de déployable, charnières) le cas échéant ?
- volume en configuration d'arrimage ?... etc.

Ces contraintes impliqueront de nouveaux problèmes augmentant ainsi le coût et le poids. Aussi, noter que la disposition et le rangement du panneau dépend des dimensions du panneau et de la configuration géométrique et de la zone d'assemblage disponible, quelle que soit la configuration électrique des branches de cellules.

4.3.3 EXIGENCES ET CRITERES DE CONCEPTION

Dans un procédé d'optimisation, les contraintes de la mission doivent rester constantes pour permettre une comparaison équitable entre les résultats. La puissance requise, la surface et le poids sont des exemples de contraintes souvent dévisagés dans de telle conception. De plus, de nouvelles contraintes supplémentaires peuvent apparaître au fur et à mesure qu'un projet avance,

et qui peuvent conduire à apporter des améliorations pour mieux encadrer la problématique. Dans les paragraphes ci-dessous, nous allons présenter les paramètres relatifs à cette conception.

4.3.3.1 Contraintes Du modèle

I. Contraintes relatives à la disposition des panneaux solaires

Le facteur de remplissage PF doit être tout en ayant des gaps adéquats entre cellules pour faciliter le processus d'agencement et en laissant suffisamment d'espace aux pièces pour éviter d'éventuels dommages lors des essais de qualification, de manipulation ou en raison de modifications des paramètres d'environnements notamment durant le lancement et en orbite [4].

L'agencement de cellules sur une surface est sous forme d'une matrice formée par des lignes et des colonnes. Les barres omnibus et le câblage, servant de connexion entre les colonnes, est considéré être inférieur à 50 mm, tandis que l'espace entre les colonnes et le bord du panneau doit être inférieur à 20 mm. Les gaps entre les cellules des lignes et des colonnes assemblées doivent être inférieurs à 1,2 mm. Dans cette étude, les gaps sont surdimensionnés du fait que le matériau de structure n'est encore défini et que d'autres problèmes peuvent être observés ultérieurement.

B. Contrainte de poids spécifique au substrat

La structure est le support des composantes du panneau solaire, il peut être plats ou arrondis, rigides ou souples, fabriqués avec un seul matériau ou composite de deux. Plusieurs paramètres contribuent à sélectionner un type donné tels que la rigidité, la résistance, la fatigue, la masse, l'élasticité, les propriétés thermiques, la résistance à l'environnement, la fabrication, la disponibilité et le coût [156].

À ce stade, aucune exigence n'est imposée sur les propriétés de structure. Ainsi, le procédé de sélection du matériau du substrat devrait avoir un poids spécifique couvrant toute la gamme utilisée pour la fabrication de structures spatiales avec tous les alliages l'aluminium et composites. Le choix du type de structure sera effectué en fonction des résultats obtenus afin de faciliter la décision d'ingénierie en fonction de la contrainte du coût de fabrication ainsi que la disponibilité du matériau. Concernant la conception de la servitude (*Yoke*), elle sera considérée comme faisant partie de la structure.

C. Contraintes de configuration des panneaux solaires

Toute structure déployable faisant partie d'un engin spatial, doit être arrimée et n'est déployée qu'une fois en orbite, par conséquent des restrictions sur le volume en configuration arrimée, de même que le générateur solaire déployable en raison du volume limité de la coiffe du lanceur. Dans ce contexte, le générateur solaire sera conçu en considération de certaines :

- Formé par deux ailes déployables plates identiques, formé chacun par des panneaux électriquement et mécaniquement identiques ; ceci va permettre :
 - i) un assemblage modulaire,
 - ii) simple,
 - iii) à réduire le nombre de main-d'œuvre
 - iv) à réduire le nombre d'opérations de réorientation et de fabrication

Ces quatre paramètres à chercher, qui font partie des principes de la DFMA, permettent de réduire de façons directe et indirecte le coût du produit final. Sachant que le coût dans une démarche de conception reste un critère majeur tout au long du projet.

- le nombre de panneaux par aile ne doit être quatre au maximum pour réduire le nombre et les problèmes des mécanismes de déploiement et les charnières. Les dimensions du panneau doivent permettre d'éviter ou d'au moins minimiser les problèmes de manipulation (taille, poids, volume) durant tout le processus de fabrication.
- Le système d'alimentation est réparti dans deux bus indépendants, chacun étant alimenté par une aile solaire. Pour augmenter le concept de redondance, chaque panneau aura au moins deux sections.
- Les orientations des branches de cellules doivent être identiques pour tous les panneaux, afin de faciliter le processus d'assemblage en minimisant la réorientation tout en tenant compte de l'annulation des moments magnétiques entre branches de cellules [4].

D. Sélection des cellules solaires

Comme expliqué au paragraphe..., le choix des cellules solaires est très complexe et détermine fortement les performances électriques du produit final. Dans cette application, le générateur solaire doit être en mesure de générer un minimum de puissance spécifique de 200 W / m² afin de compenser les éventuelles pertes d'énergie dues à la mission elle-même où aux conditions environnementales. De ce fait, des cellules à rendement élevées de type triple jonctions est le plus optimal pour une telle application ; les cellules photovoltaïques 3G30A AZUR sont ainsi choisies (Figure 4-6), ces cellules sont dotées de diode intégrée, avec 29,3% d'efficacité en BOL, qualifiées à AM0 = 1367W / m² et 28 ° C et ayant un héritage reconnue pour les missions GEO [156]. Une dégradation du rayonnement équivalente de 10 à 15 MeV sera utilisée pour évaluer les performances de la fin de vie des cellules solaires.

Le nombre de cellules solaires à utiliser est fixé par rapport à l'exigence de charge, en prenant en compte la défaillance d'une branche au minimum conformément aux standards et aux recommandations de redondance de conception [157, 158].

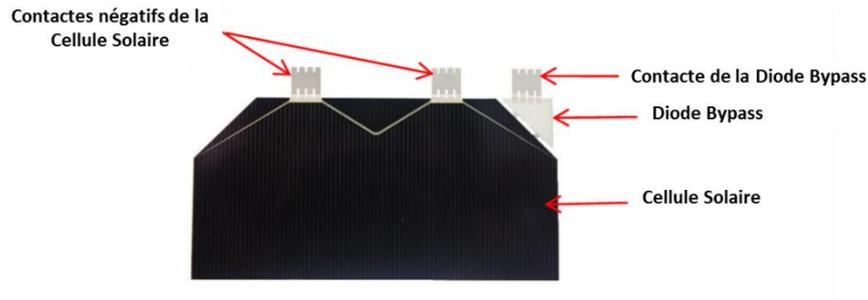


Figure 4-6 : Description d'une cellule solaire assemblée (triple jonction, AZUR) [156]

E. Dégradation en orbite

La vie du satellite en orbite est soumise à des conditions qui contribuent à la dégradation de ses équipements, dont le générateur solaire. Ce dernier se trouve constamment exposés à cet environnement ; les dégradations s'introduisent par des pertes principalement dues à :

- Chute de tension dans les câblages et aux diodes de blocage
- Déséquilibre des paramètres électriques entre cellule
- Ombrage
- Variation de la distance solaire
- Effet de l'environnement tel que les UV, la température, rayonnement, ...etc.

Pour l'évaluation de ces chutes, trois facteurs de dégradation seront pris en compte, à savoir :

- **Facteur-1** : baisse du courant de sortie de la cellule solaire jusqu'à 3%
- **Facteur-2** : chute de la puissance de sortie d'une branche (*string*) dans des conditions EOL de 5%
- **Facteur-3** : chute de tension estimée à 5%, il contribue au calcul du nombre de cellules solaires en série pour générer la tension de bus y-compris la chute de tension dans le câblage et diodes de blocage

F. Température du panneau

Le générateur solaire est censé fonctionner à son point de puissance maximal à différentes températures au cours de la durée de vie qui doit être prise en compte lors du dimensionnement par rapport à la température de référence de 28 ° C. Etant donné que :

- V_{mp} est la tension la plus basse mesurée à l'équinoxe, et donc le dimensionnement de la tension de du panneau doit être établie en condition d'équinoxe où la température de fonctionnement maximale en lumière du jour estimée à EOL est de 54 ° C
- p_{mp} est la puissance minimale est mesurée au solstice d'été, cette puissance est utilisée pour le dimensionnement du courant du panneau I_{mp} doit être calculé en condition du solstice d'été pour une température minimale de fonctionnement de 45 ° C

- La température minimale EOL en éclipse ne devrait pas dépasser -50°C

G. Temps de développement

Le calcul du temps de développement du produit est une tâche assez compliquée comprenant plusieurs paramètres, à savoir [6, 34, 39, 159] :

- Déroulement du projet en fonction du processus de conception,
- Nombre de tâches requises,
- Chevauchement des tâches
- Complexité du processus de fabrication
- Nombre de pièces et leur disponibilité
- Temps et les coûts pour la livraison du produit et sa rentabilité.

Il existe des méthodes scientifiques plus précises pour le calcul de ce paramètre. L'utilisation des pièces COTS est l'un des facteurs souvent considéré afin de réduire le temps de livraison qui est souvent un facteur retardateur de projets industriels. Du à la non disponibilité de suffisamment de données, nous considérons qu'une période minimale moyenne de $40 \text{ heures} / \text{m}^2$ pour l'évaluation initiale pour la fabrication du produit.

H. Analyse du coût

L'estimation des coûts dans un projet s'avère aussi importante car les ressources sont limitées et la recherche de la méthode la plus rentable pour atteindre les objectifs de la mission est une étape essentielle pour la réussite du programme.

Le coût est un paramètre d'ingénierie qui varie avec les paramètres physiques, la technologie et les méthodes de gestion[15]. Le coût d'un projet spatial dépend, entre autres, de sa taille, de sa complexité, des technologies mises en œuvre, du cycle de vie souhaité, de la conception et des considérations politiques.

Les relations d'estimation des coûts sont des équations mathématiques qui utilisent des techniques de régression pour établir une relation entre des variables indépendantes représentatives du plan et le coût comme variable dépendante [160, 161].

La conception de panneaux solaires influence considérablement sur les coûts de développement, de fabrication et de test des panneaux solaires. Or, cette influence n'est souvent pas reconnue bien qu'elle est présente tout au long de la conception à travers. Comme exemple, spécifications des pièces et des matériaux (cellules solaire, structure, interconnexions, adhésifs, ...etc.), processus d'assemblage et câblages, techniques de tests et de validations, les schémas CAD développés,...etc., se présentant sous forme de documents différents, notamment les

cahiers des charges et procédures ; et plus particulièrement le savoir-faire humain qui présente un critère important dans la fabrication en particulier (**voir le Tableau 4-1**).

Malgré son importance, cette grandeur n'est pas abordée pour optimisation ; or, une revue des différentes catégories de coûts, diverses techniques d'estimation des coûts est abordée présentant une justification de l'analyse des coûts utilisée dans cette méthodologie [162].

Tableau 4-1: Paramètres d'entrée et de sortie pour l'estimation du coût spécifique du panneau solaire

Paramètres d'analyse du coût du panneau solaire	
Paramètres d'entrée	Paramètres de sortie
<ul style="list-style-type: none"> - Coût d'assemblage des cellules solaires - Coût de d'assemblage et fabrication du panneau solaire - Coût des éléments mécaniques du panneau solaire - Coût du mécanisme des panneaux solaires - Coût de lancement du satellite 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Coût spécifique (\$/W)

4.3.3.2 Fonctions Objectif

A. *Fonction Objectif « Surface du Générateur Solaire »*

La surface du générateur solaires dépend principalement du nombre de cellules solaires nécessaires pour générer la puissance de charge requise en fin de vie ($P_{load_{EOL}}$). Or, la surface totale du générateur à calculer est la surface brute de structure, y compris les zones réservées aux mécanismes et éléments similaires, tels que les charnières, ainsi que les découpes et écarts entre cellules.

Cependant, la surface totale peut être calculée comme le rapport de la surface totale de l'ensemble des cellules solaires au facteur de remplissage (PF, *Packing Factor*), ce dernier ne doit pas être inférieur à 80% pour une application réaliste réussite. La surface d'une section est définie par la largeur et la hauteur du panneau solaire.

Par conséquent, les coefficients de disposition de l'assemblage sont les principales contraintes abordées, auxquelles s'ajoutent le nombre de panneaux par aile solaire et le poids spécifique de structure. En gros, la surface du panneau solaire plat s'exprime par sa largeur multipliée par sa hauteur.

Dans ce travail, nous envisageons de calculer cette surface en prenant en compte la surface d'un panneau multipliée par le nombre total de panneaux calculé (4-17). La surface d'un panneau A_{panel} est définie ci-dessous selon la configuration proposée par le diagramme d'assemblage de

la **Figure 4-7**. On rappelle ici que les calculs développés ci-après sont relatifs au modèle proposé par notre illustration. A_{cutout} est la zone réservée utilisée pour les mécanismes de rétention et de libération, charnière).

$$\min F_1(x) = A_{sa} \quad t. q: \quad A_{SA} = (f_1(x), f_2(x), \dots)$$

$$A_{SA} = N_{panels} A_{panel} \quad (4-17)$$

Où :

- N_{panels} est Le nombre de panneaux par aile solaire
- A_{panel} est la surface d'un seul panneau (élémentaire), défini par l'équation suivante. W_{panel} et H_{panel} correspondent à la largeur et à la hauteur d'un panneau.

$$A_{panel} = W_{panel} H_{panel} \quad (4-18)$$

Avec :

$$W_{panel} = N_{psection} w_{sc} + (N_{psection} - 1) c + 2 A + A_{cutout} \quad (4-19)$$

$$H_{panel} = N_s h_{sc} + (N_s - 1) d + (N_{psection} - 1) e_{section} + 2 B$$

- (A, B, c, d) sont les coefficients des écarts de disposition des composantes de la face-avant du panneau ; leur valeurs sont fixée de manière à faciliter le processus d'agencement en laissant suffisamment d'espace aux pièces et à éviter tout dommage lors des essais de qualification ou lors la vie en orbite.
- w_{sc} et h_{sc} sont les dimensions d'une cellule solaire
- L'espace entre les sections adjacentes $e_{section}$ est supposé être au moins égal à la marge requise pour les barres omnibus (busbars) de connections électriques entre branches de cellules et le câblage associé.
- Le nombre de section par panneau $N_{psection}$ est considéré dans ce travail comme égal à deux
- $N_{psection}$ correspond au nombre de branches (*strings*) parallèles de cellules par section de panneau.
- Le nombre de cellules solaires par branches N_s est déterminé en fonction de la tension du bus, la tension EOL d'une cellule solaire et la température maximale à l'équinoxe EOL, en considération d'une chute de tension du bus de 5%.
- Le nombre total requis de branches parallèles N_{ptotal} est fonction de la puissance de charge requise, la puissance EOL générée par une branche solaire et la température minimale du solstice d'été EOL, pour un facteur de dégradation en puissance de 5%.

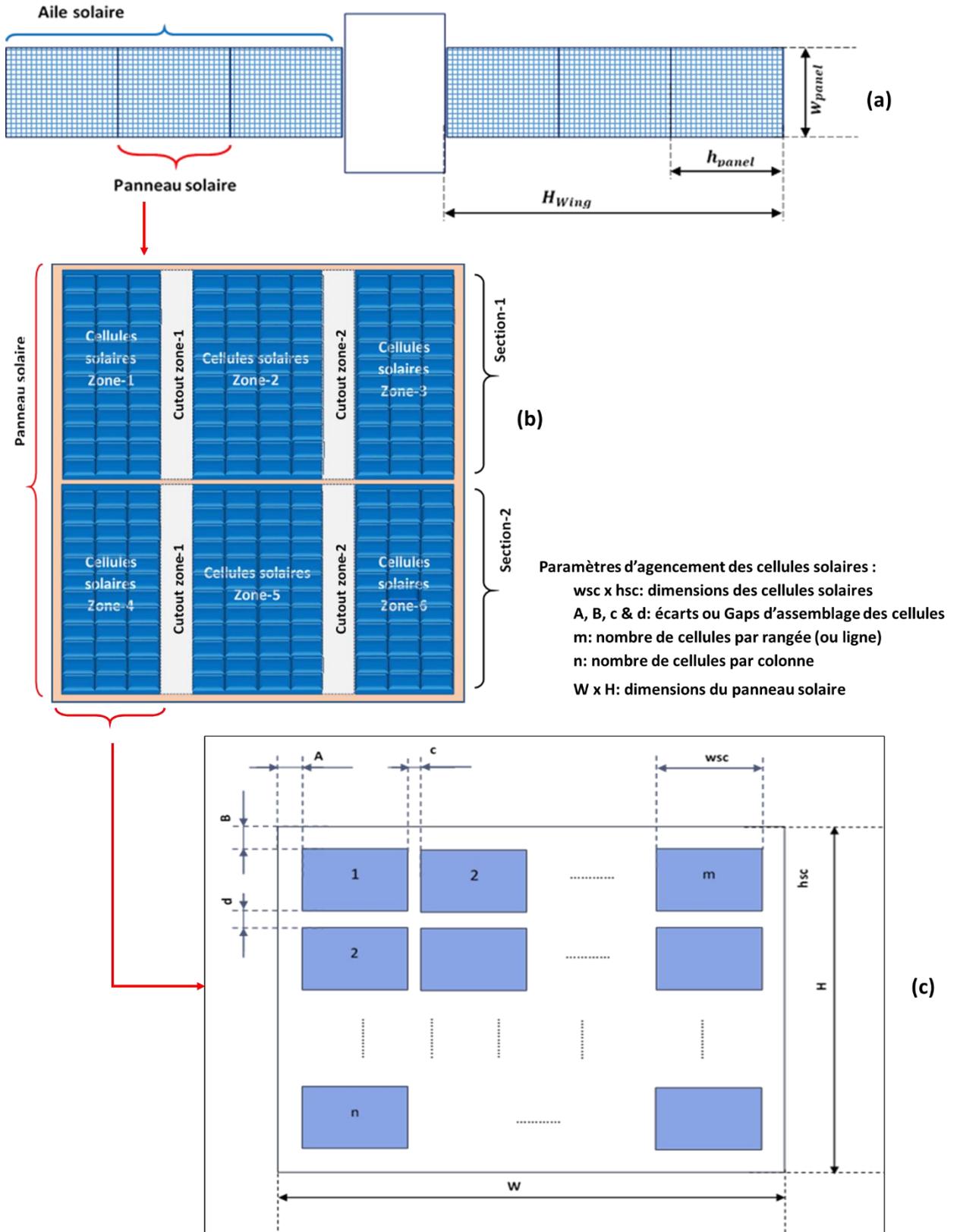


Figure 4-7: (a)-(c) : illustration schématique du modèle préliminaire de panneau solaire à concevoir

(a) Configuration du satellite avec deux ailes solaires déployées de part et d'autre

(b) Schéma de l'assemblage d'un seul panneau solaire

(c) Gaps de conceptions géométriques entre cellules solaires

- Le nombre de branches parallèles par panneau (N_{ppanel}), est calculé en fonction du nombre total de branches (N_{p_total}), du nombre d'ailes solaires (N_{wing}) et du nombre de panneaux requis par aile (N_{panel})

$$N_s = \frac{V_B + V_{Bdrop}}{V_{mpEOL}} \quad (4-20)$$

$$N_{psection} = \frac{N_{ppanel}}{N_{section}} \quad (4-21)$$

$$N_{ptotal} = \frac{P_{sa}}{P_{stringEOL} F_{stringlosee}} \quad (4-22)$$

$$N_{ppanel} = \frac{N_{ptotal}}{N_{wing} N_{panel}} \quad (4-23)$$

B. Fonction Objectif « Masse du Générateur Solaire »

Les générateurs solaires déployables sont formés par un ensemble de composantes électriques et mécaniques, à savoir : cellules solaires, structure, mécanisme de guidage et son électronique (SADM), mécanismes de rétention et de libération (HDRM), charnières, câblages, adhésifs et barres omnibus ; la masse totale du générateur correspond ainsi à la somme de toutes ses composantes. Les tableaux... résument les valeurs numériques des coefficients appliqués au modèle de calcul.

$$\min F_2(x) = M_{sa} \quad t. q: \quad M_{SA} = (f_1(x), f_2(x), \dots)$$

$$M_{SA} = \sum M_i \quad (4-24)$$

Dans cette étude, seul le type de cellules solaires à utiliser est défini ; les masses relatives aux autres éléments constituant le générateur solaire sont ainsi évaluées par estimation et sont définies et expliquées par la suite.

$$M_{SA} = M_{SCB} + M_{STR} + M_{HAR} + M_{deploymec} \quad (4-25)$$

- La masse totale des cellules correspond au nombre total des cellules nécessaires multiplié par le poids d'une cellule solaire. Quant à la masse de l'adhésif requis pour fixer les cellules solaires sur le substrat et les barres omnibus (*busbars*) pour la connexion, ils sont définis en fonction de la surface totale du panneau et du nombre total de branches de cellules solaires

pour les barres omnibus ; les deux sont évalués à ici par rapport à une masse de cellule solaire, l'adhésif au silicium (RTV) est estimé égal à 8% pour une couverture à 100% de la surface, et les barres omnibus, en Kovar, à 4%.

- Les cellules solaires sont disposées sur la structure sous forme de matrice (lignes, colonnes) fixées à l'aide d'adhésif, et connectées électriquement entre elles par des barres omnibus ; ainsi, la masse de ces éléments de la face-avant du panneau (M_{SCB}), correspond à la somme des masses relatives à chacun de ces éléments, à savoir : masse des cellules solaires (M_{sca}), masse de l'adhésif (M_{adh}), et la masse des barres omnibus utilisées ($M_{busbars}$).

$$M_{SCB} = M_{sca} + M_{adh} + M_{busbars} \quad (4-26)$$

- La masse des cellules solaires (M_{sca}) est définie comme le nombre total de cellules (N_{sc}) requises multiplié par le poids d'une cellule assemblée (m_{sca}) y compris ses interconnexions et verre de protection et la diode de dérivation.

$$M_{sca} = N_{sc} m_{sca} \quad (4-27)$$

- La quantité d'adhésif requise (M_{adh}) varie linéairement avec la taille des panneaux solaires, elle est calculée en fonction de la surface totale de panneau par rapport à une masse de cellules solaires pour une épaisseur entre 25 à 50 μm [4], et pour envisage une couverture de 100% de la surface afin de prendre en compte la quantité de perte d'adhésif. Nous avons opté pour un adhésif au silicium RTV d'une densité de 1,5 g / cm^3 .

$$M_{adh} = ADH_{sw} A_{SA} \quad (4-28)$$

- Les barres omnibus, quant à elles, doivent être du même matériau que celui des interconnexions de cellules solaires[4], du Kovar dans ce cas ; leur dimensionnement est plutôt délicat et dépend de leur formage et dimensions. Dans cette application, on considère l'utilisation de barres de barres de (6,5 x 70) mm^2 de taille chacune pour une épaisseur de 30 μm et une densité de 8,36 g / cm^3 , ce qui donne 0,114 g pour une seule barre. La masse totale correspondante ($M_{busbars}$) est définie en fonction du nombre total de branches (N_p) en supposant que chacune dispose d'une barre à une extrémité.

$$M_{busbars} = 2 N_p m_{busbar} \quad (4-29)$$

- La masse totale de la structure de panneaux solaires (M_{STR}) est la somme de la masse de la structure de support (M_{SUB}), et des composantes du mécanisme de guidage (M_{SADM}).

$$M_{STR} = M_{SUB} + M_{SADM} \quad (4-30)$$

- Le poids spécifique du matériau de structure est l'une des contraintes dans cette analyse ; la masse totale de la structure est calculée en fonction de cette contrainte. Pour les panneaux solaires rigides (contenant des inserts, des charnières) une densité surfacique de $1,3 \text{ kg} / \text{m}^2$ a été envisagée pour les applications de mission GEO et LEO [4, 15, 163].

La structure est l'élément qui porte et maintien mécaniquement l'assemblage du panneau (désigne ici l'ensemble du substrat avec ses inserts et la servitude (*Yoke*)) d'une masse (M_{SUB}) d'un poids spécifique (SUB_{sw}) variant de $1,25$ à $1,5 \text{ kg} / \text{m}^2$ pour couvrir toute la gamme de substrats de panneaux solaires composites disponibles utilisés pour la fabrication de structures dans l'espace [4, 15, 163]. Le choix du type de substrat sera effectué en fonction des résultats obtenus afin de faciliter la décision d'ingénierie en fonction des contraintes de coût de fabrication et de la disponibilité des matériaux.

$$M_{SUB} = SUB_{sw} A_{sa} \quad (4-31)$$

- La sélection du mécanisme de guidage et son électronique (M_{SADM}) évolue de manière linéaire avec la puissance générée par les panneaux solaires en début de vie BOL d'un coefficient de $1,5 \text{ kg} / \text{kW}$ pour un mécanisme uni-axial.

$$M_{SADM} = SADM_{sw} P_{BOL} \quad (4-32)$$

- Le câblage d'un satellite comprend les conducteurs, les connecteurs et le blindage, sa masse (M_{HAR}) évolue linéairement avec la taille du satellite, estimée à environ $1,4\%$ par rapport à la masse d'un satellite GEO [11, 164]. Généralement, le câblage du générateur solaire est considérée COTS pour des rubans flexi-plats dimensionnés pour une chute de puissance de 5% calculés en fonction de la capacité de production d'énergie d'un générateur de cellules solaires donné. Par conséquent, la masse du câblage varie linéairement avec la surface du générateur solaire [163].

$$M_{HAR} = HAR_{sw} A_{sa} \quad (4-33)$$

- La masse des mécanismes de rétention et de libération (HRDM) et les charnières de déploiement peut être calculée approximativement à l'aide d'une relation présentée dans [164] à 27% de la somme des masses des cellules solaires et du substrat du panneau.

$$M_{deploy_{mec}} = x_{deploy_{mec}} (M_{sca} + M_{SUB}) \quad (4-34)$$

Une approche différente est présentée dans [163]. La masse du mécanisme de déploiement est calculée à l'aide d'une relation exponentielle pour exprimer sa non-linéarité par rapport à la taille d'un panneau solaire.

$$M_{Dx} = M_{Dref} \left(\frac{A_i}{A_{ref}} \right)^x \quad (4-35)$$

Où M_{Dref} est la masse de référence d'un panneau solaire deployable au silicium, d'une surface de référence A_{ref} ; A_i étant la surface du panneau à déterminer, et x coefficient de proportionnalité de 0.8.

Pour des fins de comparaisons, nous avons opté pour une autre approche de dimensionnement préliminaire d'un panneau solaire déployable avec mécanismes. Les proportions de masse des mécanismes sont calculés par rapport à la masse de la structure du panneau, définie par rapport à sa surface comme étant la somme des masses des cellules solaires et de la structure, à environ 33% pour le mécanisme de guidage de et son électronique, et de 27% pour les mécanismes d'arrimage et de déploiement, et des charnières[164]. Alors que, la masse du câblage peut être approximativement estimée à 1,4% par rapport à la masse d'un grand satellite GEO [11, 164].

$$M_{SADA} = 0.33 M_{panels} \quad , \quad M_{deploy_mec} = 0.27 M_{panels} \quad (4-36)$$

Tableau 4-2: Paramètres de dimensionnement préliminaire des masses du produit final utilisés pour comparaison

Paramètres de dimensionnement préliminaire des masses	
Masse de la structure du panneau	$M_{structure} = D_{sub} * A_{sa_{total}} (kg)$ Avec : $D_{sub} = 2.75 - 5.85 \left(\frac{kg}{m^2} \right)$ (de : composite à aluminium)
Masse du Mécanismes de guidage et d'orientation avec son électronique	$M_{sada} = 0.33 * M_{structure} (kg)$
Masse du Mécanisme de déploiement	$M_{HRDM} = 0.27 * M_{structure} (kg)$
Masse totale du générateur solaire	$M_{total} = M_{structure} + M_{sada} + M_{HRDM} (kg)$

4.4 SIMULATION ET INTERPRETATIONS DES RESULTATS

Les données utilisées pour la simulation sont reportées dans les **Tableau 4-3 au Tableau 4-7**. Ces données sont utilisées pour une conception préliminaire des spécifications du générateur solaire. En premier lieu, on procède au calcul du paramètre clef : la puissance de charge requise (équation (4-3)). Les résultats de cette conception préliminaire sont présentés dans le **Tableau 4-7**. La puissance moyenne requise des panneaux solaires en fin de vie est de **3771,8 W** ; des cellules solaire **TJ** sont ainsi sélectionnées d'un rendement de **29% @BOL**, ce qui nécessite une surface minimale de **15 m²** couverte par **4294 cellules solaires**, on considère d'un facteur de remplissage de **85%**.

Dans ce qui suit, une proposition de conception d'optimisation est présentée basée sur l'algorithme GSA présenté dans le Chapitre-2. Deux fonctions « objectif » sont traitées : la masse et la surface du générateur solaire. Il faut rappeler ici que notre modèle procède à une optimisation multi-objective des deux grandeurs en même temps, pour chaque application. L'environnement de calcul Matlab/Script est utilisé pour l'implémentation de notre modèle.

Les contraintes et paramètres de l'algorithme du modèle sont reportés dans les **Tableau 4-8 et Tableau 4-9**. L'algorithme fonctionne pour **1000** itérations, pour un nombre d'agents de **150** ; ces valeurs sont sélectionnées comme étant le meilleurs (*finest*) après examinations (voir **Tableau 4-10**). Egalement, l'algorithme utilise comme paramètres d'entrées les gaps d'assemblage des cellules ainsi que le type de matériau de la structure porteuse ; nous avons également ajouté le nombre de panneaux par aile solaire.

Les résultats finaux sont reportés par la suite pour les deux cas de figures, à savoir : l'optimisation de la masse et l'optimisation de la surface. Les figures correspondantes présentent les variations des paramètres pour exposer le meilleur des résultats obtenus jusqu'à présent par itérations, à savoir : le maximum, la moyenne, le minimum et les meilleurs de la masse et surface totales du PVA sous les contraintes suggérées dans cette problématique.

On rappelle ici que dans cette analyse, nous avons considéré une redondance électrique au niveau de chaque panneau solaire ; l'impact de cette décision sur cette analyse fait que le générateur soit surdimensionné en termes de puissance, surface et masse en l'occurrence. Or, cette décision est plutôt logique du moment que c'est une estimation pour la phase de conception préliminaire.

Tableau 4-3: Exigences de conception du produit final

Exigences de conception	
Puissance à générer	> puissance de charge requise en EOL
Puissance spécifique en fin de vie EOL	> 200W/m ²
Nombre de panneaux par ail solaire	≤ 4
Nombre de section par panneau solaire	2 à 3 (au minimum)
Facteur de remplissage total	PF > 80%

Tableau 4-4: Paramètres de mission de conception préliminaire

Paramètres de mission	
Altitude	$h = 35786 \text{ km}$ (pour mission GEO)
Type d'Orbite	Circulaire ($i = 0^\circ, e = 0^\circ$)
Masse du satellite	$M_{\text{sat}} = 2130 \text{ kg}$
Tension de bus	$V_B = 42 \text{ V}$
Puissance de charge	$P_d = 3300 \text{ W}$ $P_e = 2650 \text{ W}$
Durée de vie de la mission	12 ans
Température de fonctionnement en EOL	$T_{\text{solstice d'été}} = 45^\circ\text{C}$ $T_{\text{equinox}} = 55^\circ\text{C}$ $T_{\text{eclipse}} = -50^\circ\text{C}$

Tableau 4-5: Paramètres de la cellule solaire utilisée dans le modèle

Paramètre	Valeur
Type de Cellule solaire	TJ AZUR 3G30A (GalnP/GaAs/Ge on Ge)
Dimensions de la cellule solaire	40.15x 80.15 mm \pm 1mm 280 \pm 25 μ m d'épaisseur
Paramètres électriques de la cellule solaire@ BOL, 28°C, AM0=1367W/m ²	$V_{oc} = 2.690V$, $I_{sc} = 0.5196A$ $V_{mp} = 2.409 V$, $I_{mp} = 0.5029A$ $\eta = 29.3\%$

Tableau 4-6: Valeurs des facteurs de dégradations

Facteurs de dégradation @ EOL	
Courant de sortie de la cellule	3%
Puissance de sortie par branche	5%
Chute de tension	5%

Tableau 4-7: Conception préliminaire des spécifications du générateur solaire

Paramètres de conceptions initiales	Valeurs estimées
La puissance de charge requise	3771.8 W
Tension de bus	42 V
Surface totale minimale requise	15.25m ²
Facteur de remplissage PF	85%
Nombre minimal de cellules solaires requises	4294 cellules
Puissance spécifique @ EOL	291 W/m ²

Tableau 4-8: Proportions des éléments utilisés pour le calcul de la masse du générateur solaire

Proportions des masses			
Adhésif	ADH_{sw}	0.075	kg/m ²
Barre omnibus	m_{busbar}	1.14	mg
Câblage	$HRDM_{sw}$	0.59	kg/m ²
HDRM	$x_{deploy_{mec}}$	27	%
SADM	$SADM_{sw}$	1.5	kg/kW

Tableau 4-9: Contraintes de conception appliquées au modèle

Grandeur		Valeur		
		min	max	Unité
Gaps d'assemblage des cellules				
Câblage face-avant / colonne	A	15	30	(mm)
Colonne / bord de panneau	B	15	30	(mm)
Cellules adjacentes	c	1	1.5	(mm)
Colonnes adjacentes	d	1	1.5	(mm)
Paramètre de structure				
Poids spécifique	SUB_{sw}	1.25	1.5	(kg/m ²)
Nombre de panneau par aile solaire	N_{panel}	1	4	-

Tableau 4-10: Valeurs des paramètres de l'algorithme GSA appliqué dans le modèle

Paramètres de l'algorithme	Valeur
Taille de la Population	150
Nombre d'itération	1000
Valeur initiale de gravitation	$G_0=100$
Constant α	$\alpha=10$

4.4.1 RESULTATS D' OPTIMISATION DE LA MASSE

Dans cette simulation, nous avons opté pour focaliser notre optimisation sur la masse totale du générateur. Les résultats obtenus sont présentés dans les **Tableau 4-11** à **Tableau 4-15**. Ces résultats correspondent aux exigences de conception que nous avons proposées comme expliquées au auparavant.

La puissance de charge calculée nécessite un nombre total de cellules solaires **TJ** de **4576** nécessitant une surface active de **.810 m²** . Les cellules sont réparties en **208 branches** parallèles, formées chacune par **22 cellules** en série pour fournir une tension de bus de **42V**. Les cellules sont réparties uniformément sur l'ensemble des panneaux.

Les figures correspondantes à la simulation sont illustrées à travers les **Figure 4-8** à **Figure 4-13**. Sur ces figures, on remarque les variations des contraintes et le nombre de calculs effectués pour aboutir aux résultats optimaux pour l'ensemble des paramètres. Dans l'objectif de montrer le résultat d'optimisation de la fonction objectif, la masse, les **Figure 4-12** et **Figure 4-13** sont générées pour donner une idée sur les calculs effectués.

L'utilisation de l'optimisation avec l'algorithme GSA a permis de réduire la masse de **85.50 kg** à **69.60 kg** pour l'ensemble du PVA, ce qui représente un gain de **16 kg**. La structure porteuse seule présente une masse de **22.62 kg**, à savoir plus de **26%** de la masse totale du PVA avec toute ses composantes. La surface nette contribuant à la production d'électricité est d'environ **13.810 m²** pour les deux ailes solaires formants quatre panneaux solaires. La superficie totale requise, incluant toutes ses composantes (diodes, mécanismes, ...etc.), est de **18.00 m²**, soit un facteur de remplissage de **80%**, pour une surface totale de **9.00 m²** par aile solaire.

Les **Tableau 4-11** à **Tableau 4-15** présentent les résultats obtenus pour la caractérisation du générateur solaire. Cette analyse permet de faire une comparaison pour l'aide à la prise de décision.

Tableau 4-11: Dimensionnement électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse

Grandeur	Paramètres électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse
Puissance de charge requise	3771.8 W
Tension de bus	42 V
Puissance totale @ BOL	5543.8 W
Puissance totale @ EOL	4981.3 W
Tension du générateur solaire @BOL	46.67 V
Puissance spécifique @BOL	308 W/m ²
Puissance spécifique @EOL	277 W/m ²
Puissance massique @BOL	137 W/kg
Puissance massique @EOL	72 W/kg

Tableau 4-12: Dimensionnement mécanique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse

Grandeur	Paramètres de conception préliminaire du générateur solaire pour une optimisation de la masse
Surface totale du panneau	18.00 m ²
Dimension du générateur solaire (du bout en bout)	2.46 x 7.32 m ²
Facteur de remplissage total (PF)	80.00%
Facteur de remplissage net (PF_net)	76.00%
Dimension d'un seul panneau	2.460 x 1.83 m ²
Puissance spécifique @EOL	277W/m ²

Tableau 4-13: Configuration électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse

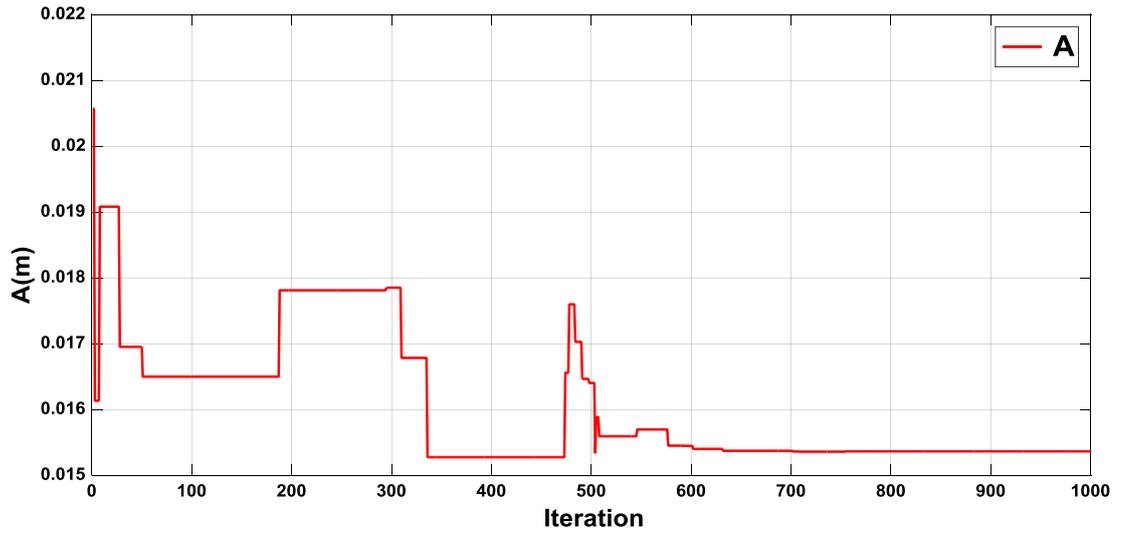
Grandeur	Paramètres de conception préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la masse
Nbr. D'Aile solaire	2 , Configuration : (1 (S) + 1(N))
Nbr. Total de Panneaux solaires	4 , Configuration : (2(S) + 2 (N))
Nbr. De sections par panneau	2
Nbr. Total de cellules utilisées	4576 , Configuration : (2288 (S) + 2288 (N))
Nbr. Total de cellules utilisées par panneau	1144
Nbr. De cellules en série par branche	22
Nbr. total De branches parallèles (strings)	208 , Configuration : (104(S) + 104(N))
Nbr. De branches parallèles (strings) par panneau	52
Nbr. De branches parallèles (strings) par section	26

Tableau 4-14: Dimensionnement mécanique préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la masse

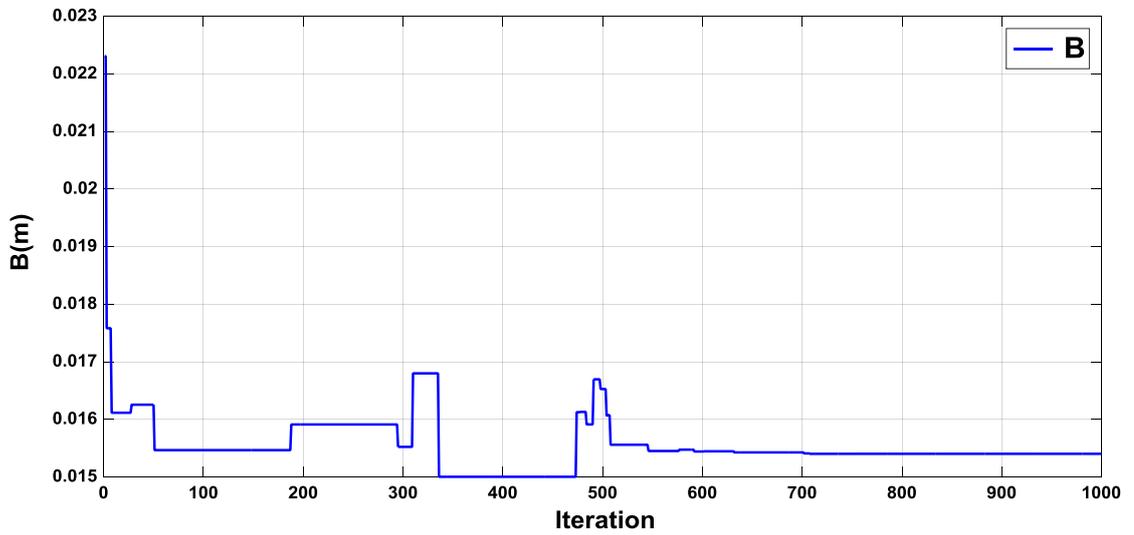
Grandeur	Paramètres de conception préliminaire d'un seul panneau pour une optimisation de la masse
Surface totale d'un panneau	4.50 m ²
Dimension d'un panneau solaire	2.46 x 1.83 m ²
Gaps d'assemblage (A, B, c, d)	A=15.40, B=15.40, c=1.00, d=1.00 (mm)
Densité spécifique du matériau	1.251 (kg/m ²)

Tableau 4-15: Résultats de l'optimisation de la masse du générateur solaire

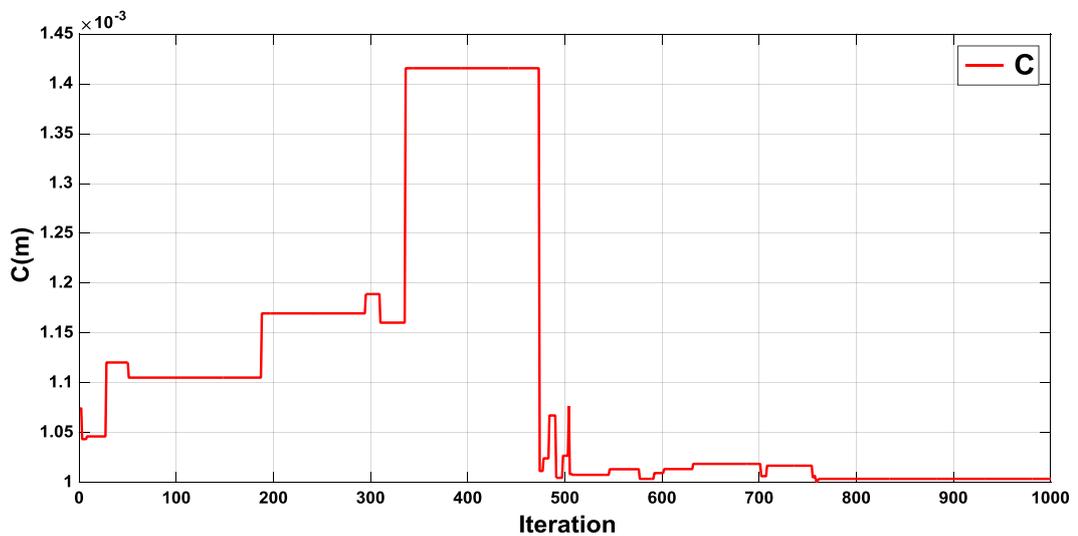
Masse	Paramètres spécifiques du générateur solaire d'optimisation de la masse
Poids spécifique de structure	1,251 kg/m ²
générateur solaire (sans mécanismes& câblage)	40.30 kg
Générateur solaire (avec mécanisme& câblage)	69.60 kg
Structure porteuse	22.62 kg
Mécanismes : SADA	8.32 kg
Mécanismes : HRDM	10.50 kg
Adhésif	1.35 kg
Cellules solaires	16.30 kg
Câblage	10.60 kg
Puissance spécifique @EOL	137 W / kg



(a)



(b)



(c)

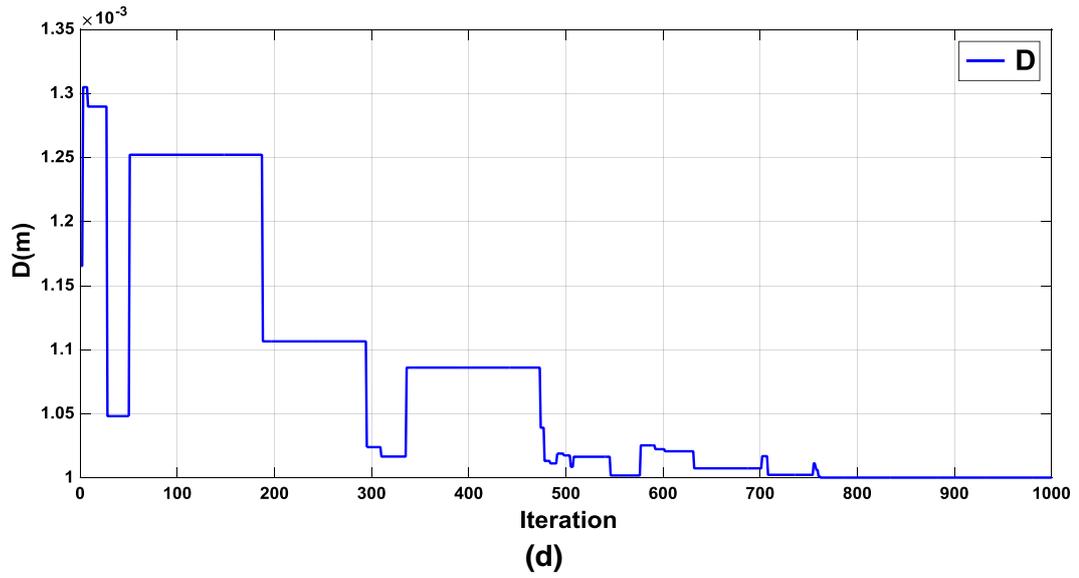


Figure 4-8: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la masse du PVA : (a) & (b) des gaps latéraux d'assemblage, (c) & (d) des gaps interlignes d'assemblage

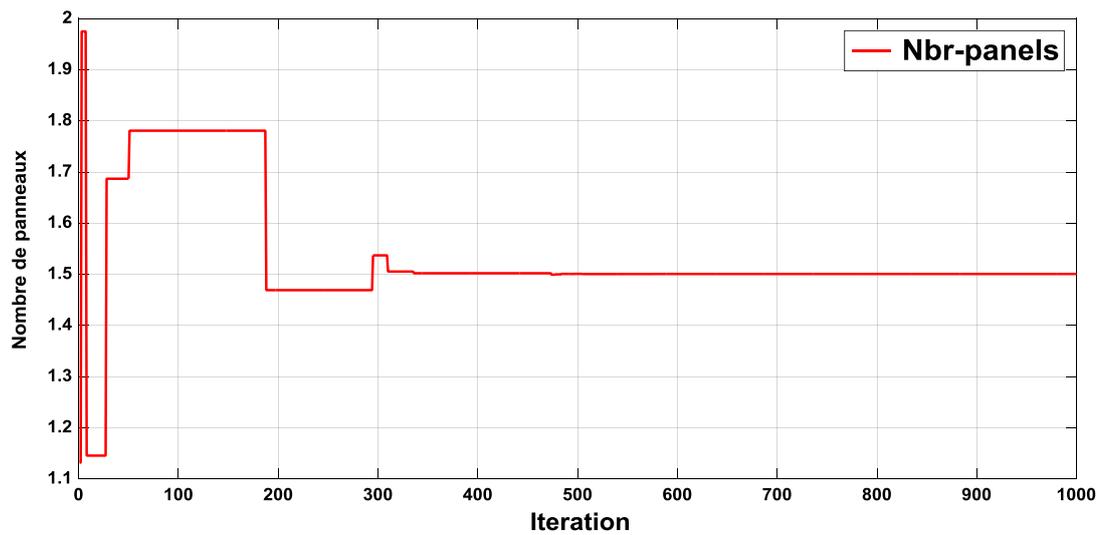


Figure 4-9: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la masse du PVA : Nombre de panneaux par aile solaire

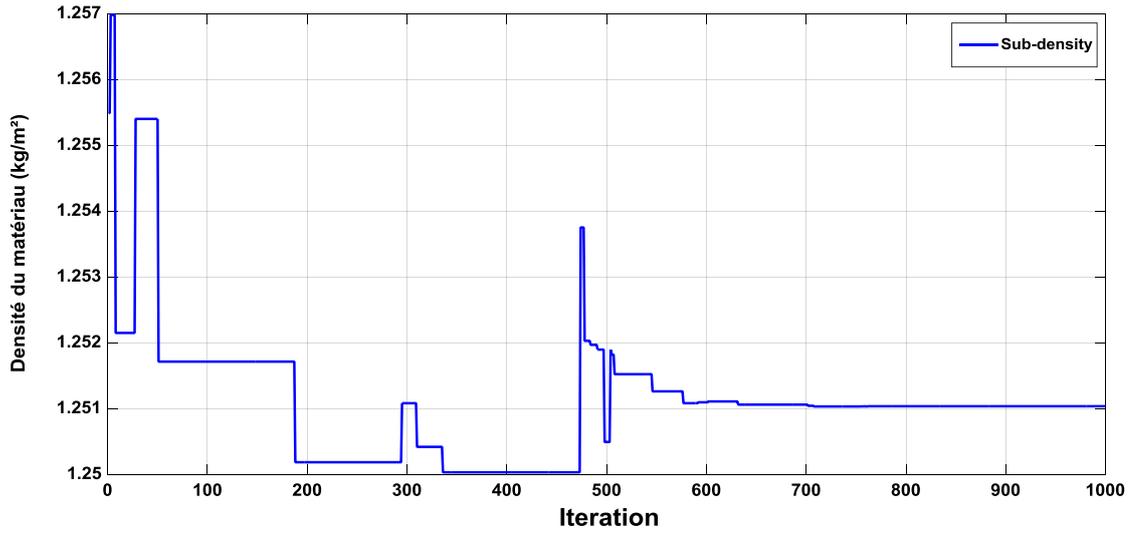


Figure 4-10: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la masse du PVA : Poids spécifique du matériau de structure

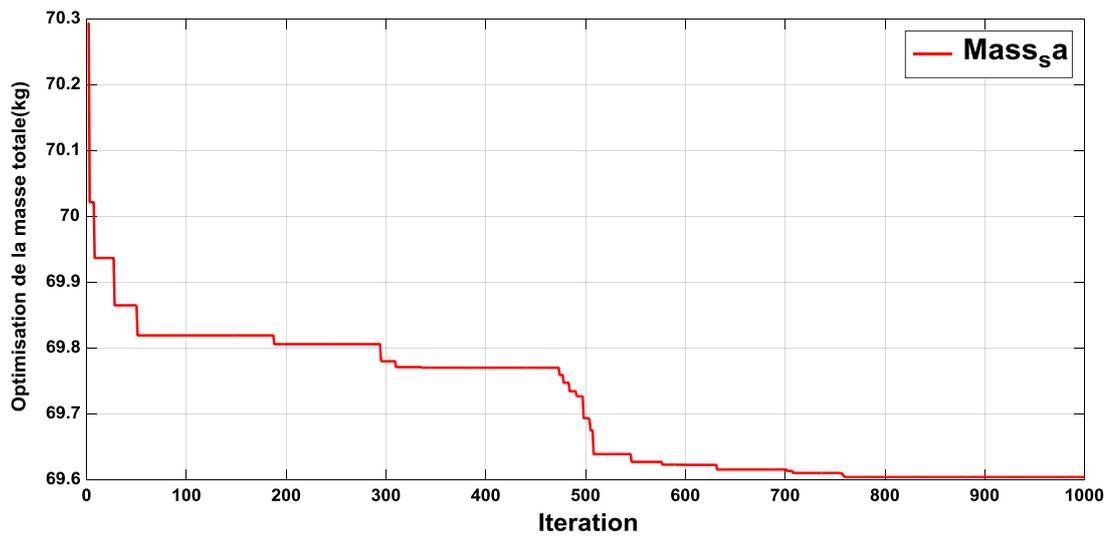


Figure 4-11: Résultat de l'optimisation du Poids spécifique du substrat du générateur solaire avec le GSA, cas d'optimisation de la masse

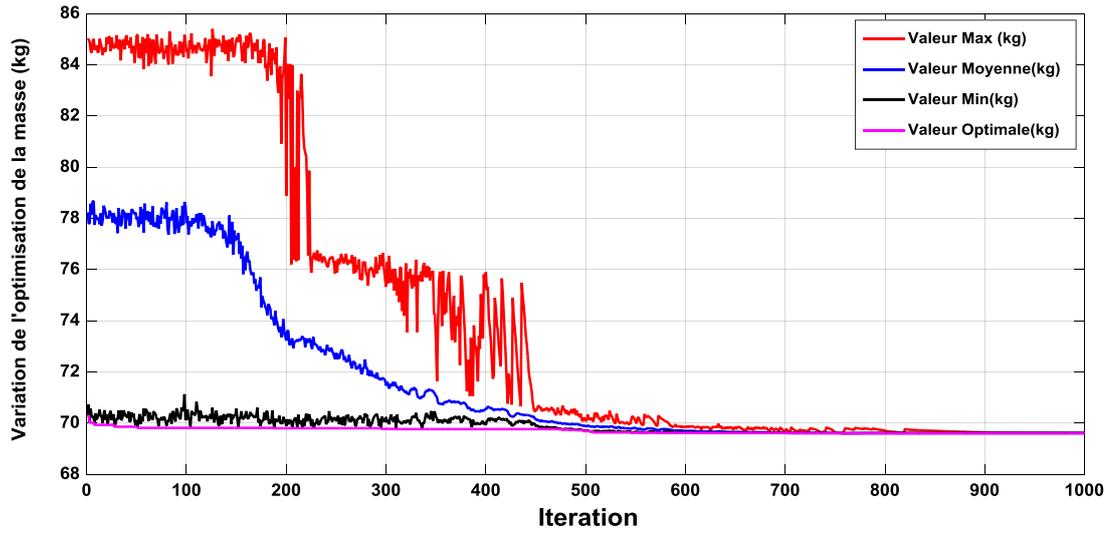


Figure 4-12: Comparaison des résultats d'optimisation de la masse totale du générateur solaire avec le GSA

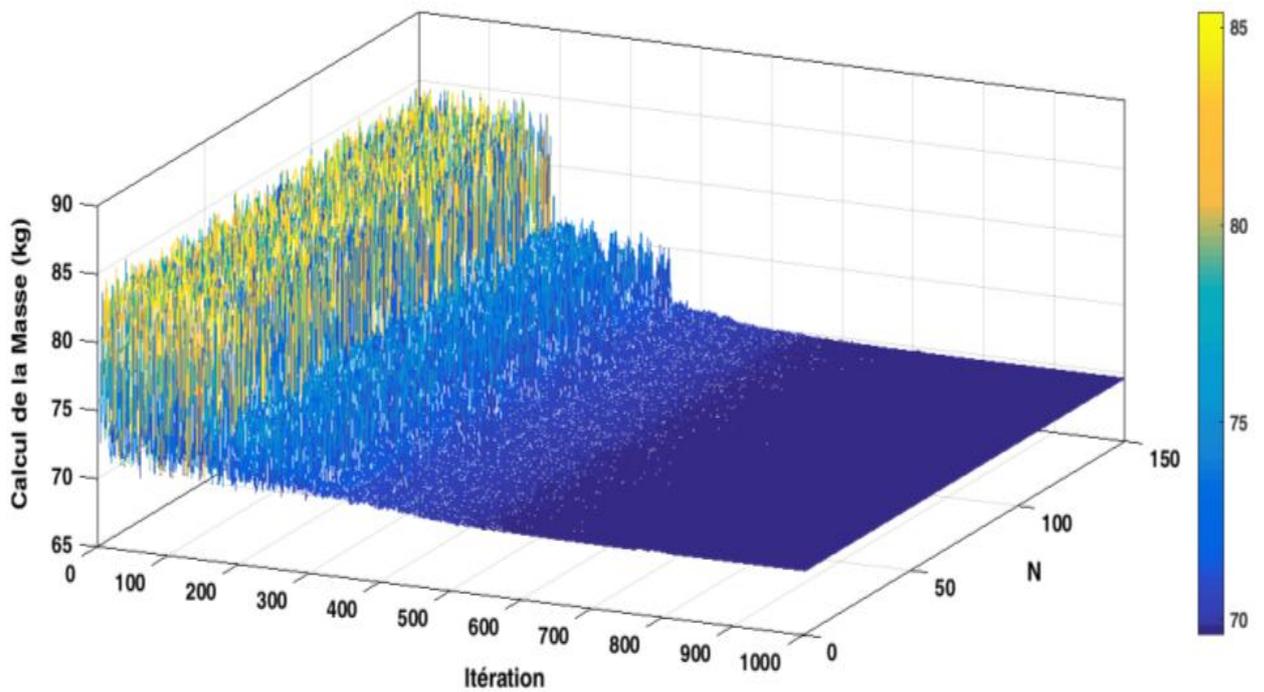


Figure 4-13: Représentation graphique de l'optimisation de la masse totale du générateur solaire en considération des contraintes du modèle

4.4.2 RESULTATS D'OPTIMISATION DE LA SURFACE

Les résultats obtenus sont présentés dans les **Tableau 4-16** à **Tableau 4-20**. Ces résultats correspondent aux exigences de conception que nous avons proposées comme expliquées au auparavant.

La configuration électrique du générateur reste identique du fait qu'elle est déterminée en fonction des exigences électriques de la mission, où la puissance de charge calculée nécessite un nombre total de cellules solaires **TJ** de **4576** nécessitant une **surface active (nette)** de **13.810 m²**. Les cellules sont réparties en **208 branches** parallèles, formées chacune par **22 cellules** en série pour fournir une tension de bus de **42V**. Les cellules sont réparties uniformément sur l'ensemble des panneaux.

Les figures correspondantes à la simulation sont illustrées à travers les **Figure 4-14** à **Figure 4-18**. Sur ces figures, on remarque les variations des contraintes et le nombre de calculs effectués pour aboutir aux résultats optimaux pour l'ensemble des paramètres. Dans l'objectif de montrer le résultat d'optimisation de la fonction objectif, la masse, les **Figure 4-17** et **Figure 4-16** sont générées pour donner une idée sur les calculs effectués. Cette analyse permet de faire une comparaison pour l'aide à la prise de décision.

Contrairement au d'optimisation de la masse, le matériau de la structure est considéré comme un composite COTS avec un poids spécifique fixe de **1.42 kg/m²**. De ce faite, le traitement de l'optimisation prend en charge les gaps d'assemblage (A, B, c, d) et le nombre de panneaux N_{panels} . En conséquence, la masse totale requise, incluant toutes ses composantes (diodes, mécanismes, ...etc.), est de **71.30 kg**, soit un poids de **24.30kg** pour la structure seul.

L'utilisation de l'optimisation avec l'algorithme GSA a permis de réduire la surface totale de **21.90 m²** à **17.99 m²** pour l'ensemble du PVA, ce qui représente un gain de plus de **3 m²**, soit une surface de totale de **4.27 m²** pour un panneau solaire. Pour notre configuration, le facteur de remplissage, de **80,70%**, reste faible . En revanche c'est une valeur acceptable pour l'aide à la prise de décision en phase préliminaire du projet.

Tableau 4-16: Dimensionnement électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la surface

Grandeur	Paramètres électrique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la masse
Puissance de charge requise	3771.8 W
Tension de bus	42 V
Puissance totale @ BOL	5543.8 W
Puissance totale @ EOL	4981.3 W
Tension du générateur solaire @BOL	46.67 V
Puissance spécifique @BOL	301 W/m ²
Puissance spécifique @EOL	277 W/m ²
Puissance massique @BOL	137 W/kg
Puissance massique @EOL	75 W/kg

Tableau 4-17: Dimensionnement mécanique préliminaire du générateur solaire Pour une optimisation de la surface

Grandeur	Paramètres de conception préliminaire du générateur solaire pour une optimisation de la masse
Surface totale du panneau	18.00 m ²
Dimension du générateur solaire (du bout en bout)	2.46 x 7.32 m ²
Facteur de remplissage total (PF)	80.00%
Facteur de remplissage net (PF_net)	76.00%
Dimension d'un seul panneau	2.460 x 1.83 m ²
Puissance spécifique @EOL	277W/m ²

Tableau 4-18: Dimensionnement électrique préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la surface

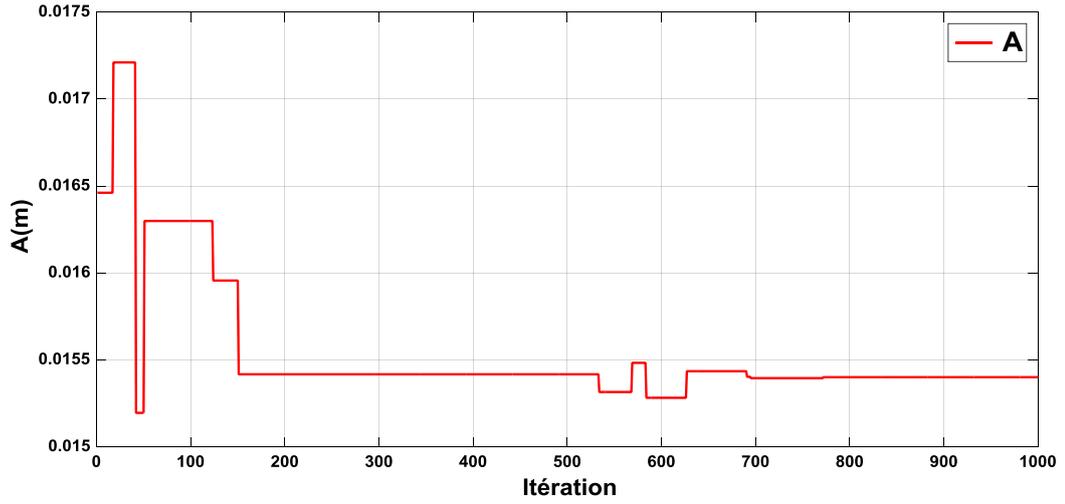
Grandeur	Paramètres de conception préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la masse
Nbr. D'Aile solaire	2 , Configuration : (1 (S) + 1(N))
Nbr. Total de Panneaux solaires	4 , Configuration : (2(S) + 2 (N))
Nbr. De sections par panneau	2
Nbr. Total de cellules utilisées	4576 , Configuration : (2288 (S) + 2288 (N))
Nbr. Total de cellules utilisées par panneau	1144
Nbr. De cellules en série par branche	22
Nbr. total De branches parallèles (strings)	208 , Configuration : (104(S) + 104(N))
Nbr. De branches parallèles (strings) par panneau	52
Nbr. De branches parallèles (strings) par section	26

Tableau 4-19: Dimensionnement mécanique préliminaire d'un panneau solaire Pour une optimisation de la surface

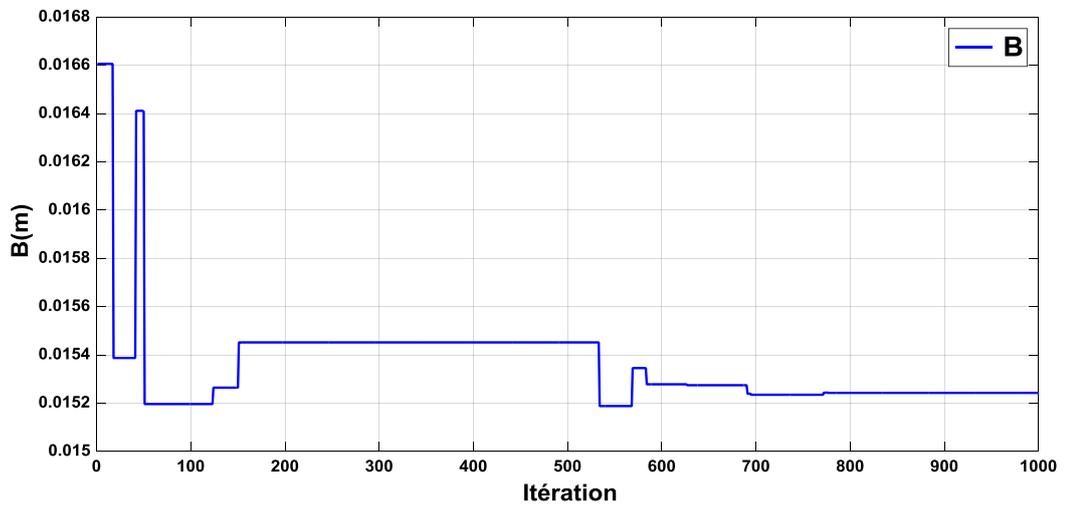
Grandeur	Paramètres de conception préliminaire d'un seul panneau pour une optimisation de la masse
Surface totale d'un panneau	4.50 m ²
Dimension d'un panneau solaire	2.46 x 1.83 m ²
Gaps d'assemblage (A, B, c, d)	A=15.40, B=15.20, c=1.00, d=1.00 (mm)
Densité spécifique du matériau	1.42 kg/m ²

Tableau 4-20: Résultats de l'optimisation de la masse du générateur solaire

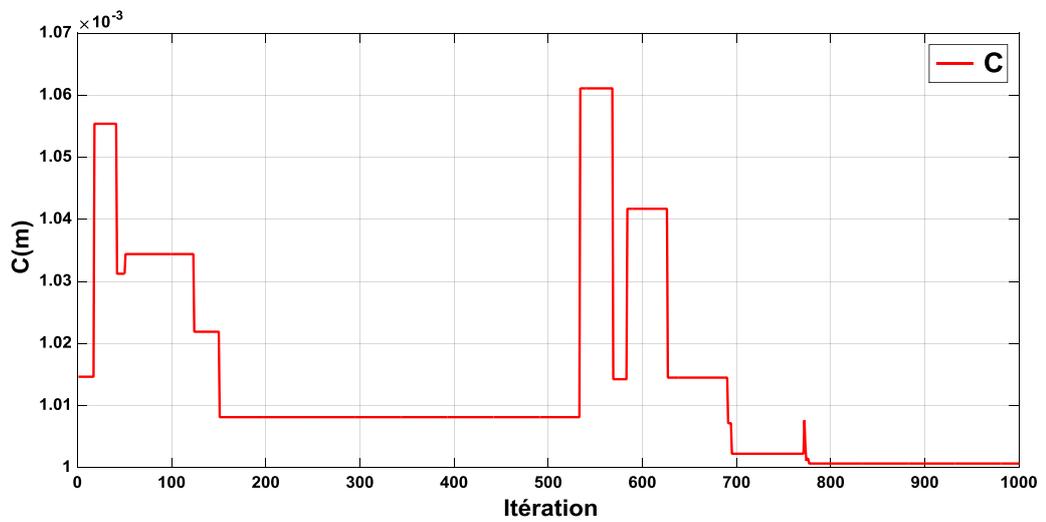
Masse	Paramètres spécifiques du générateur solaire d'optimisation de la surface
Poids spécifique de structure	1,42 kg/m ²
générateur solaire (sans mécanismes& câblage)	43.24 kg
Générateur solaire (avec mécanisme& câblage)	73.47 kg
Structure porteuse	25.55 kg
Mécanismes : SADA	8.32 kg
Mécanismes : HRDM	11.30 kg
Adhésif	1.35 kg
Cellules solaires	16.30 kg
Câblage	10.60 kg
Puissance spécifique @EOL	137 W/kg



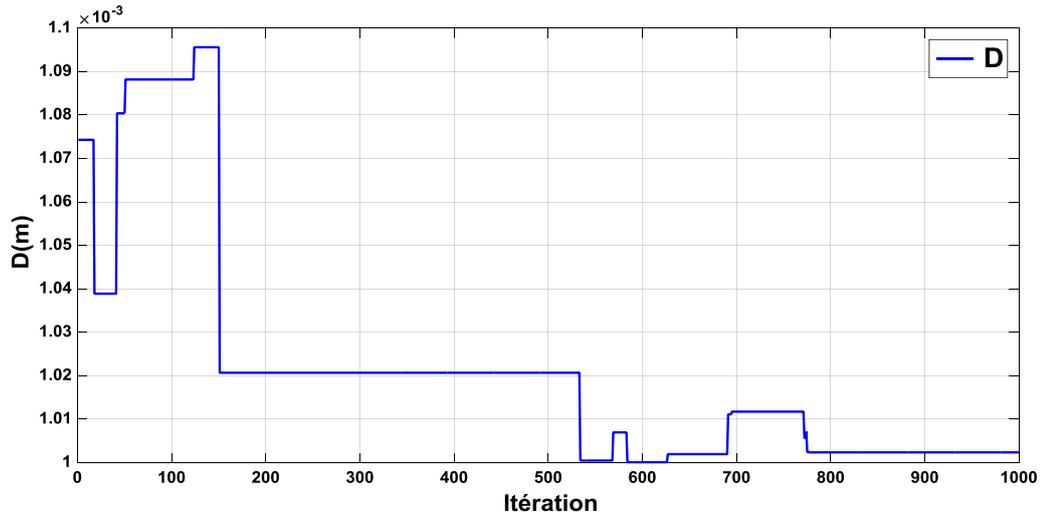
(a)



(b)



(c)



(d)

Figure 4-14: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la surface du PVA : (a) & (b) des gaps latéraux d'assemblage, (c) & (d) des gaps interlignes d'assemblage

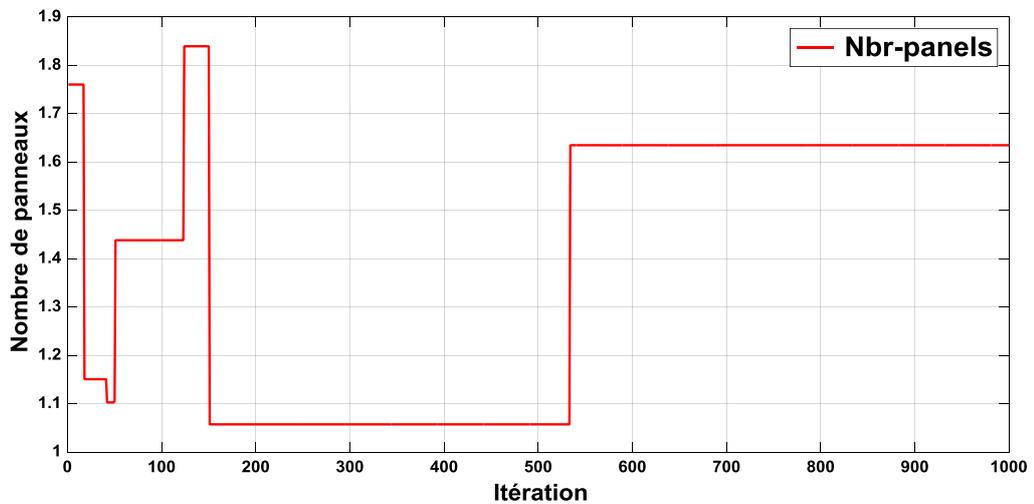


Figure 4-15: Résultats des contraintes de l'Algorithme GSA, cas d'optimisation de la surface du PVA : Nombre de panneaux par aile solaire. Cas d'une structure de poids spécifique de $1,42 \text{ kg / m}^2$

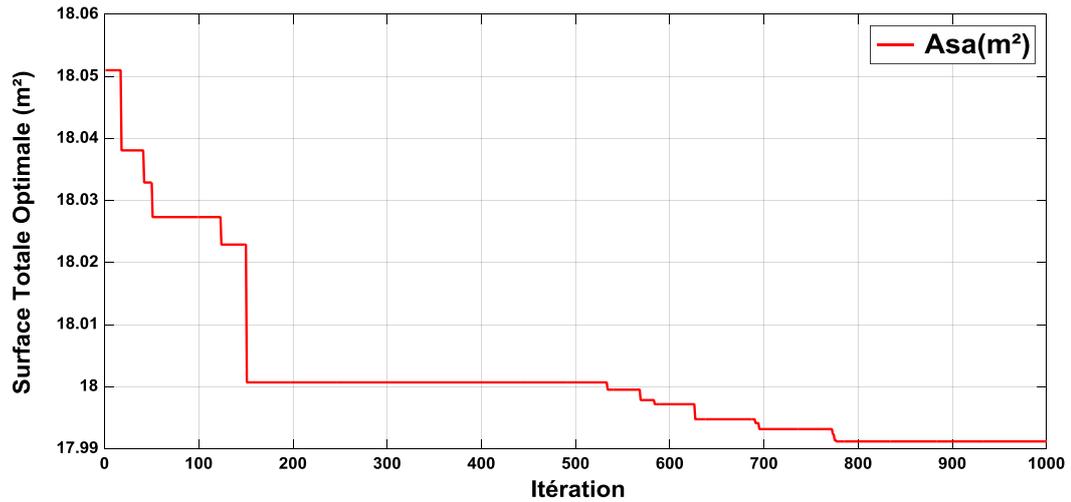


Figure 4-16: Vue agrandie sur le meilleur résultat de la valeur optimale (Bestchart) trouvé de la surface totale du générateur solaire

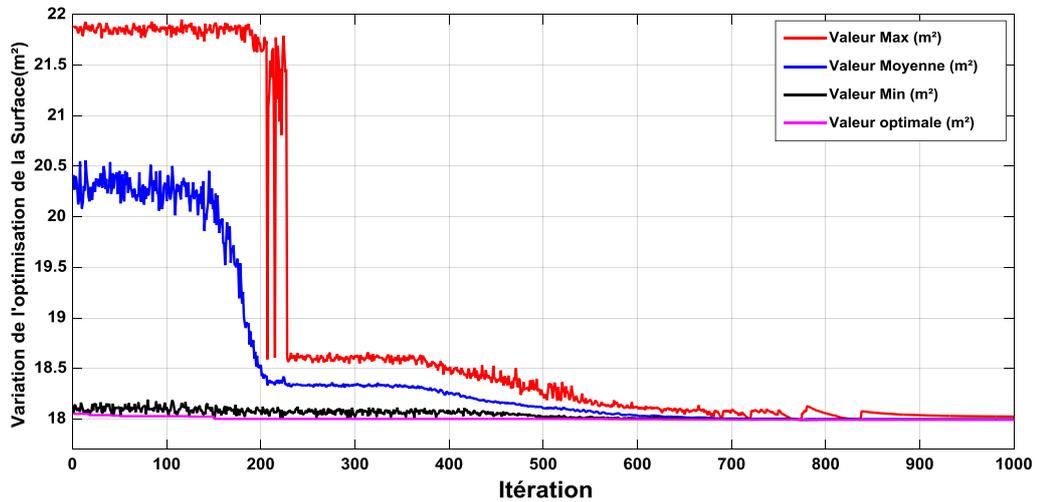


Figure 4-17: Résultat de comparaison des résultats d'optimisation de la surface totale du générateur solaire

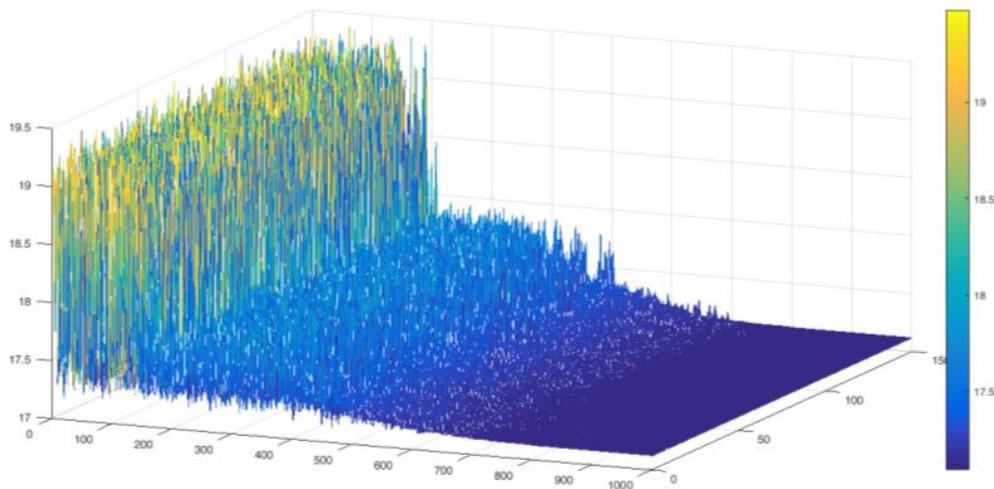


Figure 4-18: Représentation graphique d'optimisation de la surface totale du générateur solaire en considération des contraintes du modèle

4.4.3 CONCEPTION OPTIMALE FINALE

Basé sur les résultats obtenus, il est ainsi possible de présenter une proposition sur la configuration préliminaire du générateur solaire. Il est à noter que l'objectif principal d'une telle étude est plutôt une aide à la prise de décision sur le choix des éléments (électrique et mécanique), de la technologie de fabrication, de l'assemblage, ainsi que toute démarche logistique ayant une relation avec le développement d'un produit spatial. Aussi, l'intérêt de cet outil est de ne pas exclure le savoir-faire humain lors de la prise de décision. En plus des gains d'optimisation en termes de masse et de surface, ces dimensions facilitent et élargissent également la gamme de recherche pour la sélection du véhicule de lancement en termes de taille de la coiffe et la masse de charge utile.

On rappelle ici que dans cette analyse, nous avons considéré une redondance électrique au niveau de chaque panneau solaire. En outre, avec l'exigence de concevoir des panneaux solaires identiques, la taille et la masse totale du PVA augmentent à plus de **30%** avec 2 panneaux identiques par aile, alors que une aile solaire de **1.5** en moyenne suffisent au lieu de deux panneaux. L'impact de ces décisions sur cette analyse fait que le générateur soit surdimensionné en termes de puissance, surface, masse et en l'occurrence le coût final. Ceci est plutôt logique du moment que c'est une estimation pour la phase de conception préliminaire.

Parmi les paramètres calculés le temps de développement, défini au paragraphe 4.3.3.1, auquel nous nous sommes intéressés du fait de son importance pour déterminer le coût final d'un produit. Une estimation préliminaire, nous donne un temps de développement moyen de **18** semaines, pour un régime normal de **40 heures/semaine** pour l'ensemble du générateur solaire avec ses quatre panneaux. De point de vue fabrication, à condition d'exclure toutes problèmes logistiques, cette période semble réaliste vis-à-vis la taille du générateur.

De ce fait, le générateur solaire sera d'une taille de **2.50 x 7.50 m** au maximum (mesurée de bout en bout), formé par deux ailes déployables identiques électriquement et mécaniquement. En configuration stockée, sa taille sera de **2.50 x 1.80 m**, qui est la taille d'un panneau solaire. Sa puissance massique sera en moyenne de **77W/kg** (estimée en considération d'un produit finalisé incluant ses mécanismes et câblage).

Une comparaison des résultats après optimisation avec les données de base est présentée dans le **Tableau 4-21**. Comparés à la conception estimée de départ, les résultats sont assez similaires à la conception de base, avec des valeurs réalistes pour une conception nouvelle en considération de facteurs de dégradations différents. Noter que les écarts entre cellules ainsi que les zones réservées (*Cut-out Zones* ou *Stay-out Zones*) sont également surdimensionnées dans cette application. Ces résultats confirment la fiabilité de cette méthode et montrent une

optimisation nettement meilleure pour le PVA entier même avec les facteurs de dégradations et les gaps d'assemblage assez importants par rapport aux normes réelles.

**Tableau 4-21: Spécifications du générateur solaire : Conception de base et résultats
Optimisation de la Masse**

Grandeur	Paramètres de conception de base (*)	Paramètres de conception préliminaire (**)	Résultats finals d'optimisation (***)
Type du PVA	Rigide & Déployable		
Nombre de panneaux	4 (2 par aile solaire)	-	4 (2 par aile solaire)
Surface du PVA (nette, active)		15.25 m ² (minimale à avoir)	13.81 m ²
Surface du PVA (totale)	15.494m ² (totale)		18 m ²
Surface des Zones non-exploitable	0.1197 m ²	-	3.6m ²
Facteur de remplissage	77.26 %	85%	80%
Dimension d'un seul panneau	2.54 x 1.525 m ²	-	2.46 x 1.82 m ²
Masse du PVA (sans mécanismes & câblage)	46 kg	-	40-44 kg
Masse du PVA (avec mécanisme & câblage)	-	72kg	70-74 kg
Poids spécifique (structure porteuse seule)	1.4 - 1.45 kg / m ²	Composite	1.25 -1.50 kg/m ²
Poids spécifique (PVA complet, avec câblages & mécanismes)	2.97 kg/m ² (non spécifié)	4.72 kg/m ²	3.89 – 4.11 kg/m ²
Nbr. Total de cellules utilisées	4636	4294 (minimum, sans redondance)	4576
Nbr. De branches parallèles (strings)	96(S) + 96 (N)	-	104(S) + 104(N)
Cellule solaire	27.2% (37.29 X 76.23) m ²	TJ Large	29% (40 x 80) mm ²
Puissance totale @ EOL	3300W	3772 W	4981 W
Puissance spécifique @ EOL	213W/m ²	291 W/m ²	276 W/m ²

(*) Données correspondants à [10]

(**) Par l'utilisation de l'équation du Tableau 4-2

(***) Méthode de calcul par MDO

4.5 CONCLUSION

Dans ce chapitre, une conception optimale d'un générateur solaire PVA d'un satellite est présentée. Les principales caractéristiques de cette conception se basent sur sa capacité à générer des résultats optimisés afin de faciliter la prise de décision technique en matière de sélection ou d'approvisionnement ainsi qu'un aperçu de la configuration du produit final.

Cette analyse confirme la fiabilité de l'application des méthodes d'optimisation multidisciplinaires dans de telles conceptions et montrent une optimisation nettement meilleure pour le PVA entier même en termes de choix de matériaux, technologie, ...etc., et particulièrement pour le temps de calcul.

CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

Conclusion Générale et Perspectives

A la fin d'une thèse, on se trouve face à une optimisation multidisciplinaire des résultats sous la pression du temps qui tend vers le maximum tandis que la motivation converge vers un minimum. Dans ces conditions, toute aide est la bienvenue !

Le domaine spatial est un domaine très complexe dû aux différentes exigences en termes de fiabilité du système, une infrastructure adéquate (salle blanche, moyens d'essais d'environnement spatial, logiciels spécialisés, etc.) contraintes budgétaires et aucune erreur de conception n'est toléré, à cause des contraintes de réparation orbitale généralement impossible. La plupart des satellites sont conçus de manière optimale afin d'éviter tout échec de la mission, dont l'intérêt de la conception et l'optimisation multidisciplinaire.

Pour la réduction de la complexité d'un système spatial, les techniques d'optimisation multidisciplinaire permet de contourner cette problématique par une simplification des tâches d'analyse durant la conception d'un produit spatial en faisant intervenir les différentes disciplines spécifiques ainsi que des algorithmes d'optimisation avancées pour l'obtention d'un système spatial optimal et hautement qualifié . Il s'agit de traiter en détails les points délicats en éliminant rapidement les faux problèmes. La collaboration de différentes disciplines dans la conception d'un système spatial rend le produit le plus efficace du fait de la mise en commun les algorithmes et les outils disponibles.

Le premier volet de notre travail de recherche a été consacré au problème de conception d'un panneau solaire spatial et des différents paramètres et disciplines qui peuvent intervenir lors de ce processus. Nous avons particulièrement mis le point sur le phénomène de couplage dynamique entre la structure d'un panneau déployable flexible, très sollicité dans l'aérospatiale, et le satellite. Ses effets sont au même point d'intérêt et au même titre que la conception du panneau, particulièrement lors du choix des matériaux de fabrication et la configuration du panneau, un composant-clé pour de nombreux processus et disciplines en l'occurrence.

C'est en effet une étape particulièrement indispensable qui intervient de manière déterminante dans le dimensionnement et la prise de décision pour une multitude de disciplines telles que l'SCAO et Structure et mécanismes, et, si négligée, peut avoir un impact sur le projet en entier qui se traduit par une dégradation de la mission (pointage, communication, localisation, micro-vibration,...etc.). En plus, les conséquences de la non considération de ce phénomène caractéristique des structure déployable flexible, conduit à un mauvais dimensionnement des composantes du SCAO (logiciels et matérielles) pouvant alourdir les coûts et le temps de sa

fabrications, et requérant ainsi des tests de validations indispensables très coûteuses en terme de budget.

La contribution principale apportée par ce travail de thèse est d'avoir développé un modèle qui prend en considération ce phénomène de couplage. L'approche proposée est inspirée des travaux et retour d'expériences reportées dans la littérature et de discussions souvent soulevées entre équipes sur les effets d'éventuels phénomènes sur le générateur solaire. Notre but a été d'investiguer le potentiel des effets de couplage dynamique entre structures du satellite, en l'occurrence, les panneaux solaires déployables, dans le cas de manœuvres orbitales générées par les actionneurs à bord.

La conception ainsi proposée est basée sur les résultats obtenus par l'application de la technique MDO avec l'algorithme GSA uniquement pour deux paramètres liés directement à la conception du PVA, à savoir : la masse et la surface. Or, cette conception peut être améliorée d'avantage comme par exemple plus de précision notamment sur les contraintes, l'assemblage et configurations et des directives d'exécution des experts, via un transfert de savoir souvent acquis par une longue expérience dans le domaine et un héritage solide qui reste primordiale dans cette industrie. De telles données permettent de mettre en place une méthode de conception plus précise, fiable et économiquement rentable vis-à-vis une mission.

Cela indique un enrichissement et échange de connaissances acquises d'un héritage et un savoir-faire en matière de conception et des directives d'exécution de la part des experts de conception des panneaux solaires et des contraintes de fabrication vers une conception plus fiable et optimisée.

Le modèle de conception peut être étendu à d'autres paramètres d'entrées plus globales pour plus de précision, y compris tout élément susceptible d'avoir une incidence sur les phases et paramètres de conception de panneaux solaires spatiaux, telles que les propriétés des matériaux, les dégradations en orbite, l'approvisionnement, le processus de fabrication, la main-d'œuvre, tests, etc.

Il s'agit dans cette thèse, la modélisation pour un type générique de structure de satellite pour pallier aux problèmes induits par la flexibilité en orbite. L'accent a été mis sur la dynamique du système sous l'effet d'une manœuvre au niveau de l'angle de tangage et en considération des perturbations orbitales.

Les résultats obtenus de cette thèse sont encourageants est nous laisse espérer différentes perspectives. Ainsi, même si l'héritage se prononce comme important dans l'industrie de l'aérospatial, différentes voies peuvent être envisagées en ce qui concerne l'amélioration de l'approche qui a été développée.

Le rôle que présente le SCAO dans un satellite est au même titre que sa mission. Une amélioration envisageable consiste à apporter plus de robustesse au système vis-à-vis les éventuelles perturbations en orbite inévitables, et assurer un découplage par rapport aux structures déployables.

De plus, même si le SCAO se trouve entièrement responsable du contrôle d'attitude à bord, la géométrie des structures et son comportement vis-à-vis les mouvements, disposent d'un effet majeur sur la dynamique du système. Les avancées actuelles en termes de matériaux, fabrications et usinages de structures laissent penser qu'il y a plus de possibilité à permettre rendre cette mission de commande le plus passive possible. Cette filière présente actuellement un domaine de recherche intéressant particulièrement en aérospatial.

Les perspectives de ce travail sont nombreuses, aussi bien en pratique qu'en théorie. Cette conclusion propose un bilan global des travaux présentés dans ce manuscrit et les principales perspectives de recherche susceptibles de prolonger ces travaux. Deux volets de recherche ont été abordés dans cette thèse

- 1- Processus de conception d'un panneau solaire spatial et la problématique d'interactions entre disciplines y impliquées.
- 2- Automatisation du procédé de l'optimisation de la conception préliminaire d'un panneau solaire spatial à l'aide des méthodes d'optimisation multidisciplinaires MDO
- 3- Elaboration d'un outil d'aide à la conception basé sur la MDO pour le dimensionnement des panneaux solaires qui traitent l'ensembles des paramètres et disciplines impliquées dans sa fabrication y compris les conditions de fonctionnement (températures, orientation, attitude, éclairage, etc.) ainsi que les propriétés structurelles (rigidité, fréquence propre, thermique et mécanique, etc.) pour être en mesure de fournir un outil capable de générer une proposition de conception finale en fonction des exigences des budgets de mission.

Annexe. A

Conception et Optimisation Multidisciplinaire

A. CONCEPTION ET OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE

A.1 INTRODUCTION

Le chapitre 2 de cette thèse a traité la problématique de la conception multidisciplinaire d'un panneau solaire pour satellite, où nous avons introduit un état de l'art de cette technique et son utilisation dans le domaine de la conception spatiale. Dans cette annexe, nous allons introduire les notions fondamentales nécessaires pour décrire un processus MDO. Ces notations seront utiles pour la description générale des principales formulations de MDO. Elles sont utilisées afin de décrire une méthode MDO.

Dans cette annexe, nous ne présentons que les formulations MDO et non les algorithmes d'optimisation utilisés par ces formulations.

A.2 APPROCHE D'OPTIMISATION DE CONCEPTION MULTIDISCIPLINAIRE

L'Optimisation multidisciplinaire en conception (MDO) est une méthodologie pour la conception de systèmes d'ingénierie complexes et sous-systèmes, qui exploitent la synergie cohérente des phénomènes qui interagissent mutuellement.

$$\Delta_{\text{Design}} = \left(\sum_i \Delta_{\text{Discipline } i} \right) + \Delta_{\text{MDO}} \quad (\text{A-1})$$

De manière générale, un problème MDO peut être noté comme suite :

$$\begin{array}{ll} \text{minimiser:} & f(x, y, z) \\ \text{par rapport à:} & z \in \mathbb{Z} \\ \text{sous contraintes:} & g(x, y, z) \leq 0 \end{array} \quad (\text{A-2})$$

$$h(x, y, z) = 0 \quad (\text{A-3})$$

$$\forall i \in \{1, \dots, n\}, \quad \forall j \neq i, \quad y_i = \{c_{ij}(x_j, y_j, z_j)\}_j \quad (\text{A-4})$$

$$\forall i \in \{1, \dots, n\}, \quad R_i(x_i, y_i, z_i) = 0 \quad (\text{A-5})$$

Le processus de la MDO général est représenté graphiquement par la Figure A-1. Et donc, la résolution d'un problème de conception avec la MDO, nécessite l'identification des composantes et grandeurs requises pour la construction du modèle ; ce point est expliqué ci-après.

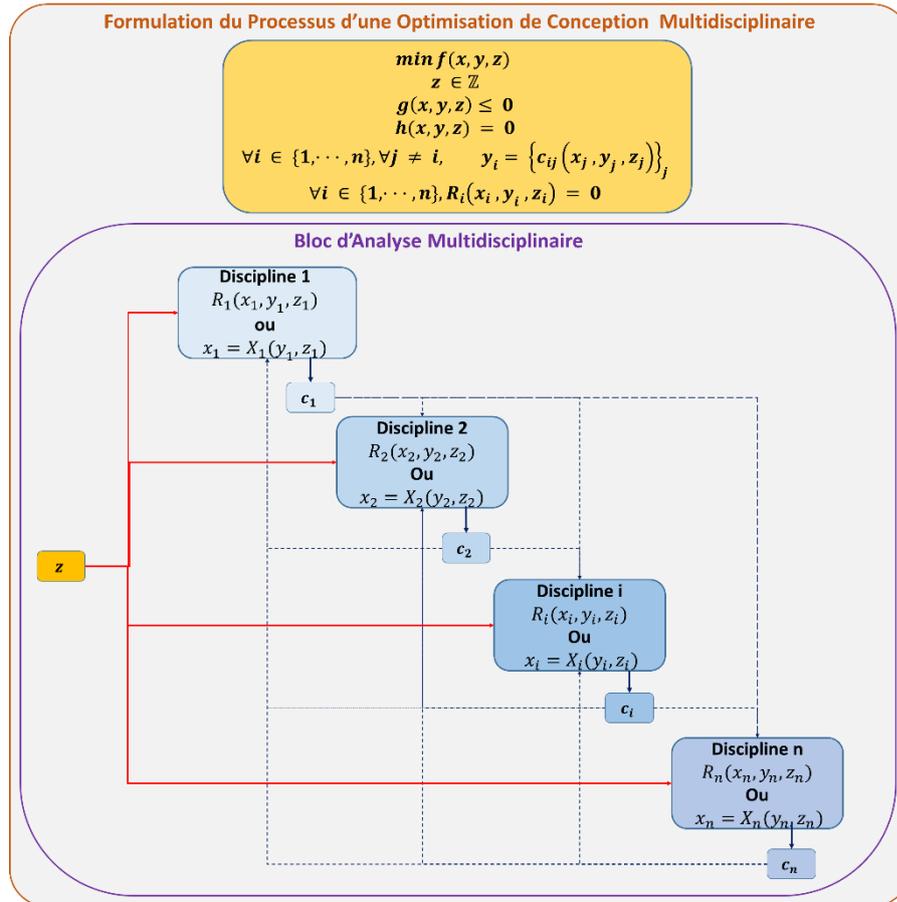


Figure A-1: Nomenclature du processus général de la MDO

A.2.1 TYPES DE PROBLEMES TRAITES AVEC LA MDO

La discipline entourant la théorie et la pratique des méthodes numériques d'optimisation est venue pour être connue par la programmation mathématique. Pendant les 40 dernières années, plusieurs branches de la programmation mathématique ont évolué, dont chacune est concernée par une classe spécifique de problème d'optimisation, à savoir : Problème linéaire, Problème entier, Problème quadratique, Problème non linéaire, Problème mixte (entier linéaire ou non linéaire) et Problème multi objectifs ou multidisciplinaire. Pour les cinq premiers types, le problème nécessite l'optimisation d'une seule fonction objective. Par contre, pour les problèmes multi objectifs, on procède à l'optimisation de plus d'une fonction « objectif ». De plus amples détails se trouvent dans [58, 90, 91].

a) *Problème Linéaire*

Si les fonctions d'objectif et de contrainte sont linéaires et les variables sont contraintes pour être positif, le problème général d'optimisation assume la forme présentée dans l'équation (2-2). Ce type de problème peut être résolu par plusieurs méthodes : méthodes de Newton, Simplex, point intérieur, technique de la limite supérieure et bien d'autres.

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{minimiser:} \\ \text{par rapport à :} \\ \text{sous contraintes :} \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} f(x) = \sum_{i=1}^n \alpha_i x_i \\ x \\ \alpha^T x \geq \beta \\ g(x) = \sum_{i=1}^n \gamma_i x_i - v \geq 0 \\ x_i \geq 0 \text{ pour } : i = 1, 2, \dots, n \end{array} \quad (\text{A-6})$$

b) Problème entier

Dans certains problèmes de programmation linéaires, au moins certaines des variables sont exigées pour assumer seulement des valeurs de nombre entier. Cette restriction rend la programmation du problème non linéaire. Néanmoins, le problème désigné est traité comme linéaire tant que les fonctions d'objectif et les contraintes sont linéaires.

c) Problème quadratique

Si le problème d'optimisation est sous la forme :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{minimiser:} \\ \text{par rapport à :} \\ \text{sous contraintes :} \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} f(x) = \alpha_0 + \gamma^T x + x^T Q x \\ x \\ \alpha^T x \geq \beta \end{array} \quad (\text{A-7})$$

Où :

$$\begin{array}{l} \alpha = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \cdots & \alpha_{1q} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \alpha_{n1} & \cdots & \alpha_{nq} \end{bmatrix} \\ \beta^T = [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \cdots \quad \beta_q] \\ \gamma^T = [\gamma_1 \quad \gamma_2 \quad \cdots \quad \gamma_n] \end{array} \quad (\text{A-8})$$

Q est une matrice carrée symétrique définie ou semi définie positive, les contraintes sont linéaires et la fonction objective est quadratique. Ce type de problème est dit « être un problème de programmation quadratique ».

d) Problème non linéaire

Dans les problèmes de programmation non linéaires, la fonction objective et éventuellement les fonctions de contrainte sont non linéaires. C'est la branche la plus générale de la programmation mathématique et, en effet, les problèmes linéaires et quadratiques peuvent être considérés en tant que cas particuliers de la programmation non linéaire. Bien qu'il soit possible de résoudre un problème linéaire ou quadratique en employant des algorithmes de programmation non linéaires, les algorithmes spécialisés développés pour la programmation linéaire ou quadratique, devrait être employé pour ces derniers problèmes puisqu'ils sont habituellement beaucoup plus efficaces.

e) *Problème mixte (entier linéaire ou non linéaire)*

Pour ce type de problème la fonction objective peut être linéaire ou non linéaire et les variables sont en même temps entières et continues.

Des méthodes déjà utilisées pour les problèmes précédents peuvent être utilisées pour les problèmes mixtes : Branch-and-Bound, fonctions de pénalisation, approximation externe.

A.2.2 TYPES DE VARIABLES DANS UN PROBLEME DE LA MDO

Différents types de variables sont impliquées dans un processus MDO général, où chaque étape utilise ses propres variables qui jouent des rôles spécifiques. Trois catégories de variables existent dans un problème MDO général, à savoir :

- **Variables de conception (z)** : Ces variables évoluent tout au long du processus d'optimisation afin de trouver la conception optimale. Ils peuvent être utilisés dans un ou plusieurs sous-systèmes, tel que :

$$z = \{z_{par}, \bar{z}_k\}$$

Où : z_{par} est une variable dite "Globale " utilisée par plusieurs sous-système. Par analogie, \bar{z}_k , est une variable dite "Locale" utilisée par un seul sous-système (k).

- **Variables de couplage (y)** : Ces variables sont utilisées pour relier les différents sous-systèmes. Elles permettent d'évaluer le niveau de couplage de la conception
- **Variables d'état (ou disciplinaires) (x)** : Ces variables ne sont pas des variables de conception. Ces variables varient au cours de l'analyse disciplinaire afin de trouver un équilibre dans les équations d'état.

Contrairement à z, les variables d'état dépendent des variables de conception z, des variables de couplage y et des équations d'état. Autrement dit, ces variables ne sont pas des degrés de liberté indépendants. Ces variables sont le plus souvent définies par des fonctions implicites, et requièrent très souvent des méthodes d'optimisation spécifiques pour résoudre des problèmes industriels complexes. Elles sont en effet rarement présentées par des équations explicites de z et y.

A.2.3 TYPES DE CONTRAINTES

On distingue deux catégories :

- g : Contraintes d'Inégalités
- h : Contraintes d'Egalités

A.2.4 TYPES DE FONCTIONS

Les différentes fonctions utilisées dans un problème MDO sont :

- **Fonction "Objectif" $f(x, y, z)$** : Cette fonction est une évalue quantitativement la qualité de la conception, et doit être optimisée par le processus MDO
- **Fonctions de Couplages $c(x, y, z)$** : Ces fonctions sont utilisées pour déterminer les variables de couplages qui sortent des différents sous-systèmes. On note ainsi une fonction $c_{ij}(x_i, y_i, z_i)$ qui définit les variables de couplages depuis le sous-système i vers le sous-système j
- **Fonctions résiduelles $R_i(x_i, y_i, z_i)$** : Les résidus quantifient la satisfaction des équations d'état (5)
- **Fonctions de calcul de variables d'état $X_i(y_i, z_i)$** : Ces fonctions permettent de calculer les racines x_i de l'équation (5)

A.2.5 EQUATION DISCIPLINAIRES

Les équations disciplinaires (sous-système) peuvent être formulées de deux formes :

- Forme non résiduelle (explicite) :

$$x_i = X_i(y_i, z_i)$$

Dans ce c'est le cas où les variables d'état peuvent être déterminées explicitement à partir des variables de conception et de couplage.

- Forme résiduelle (implicite) :

$$R_i(x_i, y_i, z_i) = 0$$

Sous cette forme, aucune relation explicite n'existe pour déterminer les variables d'état à partir des variables de conception et de couplage.

On peut distinguer deux méthodes de traitement des équations disciplinaires : une analyse disciplinaire ou une évaluation disciplinaire (réf)

A.2.6 COUPLAGE

Les variables de couplage, qui sortent du sous-système, peuvent être calculées avec les fonctions de couplage $c_{ij}(x_i, y_i, z_i)$ qui définit les variables de couplages depuis le sous-système i vers le sous-système j . Elles sont calculées à partir des variables y_i et z_i arrivant dans le sous-système i et des variables d'état x_i .

Lorsque l'ensemble des variables de couplage y_i est égal à l'ensemble retourné par les différentes fonctions de couplage, on dit que "Le couplage est Homogène". Ainsi, selon le degré de l'interaction entre disciplines, on distingue deux types de couplages, à savoir : couplage fort et couplage faible. Les figures... nous servent d'exemples d'illustration pour expliquer cette notion de degré de couplage.

En effet, dans l'exemple, le système global est formé par trois disciplines ($n=3$), notés D1, D2 et D3, avec un cas de couplage fort et un cas de couplage faible.

- On parle d'un **couplage faible** lorsque, au cours de l'analyse d'une solution proposée par optimisation, les valeurs des variables de couplage entre disciplines peuvent être déterminées à travers des interactions séquentielles. C'est le cas des disciplines D1 et D2 (**Figure 2**), et on parle alors de disciplines « faiblement couplées »
- Par analogie, un **couplage** est dit **fort** lorsque les entrées de chaque discipline dépendent des sorties de l'autre et vice versa. Dans ce cas de figure, sans hypothèses sur leur valeurs, il est plus difficile à évaluer numériquement les variables de couplages séquentiellement. C'est le cas des disciplines D2 et D3 de la **Figure 3** et on parle alors de disciplines « fortement couplées ».

Les notations utilisées dans les **Figure 2** et **Figure 3** sont les suivantes :

Paramètre	Définition
n	Nombre de disciplines
x_i	Variables disciplinaires de la discipline i
y_i	Sorties de la discipline i . Elles sont utilisées dans le calcul des fonctions objectifs et des contraintes du système
y_{ij}	Variables de couplage (de i vers j)
X	Ensemble des variables disciplinaires
Z	Ensemble des variables de conception (partagées)
V	Ensemble des variables partagées et disciplinaires, $V = Z \cup X$
Y	Ensemble des sorties de l'analyse du système
M	Ensemble des variables de couplage
F	Fonction Objectif
C	Contraintes

Considérons l'exemple d'un problème d'optimisation à minimiser, avec (03) disciplines, décrit par :

$$\text{minimiser: } F(V)$$

sous contraintes: $C(V) \leq 0$

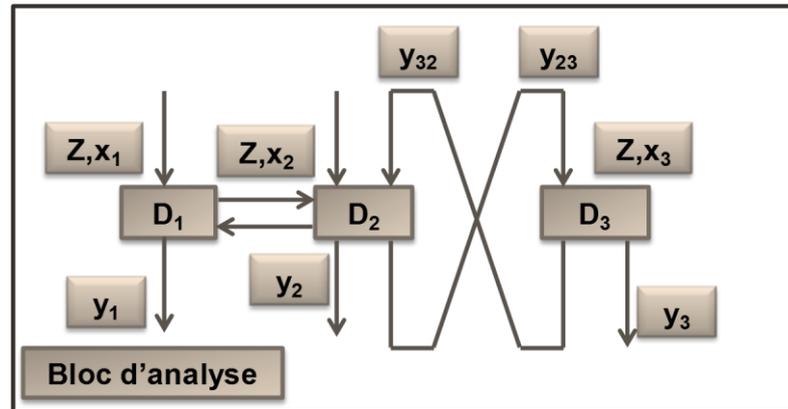


Figure A-2: Bloc d'analyse détaillé pour un système à trois disciplines, avec un couplage faible entre D1 et D2 et un couplage fort entre D2 et D3 [90].

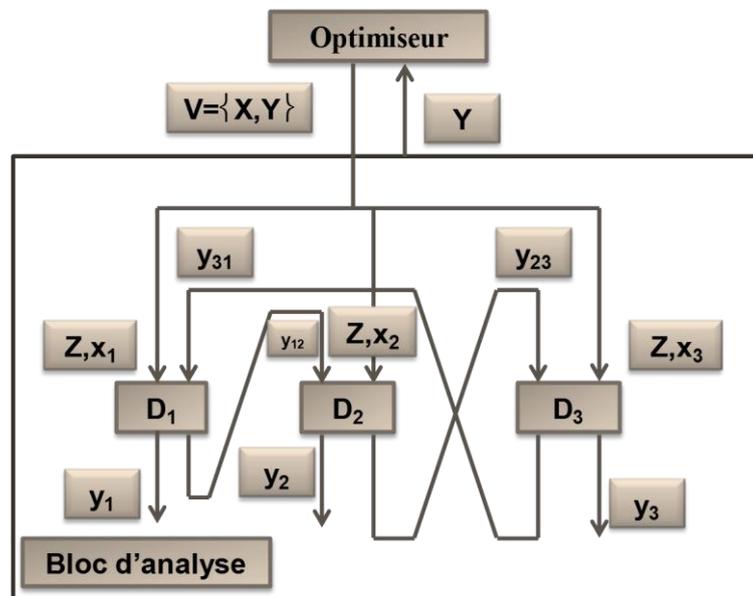


Figure A-3: Bloc d'analyse détaillé pour un système, avec couplage fort entre disciplines D1, D2 et D3 [90].

A.3 DIFFERENTES APPROCHES DE LA MDO

Le choix de l'algorithme d'optimisation dépend du comportement mathématique et la structure de la fonction objective. La plupart du temps, la fonction objective est bien une fonction non linéaire qui nécessite un algorithme d'usage universel, robuste et efficace. Cependant, pour certaines applications, des algorithmes spécialisés existent qui sont souvent plus efficaces que les algorithmes d'usage universel.

Différentes stratégies existent pour la résolution et la simplification de ce type de problème, leur principe de base est la division du problème globale en sous problèmes et la séparation de variables. Selon les stratégies, deux grandes catégories existent :

- **Mono-niveau (*Single Level*)** : c'est les méthodes MDO qui ne nécessitent qu'un seul optimiseur et considère les disciplines comme outils d'analyse.
- **Multi-niveaux (*Multi Level*)** : à la différence de la catégorie précédente, une approche multi-niveaux utilise un optimiseur global au niveau système et un optimiseur local par discipline.

A.3.1 STRATEGIES MONO-NIVEAU

Dans cette approche un optimiseur global et unique assure le processus d'optimisation, où le problème d'optimisation multidisciplinaire est traité comme un ensemble de paramètres à optimiser. Les disciplines sont ainsi considérées comme étant des outils soit d'analyse ou d'évaluation. Ces méthodes sont plus adéquates lorsque toutes les données du problème sont identifiées, notamment : les variables de conception, les contraintes et les équations d'état. Cette catégorie regroupe les méthodes suivantes :

- MDF (*Multi-Discipline Feasible*) [[165](#), [166](#)] , cette méthode existe aussi sous d'autres noms : NAND (*Nested Analysis and Design*) et SNN (*Single NAND-NAND*), et "All-in-One"
- IDF (*Individual Discipline Feasible*) [[52](#)],
- OBD (*Optimizer-Based-Decomposition*) [[167](#)]
- et "Single-SANDNAND"(SSN) [[165](#), [166](#)]
- AAO (*All At Once*), appelée aussi SSS (*Single-SAND-SAND*) [[165](#), [166](#)]
- FIO (*Fully Integrated Optimization*) [[168](#)]

A.3.2 STRATEGIES MULTI-NIVEAUX

Cette stratégie procède par un optimiseur global et un optimiseur local, de tel sorte que le premier intervient au niveau système et le second par discipline, ces dernières deviennent ainsi comme des optimiseurs locaux plutôt que de simples outils d'analyse. Cette approche est plus appropriée lorsqu'une partie du système global est traitée (soit par un choix ou obligation) comme une boîte noire ayant ses paramètres d'entrées et de sorties, le cas de la confidentialité inter-discipline par exemple. On trouve dans cette catégorie :

- CSSO (*Concurrent SubSpace Optimization*) [[169](#)]
- CO (*Collaborative Optimization*) [[170](#)]
- MCO (*Modified Collaborative Optimization*) [[171](#), [172](#)]

- DIVE (*Disciplinary Interaction Variable Elimination*)[9]
- BLISS (*Bi-Level Integrated*) [173]
- MDOIS (*Multidisciplinary Design Optimization based on Independent Subspaces*) [174]
- DyLeaf (*Dynamic Leader Follower*) [175]
- ATC (*Analytical Target Cascading*) [176]

Parfois, certaines méthodes mono-niveaux, et notamment la méthode AAO, sont utilisées dans le but de vérifier la pertinence d'une solution obtenue avec une méthode multi-niveaux. [78] donnent de plus ample détails sur ces méthodes et les algorithmes auxquels on fait appel pour résoudre ce types de problèmes d'optimisation.

REFERENCES

- [1] T. R. Boone IV and D. P. Miller, "Capability and Cost-Effectiveness of Launch Vehicles," *New Space*, vol. 4, pp. 168-189, September 1, 2016 2016.
- [2] C. Dupont, A. Tromba, and S. Missonnier, "New strategy to preliminary design space launch vehicle based on a dedicated MDO platform," *Acta Astronautica*, 2018.
- [3] G. Boothroyd, "Product design for manufacture and assembly," *Computer-Aided Design*, vol. 26, pp. 505-520, July 1994 1994.
- [4] H. S. Rauschenbach, *Solar cell array design handbook: the principles and technology of photovoltaic energy conversion*: Springer Science & Business Media, 2012.
- [5] G. Boothroyd, P. Dewhurst, and W. A. Knight, *Product Design for Manufacture and Assembly, revised and expanded*: CRC press, 2001.
- [6] V. Krishnan and K. T. Ulrich, "Product development decisions: A review of the literature," *Management science*, vol. 47, pp. 1-21, 2001.
- [7] K. T. Ulrich, "Design is everything?," *Journal of Product Innovation Management*, vol. 28, pp. 394-398, 2011.
- [8] B. Dodson, P. C. Hammett, and R. Klerx, *Probabilistic design for optimization and robustness for engineers*: Wiley Online Library, 2014.
- [9] J. Clément, "Optimisation Multidisciplinaire : Etude Théorique et Application à la Conception des Avions en Phase d'Avant-Projet," Doctoral Dissertation, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, Toulouse, ISAE, 2009.
- [10] J. S. Thomas, M. Agarwal, A. European Space Agency, "The Solar Array Photovoltaic Assembly for the INSAT 4CR Spacecraft Design, Development and In-Orbit Performance " *EUROPEAN SPACE AGENCY -PUBLICATIONS- ESA SP* p. 7, 14-19 September 2008.
- [11] M. Macdonald and V. Badescu, *The International Handbook of Space Technology*. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2014.
- [12] A. A. Siddiqi. (Oct. 4, 2011, 03/02/2020). *Sputnik 1*. Available: https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_924.html
- [13] (2019, 04/02/2020). *Browse Satellites by Launch Date*. Available: <https://www.n2yo.com/browse/>
- [14] G. S. Peter Fortescue, John Stark, "Spacecraft Systems Engineering, 4th Edition," p. 724, September 2011.
- [15] J. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library*: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, El Segundo, CA, USA, 1999.
- [16] M. Macdonald and V. Badescu, *The international handbook of space technology*: Springer, 2014.
- [17] V. L. Pisacane, *Fundamentals of space systems*: Johns Hopkins University/Appli, 2005.
- [18] (04/02/2020). *GPS: The Global Positioning System* Available: <https://www.gps.gov>

- [19] P. Falkner, "Alpbach Summer School 2014 Lecture Mission and System Design," ed, 16-July-2014, p. 32.
- [20] P. D.-I. B. Dachwald, "Basics of Spaceflight Fundamentals & Applications of Space Systems," p. 28, Winter 2009 / 2010 Winter 2009 / 2010.
- [21] M. D. Griffin, *Space Vehicle Design*, 2nd ed. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA, 2004.
- [22] M. R. Patel, *Spacecraft power systems*: CRC press, 2004.
- [23] C. D. Brown, *Elements of Spacecraft Design*: AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., 2002
- [24] S. S. S. V. Institute and M. F. Ames Research Center, California, "State of the Art Small Spacecraft Technology - NASA," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Report NASA/TP—2018–220027, December 2018 2018.
- [25] K. M. Price, D. Pidgeon, and A. Tsao, "Mass and power modeling of communication satellites," 1991.
- [26] N. Tahri, C. Hamrouni, and A. M. Alimi, "Study of current femto-satellite approaches and services," *International Journal of Advanced Computer Science and Applications*, vol. 4, 2013.
- [27] T. R. Perez and K. Subbarao, "A Survey of Current Femtosatellite Designs, Technologies, and Mission Concepts," *Journal of Small Satellites*, vol. 5, pp. 467-482, 2016.
- [28] P. S. M. S. FRS, "Microsatellites moving from research to constellations meeting real operational missions," p. 69, 9-11 June, 2010 9-11 June, 2010.
- [29] G. Maral and M. Bousquet, *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*, 5th ed.: John Wiley & Sons, 2010.
- [30] K. Vipavetz and T. Kraft, "Systems Engineering Lessons Learned from Solar Array Structures and Mechanisms Deployment," 2013.
- [31] E. S. D. Office, "ESA's Annual Space Environment Report," p. 77, 2 May 2019.
- [32] D. Baker, P. Erickson, J. Fennell, J. Foster, A. Jaynes, and P. Verronen, "Space Weather Effects in the Earth's Radiation Belts," *Space Science Reviews*, vol. 214, p. 17, February 2018 2018.
- [33] S. Buchner, "Overview of Single Event Effects," *Int. School on the Effects of Radiation on Embedded Systems for Space Applications, Toulouse, France*, 2011.
- [34] P. S. Adler, "From project to process management in engineering: Strategies for improving development cycle time," 1992.
- [35] C. Cully, "Space Project Management," p. 27, 8 April 2008 8 April 2008.
- [36] E. S. A. ESA, "ECSS Standardization training program Space project management," *ESA UNCLASSIFIED – For Official Use*, p. 73, October 2014 October 2014.
- [37] E. Secretariat, "ECSS-M-ST-10C Space Project Management—Project Planning and Implementation," *ESA-ESTEC Requirements and Standards Division, Noordwijk, Netherlands*, 2009.
- [38] http://sesp.esep.pro/fr/pages_nanosats/html_images/envimage4.html.

- [39] A. Etienne, S. Mirdamadi, M. Mohammadi, R. B. Malmiry, J.-F. Antoine, A. Siadat, J.-Y. Dantan, R. Tavakkoli, and P. Martin, "Cost engineering for variation management during the product and process development," *International Journal on Interactive Design and Manufacturing (IJIDeM)*, vol. 11, pp. 289-300, 2017.
- [40] "The Project Life Cycle Module, Exploration Systems Engineering," NASA.
- [41] P. S. Adler, A. Mandelbaum, E. Schwerer, and V. Nguyen, "From Project to Process Management in Engineering : Strategies for Improving Development Cycle Time," ed. Massachusetts Institute of Technology
Cambridge, Mass. Sloan School of Management, Massachusetts Institute of Technology, 1992, p. 72.
- [42] R. Shishko and R. Aster, "NASA systems engineering handbook," *NASA Special Publication*, vol. 6105, 1995.
- [43] https://www.hellermannntyton.pl/binaries/content/assets/downloads/pl/rozszerzony-zakres-produktow/silicon_rubber_adhesives_for_outer_space_en.pdf, "Courtesy of EADS ASTRIUM," ed.
- [44] P. A. Jones and B. R. Spence, "Spacecraft solar array technology trends," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 26, pp. 17-28, 2011.
- [45] J. Thomas, M. Sudhakar, A. Agarwal, M. Sankaran, and P. Mudramachary, "The Solar Array Photovoltaic Assembly for the INSAT 4CR Spacecraft Design, Development and In-Orbit Performance," in *the 8th European Space Power Conference*, 2008.
- [46] <https://www.videoblocks.com/video/sea-cyclone-on-background-fictional-weather-satellite-flies-past-3d-animation-all-textures-were-created-in-the-graphic-editor-without-photos-and-other-images-bhuqjtvzsjcuoqbb8>.
- [47] (06/02/2020). *Le satellite européen GOCE en images*. Available: https://www.maxisciences.com/satellite/le-satellite-europeen-goce-en-images_art1122.html
- [48] P. R.-S. S. T. Ltd. (06/02/2020). *Surrey Satellite US Announces Payload Manifest for OTB Satellite*. Available: <http://spaceref.biz/business-briefs/surrey-satellite-us-announces-payload-manifest-for-otb-satellite.html>
- [49] S. Barensky. (26 janvier 2016, 06/02/2020). *Contrat signé pour Sentinel 2C et 2D*. Available: <https://www.aerospatium.info/contrat-signé-pour-sentinel-2c-et-2d/>
- [50] B. Dodson, P. C. Hammett, and R. Klerx, *Probabilistic design for optimization and robustness for engineers*: John Wiley & Sons, Ltd, 2014.
- [51] E. Riddle, "Use of optimization methods in small satellite systems analysis," 1998.
- [52] E. J. Cramer, J. Dennis, John E, P. D. Frank, R. M. Lewis, and G. R. Shubin, "Problem formulation for multidisciplinary optimization," *SIAM Journal on Optimization*, vol. 4, pp. 754-776, 1994.
- [53] S. E. Woodard, A. G. Kelkar, and G. Koganti, "Multidisciplinary concurrent design optimization via the Internet," 2001.
- [54] R. D. Braun and I. M. Kroo, "Development and application of the collaborative optimization architecture in a multidisciplinary design environment," *Multidisciplinary design optimization: state of the art*, vol. 80, p. 98, 1997.

- [55] T. J. Mosher, "Improving Spacecraft Design Using a Multidisciplinary Design Optimization Methodology," Ph.D Dissertation, Department of Aerospace Engineering Sciences, University of Colorado 2000.
- [56] S. B. Hamma, "Etude de Méthodes Numériques d'Optimisation Globale," Doctoral Dissertation, Université Paul Sabatier de Toulouse, 1992.
- [57] C. M. D. Optimization, "Chapter 7 Multidisciplinary Design Optimization," p. 53, 2012.
- [58] A. Boudjemai, A. Bacetti, M. A. Zafrane, and R. Hocine, "Multidisciplinary Design Optimization in Small Satellite," in *Multiphysics Modelling and Simulation for Systems Design and Monitoring*, ed: Springer, 2015, pp. 229-238.
- [59] J. R. Martins and A. B. Lambe, "Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures," *AIAA journal*, vol. 51, pp. 2049-2075, 2013.
- [60] M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé, and A. Chriette, "A Survey of Multidisciplinary Design Optimization Methods in Launch Vehicle Design," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 45, pp. 619-642, May 2012 2012.
- [61] J. T. Hwang, D. Y. Lee, J. W. Cutler, and J. R. Martins, "Large-scale multidisciplinary optimization of a small satellite's design and operation," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 51, pp. 1648-1663, 2014.
- [62] G. Fasano and J. Pinter, *Modeling and Optimization in Space Engineering* vol. 144: Springer, Cham, 2013.
- [63] W. Yao, X. Chen, W. Luo, M. van Tooren, and J. Guo, "Review of Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization Methods for Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 47 (6), pp. 450-479, August, 2011 2011.
- [64] A. Riccardi, "Multidisciplinary Design Optimization for Space Applications," Doctoral Dissertation, Staats-und Universitätsbibliothek Bremen, 2012.
- [65] T. Mosher, "Applicability of selected Multidisciplinary Design Optimization methods to conceptual spacecraft design," in *the 6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 1996, p. 4052.
- [66] A. S. Fukunaga and A. D. Stechert, "An evolutionary optimization system for spacecraft design," in *the 10th International Conference on Industrial and Engineering Applications of Artificial Intelligence and Expert Systems*, 1997, p. 1.
- [67] E. R. Taylor, "Evaluation of multidisciplinary design optimization techniques as applied to spacecraft design," in *the IEEE Aerospace Conference.*, 2000, pp. 371-384.
- [68] C. Jilla and D. Miller, "A multiobjective, multidisciplinary design optimization methodology for the conceptual design of distributed satellite systems," in *the 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 2002, p. 5491.
- [69] A. Ravanbakhsh, M. Mortazavi, and J. Roshanian, "Multidisciplinary design optimization approach to conceptual design of a LEO earth observation microsatellite," in *the SpaceOps 2008 Conference*, 2008, p. 3259.
- [70] A. Jafarsalehi, P. M. Zadeh, and M. Mirshams, "Collaborative optimization of remote sensing small satellite mission using genetic algorithms," *Iranian Journal of Science and Technology. Transactions of Mechanical Engineering*, vol. 36, p. 117, 2012.

- [71] W. Wu, H. Huang, S. Chen, and B. Wu, "Satellite Multidisciplinary Design Optimization with a High-Fidelity Model," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 50(2), pp. 463-466, April 2nd 2013 2013.
- [72] H. Fazeley, H. Taei, H. Naseh, and M. Mirshams, "A multi-objective, multidisciplinary design optimization methodology for the conceptual design of a spacecraft bi-propellant propulsion system," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 53, pp. 145-160, 2016.
- [73] A. Jafarsalehi, H. Fazeley, and M. Mirshams, "Spacecraft mission design optimization under uncertainty," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 230, pp. 2872-2887, 2016.
- [74] D. Y. Lee, "Multidisciplinary Optimization Approach for Design and Operation of Constrained and Complex-shaped Space Systems," 2016.
- [75] J. A. Rodiek and H. W. Brandhorst, "Solar array reliability in satellite operations," in *the 33rd IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 2008, pp. 1-4.
- [76] M. Oda, Y. Hagiwara, S. Suzuki, T. Nakamura, N. Inaba, H. Sawada, M. Yoshii, and N. Goto, "Measurement of Satellite Solar Array Panel Vibrations Caused by Thermal Snap and Gas Jet Thruster Firing," in *Recent Advances in Vibrations Analysis*, ed: IntechOpen, 2011.
- [77] R. Lombardi, "Design, simulation, management and control of a cooperative, distributed, earth-observation satellite system," 2014.
- [78] M. Balesdent, "Optimisation Multidisciplinaire de Lanceurs," Ph.D. Dissertation, Ecole centrale de Nantes (ECN), 2011.
- [79] M. Balesdent, N. Bérend, and P. Dépincé, "Stagewise multidisciplinary design optimization formulation for optimal design of expendable launch vehicles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 49, pp. 720-730, 2012.
- [80] M. J. Reiner and J. Bals, "Nonlinear inverse models for the control of satellites with flexible structures," in *the 10 th International Modelica Conference.*, Lund; Sweden, 2014, pp. 577-587.
- [81] F. Morovat, A. Mozaffari, J. Roshanian, and H. Zare, "A novel aspect of composite sandwich fairing structure optimization of a two-stage launch vehicle (Safir) using multidisciplinary design optimization independent subspace approach," *Aerospace Science and Technology*, vol. 84, pp. 865-879, 2019.
- [82] M. A. Zafrane, A. Boudjemai, and N. Boughanmi, "Interactive design of Space Manufacturing Systems, Optimality and Opportunity," *International Journal on Interactive Design and Manufacturing (IJIDeM)*, vol. 13 (2), pp. 773-796, December 15th 2018 2019.
- [83] D. Y. Lee, J. W. Cutler, J. Mancewicz, and A. J. Ridley, "Maximizing photovoltaic power generation of a space-dart configured satellite," *Acta Astronautica*, vol. 111, pp. 283-299, 2015.
- [84] R. Sarjila, K. Ravi, J. Belwin Edward, K. S. Kumar, and A. Prasad, "Parameter extraction of solar photovoltaic modules using gravitational search algorithm," *Journal of Electrical and Computer Engineering*, vol. 2016, 2016.
- [85] H. Mallikarachchi and S. Pellegrino, "Optimized Designs of Composite Booms with Tape Spring Hinges," in *the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*, 2010, p. 2750.

- [86] H. Yang, R. Liu, Y. Wang, Z. Deng, and H. Guo, "Experiment and Multiobjective Optimization Design of Tape-Spring Hinges," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 51 (6), pp. 1373-1384, December 14th 2014 2015.
- [87] J. Jodei, M. Ebrahimi, and J. Roshanian, "Multidisciplinary design optimization of a small solid propellant launch vehicle using system sensitivity analysis," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 38, pp. 93-100, 2009.
- [88] Y. C. Choi, K.-H. Noh, J.-W. Lee, Y.-H. Byun, and B.-K. Park, "Optimal air-launching rocket design using system trades and a multi-disciplinary optimization approach," *Aerospace Science and Technology*, vol. 13, pp. 406-414, 2009.
- [89] C. D. Jilla and D. W. Miller, "Multi-objective, multidisciplinary design optimization methodology for distributed satellite systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 41, pp. 39-50, 2004.
- [90] B. Abdelmadjid, "Rapport de Synthèse des Activités de Recherche," Université des Sciences et de la Technologie Mohamed Boudiaf d'Oran 2015 2015.
- [91] B. Abdelmadjid, "Optimisation Multidisciplinaire en Conception Mécanique des Satellites," Doctoral Dissertation, Faculté de Génie Mécanique
Département de Génie Mécanique, Université des Sciences et de la Technologie Mohamed Boudiaf d'Oran, 2013.
- [92] A. H. Cook, "Newton's law of gravity," E. Britannica, Ed., ed: Encyclopedia Britannica.
- [93] I. Newton, "Four letters from Sir Isaac Newton to Doctor Bentley: containing some arguments in proof of a deity," ed: R. and J. Dodsley, 1756.
- [94] E. Rashedi, H. Nezamabadi-Pour, and S. Saryazdi, "GSA: a gravitational search algorithm," *Information sciences*, vol. 179, pp. 2232-2248, 2009.
- [95] <https://www.indiatoday.in/education-today/gk-current-affairs/story/jupiter-venus-decide-earth-fate-1234014-2018-05-15>, "Earth's orbit is affected by Venus and Jupiter's gravitational pull", ed: India Today Web Desk 2018.
- [96] NASA/JPL-Caltech, "NuSTAR (Nuclear Spectroscopic Telescope Array)," ed: Tony Greicius.
- [97] L. M. Space, "InSight Lander Solar Array Test," vol. 5760x3840, ed, 2018.
- [98] (2018, 03/02/2020). *What inspired the circular panels on the Phoenix Lander and InSight rover?* Available: <https://space.stackexchange.com/questions/24606/what-inspired-the-circular-panels-on-the-phoenix-lander-and-insight-rover>
- [99] <https://www.americaspace.com/2014/06/27/atc-awarded-contract-will-provide-solar-arrays-for-2016-insight-mission-to-mars/>, "The UltraFlex solar arrays," ed, 2016.
- [100] (2016, 03/02/2020). *Low-cost exploration of the solar system*. Available: <https://www.seis-insight.eu/en/public-2/seis-instrument/exomars/54-public/la-mission-insight>
- [101] https://www.nasa.gov/sites/default/files/styles/full_width/public/thumbnails/image/1-tdrs_image_0.jpg?itok=EDcww-v1, "In orbit illustration of TDRS-M," ed: NASA's Goddard Space Flight Center, 2017.
- [102] N. K. Shiflett, "Inside the Astrotech facility in Titusville, Florida, the payload fairing for NASA's Tracking and Data Relay Satellite, TDRS-M, is moved into position to encapsulate the spacecraft,"

- in https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/35679436943_3274db0675_o-2.jpg, ed, 2017.
- [103] (04/02/2020)]. *TDRS 8, 9, 10 (TDRS H, I, J)*. Available: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/tdrs-8.htm
- [104] B. Granath. (2017, 03/02/2020)]. *TDRS-M to Continue Vital Communications Link to Space*. Available: <https://www.nasa.gov/feature/tdrs-m-to-continue-vital-communications-link-to-space>
- [105] (July 15, 2017 03/02/2020). *NASA's TDRS-M Satellite during final Processing (NASA Kennedy ed.)*. Available: <http://spaceflight101.com/atlas-v-tdrs-m/photos-nasas-tdrs-m-satellite-during-final-processing/>
- [106] NASA, "IAE - Inflatable Antenna Experiment," ed, 2011-05-23 22:05:18.
- [107] (04/02/2020). *NASA Images*. Available: <https://archive.org/details/nasa?and%5B%5D=Spartan+&sin=&sort=&page=2>
- [108] NASA, "Photo from Shuttle of the Spartan-207/IAE freeflyer with the deployed antenna system ", I. I. A. E. o. S. F. STS-77, Ed., ed: (image credit: NASA).
- [109] R. Nemiroff and J. Bonnell. (May 25, 1996 03/02/2020). *Astronomy Picture of the Day (Robert Nemiroff Jerry Bonnell ed.)*. Available: <https://apod.nasa.gov/apod/ap960525.html>
- [110] <https://greater.earth/chemically-rigidized-expandable-structures/>, "A typical deployment sequence of an inflatable offset reflector demonstrated with "LOAD-3-1"," ed.
- [111] <https://spacenews.com/solar-panel-suppliers-adjust-to-geo-satellite-slowdown/>, "https://spacenews.com/solar-panel-suppliers-adjust-to-geo-satellite-slowdown/."
- [112] <https://www.surrey.ac.uk/sites/default/files/2018-03/NASA-deployables-review.pdf>, "DEPLOYTECH: Deployment Technology Survey," 2018.
- [113] N. s. P. Library. (04/02/2020). *International Space Station Solar Array*. Available: <https://fineartamerica.com/featured/international-space-station-solar-array-nasascience-photo-library.html>
- [114] D. . . . -H. National Aeronautics and Space Administration Washington, "Reference Guide to the International Space Station," ed, November 2010, p. 140.
- [115] (04/02/2020). *International Space station*. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/multimedia/config.html
- [116] Q. Hu and G. Ma, "Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver," *Aerospace Science and Technology*, vol. 9, pp. 307-317, 2005.
- [117] M. Shahravi and M. Kabganian, "Attitude tracking and vibration suppression of flexible spacecraft using implicit adaptive control law," in *the 2005, American Control Conference, 2005.*, 2005, pp. 913-918.
- [118] A. M. W. a. S. Pellegrino, "Rigid Deployable Solar Array," p. 62, 7 July, 2004. 7 July, 2004.

- [119] D. Schultheiß, "Gravity Compensation of Deployable Solar Arrays for Small Spacecraft," p. 102, November 2003.
- [120] E. D. Peters, "Dynamic instabilities imparted by CubeSat deployable solar panels," Master of Science Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2014.
- [121] J. Ducarne, J. Grave, and X. Reutenauer, "Ensemble deployable " France Patent, 2015.
- [122] C. D. Brown, *Elements of spacecraft design*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [123] B. Yu, H. Wen, and D. Jin, "Review of Deployment Technology for Tethered Satellite Systems," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 34(4), pp. 754–768, 2018.
- [124] G. Tyc, "Dynamics and Stability of Spinning Flexible Space Tether Systems " p. 308, 1998.
- [125] A. R. Luzi, "Commande variante dans le temps pour le contrôle d'attitude des satellites," *Université Paul Sabatier de Toulouse*, 2014.
- [126] E. Hernandez, J. Bolivar, and W. Qing, "Fuzzy Control of a Flexible Satellite Using Reaction Wheels," in *the Applied Mechanics and Materials*, 2011, pp. 2281-2286.
- [127] M. Azimi, M. Shahravi, and K. M. Fard, "Modeling and Vibration Suppression of Flexible Spacecraft Using Higher-Order Sandwich Panel Theory," *International Journal of Acoustics and Vibration*, vol. 22, pp. 143-151, March 1st, 2017.
- [128] B. Abdelmadjid, "Title," unpublished |.
- [129] B. Xiao, Q. Hu, and Y. Zhang, "Adaptive Sliding Mode Fault Tolerant Attitude Tracking Control for Flexible Spacecraft Under Actuator Saturation," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 20(6), pp. 1605-1612, October 25th 2011.
- [130] R. Mohsenipour, H. Nemati, M. Nasirian, and A. K. Nia, "Attitude control of a flexible satellite by using robust control design methods," *Intelligent Control and Automation*, vol. 4, p. 313, 2013.
- [131] D. Hirano, Y. Fujii, S. Abiko, R. Lampariello, K. Nagaoka, and K. Yoshida, "Vibration suppression control of a space robot with flexible appendage based on simple dynamic model," in *the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2013, pp. 789-794.
- [132] X. C. M. Cubillos and L. C. G. De Souza, "Investigation of Multivariable Control Methods for Attitude Control of an Artificial Satellite," 2009.
- [133] J. Fanson and T. K. Caughey, "Positive position feedback control for large space structures," *AIAA journal*, vol. 28, pp. 717-724, 1990.
- [134] M. A. Ayoubi and C. Sendi, "Takagi-Sugeno Fuzzy Model-Based Control of Spacecraft with Flexible Appendage," *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 61, pp. 40-59, 2014.
- [135] L. Liu and D. Cao, "Dynamic modeling for a flexible spacecraft with solar arrays composed of honeycomb panels and its proportional-derivative control with input shaper," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 138, p. 081008, 2016.
- [136] C. J. Harris, "Stability and control of flexible spacecraft with parametric excitation," 1977.

- [137] S. M. Joshi, "A Class of Robust Dissipative Controllers, ," in *Control of large flexible space structures. Lecture Notes in Control and Information Sciences*. vol. 131, ed Berlin, Heidelberg: Springer, 1989, pp. 27-105.
- [138] R. Ryan, "Simulation of actively controlled spacecraft with flexible appendages," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 13, pp. 691-702, 1990.
- [139] A. Bhaya and C. Desoer, "On the Design of Large Flexible Space Structures (LFSS)," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 30, pp. 1118-1120, November 1985 1985.
- [140] (04/02/2020). *Les Satellites du CNES*. Available: http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_europeen/ariane/espace_francais/CNES_satellites.htm
- [141] (04/02/2020). *Télécom 1A, 1B, 1C*. Available: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/telecom-1.htm
- [142] E. Smith. (2018, 04/02/2020)]. *GRACE-FO Satellite Switching to Backup Instrument Processing Unit*. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=7236>
- [143] V. George, B. G. Kamath, I. Thirunavukkarasu, and C. P. Kurian, "Vibration control of flexible spacecraft using adaptive controller," *International Journal on Advanced Science, Engineering and Information Technology*, vol. 2, pp. 34-39, 2012.
- [144] Y. Kong and H. Huang, "Design and experiment of a passive damping device for the multi-panel solar array," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 9, p. 1687814016687965, 2017.
- [145] J. Wei, D. Cao, L. Wang, H. Huang, and W. Huang, "Dynamic modeling and simulation for flexible spacecraft with flexible jointed solar panels," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 130, pp. 558-570, 2017.
- [146] Q. Shen, "On The Dynamics of Spacecraft with Flexible, Deployable and Slewing Appendages," p. 210, August, 13, 1993 August 1993.
- [147] J. P. Stellini, "Magnetic Attitude Control for Spacecraft with Flexible Appendages," Master of Applied Science Thesis, University of Toronto, 2012.
- [148] I. M. da Fonseca, D. A. Rade, L. C. Goes, and T. de Paula Sales, "Attitude and vibration control of a satellite containing flexible solar arrays by using reaction wheels, and piezoelectric transducers as sensors and actuators," *Acta Astronautica*, vol. 139, pp. 357-366, 2017.
- [149] H. K. Rad, H. Salarieh, A. Alasty, and R. Vatankhah, "Boundary control of anti-symmetric vibration of satellite with flexible appendages in planar motion with exponential stability," *Acta Astronautica*, vol. 147, pp. 219-230, 2018.
- [150] J. Fangxu and W. Yong, "Dynamics of a Satellite with Flexible Solar Panels."
- [151] J. P. Laboratory, "Solar Power Technologies for Future Planetary Science Missions," National Aeronautics and Space Administration , Jet Propulsion Laboratory report December 2017 2017.
- [152] S. Asif, "Evolutionary Computation Based Multi-Objective Design Search and Optimization of Spacecraft Electrical Power Subsystems," Ph.D. Dissertation, Faculty of Engineering Department of Electronics and Electrical Engineering, University of Glasgow, 2008.
- [153] O. Safak, "Structural design and analysis of a solar array substrate for a GEO satellite," Master's Thesis, Universitat Politècnica de Catalunya, 2013.

- [154] E. Menteş, D. C. S. Öztürk, M. Bayar, P. Acar, and M. Nikbay, "Reliability Based Design Optimization of Solar Array Structure for a LEO Nanosatellite," *7. Ankara International Aerospace Conference AIAC*, vol. 047, 11-13 September 2013 2013.
- [155] O. Mourra, T. Blancquaert, C. Signorini, and F. Tonicello, "European Cooperation for Space Standardization-The New Standard for Electric and Electronic ECSS-E-ST-20-C," in *the 8th European Space Power Conference*, 2008.
- [156] A. S. S. P. GmbH, "30% Triple Junction GaAs Solar Cell Assembly, Type: TJ Solar Cell Assembly 3G30A, Improved Voltage at Maximum Power Point," A. S. S. P. GmbH, Ed., ed. AZUR SPACE Solar Power GmbH: AZUR SPACE Solar Power GmbH, 2016.
- [157] P. Gaudenzi, "Design criteria and procedures of space structures, The ESA SME Initiative Training Courses," *Space Structures*, p. 31.
- [158] S.-P. D.-T. staff, "Margin philosophy for science assessment studies," p. 11, 15/06/2012 2012.
- [159] S.-H. Cho and S. Eppinger, "Product development process modeling using advanced simulation," 2001.
- [160] P. E. Handbook, *International Society of Parametric Analysts ISPA*, 4th ed.: Vienna, 2008.
- [161] C. F. Lillie and B. E. Thompson, "Parametric cost estimation for space science missions," in *the Advanced Optical and Mechanical Technologies in Telescopes and Instrumentation*, 2008, p. 701827.
- [162] E. European Cooperation for Space Standardization, "ST-60C," "Cost and Schedule Management", " in *ECSS Secretariat, Requirements & Standards Division*, ed. ESA-ESTEC, Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, ESTEC, P.O. Box 299, 2200 AG Noordwijk, The Netherlands, 2008, p. 85.
- [163] M. R. Reddy, "Space solar cells—tradeoff analysis," *Solar energy materials and solar cells*, vol. 77, pp. 175-208, 2003.
- [164] R. Farley and S. Ngo, "Development of the solar array deployment and drive system for the XTE spacecraft," 1995.
- [165] R. J. Balling and J. Sobieszczanski-Sobieski, "Optimization of Coupled Systems - a Critical Overview of Approaches," *AIAA journal*, vol. 34, pp. 6-17, 1996 1996.
- [166] R. J. Balling and J. Sobieszczanski-Sobieski, "Optimization of Coupled Systems - a Critical Overview of Approaches," Institute for Computer Applications in Science and Engineering (ICASE), Report 0001-1452, December 1994 1994.
- [167] I. Kroo, "Distributed multidisciplinary design and collaborative optimization," *VKI lecture series on optimization methods & tools for multicriteria/multidisciplinary design*, pp. 15-19, 2004.
- [168] N. Alexandrov and R. Lewis, "Algorithmic Perspectives on Problem Formulations in MDO," in *the 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Long Beach, CA, 2000, p. 4719.
- [169] J. Sobieszczanski-Sobieski, "Optimization by decomposition: a step from hierarchic to non-hierarchic systems," 1988.
- [170] R. D. Braun and I. M. Kroo, "Development and application of the collaborative optimization architecture in a multidisciplinary design environment," 1995.

- [171] A.-V. DeMiguel and W. Murray, "An analysis of collaborative optimization methods," in *the 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 2000, p. 4720.
- [172] A.-V. De Miguel, "Two decomposition algorithms for nonconvex optimization problems with global variables," Ph.D Dissertation, Department of Management Science and Engineering, Stanford University, 2001.
- [173] J. S.-S. Langley and J. S. Agte, "Bi-level integrated system synthesis (BLISS)," 1998.
- [174] M. K. Shin and G. J. Park, "Multidisciplinary design optimization based on independent subspaces," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 64, pp. 599-617, 2005.
- [175] M. Tava, "Integrated multidisciplinary and multicriteria optimization of a space transportation system and its trajectory," in *the 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, 2003, p. U. 3.03.
- [176] N. Michelena, H. M. Kim, and P. Papalambros, "A system partitioning and optimization approach to target cascading," in *the 12th International Conference on Engineering Design*, 1999, pp. 1109-1112.