

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان -

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



THESE

Présentée pour l'obtention du **grade de DOCTEUR EN SCIENCES**

En : Télécommunications

Spécialité : Télécommunication et Informatique Spatiale

Par : BERREZZOUG Salima

Sujet

**APPLICATION DES METHODES D'OPTIMISATION
MULTIDISCIPLINAIRE A LA CONCEPTION DES
SATELLITES DE TELECOMMUNICATIONS**

Soutenue publiquement, le 29/05/2021, devant le jury composé de :

M BOUACHA Abdelhafid	Professeur	Univ. Tlemcen	Président
M BENDIMERAD Fethi Tarik	Professeur	Univ. Tlemcen	Directeur de thèse
M BOUDJEMAI Abdelmadjid	Maitre de Recherche A	CDS Oran	Co- Directeur de thèse
Mme MELIANI Maghnia	Professeur	Univ. Tlemcen	Examineur 1
M BEKHTI Mohamed	Directeur de Recherche	CDS Oran	Examineur 2

إن عملية انجاز وتصميم الأقمار الصناعية للاتصالات عملية معقدة، لاحتوائها لأنظمة فرعية جد هامة ونظرا لارتباط هذه الأنظمة بعدة تخصصات (الإلكترونيك، الميكانيك، التحكم الزاوي، التحكم الحراري، صاروخ الإطلاق، الخ). هذه الأنظمة الفرعية متعلقة بمتطلبات مهام القمر الصناعي التي تتمثل في حمولته. إن الهدف الأول لهذه الأطروحة هو التصميم الأمثل للأقمار الصناعية للاتصالات عن طريق استخدام عدة خوارزميات متقدمة منها المبنية على أساس مبدأ قوى الجاذبية الأرضية GSA، والخوارزمية الجينية GA، والخوارزمية الهجينة الجديدة PSOGSA. يتعلق الامر من خلال هذه الأطروحة بإيجاد الكتلة الكلية المثلى للقمر الصناعي وذلك من خلال إيجاد قيم مثلى لجميع وسائط التصميم لأنظمة الفرعية المكونة للقمر الصناعي باستعمال تحسين الدالة المثالية متعددة الأهداف.

أما الهدف الثاني هو اقتراح استراتيجية تسمح، من ناحية، بوصف عملية التصميم، ومن ناحية أخرى، إجراء البحث عن التكوين الأمثل من حيث الأداء والخصائص النهائية المناسبة لمهام القمر الصناعي وذلك عن استعمال تقنية تحسين التصميم متعدد النماذج.

في هذه الأطروحة، نقدم النتائج التي تم الحصول عليها للتصميم متعدد التخصصات لقمر صناعي للاتصالات، مع الأخذ بعين الاعتبار العديد من التخصصات الجديدة مقارنة بالبحوث الحالية في نفس الميدان، وهي هندسة القمر الصناعي تحت إنسيابية قاذفة، والاهتزازات الناجمة عن قاذفة وكذلك الصوتيات الاهتزازية.

الكلمات المفتاحية: القمر الصناعي للاتصالات، تحسين التصميم متعدد التخصصات، التأثير الصوتي والاهتزازي، التصميم التفاعلي، الهوائيات العاكسة المزدوجة، خوارزمية بحث الجاذبية، خوارزمية هجينة.

Résumé

Le processus de développement et la conception des satellites de télécommunication sont des processus très complexe, car ils contiennent des sous-systèmes très importants et du fait de la dépendance de ces systèmes avec plusieurs disciplines (électronique, mécanique, stabilisation, contrôle thermique, lanceur, etc.). Ces sous-systèmes sont liés aux exigences de la mission du satellite, qui est sa charge utile.

Le premier objectif de cette thèse est l'optimisation de la conception des satellites de télécommunication en utilisant plusieurs algorithmes avancés, dont ceux basés sur le principe des forces gravitationnelles GSA, Génétique et l'algorithme hybride PSO-GSA. Il s'agit dans cette thèse de la détermination de la masse totale optimale d'un satellite de télécommunication, ceci se traduit par l'optimisation des paramètres de conception de chaque sous-système composant le satellite. Ceci est procédé par l'optimisation multi-objective.

Le deuxième objectif de cette thèse est de proposer une stratégie d'optimisation de conception multidisciplinaire MDO qui permet, d'une part, de décrire le processus de conception, et d'autre part, de conduire la recherche de la configuration optimale en termes de performances par rapport à la mission du satellite, en se basant sur la technique MDO.

Dans cette thèse, nous présentons les résultats obtenus pour la conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication, en prenant en compte de nombreuses nouvelles disciplines par rapport aux recherches actuelles dans le même domaine, à savoir la géométrie du satellite sous la coiffe du lanceur, les vibrations provoquées par un lanceur ainsi que l'effet vibro-acoustique.

Mots clés : Satellite de télécommunication, Optimisation de conception multidisciplinaire MDO, Vibro-acoustique, Vibrations, Conception interactive, Antenne à double réflecteur, Algorithme de recherche gravitationnelle, Algorithme hybride.

Abstract

The development process and the communications satellites design are very complex processes, as they contain very important subsystems and due to the dependence of these systems on several disciplines (electronics, mechanics, stabilization, thermal control, launcher, etc. etc.). These subsystems are linked to the requirements of the satellite's mission, which is its payload. The first objective of this thesis is the optimization of the design of telecommunications satellites using several advanced algorithms; including those based on the Gravitational search Algorithm GSA, Genetics and hybrid algorithms PSO-GSA.

In this thesis, the communication satellite optimal total mass was performed, this results in the optimization of the design parameters of each subsystem composing the satellite. This was done by multi-objective optimization.

The second objective of this thesis is to propose a strategy, which makes it possible, on the one hand, to describe the design process, and on the other hand, to lead the search for the optimal configuration in terms of performance in relation to the satellite mission, based on the multidisciplinary design optimization technique.

In this thesis, we present the results obtained for the communication satellite multidisciplinary design optimization, taking into account many new disciplines compared to current research in the same field, namely satellite geometry under the launcher's fairing, the vibrations caused by a launcher as well as the vibro-acoustic effect.

Keywords: Communication satellite, Multidisciplinary design optimization MDO, Acoustics, Vibration, Interactive design, Dual reflector antenna, Gravitational search algorithm, Hybrid algorithm.

Remerciements

*L*ouange à mon Seigneur "ALLAH" qui m'a doté la faculté de raisonnement.

"Alhamdoulillah", pour m'avoir donné la force, le courage et la volonté afin de parvenir à élaborer ce modeste travail.

Le travail présenté ici a été initié et conduit au laboratoire de Télécommunications LTT de l'Université ABOUBAKR BELKAID de Tlemcen en collaboration avec l'Agence spatiale Algérienne (ASAL). Je tiens à remercier Messieurs Fethi Tarik BENDIMERAD et Sidi Mohamed MERIAH, ancien et actuel Directeur du laboratoire pour le cadre de travail qui nous est fourni.

J'exprime ma sincère reconnaissance à M. Fethi Tarik BENDIMERAD, Professeur à l'Université ABOU BEKR BELKAID pour m'avoir fait l'honneur de diriger cette recherche. Je tiens à le remercier pour sa disponibilité et pour ses valeureux conseils durant ces années de travail.

Je tiens aussi à exprimer ma profonde gratitude au Dr Abdelmadjid BOUDJEMAI Maître de recherches classe A au Centre de Développement des Satellites d'Oran, pour avoir proposé ce sujet me permettant ainsi d'entamer une carrière dans le domaine fascinant qu'est le spatial. En effet, je n'aurais 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 d'avoir fait preuve d'une patience et d'une attention particulière, surtout pour les encouragements et les précieux conseils qu'il m'a donnés pour un aboutissement fiable et utile de ce travail.

Mes remerciements vont également au Professeur A. BOUACHA de l'université de Tlemcen pour avoir accepté de participer à ce jury de thèse et d'en être le président. De même, je suis particulièrement reconnaissante à : Mme M. MELIANI Professeur à l'université de Tlemcen et Mr. M. BEKHTI, Directeur de Recherche au sein du centre de développement des satellites CDS, d'avoir acceptés de faire partie du jury, lire mon manuscrit, juger de façon constructive mon travail et valider l'ensemble en m'accordant le titre de docteur.

Que mon très cher papa, ma très chère maman et ma douce et tendre sœur veuillent trouver dans ce travail l'expression de ma profonde et sincère reconnaissance. Je les remercie affectueusement pour leurs encouragements permanents durant ces longues années d'études et surtout pour leurs sacrifices, patiences et soutiens inconditionnels durant les moments de stress et de doute.

Enfin, mes remerciements vont à mes très chers frères, mon adorable nièce Nadjwa, tous mes proches et toutes les personnes qui me sont chères.

Merci à tous très profondément.

Table des matières

ملخص.....	2
Résumé	3
Abstract.....	4
Table des matières.....	6
Liste des Figures	10
Liste des Tableaux.....	14
Publications et Communications Internationales.....	15
Acronymes et Annotations.....	16
INTRODUCTION GENERALE	19
CHAPITRE 1	22
ETAT DE L'ART SUR LES TECHNIQUES ET TECHNOLOGIES DES SATELLITES DE TELECOMMUNICATIONS.....	22
1.1 Introduction	23
1.2 Naissance des satellites de télécommunications.....	24
1.3 Principes de base des télécommunications par satellite.....	24
1.4 Règlementations et bandes de fréquence.....	26
1.5 Avancées dans les technologies des satellites de télécommunication	27
1.6 Architecture d'un satellite de télécommunication	29
1.6.1 La plate-forme	31
1.6.2 Architecture des charges utiles de télécommunications	34
1.6.3 Interface satellite lanceur et configuration de lancement	39
1.6.4 Câblage et pyrotechnie	41
1.7 Exigences Et Contraintes De Conception Des Satellites De Télécommunications	41
1.7.1 Contraintes Masse et encombrement.....	41
1.7.2 Contraintes Mécaniques	42
1.7.3 Contraintes environnementales :.....	43
1.7.4 Contraintes thermiques	43
1.7.5 La surface réfléchissante	44
1.7.6 Le système de déploiement.....	44
1.8. Développement et Management d'un projet spatial	45
1.8.1 Notions de phases du processus de développement d'un véhicule spatial.....	46
1.8.2 Revues d'un projet spatial	46
1.9 Classification des satellites de télécommunications.....	48

1.10	Orbite d'un satellite de télécommunication	48
1.10.1	Orbite géostationnaire GEO	48
1.10.2	Orbite de transfert et mise à poste d'un satellite géostationnaire	49
1.11	Infrastructure et Salle blanche	51
1.12	Effet de l'environnement spatial.....	52
1.12.1	Les moyens de test d'environnement spatial	53
1.12.2	Essais du vide thermiques.....	53
1.12.3	Les essais de vibrations et de chocs.....	54
1.12.4	Les essais acoustiques	55
1.12.5	Essais RF-CEM (Compatibilité-Electro-Magnétique).....	56
1.21.6	Les tests inertiels	57
1.12.7	Tests de déploiement des panneaux solaires	57
1.13	Problématique de conception d'un satellite de télécommunication.....	58
1.14	Conclusion	59
CHAPITRE 2	60
METHODES D'OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE ET APPLICATION AUX SATELLITES DE TELECOM	60
2.1	Introduction	61
2.2	Formulation d'un problème d'optimisation classique	62
2.2.1	Méthodes d'optimisation classiques.....	63
2.2.2	Classification des méthodes d'optimisation	63
2.3	Hybridation de méthodes.....	65
2.3.1	Objectifs de l'hybridation.....	66
2.3.2	Techniques d'hybridation.....	66
2.4	Etat de l'Art de l'application de MDO dans les satellites.....	67
2.5	Optimisation de conception Multidisciplinaire (MDO).....	68
2.5.1	Optimisation Multi-objective	69
2.5.2	Optimisation multidisciplinaire d'un système.....	71
2.6	Formulation du problème MDO	72
2.6.1	Type de variables.....	74
2.6.2	Types de contraintes	75
2.6.3	Types de fonctions.....	75
2.7	Les différentes approches MDO.....	75
2.7.1	Méthode d'Analyse multidisciplinaire	76
2.7.2	Stratégie mono-niveau de la méthode MDF.....	78
2.7.3	Stratégie multi-niveau de la méthode CO (Optimisation collaborative)	79

2.8 Les algorithmes d'optimisation	80
2.8.1 Algorithme de recherche gravitationnelle (GSA).....	81
2.8.2 Optimisation par Essaim de Particule.....	87
2.8.3 Algorithme hybride PSO-GSA	90
2.8.4 Algorithmes génétiques	92
2.9 CONCLUSION	94
CHAPITRE 3.....	95
CONCEPTION ET MODELISATION MULTIDISCIPLINAIRE D'UN SATELLITE DE TELECOMMUNICATION	95
3.1 Introduction	96
3.2 Calcul d'orbite	96
3.2.1 Détermination de la position du satellite	97
3.2.2 Vitesse du satellite	97
3.2.3 Mouvement réel d'un satellite	98
3.2.4 Temps et systèmes référentiels	99
3.2.4.1 Systèmes référentiels	99
3.2.4.2 Echelle du temps.....	99
3.2.4.2.1 Temps	99
3.2.4.2.2 Temps d'éclipse.....	100
3.3 Dimensionnement de la charge utile.....	101
3.3.1 Calcul du bilan de liaison	102
3.3.2 Dimensionnement des transpondeurs	104
3.3.3 Dimensionnement de l'antenne.....	104
3.3.4 Masse de la charge utile.....	109
3.4 Dimensionnement de la plateforme	109
3.4.1 Dimensionnement du sous-système d'alimentation électrique	110
3.4.2 Dimensionnement du sous-système de contrôle thermique	115
3.4.3 Dimensionnement du sous-système propulsion.....	116
3.4.4 Le dimensionnement du sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite.....	117
3.4.5 Le dimensionnement du sous-système télémétrie, télécommande et contrôle	118
3.4.6 Le dimensionnement du sous-système structure et mécanisme.....	119
3.4.7 La masse de la plateforme	119
3.4.8 Détermination du Facteur d'échelle.....	120
3.5 Effet des vibrations de lancement sur un satellite de télécommunication	120
3.6 Analyse géométrique du satellite sous la coiffe du lanceur.....	122
3.7 Effet de l'acoustique du lancement sur un satellite de télécommunication.....	123
3.8 Conclusion	125

CHAPITRE 4.....	126
Analyse de conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication : Discussion et interprétation des résultats.....	126
4.1 Introduction	127
4.2 Développement d'un nouveau modèle d'optimisation multidisciplinaire de conception d'un satellite de télécommunication.....	127
4.2.1 Introduction.....	127
4.2.2 Processus MDO d'un satellite de télécommunication géostationnaire.....	127
4.2.3 Présentation du diagramme DSM.....	129
4.3 Présentation du problème d'optimisation du GeoComsat	132
4.3.1 Formulation du problème et la stratégie MDO développée.....	132
4.3.2 Les paramètres de simulation	136
4.4 Discussion et interprétation des résultats.....	138
4.4.1 Présentation et analyse des résultats de la discipline d'orbitographie	139
4.4.2 Présentation et analyse des résultats de la charge utile.....	140
4.4.3 Analyse des résultats concernant la masse totale du GeoComsat.....	160
4.4.4 Les valeurs optimales pour GeoComsat	169
4.4.5 Analyse des résultats dans le cas de la présence de l'acoustique et des vibrations	170
4.5 Etude comparative	172
4.5.1 Optimisation de la masse du GeoComsat par l'algorithme génétique GA	172
4.5.2 Analyse comparative	173
4.6 Conclusion	174
CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES	177
BIBLIOGRAPHIE.....	181

Liste des Figures

Figure 1. 1 : Évolution croissante de la demande des satellites	23
Figure 1. 2 : Communication par satellite	26
Figure 1. 3 : Architecture d'un satellite de télécommunication avec ses différents sous systèmes.....	30
Figure 1. 4 : Vue éclatée d'un satellite de télécommunication.....	30
Figure 1. 5 : Description d'un satellite de télécommunication	31
Figure 1. 6 : La plate-forme d'un satellite de télécommunication.....	32
Figure 1. 7 : DS-2000-based Satellite – Photo: Mitsubishi Electric	32
Figure 1. 8 : Croissance de la demande de répéteurs des satellites de télécommunication	34
Figure 1. 9 : Antennes dans les satellites de télécommunications.....	35
Figure 1. 10 : charge utile du DS-2000 Components – Photo: Mitsubishi Electric	36
Figure 1. 11 : Synoptique simplifié d'une charge utile de satellite de télécommunications.	36
Figure 1. 12 : Exemple d'un répéteur transparent	38
Figure 1. 13 : Exemple d'architecture d'un répéteur régénératif	38
Figure 1. 14 : Représentation des antennes embarquées sur un satellite Bande Ku (STENTOR)	39
Figure 1. 15 : Interface satellite-lanceur	40
Figure 1. 16 : configuration de lancement.....	40
Figure 1. 17 : Adaptateur conique du satellite Inmarsat série 5 prêt pour le lancement	40
Figure 1. 18 : Câblage	41
Figure 1. 19 : Encombrement du satellite sous la coiffe du lanceur	42
Figure 1. 20 : Volume sous la coiffe du lanceur.....	42
Figure 1. 21 : Système de déploiement d'un satellite de télécommunication	44
Figure 1. 22 : Les phases, les revues et les états associés aux projets spatiaux.....	47
Figure 1. 23 : Classification des différents types de satellites	48
Figure 1. 24 : Mise en orbite géostationnaire.....	51
Figure 1. 25 : Salle blanche typique du Eads astrium	52
Figure 1. 26 : Essais thermiques.....	54
Figure 1. 27 : Essais de vibrations et de chocs	55
Figure 1. 28 : Les essais acoustiques.....	56
Figure 1. 29 : Essais RF-CEM (Compatibilité-Electro-Magnétique).....	56
Figure 1. 30 : Tests inertiel du satellite INSAT-4A.	57
Figure 1. 31 : Tests de déploiement des panneaux solaires	57
Figure 1. 32 : Stratégie de conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication.....	59

Figure 2. 1 : Organigramme de classification des méthodes d'optimisation.....	64
Figure 2. 2 : Techniques d'hybridation de méthodes.....	67
Figure 2. 3 : Conception et optimisation traditionnelle d'un système spatial.....	71
Figure 2. 4 : Optimisation multidisciplinaire, approche couplée.....	72
Figure 2. 5 : Optimisation multidisciplinaire, approche découplée.....	72
Figure 2. 6 : Problème d'optimisation multidisciplinaire.....	74
Figure 2. 7 : Modèle d'analyse multidisciplinaire.....	77
Figure 2. 8 : Diagramme de la méthode MDF.....	79
Figure 2. 9 : Diagramme de la méthode CO.....	80
Figure 2. 10 : Interaction entre les astres.....	82
Figure 2. 11 : Force gravitationnelle entre deux masses.....	82
Figure 2. 12 : Lois newtoniennes : forces et accélérations des particules.....	83
Figure 2. 13 : Organigramme de l'algorithme GSA.....	86
Figure 2. 14 : Le phénomène de l'essaim.....	87
Figure 2. 15 : Différents types de topologie pour un essaim de particules.....	88
Figure 2. 16 : Organigramme de l'algorithme de PSO.....	90
Figure 2. 17 : Organigramme de l'algorithme hybride PSO-GSA.....	92
Figure 2. 18 : Etapes de l'algorithme Génétique.....	93
Figure 2. 19 : Organigramme de l'algorithme Génétique GA.....	94
Figure 3. 1 : Discipline orbitographie.....	96
Figure 3. 2 : Paramètres orbitaux d'un satellite terrestre.....	98
Figure 3. 3 : Repères pseudo-inertiels.....	99
Figure 3. 4 : L'angle bêta.....	100
Figure 3. 5 : Le sous-système charge utile.....	102
Figure 3. 6 : Géométrie d'une antenne Cassegrain avec les différents paramètres géométriques.....	106
Figure 3. 7 : Dimensionnement de la plateforme.....	110
Figure 3. 8 : Dimensionnement du sous-système d'alimentation.....	113
Figure 3. 9 : Le sous-système de contrôle thermique.....	115
Figure 3. 10 : Le sous-système de propulsion.....	116
Figure 3. 11 : Le sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite.....	118
Figure 3. 12 : Le sous-système de télémétrie.....	118
Figure 3. 13 : Le sous-système structures et mécanismes.....	119
Figure 3. 14 : Calcul du facteur d'échelle.....	120
Figure 3. 15 : Environnement vibratoire du satellite dans le lanceur.....	120
Figure 3. 16 : Vibration axiale et latérale du satellite sous la coiffe du lanceur en configuration plié.....	122
Figure 3. 17 : l'effet de l'Acoustique sur un satellite.....	123
Figure 3. 18 : Géométrie du satellite et de la coiffe.....	124
Figure 4. 1 : Décomposition hiérarchique d'un système satellitaire.....	128
Figure 4. 2 : Les niveaux de hiérarchie et de sous-systèmes du GeoComsat.....	129
Figure 4. 3 : Représentation DSM du processus de conception du GeoComsat.....	130
Figure 4. 4 : Représentation du couplage entre les modules de conception de satellites.....	132

Figure 4. 5 : Stratégie MDO défini pour l'optimisation de la conception du satellite GeoComsat.	134
Figure 4. 6 : Interface graphique utilisateur de l'orbite pour le processus MDO.....	139
Figure 4. 7 : Interface graphique utilisateur du bilan de liaison pour le processus MDO.	140
Figure 4. 8 : Evolution du rapport $(C/N_0)_{montant}$	142
Figure 4. 9 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison montante	143
Figure 4. 10 : Evolution du rapport C/N_0 descendant	143
Figure 4. 11 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison descendante	143
Figure 4. 12 : Evolution du facteur G/T descendant.....	144
Figure 4. 13 : Evolution des paramètres de conception le facteur de mérite G/T	144
Figure 4. 14 : Evolution du rapport C/N_0 Total.....	144
Figure 4. 15 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison montante	145
Figure 4. 16 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison descendante	145
Figure 4. 17 : Les Paramètres de l'antenne avec ($D=45\text{cm}$; $F/D=0,8$ $e=3$).....	146
Figure 4. 18 : Vue 3D de l'antenne satellite typique à double réflecteur	147
Figure 4. 19 : Simulation du rayonnement électromagnétique de l'antenne	147
Figure 4. 20 : Diagramme de rayonnement de l'antenne Typique à 30 Ghz.....	148
Figure 4. 21 : La largeur du lobe principal à -3dB	148
Figure 4. 22 : Evolution du gain de l'antenne obtenue par GSA.....	149
Figure 4. 23 : Evolution du rendement d'ouverture de l'antenne obtenue par GSA	149
Figure 4. 24 : Evolution des paramètres de conception de l'antenne obtenue par GSA	150
Figure 4. 25 : Diagramme de rayonnement de l'antenne optimisée avec GSA.....	151
Figure 4. 26 : La largeur du lobe principal à -3dB	151
Figure 4. 27 : Evolution du gain de l'antenne obtenue par PSO GSA	152
Figure 4. 28 : Evolution du rendement de l'antenne par l'algorithme PSO GSA.....	152
Figure 4. 29 : Evolution des paramètres de conception de l'antenne par l'algorithme PSO GSA.....	153
Figure 4. 30 : Vue 3D de l'antenne double réflecteur optimisée.....	154
Figure 4. 31 : Diagramme de rayonnement de l'antenne optimisée avec PSO GSA	154
Figure 4. 32 : La largeur du lobe principal à -3dB pour l'antenne optimisée avec PSO GSA	155
Figure 4. 33 : Diagramme de rayonnement en 3D de l'antenne optimisée avec PSO GSA.....	155
Figure 4. 34 : Diagramme de rayonnement en 3D de l'antenne optimisée	156
Figure 4. 35 : Comparaison d'évolution du gain de l'antenne par GSA et PSO GSA	156
Figure 4. 36 : Comparaison des diagrammes de rayonnements de l'antenne.....	157
Figure 4. 37 : Optimum rapport d/D qui maximise le rendement de l'antenne Cassegrain	158
Figure 4. 38 : Paramètre de blocage C_b en fonction de l'illumination du taper.....	159
Figure 4. 39 : Efficacité dû au blocage et diffraction du sous réflecteur pour différents taper	159
Figure 4. 40 : Représentation graphique par secteur de la masse.....	161
Figure 4. 41 : Evolution de la masse de la charge utile Durant le processus MDO.	162
Figure 4. 42 : Evolution de la masse du sous-système Propulsion durant le processus MDO	163
Figure 4. 43 : Evolution de la masse du sous-système énergie de bord durant le processus MDO. ...	163
Figure 4. 44 : Evolution de la masse du sous-système SCAO durant le processus MDO.....	164
Figure 4. 45 : Evolution de la masse du sous-système contrôle thermique durant le processus MDO	164

Figure 4. 46 : Evolution de la masse du sous-système structure durant le processus MDO	165
Figure 4. 47 : Evolution de la fréquence latérale durant le processus MDO	165
Figure 4. 48 : Evolution de la fréquence axiale durant le processus MDO	166
Figure 4. 49 : Evolution de la masse totale du GeoComsat durant le processus du MDO	166
Figure 4. 50 : Evolution de la masse du GeoComsat avec différentes valeurs d'optimisation.	167
Figure 4. 51 : Evolution 3D de la masse du GeoComsat en fonction du nombre d'agents (N=50)	168
Figure 4. 52 : Evolution 3D de la masse du GeoComsat en fonction du nombre d'agents (N=150) ..	168
Figure 4. 53 : Evolution 3D de la masse du GeoComsat en fonction du nombre d'agents (N=250) ..	168
Figure 4. 54 : Evolution de la masse du GeoComsat sous l'effet de l'acoustique et vibration	170
Figure 4. 55 : Evolution du niveau de Fréquence Acoustique.....	171
Figure 4. 56 : Evolution du Facteur de Remplissage.....	171
Figure 4. 57 : Evolution de la masse du GeoComsat par l'algorithme GA.	172
Figure 4. 58 : Comparaison de l'évolution de la masse du GeoComsat par GA et GSA.....	173

Liste des Tableaux

Tableau 1. 1 : Les principales bandes de fréquences des télécommunications par satellite.....	27
Tableau 3. 1 : Comparaison des caractéristiques des panneaux solaires pour les satellites GEO.....	114
Tableau 4. 1 : Description des variables de conception	135
Tableau 4. 2 : Description des variables de comportement.....	136
Tableau 4. 3 : Paramètres de l’algorithme GSA.....	137
Tableau 4. 4 : Paramètres de conception utilisés dans la simulation.....	137
Tableau 4. 5 : Paramètres des algorithmes GSA & PSO GSA.....	137
Tableau 4. 6 : Paramètres de conception utilisés dans la simulation.....	138
Tableau 4. 7 : Paramètres de l’algorithme GSA.....	138
Tableau 4. 8 : Comparaison Entre Les Valeurs Réelle Et Simulée	142
Tableau 4. 9 : gain et rendement obtenus avec l'algorithme GSA.....	150
Tableau 4. 10 : les valeurs des paramètres optimisés obtenus par GSA.....	150
Tableau 4. 11 : les valeurs de la fonction objectif et des paramètres optimisés par GSA.....	153
Tableau 4. 12 : Comparaison du gain et rendement de l’antenne entre GSA et PSO GSA.....	157
Tableau 4. 13 : Comparaison des principaux résultats	157
Tableau 4. 14 : Bilan de masse moyen d'un satellite de télécommunication géostationnaire	161
Tableau 4. 15 : Les valeurs optimales obtenues avec la MDO.....	169
Tableau 4. 16 : Valeurs optimales	171
Tableau 4. 17 : Paramètres de l’algorithme GA	172
Tableau 4. 18 : Comparaison des résultats entre les deux algorithmes	173
Tableau 4. 19 : Etude comparative.....	174

Publications et Communications Internationales

- Berrezzoug, S., Boudjemai, A. & Bendimerad, F.T. Interactive design and multidisciplinary optimization of geostationary communication satellite. *International Journal on Interactive Design and Manufacturing* 13, 1519–1540 (2019). © Springer.
<https://doi.org/10.1007/s12008-019-00590-7>
- Berrezzoug, S., F. T. Bendimerad, and A. Boudjemai. Communication satellite link budget optimization using gravitational search algorithm. *2015 3rd International Conference on Control, Engineering & Information Technology (CEIT)* p. 1-7. © IEEE, 2015.
<https://doi.org/10.1109/CEIT.2015.7233120>
- S. Berrezzoug, A. Boudjemai, and F.T. Bendimerad, Determination and visualization of the trajectories of Satellites , *Journal of Telecommunications. Volume 19, Issue 1, March 2013.* (ISSN: 2042-8839) UK, 2013.
- Berrezzoug, S., F. T. Bendimerad, and A. Boudjemai. Calculation Results of Link Satellite in orbit and Ground Station. *International Conference on Engineering of Industrial Safety and Environnement ICISE'14, 26th-27th of January, 2014, at Oran, Algeria.*
- Berrezzoug, S., F. T. Bendimerad, and A. Boudjemai. A Satellite link budget calculation. *The Second International Conference on “Research to Applications and Markets”* Sousse, 28th -30th June 2013, Tunisia.
- Berrezzoug, S., F. T. Bendimerad, and A. Boudjemai. Détermination de trajectoires de satellites en orbite et calcul de bilan de liaison. *Colloque international d'Informatique, Automatique et Electronique CIAE.* Du 24 au 25 mars 2011 Casablanca, Maroc.
- S. Berrezzoug & M.A. Rabah. Application de la télécommunication dans le domaine spatial. *Journée d'étude sur les télécommunications, Institut de technologie du centre universitaire d'Ain-Temouchent (Belhadj Bouchaib),* le 04 mars 2019.
- M. A. Rabah, W. Belgacem, S. Berrezzoug « Novel patch antenna design for satellite application", *International Journal of Advanced Science and Technology*, Vol. 29, No. 4, (2020), pp.9838–9845.

Acronymes et Annotations

AAO	All At Once
ADCS	Attitude Determination and Control System
ADSL	Asymmetric Digital Subscriber Line
BER	Bit error rate
BLISS	Bi-Level Integrated
BSS	Broadcasting satellite service
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
CAPEX	Capital expenditure
CEM	Compatibilité électromagnétique
CO	Collaborative Optimization
CSSO	Concurrent SubSpace Optimization
CU	Charge utile
D/C	Down Converter
DBS	Direct broadcast satellite
DIVE	Disciplinary Interaction Variable Elimination
DOD	Depth of Discharge
DSM	Design Structure Matrix
DTH	Direct To Home
DVB-RCS	Digital Video Broadcast - Return Channel System
DVB-S	Digital Video Broadcasting - Satellite
EOR	Electric Orbit Raising
EP	Electric propulsion
ETSI	European Telecommunications Standards Institute
FIO	Fully Integrated Optimization
FSS	Fixed satellite service
GA	Genetic Algorithm
GEO	Geostationary Earth Orbit
GeoComsat	Geostationary Communications Satellite
GPS	Global Positioning System
GRASP	General Reflector Antenna Software Package
GSA	Gravitational search algorithm
GTO	Geosynchronous Transfer Orbit

Liste des acronymes

HEPA	High Efficiency Particulate Air
HPA	High Power Amplifier
HPBW	Half power beamwidth
HTS	High-throughput satellite
ICARA	Induced current Analysis of Reflector Antenna
IDF	Individual Discipline Feasible
IMUX	Input Multiplexer
JD	Julian Date
JC	Julian calendar
LNA	Low Noise Amplifier
MDA	Multidisciplinary design analyse
MDF	Multi-Discipline Feasible
MDO	Multidisciplinary design optimization
Msat	La masse du satellite
MSS	Mobile satellite service
NSSK	North-South Station Keeping
OMUX	Output Multiplexer
PIRE	Puissance isotrope rayonnée équivalente
PMAD	Power management and distribution
PSO	Particle Swarm Optimisation
PSOGSA	Hybrid Particle Swarm Optimization & Gravitational Search Algorithm
RCVO	ReCeIve Only
RF	Radio fréquence
SCAO	Système de commande d'attitude et d'orbite
SDMB	Satellite Digital Multimedia Broadcasting
TCP/IP	Transmission Control Protocol/Internet Protocol
TTC	Telemetry, Tracking & Control
TWTA	Travelling Wave Tube Amplifier
UIT	Union Internationale des Télécommunications
VSAT	Very Small Aperture Terminal

INTRODUCTION

GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

Les satellites de télécommunication ont été développés pour des applications commerciales et militaires et les objectifs de leurs applications diffèrent. Les systèmes commerciaux sont configurés pour desservir des segments de marché particuliers et sont destinés à fournir autant de capacité de système que possible à partir de l'allocation de fréquences disponible.

La télécommunication par satellite est l'une des produits les plus impressionnantes des programmes spatiaux et a apporté une contribution majeure à la structure des communications internationales. L'aspect d'ingénierie des télécommunications par satellite combine des sujets aussi divers que les antennes, la propagation des ondes radio, le traitement du signal, la communication des données, la modulation, la détection, le codage, le filtrage, la mécanique orbitale et l'électronique. Chacun est un domaine d'étude majeur et chacun a sa propre littérature approfondie. L'ingénierie des communications par satellite met l'accent sur le matériel pertinent de ces domaines.

Les conceptions des satellites de télécommunications sont des projets à long terme (environ 10 à 15 ans) impliquant des budgets importants et nécessitant une organisation complexe. Les organismes spatiaux soulignent la nécessité de réduire les coûts et d'améliorer l'efficacité des missions spatiales et des lancements de satellites. Il est essentiel d'améliorer le processus de conception des véhicules aérospatiaux pour obtenir un faible coût, une grande fiabilité et des capacités de lancement efficaces. Cette conception est un processus d'optimisation multidisciplinaire complexe, l'objectif est de trouver l'architecture du satellite et les caractéristiques qui offrent des performances optimales tout en satisfaisant aux exigences de conception et en garantissant un certain niveau de fiabilité et de sécurité.

Le processus de conception d'un satellite de télécommunication est complexe et difficile en raison de contraintes physiques et opérationnelles, d'environnements incertains et de conditions d'exploitation extrêmes. La minimisation de la masse des satellites est une tendance importante dans la conception et la fabrication spatiale. L'optimisation multidisciplinaire consiste en un ensemble d'outils de conception des systèmes d'ingénierie permettant d'exploiter

judicieusement les couplages et les synergies entre les différentes disciplines de manière à trouver la conception optimale.

Les approches d'optimisation multidisciplinaire MDO ont des effets significatifs sur la méthodologie de conception des véhicules spatiaux.

La complexité et la conception multidisciplinaire rendent difficile la réalisation d'une description complète et une compréhension approfondie de l'ensemble du processus de conception. Une avancée récente vers une approche efficace consiste à introduire les méthodes MDO dans les premières phases de la conception du système, afin de réduire les coûts de développement, de maîtriser le cycle de développement et, d'obtenir une haute qualité de produit.

Cette thèse a pour objectif l'intégration des techniques basées sur les méthodes d'optimisation multidisciplinaire MDO dans la conception d'un satellite de télécommunication générique GeoComsat en identifiant la charge utile, les sous-systèmes, le lanceur, les vibrations, l'orbite, l'acoustique sous la coiffe du lanceur, la géométrie du satellite et les connexions entre eux.

Contribution de la thèse :

La conception des engins spatiaux tels que les satellites est un processus excessivement complexe ; un grand nombre de paramètres, y compris la géométrie des composants, les propriétés des matériaux, l'environnement spatial, etc., doivent être pris en compte. Plutôt que de chercher à optimiser un seul objectif, les ingénieurs évaluent simultanément plusieurs critères concurrents tels que le coût, le poids et la fiabilité dans un processus appelé optimisation multi-objectifs.

Notre contribution consiste à mettre en œuvre une nouvelle approche de modélisation basée sur les techniques MDO en introduisant d'autres problèmes liés à la performance du système et d'autres disciplines telles que l'acoustique, vibration, coiffe du lanceur, géométrie du satellite.

L'application d'un algorithme d'optimisation récent basé sur les méta-heuristiques peut rapidement déterminer un ensemble de solutions efficaces, l'application de cette approche dans le processus d'optimisation d'un satellite géostationnaire peut fournir au décideur un outil d'aide à la conception d'un système complexe afin d'analyser et de mettre en place les meilleures solutions et défis.

Les activités de recherche dans cette thèse se déclinent autour de plusieurs points :

- Formulation de problèmes d'optimisation dans un contexte MDO.
- Développement d'une nouvelle approche MDO pour la conception d'un satellite de télécommunication en incluant nouvelles disciplines par rapport à la recherche actuelle dans ce domaine, il s'agit des : Vibrations, acoustique, géométrie du satellite sous la coiffe du lanceur :
 - Faisant intervenir une nouvelle approche d'optimisation multidisciplinaire.
 - Application de l'algorithme à base de la recherche de gravité GSA.
 - Application de l'algorithme hybride PSO GSA.
 - Application de l'algorithme génétique GA.

Organisation du manuscrit

Le chapitre 1 présente un état de l'art sur les techniques et technologies des satellites de télécommunications, faisant intervenir le développement et l'architecture d'un satellite de télécommunication, les exigences et contraintes de conception, le déroulement logique d'un projet spatial ainsi que l'environnement spatial et les moyens de test appropriés.

Le chapitre 2 concerne quelques généralités sur les techniques d'optimisation classique et l'hybridation des méthodes ainsi que la présentation des concepts fondamentaux nécessaires pour décrire un processus MDO. Nous allons aussi expliciter dans ce chapitre les principales méthodes MDO utilisées dans la littérature et les éléments qui constituent ces méthodes, ensuite la description des algorithmes d'optimisation métaheuristiques utilisés dans le processus MDO à savoir l'algorithme de recherche gravitationnelle GSA, l'optimisation par l'algorithme hybride PSO GSA et l'algorithme génétique.

Dans le troisième chapitre on traite le modèle mathématique à utiliser pour la résolution du problème de conception des satellites de télécommunications, il s'agit des formulations mathématiques des différentes disciplines.

Le quatrième chapitre est consacré à la mise en place de la stratégie MDO d'un satellite de télécommunication géostationnaire développée dans cette thèse. Dans ce chapitre nous allons présenter les différents résultats obtenus et leurs interprétations. Il s'agit des différentes analyses de l'application des méthodes MDO dans la conception des satellites de télécommunications et une comparaison avec des résultats issues de la littérature.

Et finalement une conclusion générale en résumant les principaux résultats obtenus durant cette thèse ainsi les perspectives de futurs travaux.

C HAPITRE 1

ETAT DE L'ART SUR LES TECHNIQUES ET TECHNOLOGIES DES SATELLITES DE TELECOMMUNICATIONS

1.1 Introduction	23
1.2. Naissance des satellites de télécommunications	24
1.3. Principes de base des télécommunications par satellite	24
1.4. Règlementations et bandes de fréquence	26
1.5 Avancées dans les technologies des satellites de télécommunication	27
1.6 Architecture d'un satellite de télécommunication	29
1.7 Exigences Et Contraintes De Conception Des Satellites De Télécommunications	41
1.8. Développement et Management d'un projet spatial	45
1.9 Classification des satellites de télécommunications	48
1.10 Orbite d'un satellite de télécommunication	48
1.11 Infrastructure et Salle blanche	51
1.12 Effet de l'environnement spatial	52
1.13 Problématique de conception d'un satellite de télécommunication	58
1.14 Conclusion	59

1.1 Introduction

Les télécommunications par satellite permettent de repousser les limites de la transmission de données par voie terrestre. Ainsi, une audience de millions de foyers et d'entreprises peut être desservie par un même satellite même lorsque les utilisateurs sont situés dans des régions hostiles aux moyens classiques de transmission et de diffusion.

La position en haute altitude des émetteurs autorise, bien évidemment, des zones de couverture très étendues. Avec seulement trois satellites, il est possible de transmettre sur la quasi-totalité du globe. Pour obtenir une couverture équivalente avec des moyens terrestres, il faudrait un réseau d'émetteurs au sol très dense et très coûteux.

L'évolution de la demande des charges utiles des satellites de télécommunication est toujours en croissance.

Des innovations importantes dans les applications de communication et de navigation telles que les systèmes de charge utile par radiofréquence (RF), les charges utiles flexibles et les charges utiles régénératives avancées contribuent à la croissance de l'industrie. Cependant, les coûts élevés de conception et de fabrication devraient représenter un sérieux défi pour la croissance du marché au cours des prochaines années (voir figure 1.1).

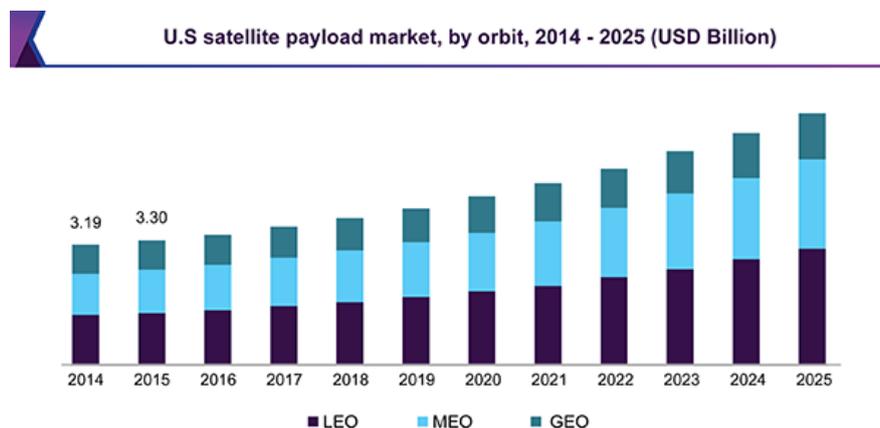


Figure 1. 1: Évolution croissante de la demande des satellites [1]

Le segment des communications et de la navigation a contribué de manière significative à la croissance de l'industrie en 2016, le segment des télécommunications ayant connu une forte adoption de charges utiles flexibles. L'émergence des satellites à haut débit (HTS) est l'une des tendances clés qui anime le segment de la communication et de la navigation. La baisse

significative du prix des données et l'augmentation massive de l'efficacité des CAPEX des satellites ont transformé l'industrie des communications.

Les charges utiles de communication ont été témoins de nouvelles tendances technologiques, notamment la canalisation, l'antenne à réflecteur gonflable spatiale, les routeurs Internet dans l'espace et le développement d'amplificateurs de puissance. Les charges utiles ont contribué à fournir des informations sur des domaines de niche tels que la couverture aérienne et maritime en s'intégrant aux systèmes terrestres.

Le secteur commercial a dominé l'industrie avec une part des revenus de plus de 30% en 2016. La demande accrue de charges utiles commerciales peut être attribuée au besoin croissant de services Internet à large bande et de vidéos haute définition. Le besoin de telles vidéos hautes définitions a augmenté la demande pour une plus grande capacité satellite, permettant aux joueurs d'élargir leurs flottes en orbite.

1.2. Naissance des satellites de télécommunications

Les communications par satellite sont le résultat de recherches dans le domaine des technologies de la communication et de l'espace, dont l'objectif est d'atteindre des portées et des capacités de plus en plus étendues aux coûts les plus bas possibles [2].

La Seconde Guerre mondiale a stimulé le développement de deux technologies bien distinctes : les missiles et les micro-ondes. L'expertise acquise par la suite dans l'utilisation combinée de ces deux techniques a ouvert l'ère des communications par satellite. Le service fourni de cette manière complète utilement fournies précédemment exclusivement par les réseaux terrestres utilisant la radio et les câbles

L'ère spatiale a débuté en 1957 avec le lancement du premier satellite artificiel (Sputnik). Les années suivantes ont été marquées par diverses expériences et le premier satellite géostationnaire est SYNCOM (1963).

En 1965, le premier satellite géostationnaire commercial INTELSAT I (ou Early Bird) a inauguré la longue série d'INTELSAT ; la même année, le premier satellite de télécommunication soviétique de la série MOLNYA a été lancé. [2]

1.3. Principes de base des télécommunications par satellite

Le développement des télécommunications est une caractéristique fondamentale des sociétés modernes. Il conditionne de nombreux aspects de la vie du monde

contemporain. Les télécommunications spatiales ont ainsi conduit à une amélioration et un développement considérable du téléphone, du télégraphe, de la télécopie, des téléconférences, la composition simultanée de journaux, les transmissions de données numériques entre filiales d'entreprises, et de nombreuses autres applications. Les télécommunications spatiales contribuent également à la sauvegarde de vies humaines en permettant la localisation rapide des appels de détresse.

Un satellite placé sur l'orbite géostationnaire couvre environ un tiers de la surface du globe terrestre. Il peut donc mettre en liaison des stations quelconques se trouvant dans cette zone. Cette possibilité a permis de mettre en place des télécommunications intercontinentales.

Les systèmes de télécommunications par satellite sont formés de plusieurs éléments : un élément spatial, un centre de contrôle et des infrastructures au sol. L'élément spatial comprend les satellites, qui servent de relais dans l'espace pour acheminer un signal en provenance d'un terminal terrestre vers un point de destination, finale ou intermédiaire, à la surface de la Terre. Le centre de contrôle au sol est chargé de surveiller l'état et la situation de chaque satellite ainsi que de le maintenir à sa place. Les infrastructures permettent de contrôler tout ce qui relève du réseau dans le système de télécommunications, d'enregistrer la durée d'une communication à des fins de facturation et d'attribuer des canaux de communication aux divers usagers (Voir figure 1.2).

Le domaine des satellites de télécommunications est très vaste. On convient de les classer selon le type de service qu'ils rendent :

- **le service de communication avec les mobiles (MSS : Mobile Satellite Service)** pour les avions, les bateaux, les véhicules terrestres et les personnes. Exemple : le système de communications INMARSAT (INternational MARitime SAellite), le système américain de positionnement par satellite GPS (Global Positionning System) et le système européen Galiléo.
- **le service fixe par satellite (FSS : Fixed Satellite Service)** pour la téléphonie fixe, la transmission de données et la télévision point à point. Exemples : les satellites Intelsat pour les réseaux mondiaux ou Télécom pour le réseau français.
- **la radiodiffusion directe par satellite (BSS : Broadcast Service Satellite)** pour la télévision directe et la radiodiffusion sonore.

- la transmission de données à haut débit (Internet, applications multimédia, télémédecine...).
- les télécommunications militaires.

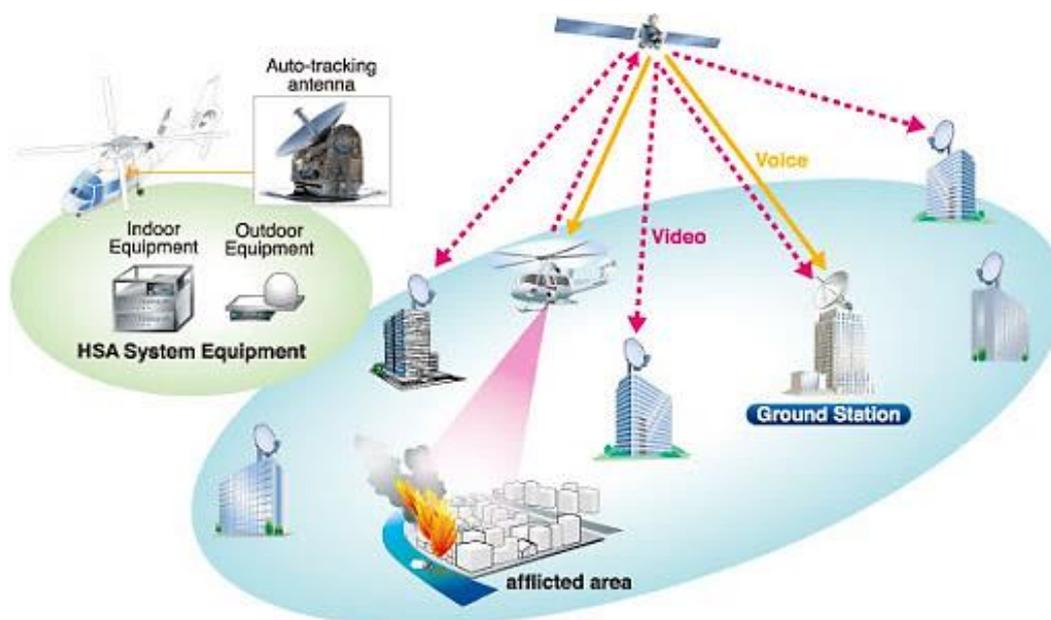


Figure 1. 2: Communication par satellite [3]

1.4. Règlements et bandes de fréquence

Deux fréquences sont nécessaires pour la communication entre une station au sol et un satellite ; une pour la communication de la station terrestre vers le satellite, appelée la fréquence de liaison montante et une autre fréquence pour la communication du satellite à une station terrestre, appelée fréquence de liaison descendante. Ces fréquences, réservées à la communication par satellite, sont divisées en plusieurs bandes dans la gamme de fréquences gigahertz (micro-ondes) telles que les bandes L, S, Ku, etc. comme indiqué dans le tableau 1.1. En général plus la fréquence est élevée, plus la bande passante disponible est élevée [4].

➤ Règlement radio

La réglementation des radiocommunications est nécessaire pour assurer une utilisation efficace et économique du spectre des fréquences radioélectriques par tous les systèmes de communication par satellite et terrestres. Ce faisant, le droit souverain de chaque État de réglementer ses télécommunications doit être préservé. L'Union Internationale des Télécommunications (UIT) a pour rôle de promouvoir, coordonner et harmoniser les efforts de ses membres en vue de la réalisation de ces objectifs éventuellement contradictoires [2].

Le Tableau 1.1 récapitule les différentes bandes de fréquences utilisées dans les télécommunications par satellite et présente les services et les fonctions associés ainsi que leur degré de saturation.

Tableau 1. 1: Les principales bandes de fréquences des télécommunications par satellite.

Bande	Fréquence montante	Fréquence descendante	Type de service	Applications
P	200 – 400 MHz		MSS	Militaires
L	1,452 – 1,492 GHz		BSS	TV, radio
L	1,61 – 1,66 GHz	1,525 – 1,559 GHz	MSS	Services mobiles civils
S	2,67 – 2,69 GHz	2,16 – 2,52 GHz	BSS	TV, radio, data pour mobiles
C	5,7 -7 GHz	3,4 – 4,8 GHz	FSS	TV, radio, data, internet
X	7,9 - 8,4 GHz	7,25 – 7,75 GHz	FSS	TV, radio, data, internet
Ku	12,75 – 18,1 GHz	10,7 – 12,75 GHz	FSS BSS	TV, radio, data, internet
Ka	27,5 – 31 GHz	17,7 – 21,2 GHz	FSS MSS	Services IP, radio, data internet
Q & V	42,5 - 51 GHz	37,5 – 42,5 GHz	FSS	En développement

1.5 Avancées dans les technologies des satellites de télécommunication

Les premiers satellites ont fourni une faible capacité à un coût relativement élevé ; Par exemple, INTELSAT I pesait 68 kg au lancement pour une capacité de 480 voies téléphoniques et un coût annuel de 32 500 dollars par voie à la fois. Ce coût résulte de la combinaison du coût du lanceur, du satellite, de la courte durée de vie du satellite (1,5 an) et de sa faible capacité. La réduction des coûts est le résultat de nombreux efforts qui ont conduit à la production de lanceurs fiables pouvant mettre en orbite des satellites de plus en plus lourds (typiquement 5900 kg au lancement en 1975, atteignant 10500 kg par Ariane 5 ECA et 13000 kg par Delta IV en 2008). En outre, l'expertise croissante en techniques hyperfréquences a permis de réaliser des antennes multifaisceaux profilées, dont les faisceaux s'adaptent à la forme des continents, qui permettent de réutiliser les fréquences d'un faisceau à l'autre et d'incorporer des amplificateurs de transmission de plus forte puissance. L'augmentation de la capacité des satellites a entraîné une réduction des coûts par voie téléphonique.

Outre la réduction des coûts de communication, la variété des services offerts par les systèmes de communication par satellite constitue la caractéristique la plus remarquable. À l'origine, ils étaient conçus pour transporter les communications d'un point à un autre, comme avec les câbles, et la couverture étendue du satellite était utilisée pour établir des liaisons longue distance ; par conséquent, Early Bird a permis la connexion de stations situées de part et d'autre

de l'océan Atlantique. Cependant, en raison des performances limitées du satellite, il était nécessaire d'utiliser des stations terriennes équipées de grandes antennes et donc d'un coût élevé (environ 10 millions de dollars pour une station équipée d'une antenne de 30 m de diamètre).

L'augmentation de la taille et de la puissance des satellites a permis une réduction conséquente de la taille des stations terriennes, et donc de leur coût, entraînant une augmentation de leur nombre.

De cette manière, il a été possible d'exploiter une autre caractéristique du satellite, à savoir sa capacité à collecter ou à diffuser des signaux depuis ou vers plusieurs sites. Au lieu de transmettre des signaux d'un point à un autre, la transmission peut se faire d'un seul émetteur vers un grand nombre de récepteurs répartis sur une vaste zone ou, inversement, la transmission peut s'effectuer d'un grand nombre de stations à une seule station centrale, souvent appelée Hub. De cette manière, des réseaux de transmission de données multipoints et des réseaux de collecte de données ont été développés sous le nom de réseaux VSAT (terminaux à très petite ouverture) [5].

Plus de 1000000 de micro-stations ont été installées jusqu'en 2008. Pour les services de télévision, les satellites revêtent une importance primordiale pour la collecte de nouvelles par satellite, pour l'échange de programmes entre radiodiffuseurs, pour la distribution de programmes aux stations de radiodiffusion terrestres et aux têtes de câble, ou directement au consommateur individuel. Ces derniers sont communément appelés systèmes de radiodiffusion directe par satellite (DBS) ou systèmes de diffusion directe par satellite (DTH). La radiodiffusion vidéo numérique par satellite (DVB-S), mise au point au début de 1991, est un service en pleine croissance.

La norme pour la deuxième génération (DVB-S2) a été normalisée par l'institut européen de normalisation des télécommunications (ETSI). Ces systèmes DBS fonctionnent avec de petites stations terriennes dotées d'antennes d'un diamètre compris entre 0,5 et 1 m.

Auparavant, les stations clientes étaient des stations de réception uniquement (RCVO). Avec l'introduction de stations de communication bidirectionnelles, les satellites sont un élément clé de la fourniture de services de télévision interactifs et d'Internet à large bande grâce à la mise en œuvre de la norme DVB-RCS (DVB-RCS) dans les installations du fournisseur de services. Ce système utilise TCP / IP pour prendre en charge les services Internet, de multidiffusion et de mise en cache de pages Web par satellite avec un canal de transfert fonctionnant à plusieurs

Mbit/s, et permet aux satellites de fournir des applications de service large bande à l'utilisateur final, telles que des services d'accès direct [6].

Les services triple play basés sur IP (téléphonie, Internet et télévision) sont de plus en plus populaires. Les satellites ne peuvent pas concurrencer la ligne ADSL (Asymmetric Digital Subscriber Line) terrestre ni le câble pour fournir ces services dans les zones à forte densité de population.

Cependant, ils complètent bien les réseaux terrestres autour des villes et des zones rurales lorsque la distance au routeur téléphonique est trop grande pour permettre la livraison des plusieurs Mbit /s nécessaires au fonctionnement du service. Une réduction supplémentaire de la taille de l'antenne de la station terrienne est illustrée par les systèmes de radiodiffusion audio numérique, avec des antennes de l'ordre de 10 cm.

Le satellite transmet des programmes audio numériques multiplexés et complète les services Internet traditionnels en offrant aux destinataires une diffusion directe de contenu de type Web.

Enfin, les satellites sont efficaces dans les communications mobiles. Depuis la fin des années 1970, les satellites INMARSAT fournissent des services de signaux de détresse ainsi que des services de communication téléphonique et de transmission de données aux navires et aux avions et, plus récemment, des communications à des stations terriennes portables. La communication mobile personnelle à l'aide de petits combinés est disponible à partir de constellations de satellites non géostationnaires (tels que Iridium et Globalstar) et de satellites géostationnaires équipés de très grandes antennes déployables (généralement de 10 à 15 m), comme avec les satellites THURAYA, ACES et INMARSAT 4. La prochaine étape pour combler les écarts entre les services de radiocommunication fixes, mobiles et de radiodiffusion concerne la diffusion multimédia par satellite destinée aux utilisateurs fixes et mobiles.

La radiodiffusion mobile numérique par satellite (SDMB) est basée sur des systèmes hybrides satellite-terrestre intégrés destinés à desservir les petits terminaux portables dotés d'une interactivité [2].

1.6 Architecture d'un satellite de télécommunication

Pour répondre à de nombreuses applications, le satellite embarque une multitude d'équipements, il est essentiellement constitué de deux éléments comme présenté dans la (Figure 1.3) : une charge utile (payload) constituée par les instruments liés aux objectifs de la mission et une plateforme de service comportant tout ce qui est nécessaire pour assurer le bon

fonctionnement des instruments pendant la durée de vie prévue. La plateforme regroupe principalement les sous-systèmes énergie de bord, propulsion, contrôle thermique, structure et mécanismes, TTC (télémessure, télécommande et localisation) et contrôle d'attitude et d'orbite [7–10].

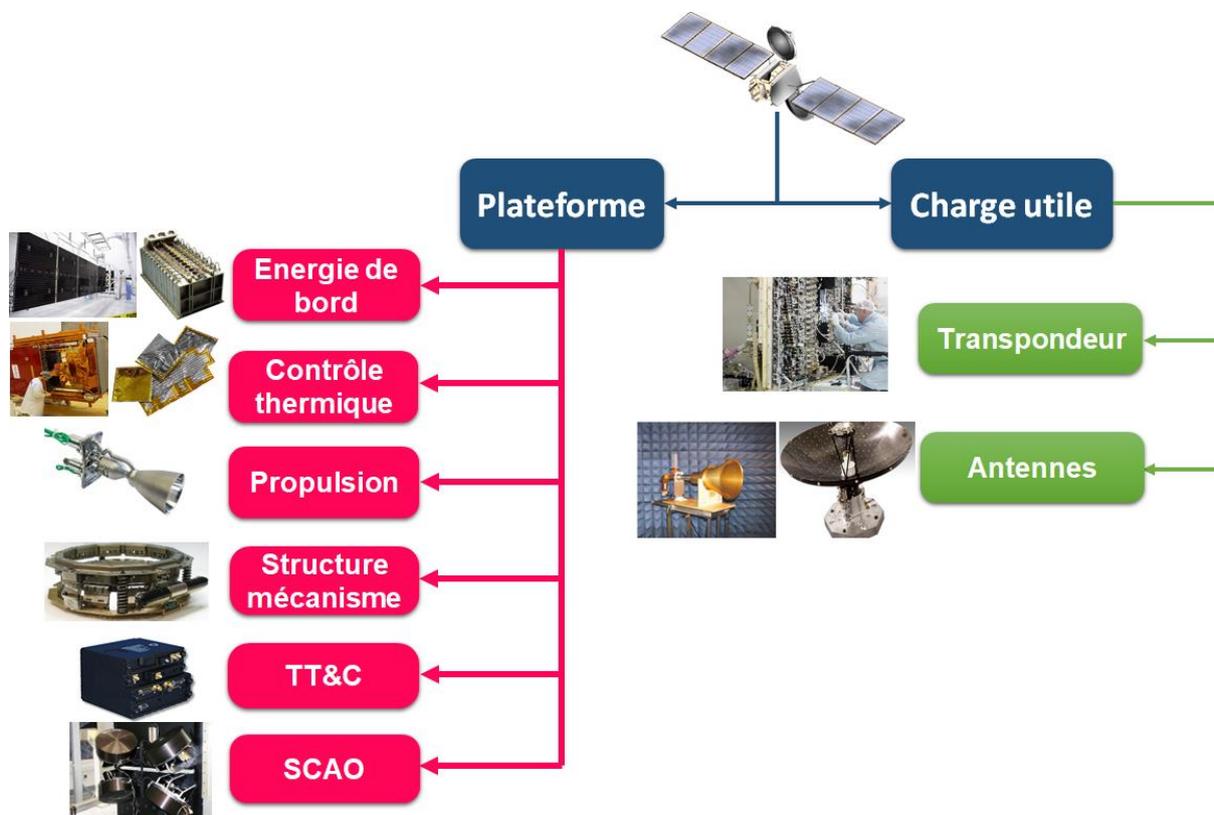


Figure 1. 3 : Architecture d'un satellite de télécommunication avec ses différents sous systèmes

La figure 1.4 représente une vue éclatée d'un satellite typique géostationnaire de télécommunications.

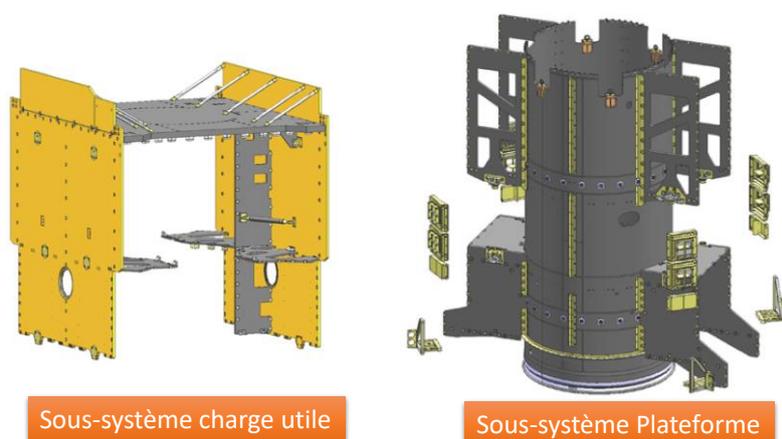


Figure 1. 4 : Vue éclatée d'un satellite de télécommunication

La Figure 1.5 montre, à titre d'exemple, une vue éclatée du satellite HOT BIRD™ 6, construit par Thales Alenia Space [11],[12].

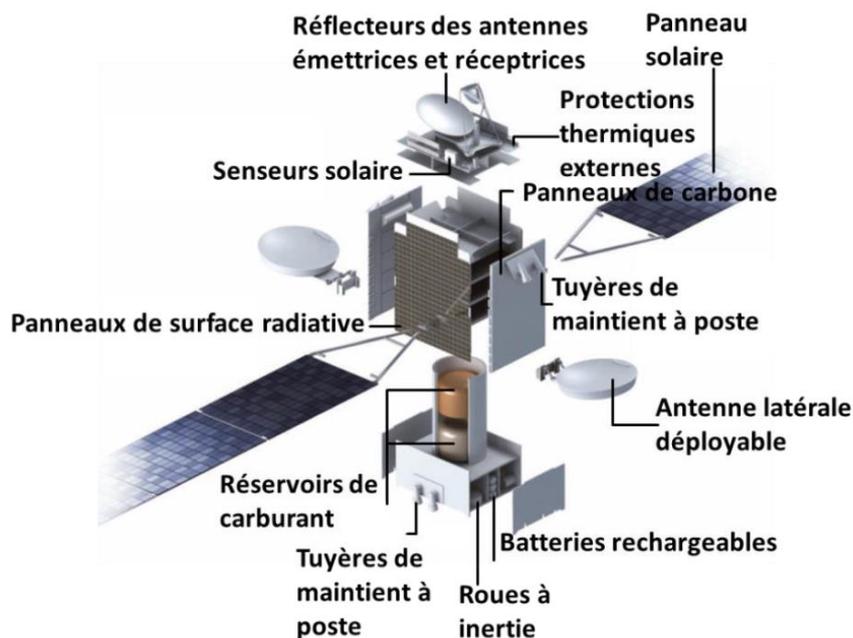


Figure 1. 5 : Description d'un satellite de télécommunication [12].

1.6.1 La plate-forme

La plate-forme (bus en anglais) assure des fonctions sans rapport direct avec la mission première du satellite mais lui permet de vivre dans l'espace sans intervention extérieure. Parmi les services fournis par une plate-forme, nous pouvons citer ceux qui permettent [7],[8],[9],[10]:

- d'assurer l'interface avec le lanceur (sous-système structure porteuse et mécanismes),
- d'isoler et contrôler thermiquement les parties sensibles du satellite,
- de contrôler l'attitude et la position orbitale (sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite) en utilisant le sous-système de propulsion,
- de générer l'énergie électrique (via les panneaux solaires), la stocker (dans des batteries) et la distribuer vers les équipements,
- d'assurer les liaisons avec le sol pour le suivi (télémessures), le contrôle (télécommande) et la localisation par les responsables du projet.

Dans les satellites de télécommunication géostationnaires utilisant la propulsion chimique pour réajuster leur trajectoire, à peu près 50 % de leur masse est constituée par le propergol (Figure 1.6).



Figure 1. 6 : La plate-forme d'un satellite de télécommunication.

1.6.1.1 Plate-forme du satellite de télécommunication DS-2000

Comme exemple d'une plate-forme, celle du satellite de télécommunication DS-2000 (figure 1.7) peut prendre en charge une puissance de charge utile allant jusqu'à 15 kilowatts et a été conçu pour un bus d'alimentation de 100 volts qui implémente la redondance pour garantir que tous les équipements du satellite reçoivent de l'énergie électrique. Le stockage d'énergie est généralement réalisé avec une unité de batterie de 175 ampères-heures et une électronique dédiée est utilisée pour la distribution d'énergie et la protection du bus. Structuellement, le satellite se compose d'un cylindre interne qui construit la structure porteuse de l'engin spatial et facilite les réservoirs de propergol. Du cylindre s'étend un réseau d'entretoises et de panneaux en plastique renforcé de fibre de carbone et de peau d'aluminium, utilisés pour fournir des surfaces de montage pour les différents composants du sous-système.



Figure 1. 7 : DS-2000-based Satellite – Photo: Mitsubishi Electric [13].

La détermination de l'attitude repose principalement sur un système Star Tracker et des unités de référence inertielles ainsi que sur des capteurs Terre et Soleil utilisés lors de

l'acquisition initiale et en mode sans échec. À l'aide d'un ensemble de roues de réaction composé de quatre roues, le satellite a une précision de pointage de 0,03 degrés pour un fonctionnement précis orienté vers la Terre. L'équipement de contrôle thermique du satellite comprend des radiateurs externes et des radiateurs internes pour maintenir un environnement opérationnel pour tous les composants du satellite.

Le DS-2000 dispose d'un système de propulsion à carburant liquide composé d'un moteur Apogée et d'une douzaine de propulseurs à contrôle d'attitude. Le moteur principal est situé sur le côté arrière du vaisseau spatial et est utilisé pour effectuer une série de manœuvres d'apogée pour propulser le satellite d'une orbite de transfert géostationnaire elliptique vers une orbite géostationnaire presque circulaire. Les options de moteur disponibles pour le bus satellite DS-2000 sont les moteurs 490-Newton R-4D et 450-Newton BT-4, tous deux utilisent de la monométhyldiazine et du nitroxyde de nitrogène / MON comme propulseurs [13].

Les télécommunications GEO commerciales représentent le plus grand marché de la propulsion électrique. Au cours des 20 dernières années, ces satellites sont devenus plus compétitifs avec l'adoption de l'EP (Electrical propulsion) pour le maintien de la station Nord-Sud (NSSK) et l'élévation de l'orbite électrique (EOR). Les lanceurs livrent ces satellites dans des orbites de transfert géostationnaire (GTO) et les manœuvres d'élévation d'orbite pour atteindre le GEO sont ensuite effectuées par la propulsion embarquée. Avec la propulsion chimique, l'élévation de l'orbite prend jusqu'à une semaine mais environ la moitié de la masse humide du satellite est propulsive. Avec la propulsion électrique, l'élévation de l'orbite prend jusqu'à six mois mais la masse au lancement peut être réduite de 40%. Les satellites de télécommunication utilisant l'EP sont plus intéressants, car la masse de propulseur économisée peut être utilisée pour accueillir des charges utiles plus grandes et plus complexes. En outre, au cours de la dernière décennie, la tendance des satellites de télécommunications GEO s'est consolidée en une augmentation considérable de la puissance électrique pour satisfaire les besoins en charge utile. La disponibilité d'une telle puissance élevée permet le fonctionnement du sous-système EP sans nécessiter de puissance supplémentaire ni de changements dans la conception de la plate-forme. D'autre part, la faible poussée produite par les propulseurs EP signifie des temps de tir prolongés et des transferts plus longs pour atteindre l'orbite opérationnelle finale. Cela implique une baisse des revenus à court terme, mais des économies importantes à long terme.

1.6.2 Architecture des charges utiles de télécommunications

La croissance de la demande de répéteurs est restée forte, en particulier sur les marchés émergents des satellites, qui comprennent l'Amérique latine, l'Afrique, l'Europe centrale et une grande partie de l'Asie. Celles-ci représentaient 53% de l'utilisation de la capacité dans le monde et 71% de l'augmentation nette de la capacité louée en 2008, selon le rapport d'Euroconsult, *Satellite Communications and Broadcasting Markets Survey: Forecasts to 2018* (voir figure 1.8) [14].

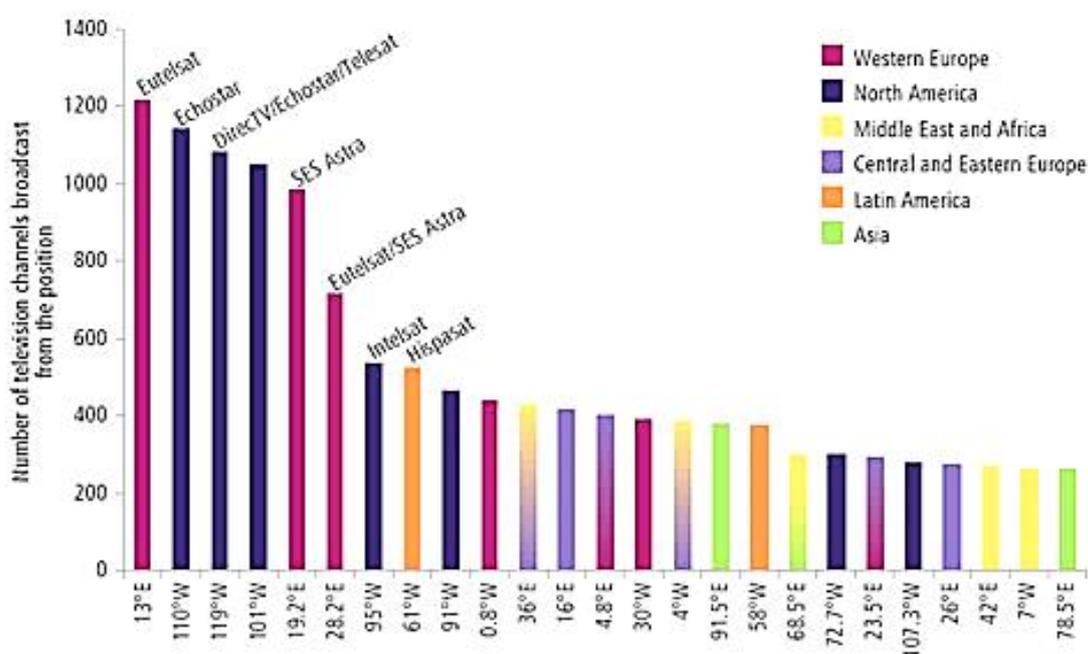


Figure 1. 8 : Croissance de la demande de répéteurs des satellites de télécommunication [14].

Une charge utile de télécommunication a pour but d'assurer la réception et la rémission des signaux de télécommunication issus des stations terriennes de connexion au réseau, des terminaux utilisateurs et éventuellement d'un ou plusieurs satellites tiers.

Les liaisons terminal/satellite et satellite/terminal sont couramment appelées « liaisons de service », les liaisons satellite/station de connexion au réseau et station de connexion au réseau/satellite sont appelées « liaisons de connexion » et les liaisons entre satellites sont appelées « liaisons inter-satellites ».

Au satellite, la mise en œuvre de ces différentes liaisons se fait à l'aide d'équipements distincts adaptés à la fréquence porteuse, à la largeur de bande et éventuellement à la forme d'onde des signaux associés à ces liaisons. L'ensemble de ces équipements constitue la charge utile (CU) de télécommunication.

Par opposition à la plate-forme, la charge utile désigne quant à elle, la partie d'un satellite qui lui permet de remplir la mission pour laquelle il a été conçu. Elle a pour rôle d'échanger avec le sol (par voie radioélectrique) les informations spécifiques de la mission. Elle comprend deux sous-systèmes : les antennes et les répéteurs. Un répéteur est constitué d'équipements de télécommunications situés entre l'antenne d'émission et celle de réception [7], [8].

Le satellite doit avoir un très grand gain pour compenser des pertes en espace libre d'environ 200 dB sur les trajets montants et descendants. Ce gain est obtenu grâce aux antennes (Figure 1.9) et aux amplificateurs embarqués de la charge utile (Figure 1.10).

Les paramètres qui dimensionnent celle-ci sont :

- La sensibilité d'entrée qui s'exprime par le facteur de mérite G/T , rapport entre le gain (G) de l'antenne de réception et la température équivalente de bruit total (T) du système ramenée à l'interface de l'antenne (ce rapport devant être le plus élevé possible, on a tout intérêt à maximiser le gain de l'antenne),
- La puissance isotrope rayonnée équivalente (PIRE) qui permet de caractériser la puissance rayonnée par l'antenne d'émission dans la zone de couverture et le niveau admissible des signaux parasites générés par le satellite. La charge utile est conçue pour limiter ce type de brouillages (ils sont directement liés aux caractéristiques des équipements de télécommunications qui constituent le sous-système répéteurs et sont d'autant plus importants que les puissances recherchées sont élevées. C'est pourquoi on trouve dans les satellites les technologies de transistors les plus évoluées et les composants à plus faible bruit. La recherche dans ce domaine est d'un intérêt capital pour améliorer les rapports signaux à bruits).

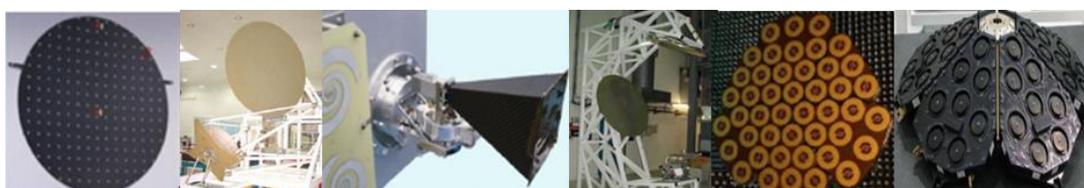


Figure 1. 9 : Antennes dans les satellites de télécommunications

Les performances de l'antenne ont un impact direct sur la charge utile et sur l'ensemble du satellite en termes de coût. Du fait qu'en améliorant le rendement de l'antenne utilisée et par conséquent, son gain, il faudra fournir moins de puissance à la charge utile, et il sera possible

de diminuer le nombre d'étages d'amplification et la consommation globale du système [2], [7], [8]



Figure 1. 10 : charge utile du DS-2000 Components – Photo: Mitsubishi Electric [13].

Le schéma général de la figure 1.11 présente un synoptique d'une charge utile d'un satellite de télécommunications.

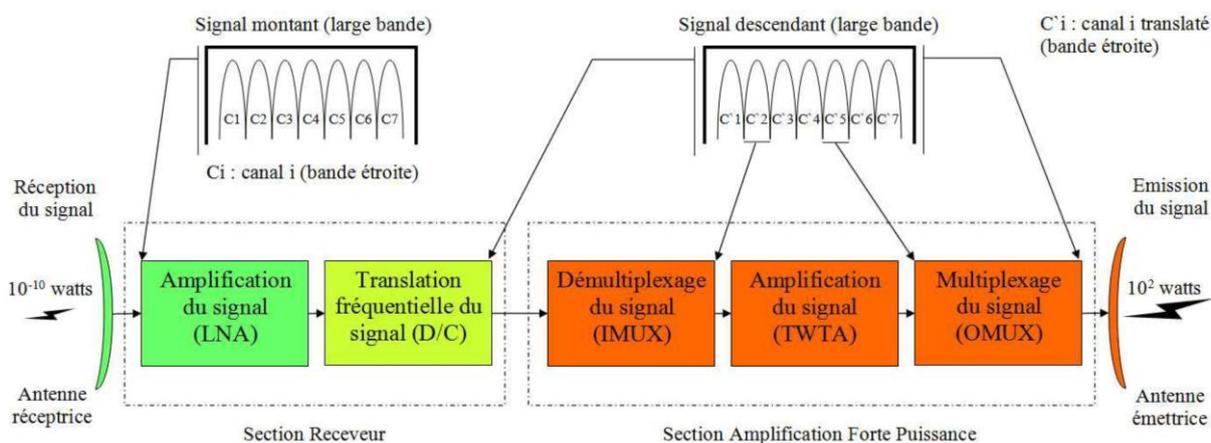


Figure 1. 11 : Synoptique simplifié d'une charge utile de satellite de télécommunications.

1.6.2.1 Sous-système Transpondeur

Un répéteur appelé aussi transpondeur peut se décomposer schématiquement en trois parties: un étage d'entrée assurant la réception des signaux, un étage de sortie assurant l'émission des signaux et un ensemble d'équipements intermédiaires assurant au minimum la conversion en fréquence des signaux de télécommunication mais pouvant également réaliser une série de

traitements comme la canalisation, la démodulation, le décodage, la commutation, etc. de ces signaux.

En fonction du contenu de la charge utile, nous pouvons avoir affaire à deux types de satellites[7], [8]:

- Les satellites dits « transparents » qui n'interviennent pas sur le contenu de l'information véhiculée par les signaux.
- Les satellites dit « régénératifs » dans lesquels des systèmes de traitement des informations sont ajoutés pour améliorer les bilans de liaison du système de transmission, c'est-à-dire, la qualité des signaux échangés. Les signaux sont démodulés et traités numériquement à bord du satellite dans un processeur, avant d'être remodulés pour leur réémission. Le satellite n'est alors plus un simple miroir dans le ciel mais un véritable nœud de communication.

1.6.2.1.1 Les répéteurs transparents

On inclut dans cette catégorie l'ensemble des répéteurs qui réalisent des opérations sur les signaux reçus sans connaître leur contenu (le répéteur est transparent pour l'information véhiculée dans le signal) c'est-à-dire en fait les répéteurs qui ne démodulent pas les signaux reçus. La plupart de ces répéteurs ne réalisent donc pas de traitements en bande de base. Cependant, dans certaines architectures, le répéteur peut avoir à ramener le signal en fréquence intermédiaire ou en bande de base, notamment pour le numériser (et ensuite le router et/ou le multiplexer) sans pour autant le démoduler; on est alors toujours dans une configuration de répéteur transparent mais d'un type un peu particulier [2], [5], [7], [8], [15].

L'architecture de base d'un répéteur transparent comprend (Figure 1.12) :

- Un récepteur large bande, constitué au minimum d'un filtre passe bande et d'un amplificateur faible bruit (LNA : Low Noise Amplifier).
- Une partie émission comprenant l'amplificateur de puissance (HPA : High Power Amplifier) et un filtre passe-bande de sortie,
- Une partie transposition de fréquence qui convertit le signal depuis la bande de fréquence allouée à la liaison montante à la bande de fréquence allouée à la liaison descendante.

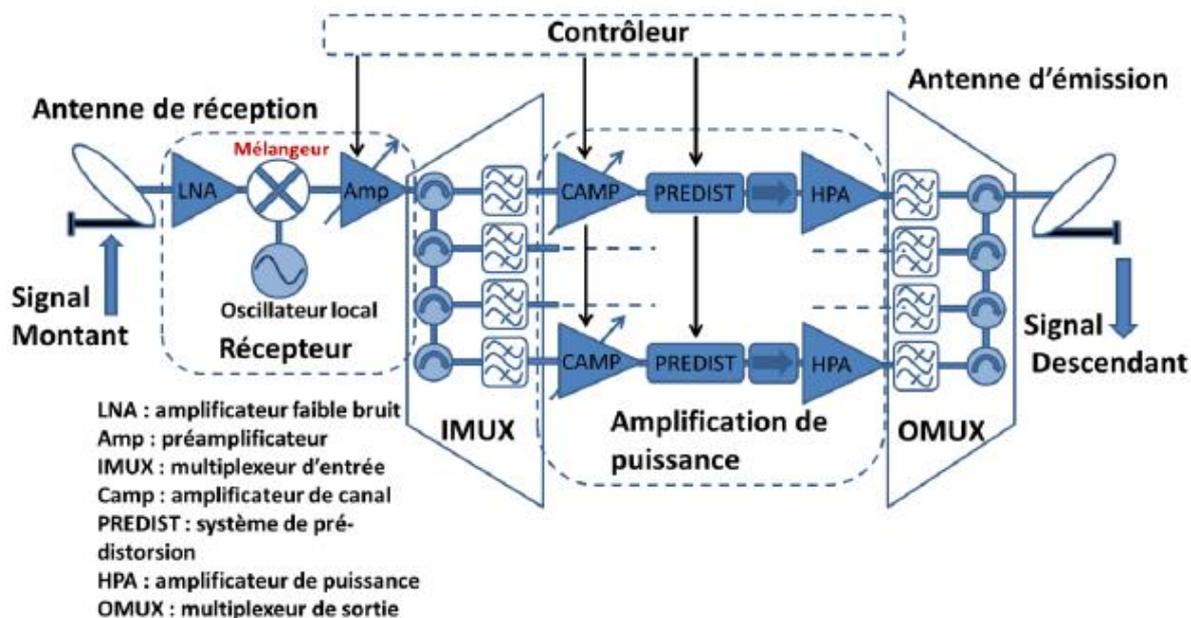


Figure 1. 12 : Exemple d'un répéteur transparent [11]

1.6.2.1.2 Les répéteurs régénératifs

On inclut dans cette catégorie l'ensemble des répéteurs qui réalisent des opérations de démodulation sur les signaux reçus (Figure 1.13).

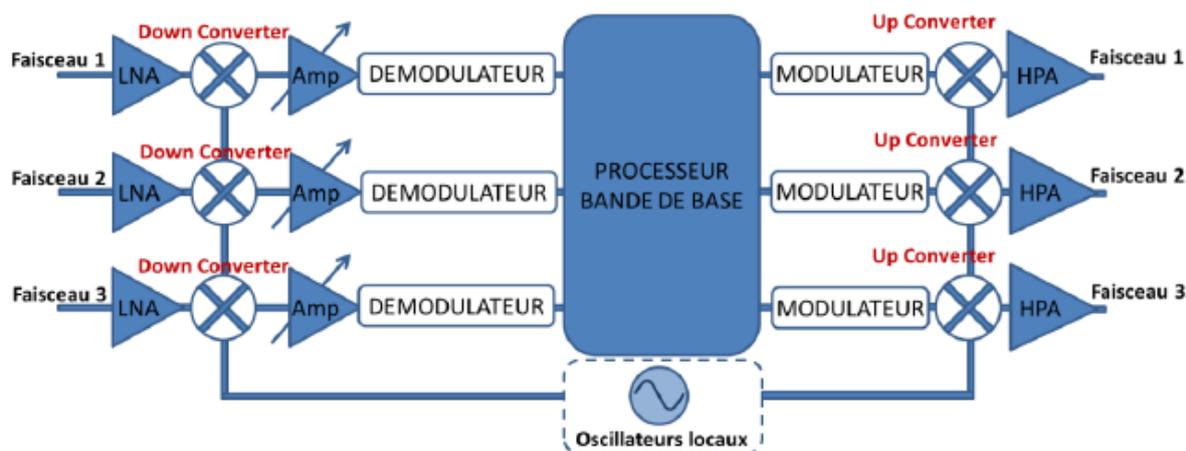


Figure 1. 13 : Exemple d'architecture d'un répéteur régénératif [11]

1.6.2.2 Sous-système Antennes

Les antennes sont des constituants essentiels pour les communications entre un satellite et une station au sol ou entre deux satellites. Comme le reste de la chaîne de transmission, elles doivent être conçues de manière optimisée afin de limiter au maximum les pertes.

La conception d'une antenne dépend des exigences de la mission, lesquelles deviennent de plus en plus complexes. Pour répondre à de nombreuses applications, le satellite embarque une multitude d'antennes comme le montre la Figure 1.14.

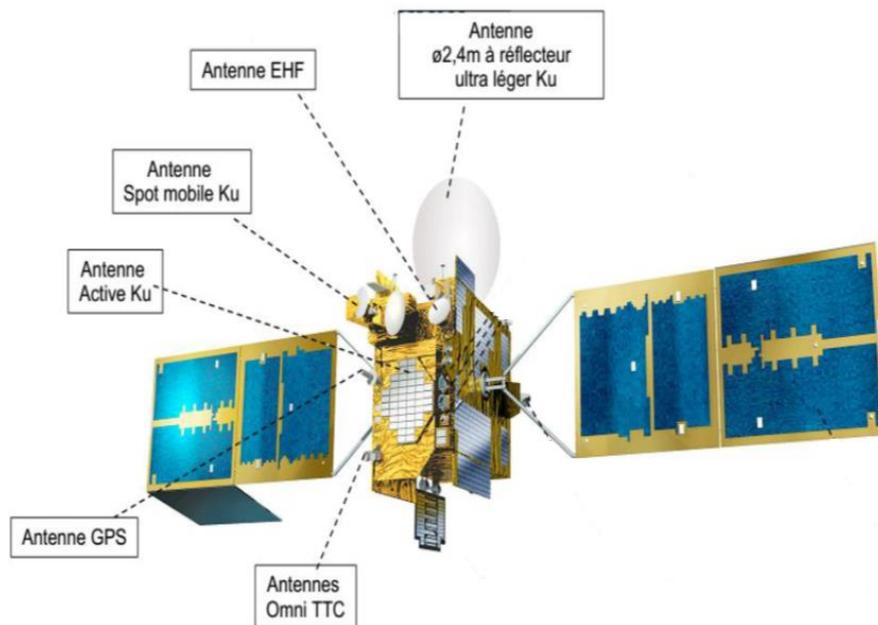


Figure 1. 14 : Représentation des antennes embarquées sur un satellite Bande Ku (STENTOR)

Notant que les télécommunications par satellites, où les transmissions de données s'effectuent sur de grandes distances, nécessitent des performances d'antennes particulières à savoir :

- Un grand gain,
- Des faisceaux étroits,
- Des faibles lobes secondaires pour limiter les interférences dans les applications multifaisceaux,
- Une large bande passante.

1.6.3 Interface satellite lanceur et configuration de lancement

1.6.3.1 Système de séparation

A la structure est rattachée l'interface lanceur qui permet de fixer le satellite sur le lanceur avant et pendant le lancement (voir figure 1.15). C'est une interface mécanique (mécanisme) est prévu pour attacher un satellite au véhicule de lancement, pour le séparer et puis pour le larguer (voir figure 1.16).

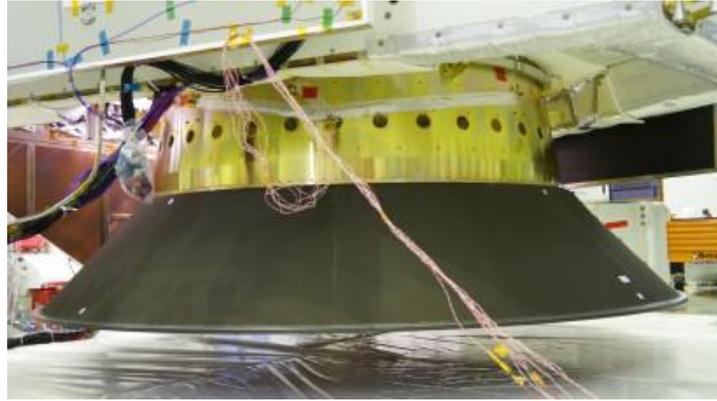


Figure 1. 15 : Interface satellite-lanceur [16]

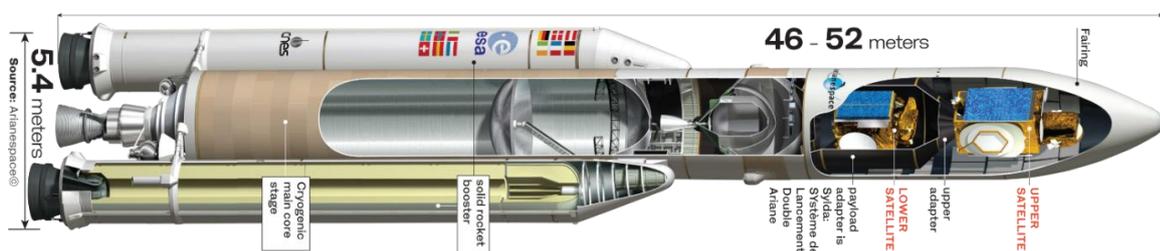


Figure 1. 16 : configuration de lancement

1.6.3.2 Adaptateur du lanceur

Généralement un satellite est connecté à l'étage supérieur d'un lanceur par une interface appelé l'adaptateur de véhicule de lancement servant comme un moyen de transfert des charges mécaniques (voir figure 1.17).



Figure 1. 17 Adaptateur conique du satellite Inmarsat série 5 prêt pour le lancement [17]

1.6.4 Câblage et pyrotechnie

A bord des satellites de télécommunication, le réseau électrique fait certainement partie des équipements électriques les plus complexes. C'est également un élément clé de la performance du système électrique, ainsi qu'un contributeur important au bilan de masse (voir figure 1.18). Les systèmes pyrotechniques à bord des engins spatiaux sont des éléments essentiels pour l'allumage, la séparation du satellite du lanceur et les systèmes de déploiement, etc.



Figure 1. 18 : Câblage [18].

1.7 Exigences Et Contraintes De Conception Des Satellites De Télécommunications

Les satellites de télécommunications géostationnaires sont soumis à de nombreuses exigences, principalement liées au lancement et aux conditions environnementales de fonctionnement dans l'espace [2], [5], [7], [19].

1.7.1. Contraintes Masse et encombrement

❑ *Masse utilisable :*

Le choix d'un lanceur et d'une orbite à atteindre, détermine directement la masse maximale du satellite, donc le dimensionnement de la structure (Figure 1.19).

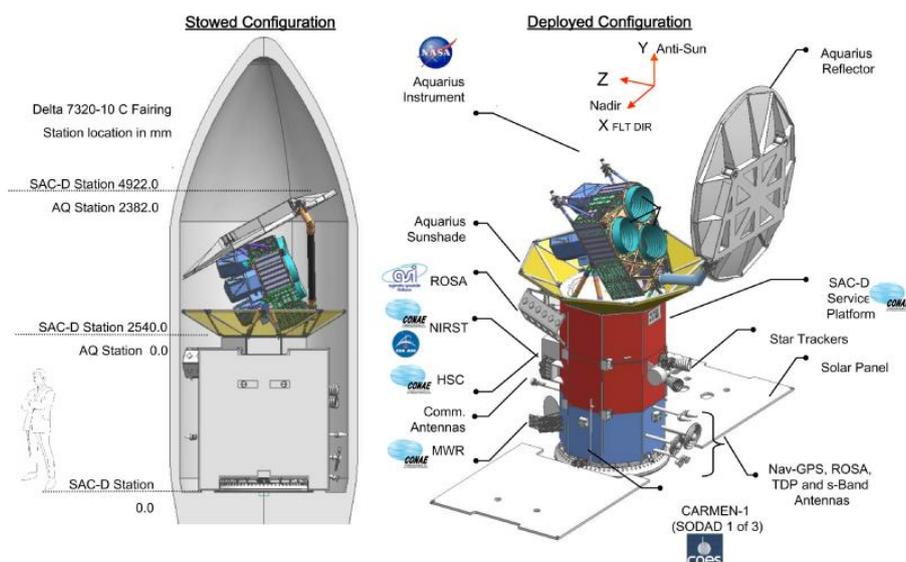


Figure 1. 19 Encombrement du satellite sous la coiffe du lanceur [20],[21].

□ *Volume sous la coiffe du lanceur*

Le satellite et ses appendices, dont le réflecteur, doivent occuper un volume inférieur à celui disponible dans la coiffe du lanceur (voir Figure 1.20). Celui-ci influence directement la définition de la structure, et, avec la définition de la masse donne une première idée de la configuration inertielle du satellite [8].



Figure 1. 20 Volume sous la coiffe du lanceur

1.7.2 Contraintes Mécaniques

Le satellite doit résister sans dommage à l'environnement mécanique vibratoire durant la phase de lancement [8].

Les essais et vérifications à mener simulent cet environnement en le décomposant selon un niveau d'accélération quasi-statique égal à vingt fois l'accélération gravitationnelle, couvrant l'environnement aléatoire, et un niveau dynamique de déplacement ou d'accélération.

- La phase du lancement engendre différentes vibrations, ce qui implique un niveau sonore très élevé.
- Des efforts mécaniques au niveau des interfaces qui peuvent causer des dommages mécaniques
- Chute de pression Rapide ;
- Accélérations locales de plusieurs 'g'
- Les dimensions de l'antenne sont limitées par le volume du satellite pour rester dans les capacités du lanceur
- Le logement de l'antenne doit limiter les interférences physiques avec les autres parties du satellite.

1.7.3. Contraintes environnementales :

Le plus difficile challenge est celui de l'environnement posé par la météorologie spatiale. En effet les contraintes les plus connus sont [19]:

- Le Vent solaire,
- Les Radiations de haute et basse énergie,
- Les Champs magnétiques.

1.7.4. Contraintes thermiques

Dans l'espace, les conditions de l'environnement ont un grand impact sur les performances thermique du satellite et aussi de ses antennes. Donc le satellite est non seulement en apesanteur et dans un environnement de vide mais aussi soumis à des rayonnements ultraviolets et corpusculaires.

Dans tel milieu spatial on a une absence de convection ou de conduction ; L'antenne à réflecteur peut atteindre des températures extrêmes de (-180 vers 120 ° C). Ces variations de température sont fonction de l'exposition au rayonnement solaire et peuvent être très rapides.

Aussi bien ce changement brusque peut engendrer des distorsions surfaciques ; prenant le cas des grandes antennes où la forme joue un rôle très important, cette déformation peut subir une forte dégradation et déviation du diagramme de rayonnement de ces derniers ; et le phénomène de dégazage de matière plastique implique une pollution des instruments optiques.

Le matériel de fabrication doit être sélectionné d'une manière à résister aux différentes contraintes en admettant les contraintes thermiques ; il faut qu'il soit léger mais avec une très forte rigidité mécanique, avec un très faible coefficient de dilatation thermique.

1.7.5. La surface réfléchissante

Les écarts maximaux entre la surface réelle déployée du réflecteur et la parabole théoriquement souhaitée dépendent de la fréquence du signal et sont de l'ordre du millimètre. Ces imperfections géométriques proviennent du cumul des erreurs de positionnement du réflecteur, des défauts de forme (planéité ou précision de forme) et des défauts résultants de la fabrication. Les contraintes thermiques et les sollicitations dynamiques induisent aussi des déformations qui constituent une source d'erreurs supplémentaires.

1.7.6. Le système de déploiement

De manière générale, les forces motrices mises en jeu lors du déploiement doivent être trois fois supérieures à l'ensemble des forces résistantes (inertielles, frottements, rigidités des composants...) afin d'assurer une marge de sécurité suffisante.

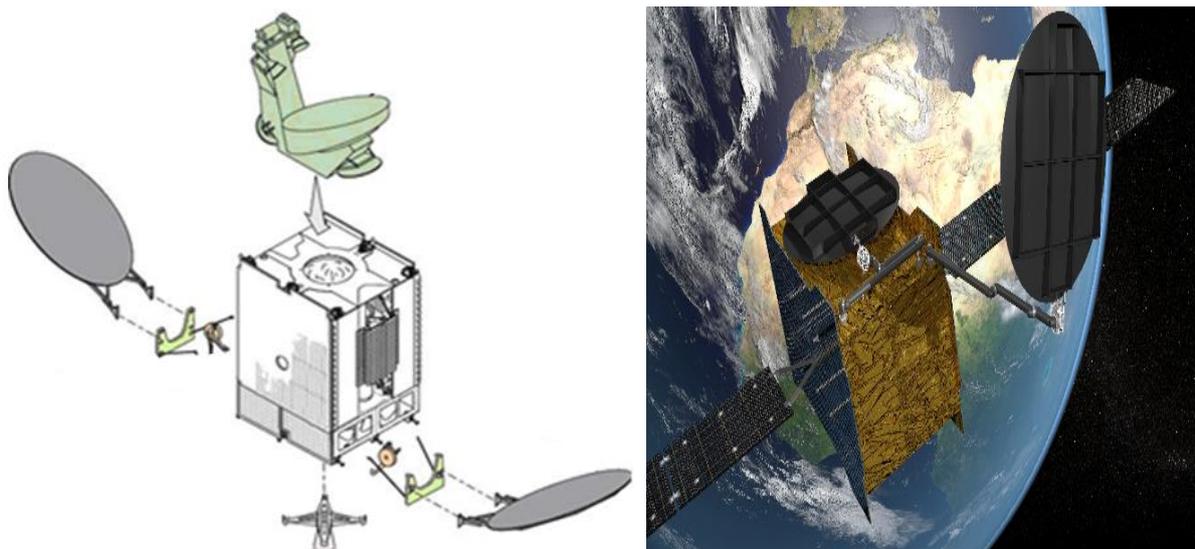


Figure 1. 21 Système de déploiement d'un satellite de télécommunication.

Le réflecteur doit également être maintenu de façon stable dans sa position déployée pendant toute la durée de la mission du satellite (environ vingt ans). Pour cela, les liaisons doivent disposer d'une fonction de verrouillage en position déployée (Figure 1.21), pouvant être assurée par des dispositifs spécifiques ou par un maintien en butée. Par ailleurs, la structure déployée doit pouvoir subir l'environnement dynamique résultant d'une correction d'altitude.

1.8. Développement et Management d'un projet spatial

Un projet spatial se caractérise par sa mission qui exprime l'utilisation que l'on veut faire du véhicule spatial réalisé au cours de ce projet. La réalisation du projet spatial comprend l'identification et la définition de tous les moyens nécessaires pour remplir la mission, puis leur réalisation, et la vérification qui démontre effectivement leur aptitude à remplir cette mission; et enfin, la mise en œuvre de ces moyens pour l'accomplissement de la mission. Cela comprend, non seulement le véhicule spatial, mais également les moyens de le fabriquer et de le préparer au sol, ainsi que les moyens de le mettre en œuvre et de l'exploiter [19], [22].

La logique d'organisation du développement d'un véhicule spatial est fondée sur le principe de la résolution progressive des difficultés liées à un objectif complexe.

Cela consiste à détailler des objectifs intermédiaires et à progresser étapes par étapes dans la conduite des différents travaux de réalisation et de vérification. Dans la pratique, il s'agit de s'appuyer sur [7], [19] :

- la notion de phases successives, définie par la logique de déroulement.
- la notion de modèles successifs et complémentaires, définie par la logique de vérification.

Ces deux logiques sont étroitement imbriquées tout au long du parcours. De plus, elles intègrent la notion d'arborescence du produit, qui détermine l'idée de concevoir dans le sens descendant et d'assembler dans le sens ascendant. C'est donc par un processus itératif que l'on assure la convergence des objectifs de mission et des possibilités techniques exprimées par les performances du système.

Cette convergence est contrôlée tout au long de ce processus, de ce développement, par l'organisation de revues de projet à l'issue desquelles, les décisions appropriées permettent de passer d'une étape à la suivante [7], [19], [22].

1.8.1 Notions de phases du processus de développement d'un véhicule spatial

De la conception à la réalisation, la vie d'un projet spatial évolue par phases. Le développement d'un système de véhicule spatial est divisé en 7 phases successives, les première phases correspondent aux étapes de conception, développement et réalisation, plus une phase opérationnelle et une phase de retrait, comme illustré dans la figure ci-dessous (Figure 1. 22). Ces phases correspondent aux états successifs par lesquels passe le projet dans son évolution à savoir [7], [8], [19],[23],[24]:

- Phase 0 : analyse de mission
- Phase A : faisabilité
- Phase B : définition préliminaire
- Phases C/D : (développement) définition détaillée, réalisation et de qualification
- Phase E : Utilisation
- Phase F : Mettre le système en retrait de service suivant le plan de travail.

La figure 1. 22 représente la logique de déroulement d'un projet spatial de la phase 0 jusqu'à la phase F [25].

Chaque phase décrite ci-dessus correspond à un état du système et se conclut par une revue de projet.

1.8.2 Revues d'un projet spatial

Les articulations entre phases successives sont les revues, lesquelles ont pour but d'assister le projet ou la hiérarchie à prendre les décisions relatives à un changement de phase. L'aboutissement de chaque phase donc est entériné par une **revue** permettant le passage à la phase suivante, ce qui permet de maîtriser et de contrôler le déroulement du projet (coût, délais). Chaque revue est un examen critique des problèmes potentiels et des solutions envisagées, effectué par une équipe non impliquée directement dans les activités faisant l'objet de la revue. Elle permet de statuer sur la conformité de l'avancement du projet par rapport aux objectifs techniques, financiers et calendaires. Elle autorisera le cas échéant, l'engagement d'actions correctives et/ou préventives en cas de dérives ou d'insuffisances [7].

Au cours du processus de développement, il existe d'importantes revues établies avec le client. Les jalons typiques, leurs positions dans le processus de développement du véhicule spatial ainsi que leurs abréviations sont également décrits dans la figure 1.22 ci-dessous [7], [23], [24], [26].

La figure 1.23 résume les principales revues qui jalonnent le déroulement du projet (associées à un projet). À partir du cycle de vie du projet, les revues suivantes sont abordées :

- a. Revue de Conception programme (RCP) ou Revue de définition de mission
- b. Revue d'Exigences Préliminaire ou Revue de Conception Système (RCS)
- c. Revue de Définition Préliminaire (RDP)
- d. Revue Critique de Définition (RCD)
- e. Revue de Qualification (RQ)

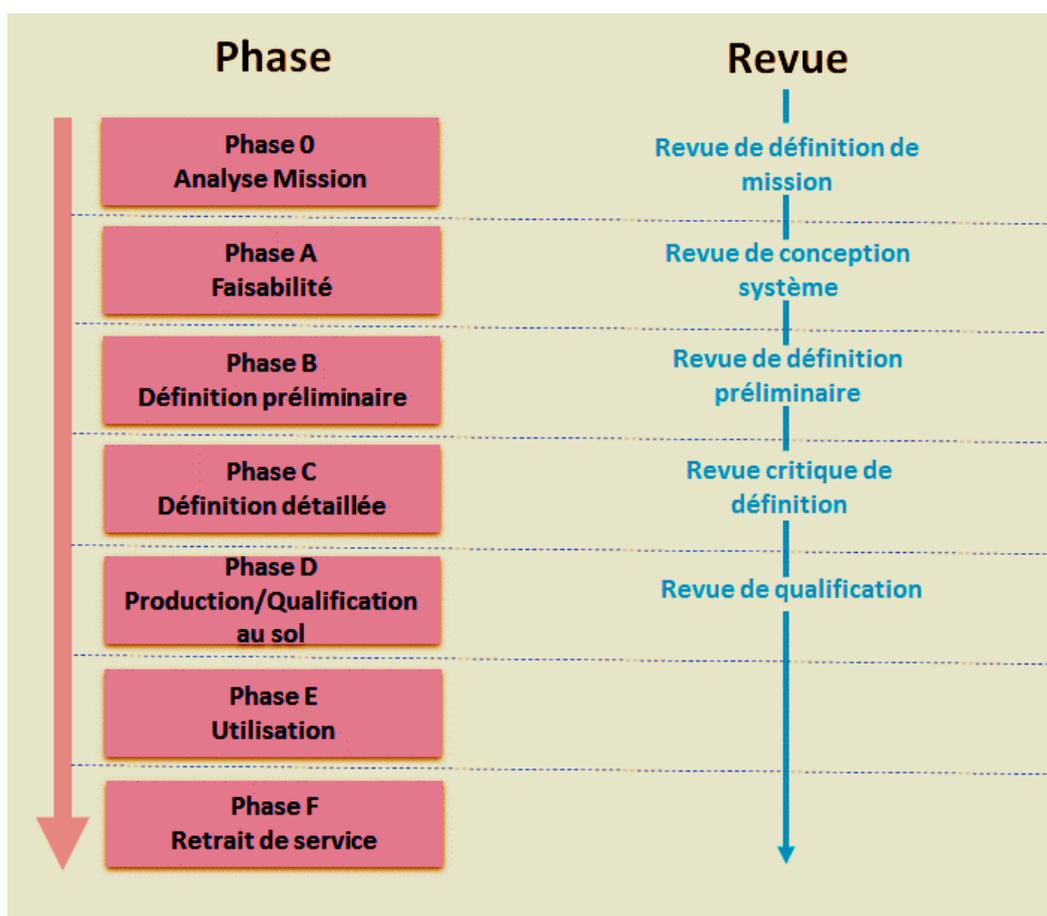


Figure 1. 22 : Les phases et les revues associées aux projets spatiaux.

1.9 Classification des satellites de télécommunications

Il existe de nombreux types de satellites de télécommunications, dont la conception varie en fonction de leur fonction. Ils utilisent différentes orbites, différentes fréquences et transmettent des types de signaux très différents en utilisant une variété de niveaux de puissance.

Les satellites sont généralement classés en un certain nombre de classes différentes en fonction de leur poids au lancement (ou masse séparée).

Ces catégories vont de 1200 kilogrammes et moins pour les petits satellites, de 1201 à 2500 kilogrammes pour les satellites moyens, 2501 à 4200 kilogrammes pour les satellites intermédiaires, 4200 à 5400 pour les grands satellites, 5401 à 7000 kilogrammes pour les satellites lourds et 7001 kilogrammes et plus pour les extra-lourds satellites (voir figure 1.23).

De plus, la classe « petit » est encore divisée en six sous-catégories allant de Femto (moins de 0,1 kilogramme) à petit ou small (601 à 1 200 kilogrammes).

Classe	Kilogrammes
Femto	0.01 – 0.1
Pico	0.10 – 1.0
Nano	1.10 – 10
Micro	11.0 – 200
Mini	201 – 600
Small	601 – 1200
Medium	1201 – 2500
Intermediate	2501 – 4200
Large	4201 – 5400
Heavy	5401 – 7000
Extra Heavy	7001+

Figure 1. 23 : Classification des différents types de satellites [27]

La différence de taille entre les plus grandes et les plus petites classes de satellites reflète une révolution dans la technologie satellite et d'un changement dans la conception des satellites.

1.10 Orbite d'un satellite de télécommunication

1.10.1 Orbite géostationnaire GEO

L'orbite géostationnaire est le cas particulier de l'orbite géosynchrone avec une inclinaison nulle ($i = 0$) et une excentricité ($e = 0$). Il est synchrone par rapport à la Terre et reste sur l'orbite équatoriale. Il a une période d'un jour sidéral qui est de 23h 56 minutes. Il y a donc trois

conditions qui conduisent à des satellites géostationnaires. L'espérance de vie de ces satellites est d'environ 15 ans [24].

- Le satellite devrait être placé à une altitude de : 35 800 km au-dessus de la surface de la Terre.
- Ces satellites doivent se déplacer à la vitesse de rotation de la terre et dans le sens du mouvement de la terre, c'est-à-dire vers l'est, $v_{S/C} \approx 2,6$ km/s.
- L'altitude de l'orbite, l'inclinaison, l'excentricité, la synchronicité solaire de l'orbite et en particulier la position relative par rapport à la Terre (maintien de la station Nord - Sud, Est - Ouest) doivent être modélisées.
- Les perturbations basées sur des anomalies gravitationnelles, la pression du rayonnement solaire, la Lune et les effets planétaires doivent être pris en compte [23].

Les conditions environnementales de GEO sont importantes pour les satellites de télécommunications à longue durée de vie et, pendant leur fonctionnement dans GEO, ils rencontreraient [24], [28], [29] :

- des changements de température : généralement de -150° C à $+120^{\circ}$ C et 1 cycle/jour.
- du vide : dans la plage de 10^{-9} torr à 10^{-10} torr.
- des radiations : les ceintures de Van Allen piégées, le rayonnement galactique, rayonnement de particules à partir des éruptions solaires, mais très peu de rayonnement ultraviolet.

1.10.2 Orbite de transfert et mise à poste d'un satellite géostationnaire

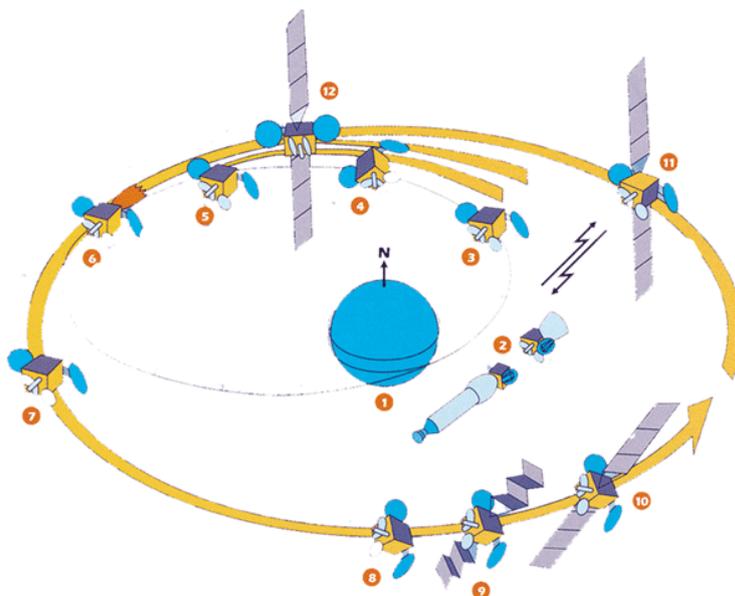
Un satellite géostationnaire n'est pas mis directement sur son orbite définitive. Son lanceur le met d'abord sur une orbite de transfert (GTO), à environ 200 km de la Terre. Cette orbite est elliptique et lorsque le satellite arrive à 36 000 km, il se positionne dans le plan équatorial et est amené par son système de propulsion à la vitesse de 11 000 km/h, qui est la vitesse de l'orbite géostationnaire. Il sera ensuite mis en service après quelques semaines de délai.

Le satellite est injecté sur une orbite elliptique dite orbite de *transfert géostationnaire*, qu'il décrit de manière spontanée ; l'*apogée* est proche de l'altitude définitive et le *périgée* à environ 200 km d'altitude. L'orbite est ensuite progressivement circularisée grâce à 3 ou 4 poussées du *moteur d'apogée*, mis à feu lors de passages du satellite à l'apogée.

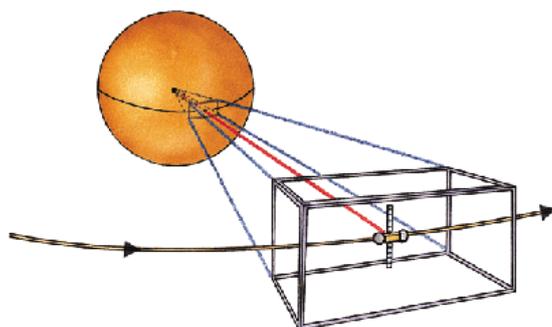
On transfère le satellite depuis son orbite circulaire initiale de rayon R_1 vers une autre orbite circulaire finale de rayon R_2 par l'intermédiaire d'une orbite elliptique, l'orbite de transfert.

Les principales étapes de la mise en orbite géostationnaire sont (voir figure 1.24) :

1. Injection sur l'orbite de transfert GTO.
2. Réorientation par le dernier étage du lanceur et séparation.
3. Déploiement des réflecteurs latéraux.
4. Satellite en transfert
5. Réorientation de l'axe de poussée du moteur d'apogée.
6. Circularisation de l'orbite en 3 poussées à des apogées différents.
7. Satellite sur orbite de dérive
8. Acquisition solaire
9. Déploiement des panneaux solaires.
10. Orientation des panneaux
11. Mise en rotation et acquisition de la Terre
12. Satellite en configuration maintien à poste.



(a) Les opérations de mise à poste



(b) Fenêtre orbitale du satellite

Figure 1. 24 : Mise en orbite géostationnaire.

1.11 Infrastructure et Salle blanche

Pour les satellites de télécommunication qui restent sur l'orbite terrestre, une salle blanche ISO classe 6-8 permet un contrôle suffisant des particules et des contaminants (Figure 1.25). Les ingénieurs des salles blanches conçoivent chaque espace de sorte que les particules des surfaces de production soient chassées des composants critiques. Une combinaison de zones de production de parois souples et de salles blanches de parois rigides permet d'isoler les tâches critiques. Selon le niveau de contrôle des particules requis, une salle blanche à parois souples peut être déployée pour le transport mobile, tandis qu'une salle blanche à parois rigides modulaire assure une filtration HEPA dédiée dans les zones les plus critiques.

Un environnement ISO de classe 8 est environ 10 fois plus propre que l'air ambiant moyen. Pour les satellites les plus critiques, ceux qui parcourront les confins de l'espace extra-atmosphérique, les conditions de salle blanche nécessitent une qualité de l'air environ 100 000 fois plus propre.



Figure 1. 25 : Salle blanche typique du Eads astrium [30]

1.12 Effet de l'environnement spatial

L'environnement spatial et son influence sur les engins spatiaux peuvent être rapidement décrits par :

- ✓ La faible densité : les satellites et engins spatiaux évoluent bien évidemment dans une atmosphère raréfiée qui provoque un dégazage des matériaux.
- ✓ Les ceintures de Van Allen composées d'électrons et de protons piégés par le champ magnétique terrestre. Il existe deux ceintures de radiations : la ceinture intérieure, composée d'électron et de protons et une ceinture extérieure composée de l'électron d'énergie plus importante et plus caractérisée par des flux variables et intenses.
- ✓ Les particules émises par le soleil. Il faut tenir compte de l'émission de photons. Ceux dans la longueur d'onde se situent dans l'ultraviolet peuvent provoquer une émission de l'électron par effet photovoltaïque, mais aussi ioniser ou dissocier des molécules. Il faut

tenir compte aussi de l'émission de particules chargées lors d'éjections des masses coronales ou encore du vent solaire.

- ✓ Les rayons cosmiques, composées principalement de protons, de particules α d'électron mais aussi de noyaux énergétiques.
- ✓ Les météorites et les débris artificiels sont aussi omniprésents et en constante augmentation. Ils peuvent créer des dommages plus ou moins importants.

L'influence de toutes ces composantes dépend de l'orbite du satellite ainsi l'altitude conditionne le passage à travers les ceintures de radiations et détermine la sensibilité des engins spatiaux aux caractéristiques de l'environnement rencontré.

1.12.1 Les moyens de test d'environnement spatial

L'ensemble des spécifications structurales qui portent donc sur l'intégrité, la stabilité et le comportement dynamique doit faire l'objet d'un plan de vérification. Les essais jouent un grand rôle dans ce plan, mais il faut noter qu'ils ne suffisent pas en général à démontrer la totalité des performances requises. En outre, les essais sont généralement longs et coûteux et une qualification par analyse quand elle est possible peut être préférable de ce point de vue. En conséquence, le plan de vérification inclut des vérifications par essais et par analyses. Les analyses elles-mêmes peuvent s'appuyer sur des essais spécifiques à des fins de corrélation de modèle.

1.12.2 Essais du vide thermiques

Une chambre à vide thermique permet de tester la fonction du satellite dans un environnement proche de l'espace en forçant le vide et les températures extrêmes. Il s'agit de simuler l'environnement spatial et terrestre. Les essais de vide thermique (Figure 1.26) sont utilisés pour

- Vérifier le fonctionnement des équipements dans des gammes de température extrêmes,
- Recette le système thermique dans les conditions de l'environnement spatial.

Ces essais fonctionnels reproduisent des températures allant de -196°C à $+150^{\circ}\text{C}$.



Figure 1. 26 : Essais du vide thermique.

1.12.3 Les essais de vibrations et de chocs

C'est à partir des différentes situations rencontrées par un produit tout au long de son cycle de vie que sont déterminés les essais d'environnement de vibrations et de chocs qui permettent de qualifier un équipement (Figure 1.27).

L'environnement mécanique que les équipements peuvent subir au cours de leur vie est composé de :

- Vibrations sinus,
- Vibrations aléatoires,
- Vibrations sinus/bruit ou bruit/bruit,
- Chocs mécaniques,
- Accélération constante.

Ces environnements sont subis par l'ensemble des équipements industriels (Aéronautique, Spatial, Militaire...) et peuvent engendrer des dysfonctionnements allant jusqu'à la rupture du matériel sollicité.

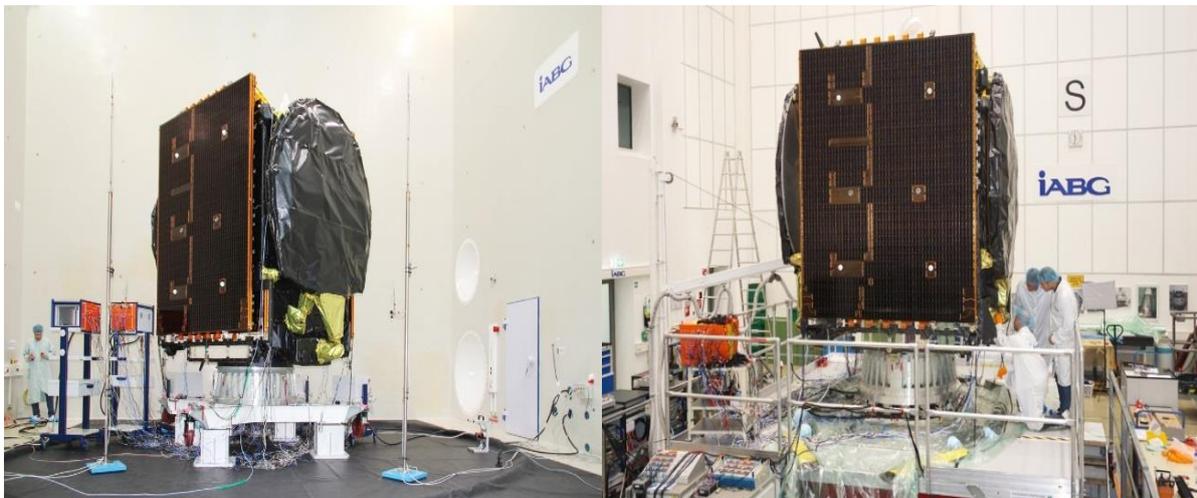
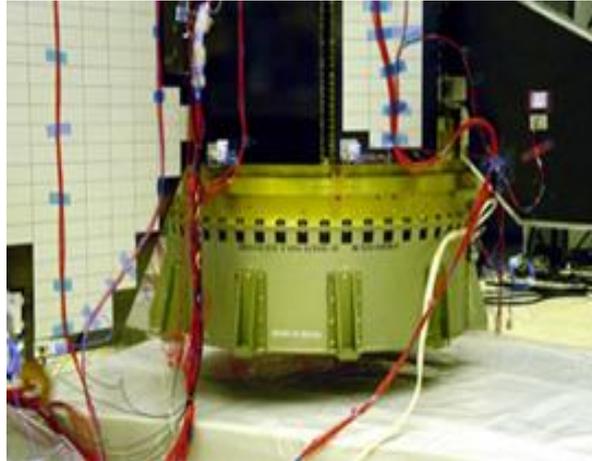


Figure 1. 27 : Essais de vibrations et de chocs [31].

1.12.4 Les essais acoustiques

Les essais acoustiques font partie intégrante de l'univers Spatial, Aéronautique et Militaire car des vibrations acoustiques se produisent sur les lanceurs (bruit des moteurs, écoulement aérodynamique autour de la structure, ...) lors du lancement (Figure 1.28).

Le plus souvent, ces essais sont réalisés en chambre réverbérante (excitation acoustique)

Les essais acoustiques en chambre réverbérante visent à :

- Caractériser le matériel,
- Qualifier le matériel à l'environnement acoustique réel,
- Qualifier le matériel à un spectre acoustique de sévérité défini dans un document normatif selon le secteur d'activité.



Figure 1. 28 : Les essais acoustiques.

1.12.5 Essais RF-CEM (Compatibilité-Electro-Magnétique)

L'objectif du test de la compatibilité électromagnétique est d'évaluer la capacité des équipements électriques et/ou électroniques à fonctionner correctement dans un environnement électromagnétique sévère (figure 1.29), mais aussi, à ne pas perturber d'autres équipements du même système.



Figure 1. 29 : Essais RF-CEM (Compatibilité-Electro-Magnétique).

1.21.6 Les tests inertiels

Les tests inertiels, permettent de mesurer la matrice d'inertie du satellite ainsi que le centre de gravité (voir figure 1.30).



Figure 1. 30 : Tests inertiel du satellite INSAT-4A.

1.12.7 Tests de déploiement des panneaux solaires

Pour le test de déploiement des panneaux solaires dans le cas des satellites de télécommunications, il faut prévoir des dispositifs de déploiement afin de s'assurer du fonctionnement du système avant de sa mise en orbite (voir figure 1.31).



Figure 1. 31: Tests de déploiement des panneaux solaires [32].

1.13 Problématique de conception d'un satellite de télécommunication

La conception d'un satellite de télécommunication est un domaine de recherche en pleine expansion. Le développement de tel satellite doit rencontrer des spécifications très élevées en termes de fiabilité et de performance pour garantir sa mission une fois sera en orbite.

Un satellite de télécommunication est composé d'un grand nombre de composants regroupés dans une hiérarchie de sous-systèmes. Sa conception est intrinsèquement une tâche d'une grande complexité. Ainsi, pour gérer une telle complexité, la conception est généralement divisée en plusieurs disciplines. Or, les performances du satellite dépendent des performances individuelles de chacune des disciplines, qui dépendent à leur tour des paramètres de conception et de comportements.

Traditionnellement, des outils de conception et des codes informatiques ont été développés pour traiter ces disciplines séparément. Malheureusement, les disciplines ne sont pas isolées les unes des autres, mais sont toutes interconnectées dans un système d'unités. De ce fait, les changements dans les paramètres de conception sont propagés dans la hiérarchie des sous-systèmes et la charge utile.

Afin d'obtenir une conception optimale, il faut être capable donc de comprendre et de modéliser les différents composants du système. De ce fait, des enjeux à caractères multidisciplinaires (mécanique, télécom, informatique, etc.), de modélisation théorique, de simulation numérique, des techniques et algorithmes d'optimisation interviennent dans la conception. Le satellite doit aussi supporter tous les efforts générés par le lanceur, en termes de vibration, acoustique sous la coiffe du lanceur ainsi que sa géométrie par rapport au lanceur.

L'objectif de cette thèse est de fournir un outil fiable d'aide à la décision concernant les configurations. Notre idée est de démontrer la fiabilité et prouver l'efficacité de l'utilisation des techniques d'optimisation multidisciplinaire MDO dans le cadre du dimensionnement et conception d'un satellite de télécommunication géostationnaire, on cherche ainsi à définir un cadre qui va permette de faciliter les échanges entre les différentes disciplines, afin d'aider à la recherche de configurations optimales et l'obtention de compromis entre les besoins des différentes disciplines.

Les approches d'optimisation multidisciplinaire MDO ont des effets significatifs sur la méthodologie de conception des véhicules spatiaux.

La figure 1.32 décrit la stratégie de conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication développée dans cette thèse en tenant compte des disciplines intégrés, les méthodes et les algorithmes d'optimisations.

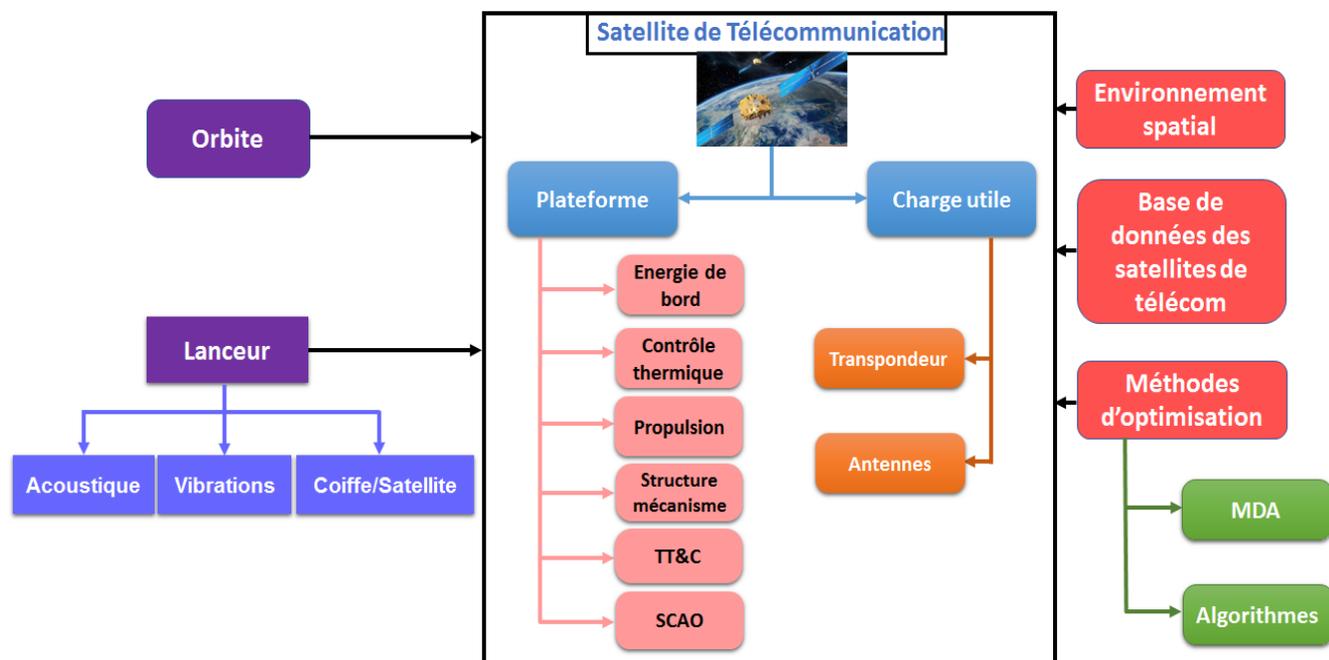


Figure 1. 32 : Stratégie de conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication

1.14 Conclusion

Ce premier chapitre a permis d'exposer un état de l'art des satellites de télécommunications. Il a décrit le principe de base des télécommunications par satellite ainsi que les bandes de fréquences et les orbites utilisées. Plus particulièrement l'architecture d'un satellite de télécommunication a été présentée, avec les exigences et les contraintes de conception.

Dans un troisième temps les revues et les différentes phases de gestion d'un projet spatial et l'intérêt d'implémentation d'un système de management des risques durant la réalisation de projet ont été abordées. Enfin, ce chapitre a montré l'effet de l'environnement spatial sur les satellites de télécommunications et les différents tests d'environnement.

Ce chapitre se veut être volontairement didactique pour apporter au lecteur l'ensemble des éléments essentiels à la compréhension de ce manuscrit et aux études menées dans le cadre de cette thèse. Dans le chapitre qui suit, nous allons mettre en lumière les aspects liés à la conception et l'optimisation multidisciplinaire ainsi que les différents algorithmes utilisés au cours de cette thèse.

C HAPITRE 2

METHODES D'OPTIMISATION MULTIDISCIPLINAIRE ET APPLICATION AUX SATELLITES DE TELECOM

2.1 Introduction	61
2.2 Formulation d'un problème d'optimisation classique	62
2.3 Hybridation de méthodes	65
2.4 Etat de l'Art de l'application de MDO dans les satellites	67
2.5 Optimisation de conception Multidisciplinaire (MDO)	68
2.6 Formulation du problème MDO	72
2.7 Les différentes approches MDO	75
2.7.1 Méthode d'Analyse multidisciplinaire	76
2.7.2 Stratégie mono-niveau de la méthode MDF	78
2.7.3 Stratégie multi-niveau de la méthode CO (Optimisation collaborative)	79
2.8 Les algorithmes d'optimisation	80
2.8.1 Algorithme de recherche gravitationnelle (GSA)	81
2.8.2 Optimisation par Essaim de Particule	87
2.8.3 Algorithme hybride PSOGSA	90
2.8.4 Algorithmes génétiques	92
2.9 CONCLUSION	94

2.1 Introduction

À l'heure actuelle, les systèmes d'ingénierie sont assez volumineux et compliqués. Les exigences de conception sont rigoureuses et strictes pour de tels systèmes. En conséquence, les ingénieurs et concepteurs recherchent de nouvelles méthodes, l'une d'entre elles étant l'optimisation de conception multidisciplinaire MDO. Généralement, l'optimisation est appliquée en prenant en compte une seule discipline. Cependant, il est assez difficile de résoudre les problèmes d'ingénierie modernes avec une seule discipline. Par conséquent, nous avons besoin de méthodologies de conception pouvant couvrir plusieurs disciplines. Diverses méthodes de MDO ont été proposées pour surmonter ces difficultés.

D'autre part, plusieurs disciplines sont incluses dans l'optimisation multidisciplinaire. La MDO a généralement de nombreuses variables de conception, fonctions objectives et contraintes. L'analyse peut être effectuée indépendamment pour une discipline et les disciplines peuvent être liées par des analyses. C'est-à-dire que les résultats d'une discipline peuvent être entrés dans d'autres disciplines. Ce phénomène s'appelle le processus couplé. Dans MDO, il est important de gérer efficacement le processus couplé et d'optimiser les problèmes à grande échelle.

La formulation d'optimisation pour un problème cible nécessite l'utilisation de la MDO. Sur la base de la formulation, le déroulement global et les méthodes d'optimisation utilisées sont déterminés et peuvent être modifiés en conséquence. Les méthodes basées sur le gradient sont généralement utilisées pour le processus d'optimisation. Récemment, des recherches sur la MDO ont adopté des méthodes non basées sur le gradient, telles que les algorithmes génétiques, les réseaux de neurones, les recuits simulés, etc. Dans ce chapitre, la formulation de MDO est expliquée et les méthodes pour la résoudre sont décrites.

Les méthodes d'optimisation multidisciplinaires sont soit mono niveau ou multi niveaux. Les méthodes mono niveau ont un optimiseur central qui prend toutes les décisions de conception, tandis que les méthodes à multi niveaux ont un processus d'optimisation distribué.

La méthode d'analyse prenant en compte le processus couplé est appelée analyse multidisciplinaire (MDA).

Dans l'ensemble, il existe sept méthodes pour MDO. La formulation de la méthode multidisciplinaire réalisable (MDF : multidisciplinary feasible) est fondamentale. Elle est facile

à utiliser même si une analyse système complexe doit être effectuée à chaque étape. La relation couplée est résolue dans l'analyse du système.

2.2 Formulation d'un problème d'optimisation classique

Tout problème d'optimisation comporte une étape essentielle : la modélisation mathématique. La formulation d'un problème d'optimisation, donc, consiste à introduire le problème de conception décrit par le cahier de charge, en un problème mathématique équivalent.

C'est l'étape la plus délicate du processus de conception car, là aussi, la formulation d'un problème n'est jamais unique, en particulier la définition des fonctions caractérisant les performances du système [33], [34].

Cette phase consiste à définir de façon précise :

1. La fonction objectif (appelée aussi fonction coût) permettant d'évaluer l'état du système (ex : rendement, performance...).
2. Les paramètres de conceptions ou variables de décisions : facteurs contrôlés permettent d'influencer les performances (paramètres géométriques, propriétés des matériaux, etc...), ce sont les paramètres sur lesquels l'utilisateur peut agir pour faire évoluer le système considéré.
3. Description des contraintes imposées aux variables de décision : c'est les éventuelles contraintes liées à la fabrication ou à l'utilisation du dispositif et donc exprimées dans le cahier de charge et les contraintes ajoutés par le concepteur.

$$\begin{aligned}
 & \min f_0(x) \\
 & x_{i \min} \leq x_i \leq x_{i \max} \quad i = 1, \dots, n \\
 & c_j(x) \leq c_{j \max} \quad j = 1, \dots, m \\
 & c_j(x) \leq c_{j \lim} \quad j = m + 1, \dots, m + p
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Le problème d'optimisation consiste alors à déterminer les variables de décision conduisant aux meilleures conditions de fonctionnement du système (ce qui revient à minimiser ou maximiser la fonction coût), tout en respectant les contraintes d'utilisation définies à l'étape 3.

La formulation mathématique ou informatique des objectifs d'optimisation, est donc primordiale pour plusieurs raisons. Principalement, dans la mesure où les fonctions de coût dirigent l'algorithme, elles déterminent directement les paramètres optimaux renvoyés en fin d'exécution [35].

Une fonction objectif mal définie entraîne inévitablement l'obtention de résultats mauvais (voir inutilisables). Par ailleurs la fonction objectif est souvent la seule zone d'interaction de l'utilisateur avec son processus d'optimisation (si l'on considère qu'il ne code pas son propre algorithme) et de prise en compte de la physique du problème (mis à part le calcul de la structure) : c'est donc lors du développement de la fonction objectif et de la formulation des contraintes que peuvent être ajoutés des éléments de connaissance a priori du problème.

Il faut par ailleurs distinguer entre l'optimisation mono objectif et multi objectifs : la seconde comporte plusieurs fonctions de coût, au contraire de la première.

2.2.1 Méthodes d'optimisation classiques

De manière générale, l'objectif est de modifier itérativement les vecteurs de paramètres de manière à minimiser la (ou les) fonction(s) objectif.

Les critères de performance d'un algorithme d'optimisation sont donc sa faculté à déterminer un minimum global de la fonction de coût et sa rapidité pour converger vers celui-ci.

Notant que la conception de l'algorithme à proprement parler relevant des mathématiques et de l'informatique est donc indépendante du problème à traiter.

a. Choix de la méthode

Une bonne méthode d'optimisation doit considérer les points suivants :

- **La robustesse** : la méthode doit être applicable pour une large classe de problèmes, indépendamment des paramètres et des valeurs initiales,
- **L'efficacité** : elle ne doit pas être relativement chère en temps CPU et en mémoire vive,
- **La précision** : le résultat numérique doit bien approcher la vraie solution du problème de minimisation.

b. Critères d'arrêt :

Les critères d'arrêt de l'algorithme sont variés ; il peut s'agir de la simple atteinte d'un nombre limité d'exécutions ou de la convergence des solutions dans un domaine stable de variation limitée des fonctions de coût.

2.2.2 Classification des méthodes d'optimisation

Nombreuses sont les méthodes d'optimisation. On peut cependant les classer en deux grandes catégories : les méthodes déterministes et les méthodes stochastiques [33], [34].

Dans la première classe, on rencontre toutes les méthodes qui cherchent le minimum d'une fonction en se basant sur la connaissance d'une direction de recherche, souvent donnée par le gradient de cette fonction. Dans le cas d'optima multiples, elles s'arrêtent sur le premier rencontré [34].

Les méthodes stochastiques sont une alternative pour pallier cet inconvénient. Elles sont capables de trouver le minimum global d'une fonction même dans des cas très difficiles, mais le temps de calcul peut être élevé. Un organigramme de classification des méthodes d'optimisation est présenté dans la figure (Figure 2.1) [34].

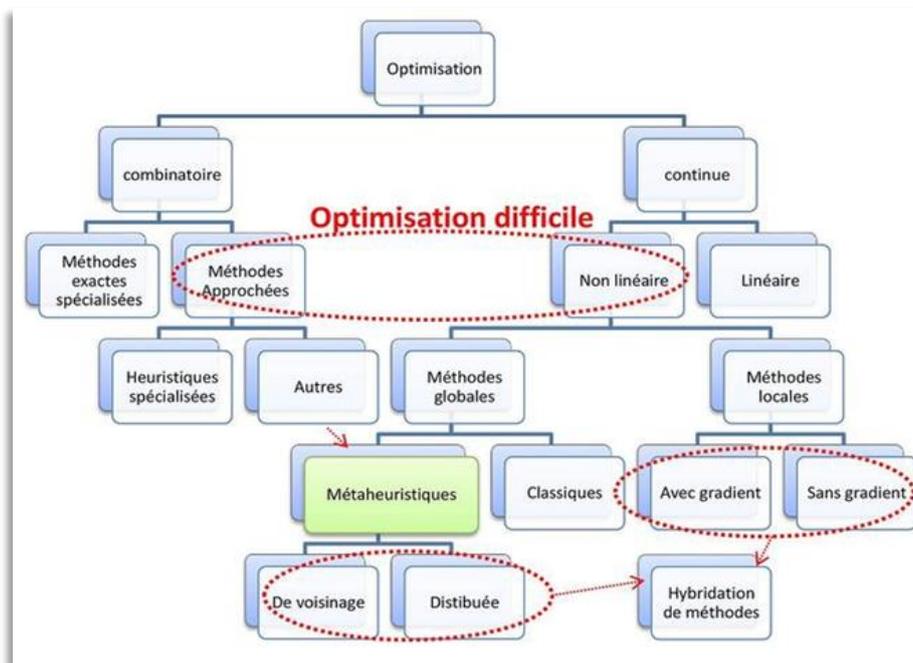


Figure 2. 1 : Organigramme de classification des méthodes d'optimisation

2.2.2.1 Méthodes déterministes :

Ces méthodes conduisent, pour une solution initiale donnée, toujours au même résultat final. Pour trouver l'optimum, elles s'appuient sur une direction de recherche qui peut être fournie par les dérivées de la fonction objectif [34]. On peut citer comme exemple pour cette classe les méthodes :

- Gradient
- Simplex
- Newtonien

2.2.2.2 Méthodes stochastiques :

Les méthodes d'optimisation stochastiques s'appuient sur des mécanismes de transition probabilistes et aléatoires [34].

Ces méthodes ont une grande capacité à trouver l'optimum global du problème et contrairement à la plupart des méthodes déterministes, elles ne nécessitent ni point de départ, ni à la connaissance du gradient de la fonction objectif pour atteindre la solution optimale. Elles s'appuient sur des mécanismes de transition probabilistes et aléatoires qui explorent efficacement l'espace de recherche et convergent vers l'optimum global [34].

Cependant, elles demandent un nombre important d'évaluations de la fonction objective. Parmi ces méthodes stochastiques, on peut citer :

- Évolutionnaires : Algorithmes génétiques.
- Recuit simulé.
- Colonie de fourmis.
- PSO : optimisation par essaims particulaires.
- GSA : Algorithme de recherche gravitationnelle.
- Recherche tabou.

2.3 Hybridation de méthodes

L'hybridation des algorithmes est un ensemble de méthodes associées, mettant en œuvre la combinaison de deux ou plusieurs algorithmes. Elle peut être définie formellement par un ensemble d'algorithmes et un ensemble de relations entre ces algorithmes.

L'hybridation est une tendance observée dans de nombreux travaux réalisés sur les métaheuristiques ces dernières années. Elle permet de tirer profit des avantages cumulés de ces dernières [33].

Les méthodes hybrides permettent non seulement d'élargir le spectre d'application de certaines méthodes de résolution mais aussi d'augmenter leurs performances. Pour appliquer efficacement ces techniques, nous devons avoir une bonne visibilité vis à vis de points forts de chaque méthode à part [33].

Donc, un procédé de couplage entre deux approches différentes va être développé en essayant de combiner les caractéristiques des deux méthodes pour tirer leurs avantages [36]–[47].

2.3.1 Objectifs de l'hybridation

L'hybridation joue un rôle important dans l'amélioration de la capacité de recherche des algorithmes. Elle vise à combiner et exploiter la complémentarité qui existe entre les différents algorithmes, pour fournir un résultat plus complet et plus précis que celui fourni par les algorithmes pris indépendamment. En général, son résultat peut faire des améliorations en termes de vitesse de calcul ou de précision.

2.3.2 Techniques d'hybridation

L'hybridation peut prendre place dans un ou plusieurs composants d'une méthode de recherche. Elle peut également consister à assembler plusieurs méthodes d'hybridation pour former une seule méthode hybride. Les différentes techniques d'hybridation peuvent être réparties en trois catégories principales illustrées dans la figure 2.2 et définies comme suit :

2.3.2.1 Hybridation séquentielle :

L'hybridation séquentielle consiste à exécuter séquentiellement différentes méthodes de recherche de telle façon que les résultats d'une méthode servent de solutions initiales à la suivante. Donc exploiter le résultat d'une méthode pour initialiser une seconde méthode. Cette technique est la plus simple, elle ne nécessite pas de modification des méthodes de résolution utilisées : il suffit d'initialiser chaque méthode à partir de solutions précalculées.

2.3.2.2 Hybridation parallèle synchrone :

L'hybridation parallèle synchrone est obtenue en incorporant une méthode de résolution dans une autre. C'est une technique plus fine et plus complexe à mettre en œuvre que la précédente. En effet, il faut tenir compte des fortes interactions entre les méthodes dans ce type d'hybridation [33].

2.3.2.3 Hybridation parallèle asynchrone :

L'hybridation parallèle asynchrone consiste à faire évoluer en parallèle différentes méthodes de résolution. Cette coévolution permet une bonne coopération des méthodes de résolution au travers d'un coordinateur chargé d'assurer le transfert d'informations entre les méthodes de résolution. Cette technique exige la modification de méthodes de résolution pour assurer la communication avec le coordinateur [33]. Les méthodes hybrides appartenant à cette classe sont caractérisées par une architecture telle que des algorithmes impliqués simultanément

partagent et échangent de l'information tout au long du processus de recherche et chacun ajuste l'autre.

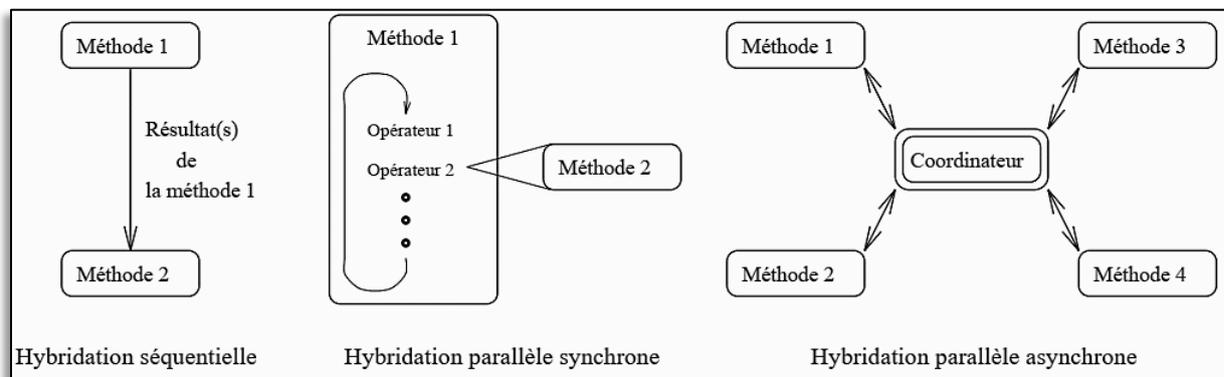


Figure 2. 2 : Techniques d'hybridation de méthodes.

Dans la dernière section de ce chapitre, nous détaillerons les algorithmes d'optimisation utilisés au cours de ce travail et pour lesquels nous allons évaluer une méthode hybride.

2.4 Etat de l'Art de l'application de MDO dans les satellites

Dans la littérature, plusieurs recherches ont été menées dans le domaine de la modélisation et de l'optimisation appliquées à la conception de satellites. Certaines de ces études sont concentrées sur la modélisation et l'optimisation d'un sous-système, par exemple (structure [48], contrôle thermique [49], batterie [50], stockage d'énergie, système de contrôle d'attitude, disposition des satellites [51], [52], etc.), et d'autres en analysant un ensemble de sous-systèmes comprenant plusieurs disciplines. Malgré ces progrès avancés dans le domaine de la modélisation et de l'optimisation des systèmes spatiaux, il reste nécessaire de rechercher les meilleures performances d'un système par le biais d'une analyse plus approfondie. Les méthodes d'optimisation utilisées pour développer ces différentes études sont de natures multiples, à savoir l'algorithme génétique (GA), l'optimisation d'essaims de particules (PSO), les algorithmes d'approche à gradient, etc.

Shi Renhe [53] s'est concentré sur les aspects de la modélisation multidisciplinaire et l'optimisation basée sur les substitutions et a proposé un nouveau system MDO assisté par substitution pour les systèmes de satellites GEO de nouvelle génération entièrement électriques [53].

D'autres auteurs ont envisagé de nombreuses approches en considérant les aspects des systèmes d'ingénierie et ceci afin de mieux comprendre l'aspect physique du système [54]–[62]. Le travail de Jian Guo consistait à incorporer la MDO à l'ingénierie des systèmes d'engins

spatiaux [63]. Andrea Hupman et al. ont travaillé sur le calcul des écarts de valeur induits par des exigences indépendantes sur la conception du satellite [64]. Wang X. H. et al., ont montré l'application de plusieurs méthodes d'optimisation de conception multidisciplinaire (MDO) à un satellite d'observation de la Terre, incluant les sous-systèmes de charge utile, de contrôle d'attitude, de propulsion, de puissance et de structure [65]. Les travaux de John T. portaient principalement sur l'optimisation multidisciplinaire à grande échelle pour la conception et l'exploitation de petits satellites [66].

2.5 Optimisation de conception Multidisciplinaire (MDO)

L'optimisation en conception multidisciplinaire (MDO) fait référence à la conception et l'optimisation de problèmes d'ingénierie nécessitant l'intervention simultanée d'au moins deux disciplines.[67]

Dans les problèmes d'optimisation multidisciplinaire, les disciplines représentent généralement une spécialité d'ingénierie. Leur formulation peut être explicitement donnée par des équations – les équations d'état –, représentant des problèmes d'optimisation ou le résultat de simulations par des codes de calculs dédiés, ou représenter des données fournies par une équipe gardant sa méthode confidentielle. Les disciplines sont généralement couplées, c'est-à-dire que les entrées d'une discipline peuvent être le résultat d'un calcul effectuée par une autre discipline. Des solutions admissibles, globalement optimales et satisfaisantes au mieux chacune des disciplines simultanément doivent alors être trouvées. Ces solutions constituent des solutions de compromis du problème [67].

Ce chapitre expose plusieurs stratégies d'optimisation multidisciplinaire. Elles peuvent aussi être appelées formulations pour l'optimisation multidisciplinaire, ou bien plus communément formulations MDO.

Le mot optimisation multidisciplinaire laisse entendre à tort qu'il ne s'agit ici que d'un problème d'optimisation. Il faut bien garder à l'esprit que l'optimisation n'est qu'une partie du processus de conception et qu'elle vient appuyer la recherche de la configuration répondant le mieux à la demande exprimée par le cahier des charges. Il faut considérer les formulations MDO comme des outils qui permettent de faciliter la gestion de l'interaction entre les disciplines et qui peuvent servir d'aide à la décision. Le choix des paramètres et des modélisations disciplinaires, la mise en place du problème et les décisions importantes concernant les configurations à retenir sont bien évidemment laissés au jugement des acteurs de la conception.

Il convient tout d'abord de bien définir les paramètres. Les codes de calcul des différentes disciplines prennent en entrée différentes variables qui peuvent être classées en trois catégories :

- les variables locales, spécifiques à une seule discipline ;
- les variables partagées, qui ont des effets directs sur plusieurs disciplines à la fois ;
- les variables d'interaction ou de couplage, qui servent de lien entre les disciplines.

Les variables de couplage sont les entrées d'une discipline qui proviennent d'autres disciplines. Une modification dans une discipline peut entraîner un changement dans toutes les autres. L'analyse multidisciplinaire doit prendre en compte cette interaction et chercher un équilibre au travers des variables de couplage.

2.5.1 Optimisation Multi-objective

La principale difficulté que l'on rencontre en optimisation mono-objectif vient du fait que modéliser un problème sous la forme d'une équation unique peut être une tâche difficile. Avoir comme but de se ramener à une seule fonction objectif peut aussi biaiser la modélisation. L'optimisation multiobjectif autorise ces degrés de liberté qui manquaient en optimisation mono-objectif [68].

L'optimisation Multi-objective est un domaine de recherche très important en raison de la nature multi-objective de la plupart des problèmes réels.

L'optimisation Multi-objective est un domaine fondamental de l'aide à la décision multicritères, auquel de nombreuses communautés scientifiques et industrielles doivent faire face; la résolution d'un problème d'optimisation multi-objective consiste à déterminer la solution correspondant le mieux aux préférences de décideur parmi les solutions de bon compromis.

Dans le cas d'une optimisation mono-objectif, la formulation du problème peut être donnée par :

$$\begin{aligned} \min_x \quad & f(x) \\ \text{s. t.} \quad & g(x) \leq 0 \\ & x^{lower} \leq x \leq x^{upper} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Avec $f(x)$ est la fonction objectif et les éléments du vecteur $g(x)$ sont les fonctions de contrainte. Les éléments du vecteur x sont les variables de conception pouvant varier dans certaines limites, appelées espace de conception. Un ou plusieurs analyseurs sont utilisés pour identifier les valeurs des fonctions objectif et contrainte pendant le processus de résolution.

Généralement pour la mise en œuvre d'une discipline unique, l'optimisation nécessite un effort relativement petit, car le couplage interdisciplinaire et le contraste existant en ingénierie ne peuvent pas être simulés correctement.

Le problème d'optimisation défini dans l'équation (2.2) est un problème d'optimisation à objectif unique. Dans la plupart des problèmes du monde réel, il ne s'agit pas d'optimiser un seul critère mais plutôt d'optimiser simultanément plusieurs critères qui sont généralement contradictoires.

Pour cela, l'utilisation de l'environnement MDO est un atout majeur pour optimiser au mieux des systèmes complexes, afin de garder une conception conforme avec toutes les modifications de conception requises par différents problèmes de sous-discipline [69]–[77].

Cette approche permet de mettre en place un environnement d'analyse complet, qui simule le comportement réel d'un système complexe en intégrant les différents paramètres de couplage, ainsi que les diverses contraintes associées.

L'optimisation de conception multidisciplinaire (MDO) est utilisée pour résoudre des problèmes de conception technique complexes incorporés avec plusieurs disciplines. Toutes les évaluations requises pour les différents cas de charge disciplinaire sont effectuées par des analyseurs de sous-espaces. Certaines variables dans un problème MDO sont liés à plusieurs sous-espaces, tandis que d'autres sont uniques à un sous-espace spécifique. Ces variables sont appelées variables partagées et variables locales, respectivement. Dans le cas général, les sous-espaces sont couplés, c'est-à-dire que la sortie d'un sous-espace est nécessaire comme entrée pour les autres sous-espaces.

Les couplages entre les sous-espaces sont traités par des variables de couplage et une approche itérative est nécessaire pour trouver une solution cohérente, c'est-à-dire une solution équilibrée. Si la fonction objectif f est supposée être calculée à partir d'une combinaison de données f_j de n sous-espaces différents, et les contraintes g sont supposées être séparables, c'est-à-dire qu'elles appartiennent à un seul sous-espace, le problème MDO résultant peut être formulé comme suit :

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{x}} \quad & f \left(f_1(x_{l1}, x_{s1}, y_{1*}), f_2(x_{l2}, x_{s2}, y_{2*}), \dots, f_n(x_{ln}, x_{sn}, y_{n*}) \right) \\ \text{s. t.} \quad & g_j(x_{lj}, x_{sj}, y_{j*}) \leq 0, \quad j = 1, 2, \dots, n \end{aligned} \quad (2.3)$$

Avec x_{lj} et x_{sj} sont les variables locales et partagées du sous-espace j , et y_{j*} les variables de couplage entrées dans le sous-espace j .

2.5.2 Optimisation multidisciplinaire d'un système

La méthode classique de conception d'ingénierie consiste en des boucles entre différentes optimisations disciplinaires (voir figure 2.3). À chaque itération de cette boucle, chaque discipline est ré-optimisée en fonction des données mises à jour lors des optimisations précédentes.

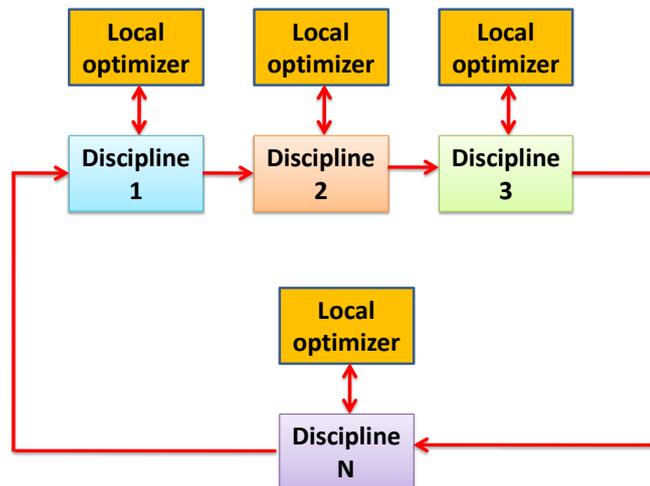


Figure 2. 3 : Conception et optimisation traditionnelle d'un système spatial.

L'optimisation de conception multidisciplinaire (MDO) a été développée pour aider à résoudre ce problème. Les méthodes MDO tirent parti des synergies et couplage inhérents entre les disciplines impliquées dans le processus de conception afin de réduire les coûts de calcul et/ou améliorer la qualité de la conception optimale globale (voir figure 2.4).

Les approches couplées effectuent une analyse multidisciplinaire (MDA) pour assurer les couplages interdisciplinaires à chaque itération de l'optimisation du niveau du système. (Voir figure 2.4).

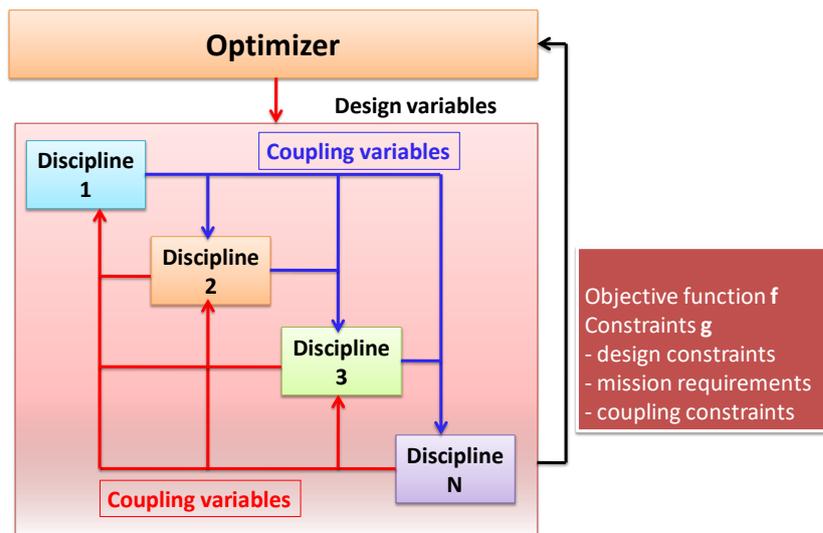


Figure 2. 4 : Optimisation multidisciplinaire, approche couplée.

Les approches découplées visent à éliminer les MDA et d'imposer des contraintes d'égalité sur les variables de couplage dans la formulation MDO au niveau du système pour assurer la satisfaction de couplage interdisciplinaire uniquement pour la conception optimale (voir figure 2.5).

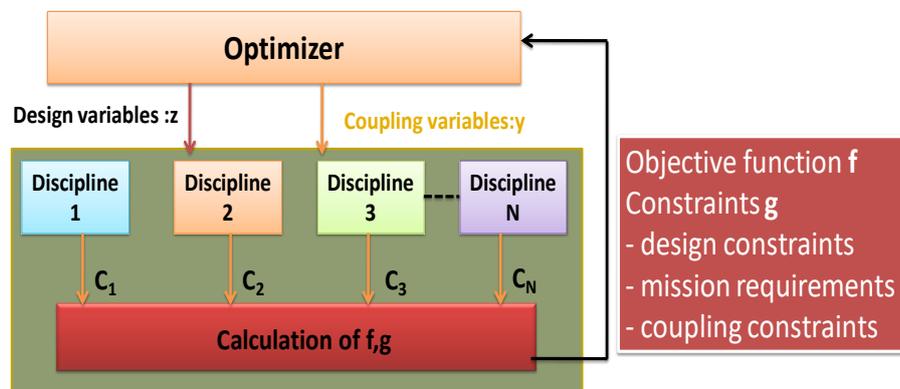


Figure 2. 5 : Optimisation multidisciplinaire, approche découplée.

Dans la section suivante, nous commencerons par énoncer une formulation générale d'un problème d'optimisation multidisciplinaire.

2.6 Formulation du problème MDO

Dans cette section, nous décrivons d'abord la formulation mathématique générale d'un problème MDO puis nous exposons les différentes variables, fonctions et contraintes impliquées. Enfin, nous détaillons les différentes manières de gérer les équations et couplages disciplinaires.

Généralement, on peut formuler un problème d'optimisation multidisciplinaire de la manière suivante [78]–[81]:

$$\begin{array}{ll} \text{Minimiser} & f(x,y,z) \\ \text{Par rapport} & z \in Z \\ \text{En respectant} & g(x,y,z) \leq 0 \end{array} \quad (2.4)$$

$$h(x,y,z) = 0 \quad (2.5)$$

$$\forall i \in \{1, \dots, n\}, \forall j \neq i, y_i = \{c_{ij}(x_j, y_j, z_j)\}_j \quad (2.6)$$

$$\forall i \in \{1, \dots, n\}, R_i(x_j, y_j, z_j) = 0 \quad (2.7)$$

avec :

f : la fonction à optimiser

z : les variables de conception, celles-ci peuvent être partagées entre les disciplines

x : les variables d'état spécifiques à chaque discipline

y : les variables de couplage en entrée des sous-systèmes (assurent la cohérence multidisciplinaire) [34], [68]

g : les contraintes d'inégalité du problème

h : les contraintes d'égalité du problème

c : fonction de couplage pour le calcul des variables de couplage en sortie des sous-systèmes

R : les résidus (quantifient la satisfaction des équations d'états par les variables x , y et z) [34], [68]

La figure 2.6 représente l'architecture d'un processus d'optimisation multidisciplinaire. Les variables et fonctions intervenant dans le processus MDO seront décrites dans les sections suivantes [34], [68].

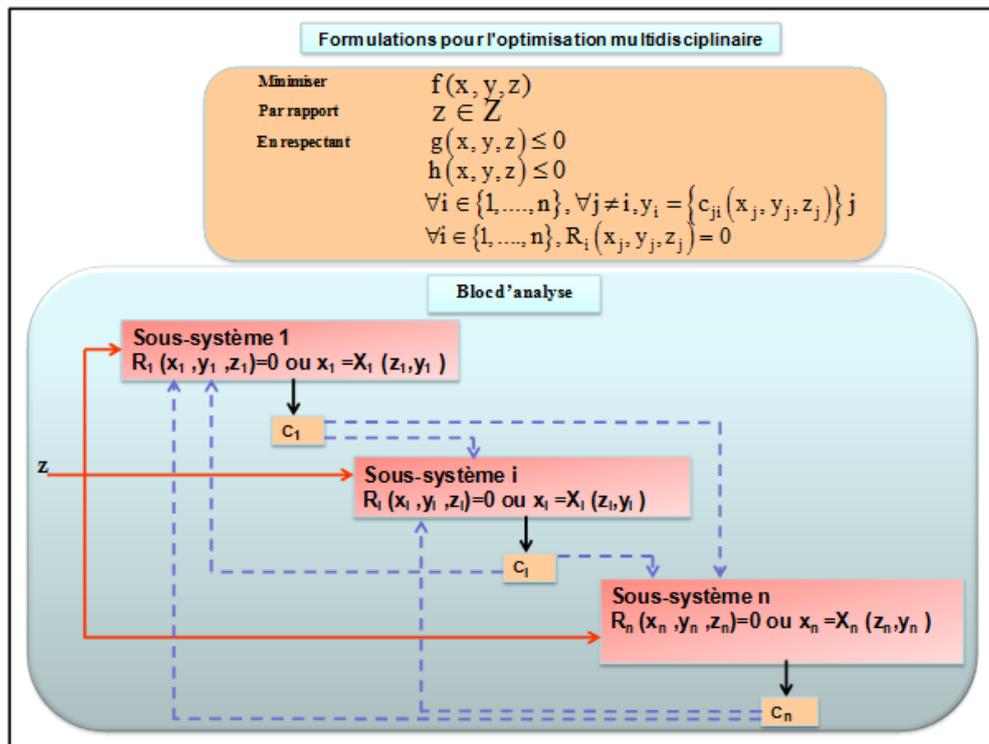


Figure 2. 6 : Problème d'optimisation multidisciplinaire [80]

2.6.1 Type de variables

Un processus d'optimisation multidisciplinaire général nécessite divers types de variables. Ces variables jouent des rôles spécifiques et sont utilisées dans différentes étapes du processus MDO. On peut distinguer trois classes de variables dans un problème général d'optimisation multidisciplinaire [34], [68] :

- z : variables de conception. Ces variables évoluent tout au long du processus d'optimisation afin de trouver la conception optimale. Elles peuvent être utilisées dans un ou plusieurs sous-systèmes.
- $z = \{z_{sh}, \bar{z}_k\}$. Où z_{sh} représente les variables qui sont partagées entre les différents sous-systèmes (variables globales) et \bar{z}_k désigne les variables qui sont spécifiques à un sous-système (variables locales).
- y : variables de couplage. Ces variables permettent de relier les différents sous-systèmes et d'évaluer le niveau de couplage de la conception.
- x : variables d'état (ou disciplinaires). Ces variables (qui ne sont pas des variables de conception) peuvent varier au cours de l'analyse disciplinaire afin de trouver un équilibre dans les équations d'état (équations disciplinaires). Contrairement à z , les

variables d'état ne sont pas des degrés de liberté indépendants mais dépendent de la conception des variables z , des variables de couplage y et des équations d'état. En effet, ces variables sont le plus souvent définies par des fonctions implicites, qui exigent généralement des méthodes d'optimisation spécifiques pour résoudre des problèmes industriels complexes [34], [68].

2.6.2 Types de contraintes

Les contraintes peuvent être divisées en deux catégories :

- g : contraintes d'inégalité,
- h : contraintes d'égalité.

2.6.3 Types de fonctions

Les différentes fonctions utilisées dans un problème MDO sont :

- $f(x, y, z)$: fonction objectif. Cette fonction quantifie la qualité de la conception et doit être optimisée par le processus MDO.
- $c(x, y, z)$: fonctions de couplage. Ces fonctions sont utilisées pour calculer les variables de couplage qui sortent d'un sous-système. On notera $c_{ij}(x_i, y_i, z_i)$ les variables de couplage du sous-système i au sous-système j .
- $R_i(x_i, y_i, z_i)$: fonctions résiduelles. Les résidus quantifient la satisfaction des équations d'état (équation 2.7).
- $X_i(y_i, z_i)$: fonctions de calcul des variables d'état. Ces fonctions donnent les racines x_i des équations (équation 2.7).

2.7 Les différentes approches MDO

Plusieurs stratégies proposées pour la simplification de ce type de problème. Elles sont basées sur la séparation de variables et la division du problème globale en sous problèmes. Deux grandes catégories existent [80]–[84]:

- **Mono-niveau** : entre dans cette catégorie toute méthode qui utilise un seul optimiseur et considère les disciplines comme outils d'analyse. Parmi ces méthodes on trouve : MDF (Multi-Discipline Feasible), IDF (Individual Discipline Feasible), AAO (All At Once), FIO (Fully Integrated Optimization) et autres ;

Dans les approches globales (mono-niveau), le problème MDO est examiné comme étant un ensemble de paramètres à optimiser. Dans ce cas, un seul optimiseur global peut assurer

le processus d'optimisation, et toutes les disciplines sont considérées comme des outils d'évaluation ou d'analyse. Ces approches sont appliquées lorsqu'on dispose de toutes les données du problème telles que : les variables de conception (locales, partagées et de couplage), les contraintes (disciplinaires et interdisciplinaires), les objectifs et les équations d'état.

- **Multiniveaux** : Par opposition de la première catégorie, les méthodes multiniveaux utilisent un optimiseur global au niveau système et un optimiseur local par discipline. On trouve dans cette catégorie : CSSO (Concurrent SubSpace Optimization), CO (Collaborative Optimization), DIVE (Disciplinary Interaction Variable Elimination), BLISS (Bi-Level Integrated) et autres [80]–[84]. Les approches d'optimisation multi-niveaux (ou disciplinaires) font intervenir à la fois des optimiseurs aux niveaux système et sous-systèmes. Et par conséquent, les disciplines ne sont pas considérées comme des outils d'analyse simples, mais plutôt comme des optimiseurs locaux.

2.7.1 Méthode d'Analyse multidisciplinaire

L'analyse multidisciplinaire (MDA) est un processus qui vise à satisfaire les faisabilités disciplinaires individuelles et la cohérence des couplages entre les différents sous-systèmes. Le MDA consiste à trouver, pour tous les sous-systèmes, les variables x_i et y_i telles que les équations d'état soient satisfaites et les couplages soient cohérents [80].

En d'autres termes, la MDA consiste à satisfaire le système formé par les équations (2.6) et (2.7), comme suit :

$$\begin{cases} \forall i \in \{1, \dots, n\}, \forall j \neq i, y_i = \{c_{ij}(x_j, y_j, z_j)\}_j \\ \forall i \in \{1, \dots, n\}, \quad R_i(x_j, y_j, z_j) = 0 \end{cases}$$

Afin d'effectuer le processus MDA-MDO, une modélisation mathématique appropriée du problème est nécessaire : un noyau d'analyse multidisciplinaire de conception (MDA) est l'instrument clé pour évaluer la performance des différents concepts à échanger.

Le processus MDA est réalisé en trois étapes :

1. identification des disciplines concernées et des outils/modèles utilisés pour chacune.
2. identification des connexions (entrées et sorties) de/vers chaque discipline.
3. identification des étapes structurées du processus MDA.

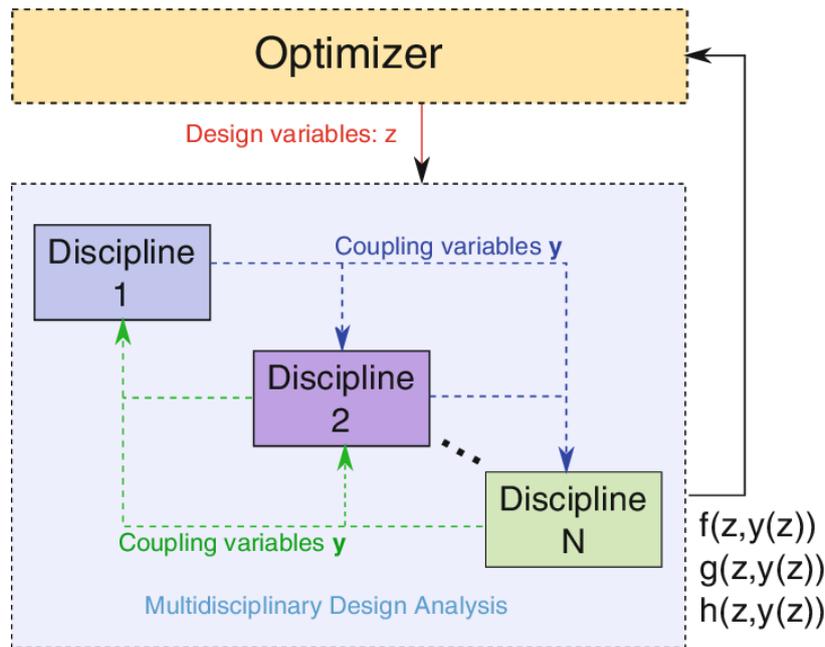


Figure 2. 7 : Modèle d'analyse multidisciplinaire

Idéalement, chaque discipline est modélisée par un outil ou un modèle de performance qui permet une quantification numérique de la performance associée. La bonne définition du modèle est en effet un équilibre entre la précision de la prédiction et la précision requise par l'état de l'analyse en cours, avec la contrainte supplémentaire du temps nécessaire pour effectuer l'analyse. Une simple liste de disciplines ne suffit pas pour atteindre les objectifs d'un modèle MDA : le besoin de la deuxième étape est l'identification et la consolidation des liens appropriés (entrées et sorties) entre eux. Les entrées pour une discipline sont généralement les sorties d'une autre : en conséquence, les variables de conception sont partagées de telle manière que toutes les disciplines (effectuent simultanément une analyse cohérente et consistante). Enfin, une fois les liens clarifiés, une liste d'étapes de conception peut être identifiée pour permettre un flux d'informations clair et structuré entre les différentes disciplines.

Dans l'ensemble, ce processus complexe en trois étapes est soutenu par l'approche de Matrice de structure de conception (DSM : Design Structure Matrix), qui est une méthode pour visualiser dans un seul graphique toutes les disciplines et les interactions entre elles, fournissant dans une seule image une vue d'ensemble du MDA [85], [86].

Le DSM présente sous forme matricielle les informations suivantes :

- Diagonal : disciplines
- Colonnes : contributions d'autres disciplines

- Lignes : résultats pour d'autres disciplines

Les entrées externes communes, fixes ou variables, sont identifiées et introduites par la fonction MDA. Les paramètres variables en particulier seront explorés dans une plage prédéfinie au cours du processus MDO, et sont donc appelés paramètres de conception. Les paramètres fixes sont normalement utilisés pour définir les limites du problème ou des paramètres de conception qui sont constants pour un cas d'étude ou un scénario donné. Les sorties externes communes définissent les performances associées au MDA. Dans le cadre du processus MDO, les effets sur les performances fournies par la variation des paramètres de conception sont donc explorés, afin de cartographier quantitativement leur relation et d'identifier une solution optimale par rapport au scénario considéré.

2.7.2 Stratégie mono-niveau de la méthode MDF

La formulation MDF (Multi Disciplinary Feasible) est une méthode conventionnelle pour résoudre le problème d'optimisation multidisciplinaire. C'est un exemple de l'approche de réduction des variables à la programmation non-linéaire [78], là où seulement les variables de conception X sont employées en tant que variables d'optimisation indépendantes.[79]

À chaque itération de l'algorithme d'optimisation, les équations d'état sont résolues afin de déterminer les sorties [87]. C'est la méthode la plus naturelle dans laquelle chaque discipline fournit son code d'analyse et, lorsque cela est possible, le calcul des gradients. La méthode MDF est non seulement la formulation la plus répandue dans le milieu industriel mais également la plus simple à mettre en œuvre.

Une analyse multidisciplinaire est effectuée à chaque itération de l'optimisation dans le but d'assurer la faisabilité de la solution. L'analyse MDA est couplée à un optimiseur, la figure 2.8 donne l'architecture de cette méthode : à chaque itération du processus d'optimisation, les équations d'état sont résolues afin de déterminer les sorties. Les variables de partage y sont également déterminées lors de la MDA.

Cette méthode est la plus simpliste, car elle est basée sur un système intégré et nécessite seulement un optimiseur. Elle a également l'avantage de pouvoir être facilement implémentée et modifiée : en comparaison aux autres méthodes de décomposition cette approche requiert moins de temps afin d'être modifiée et s'adapte plus facilement aux différents problèmes auxquels nous sommes confrontés.

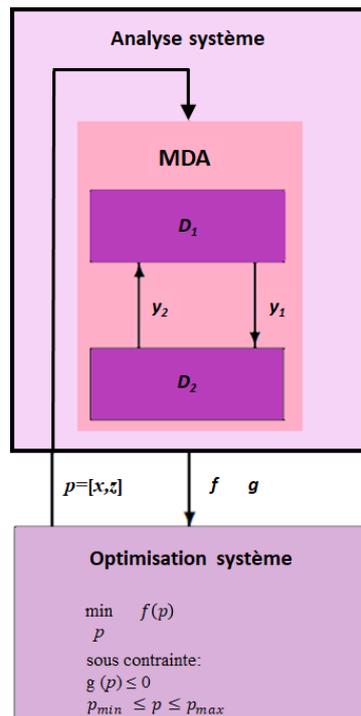


Figure 2. 8 : Diagramme de la méthode MDF

Algorithme MDF :

Voici la procédure de la formulation MDF :

1. point de départ : $p = [x ; z]$;
2. l'analyse multidisciplinaire (MDA) détermine les variables de couplage y ;
3. on en déduit les fonctions coût f et les contraintes g ;
4. l'optimiseur choisit un nouveau point p ;
5. on itère les étapes 1-4 jusqu'à la convergence de la procédure.

Avec :

x L'ensemble des variables locales.

z Les variables partagées.

y L'ensemble des sorties.

2.7.3 Stratégie multi-niveau de la méthode CO (Optimisation collaborative)

Une formulation à deux niveaux hiérarchiques (niveau système et niveau discipline, voir figure 2.9) avec des optimisations par discipline sur les variables non système et une optimisation globale sur les variables système utilisée principalement pour les systèmes présentant un très bas niveau de couplage interdisciplinaire.

La méthode d'optimisation collaborative CO a été développée afin de résoudre des problèmes multidisciplinaires présentant un grand nombre de paramètres, elle a tendance à être plus coûteuse en temps de calculs. L'architecture de la méthode CO est illustrée sur la figure 2.9. Cette méthode présente deux niveaux ; l'optimisation au niveau système (niveau 1) est chargée de déterminer les valeurs cibles des variables de conception globales z (utilisées par l'ensemble des disciplines) ainsi que les valeurs des variables dites de partage y (variables d'entrée utilisées par plusieurs disciplines) tout en respectant les contraintes imposées au système. Une fois ces variables déterminées elles sont envoyées aux disciplines. Au niveau 2 chaque discipline gère ses variables locales. Les optimisations disciplinaires sont chargées d'optimiser l'objectif propre à la discipline [88]–[94].

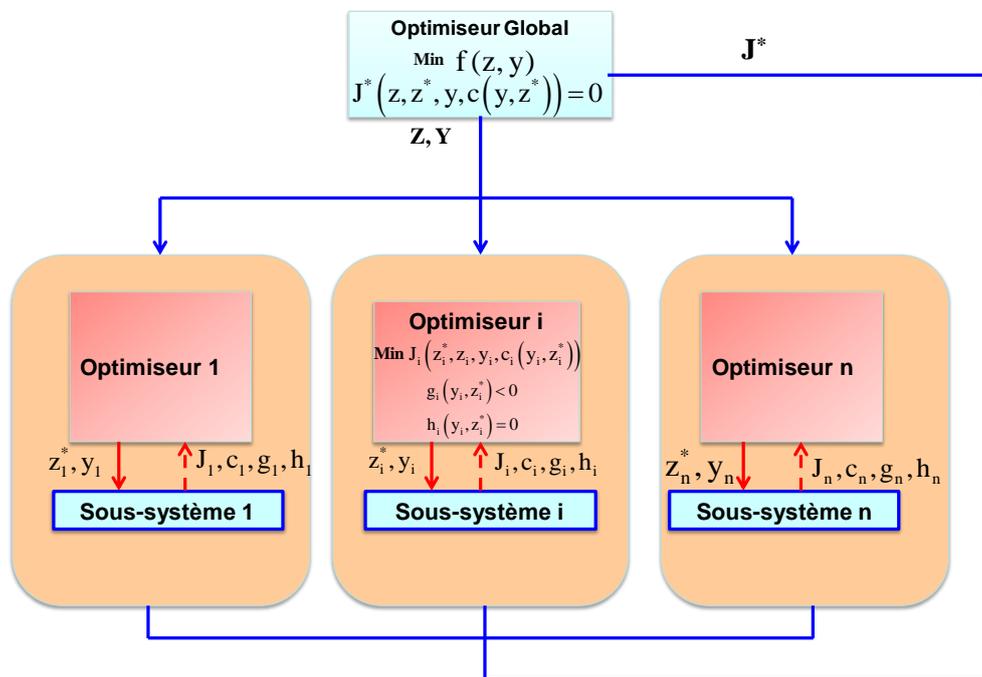


Figure 2. 9 : Diagramme de la méthode CO [80]

2.8 Les algorithmes d'optimisation

Après la présentation des formulations du problème multidisciplinaire, les principaux algorithmes utilisés dans cette thèse sont présentés dans cette partie.

Les algorithmes d'optimisation sont des éléments indispensables pour un processus d'optimisation en conception multidisciplinaire (MDO) car ils automatisent le processus d'optimisation itératif et, par conséquent, permettent au système de rechercher une solution optimale dans l'espace de conception. [95]

Depuis quelques décennies, les méthodes d'optimisation métaheuristiques ont fait leurs preuves. Du grec méta signifiant "un niveau au-dessus", les métaheuristiques permettent de s'affranchir du calcul des sensibilités souvent problématique quant à la résolution de problèmes d'optimisation complexes. En outre, elles ont la capacité à analyser simultanément l'ensemble du domaine des solutions, ce qui leur permet de converger efficacement vers l'optimum global de la fonction objectif considérée.

Donc, la résolution satisfaisante d'un problème d'optimisation complexe, justifie souvent le recours à une métaheuristique puissante. Il s'agit dans cette thèse de l'algorithme de recherche gravitationnelle, l'algorithme hybride d'essaim particule et de recherche gravitationnel et l'algorithme génétique.

2.8.1 Algorithme de recherche gravitationnelle (GSA)

2.8.1.1 Principe du GSA :

L'avancement extensif des techniques informatiques a permis aux chercheurs de développer de nouvelles stratégies de recherche à utiliser dans les problèmes d'optimisation de systèmes.

Dans ce travail, on intègre un algorithme d'optimisation, qui s'appelle Algorithme de Recherche Gravitationnelle (GSA pour *Gravitational search algorithm*).

En 2009, *Rashedi et al.* (2009) ont développé l'algorithme de recherche gravitationnelle GSA qui est une métaheuristique d'optimisation inspirée de la nature [96]. On trouve dans la littérature de nombreux exemples d'utilisation de cet algorithme et pour différents domaines d'applications [96]–[104].

[96]a comparé cet algorithme avec plusieurs méthodes de recherche heuristiques bien connues. 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. Chose qui lui a permis d'être un excellent algorithme d'optimisation,

Dans cet algorithme d'optimisation, une collection de masses qui interagissent, en se basant sur la gravité newtonienne et sur les lois du mouvement.

L'algorithme de Recherche gravitationnelle (GSA) est un nouvel et prometteux algorithme basé sur la loi de la gravité et de l'interaction entre les masses (voir figure 2.10). L'algorithme GSA utilise la théorie de la physique newtonienne.

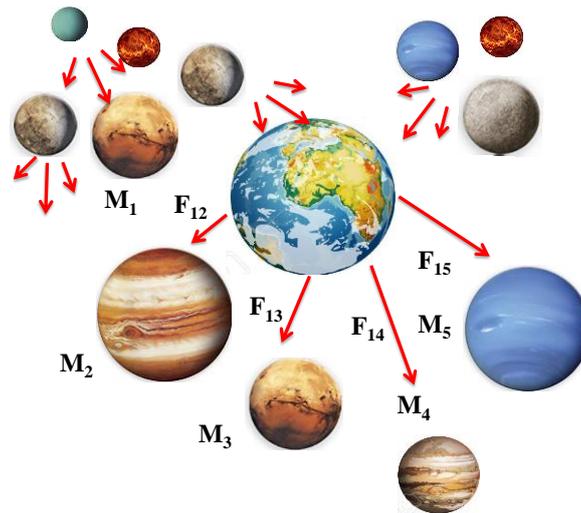


Figure 2. 10 : Interaction entre les astres

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 (voir figure 2.11):

$$F = G \cdot \frac{M_1 M_2}{R^2} \quad (2.8)$$

F est la 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.

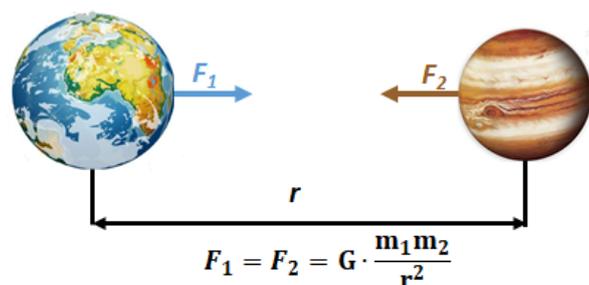


Figure 2. 11 : Force gravitationnelle entre deux masses

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

$$a = \frac{F}{M} \quad (2.9)$$

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 :

$$G(t) = G(t_0) \cdot \left(\frac{t_0}{t} \right)^\beta, \beta < 1 \quad (2.10)$$

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 lent, et un objet de petits changements de la masse inertielle est 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 précédentes comme suit :

$$F_{ij} = G \frac{M_{aj} \cdot M_{pi}}{R^2} \quad a_i = \frac{F_{ij}}{M_{ii}} \quad (2.11)$$

M_{aj} et M_{pi} représentent la masse active de la particule j et masse passive de particule i , respectivement, et M_{ii} représente la masse d'inertie de la particule i (voir figure 2.12).

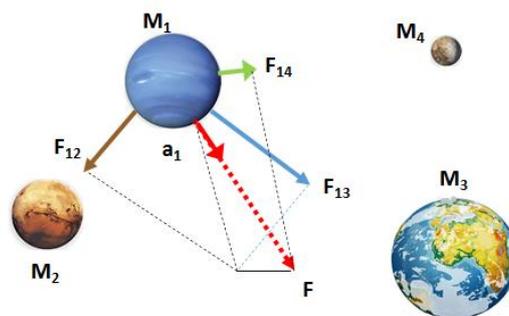


Figure 2. 12 : Lois newtoniennes : forces et accélérations des particules

2.8.1.2 L'algorithme GSA :

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.

Maintenant, considérons un système avec des agents N (masses). Nous définissons la position de l'agent i par:

$$X_i = (x_i^1, \dots, x_i^d, \dots, x_i^n) \quad (2.11)$$

$$\text{Pour } i = 1, 2, \dots, N. \quad (2.12)$$

Avec x_i^d présente la position de l'agent i^i dans la dimension d.

Lors d'un temps 't' spécifique, nous définissons la force agissant sur la masse « i » de la masse « j » comme suit :

$$F_{ij}^d(t) = G(t) \frac{M_{pi}(t) \cdot M_{aj}(t)}{R_{ij}(t) + \epsilon} \cdot (x_j^d(t) - x_i^d(t)) \quad (2.13)$$

Le M_{aj} est la masse gravitationnelle active liée à l'agent j, M_{pi} est la masse gravitationnelle passive liée à l'agent i, $G(t)$ est la constante gravitationnelle à l'instant t, est une petite constante, et $R_{ij}(t)$ est la distance euclidienne entre deux agents i et j:

$$R_{ij}(t) = \|X_i(t), X_j(t)\|_2 \quad (2.14)$$

Pour donner un caractère stochastique de l'algorithme, nous supposons que la force totale qui agit sur l'agent i dans une dimension d est une somme pondérée des composants aléatoires des forces exercées par d'autres agents :

$$F_i^d(t) = \sum_{j=1, j \neq i}^N \text{rand}_j \cdot F_{ij}^d(t) \quad (2.15)$$

Lorsque rand_j est un nombre aléatoire dans l'intervalle [0, 1].

Ainsi, par la loi du mouvement, l'accélération de l'agent i au temps t, et en direction d, $a_i^d(t)$

est donnée comme suit :

$$a_i^d(t) = \frac{F_i^d(t)}{M_{ii}(t)} \quad (2.16)$$

Avec M_{ii} est la masse d'inertie de l'agent $i^{\text{ème}}$. En outre, la vitesse suivante d'un agent est considérée comme une fraction de sa vitesse actuelle à ajouter à son accélération. Par conséquent, sa position et sa vitesse peuvent être calculées comme suit :

$$v_i^d(t+1) = \text{rand}_i \cdot v_i^d(t) + a_i^d(t) \quad (2.17)$$

$$x_i^d(t+1) = x_i^d(t) + v_i^d(t+1) \quad (2.18)$$

Avec rand_i est une variable aléatoire uniforme dans l'intervalle $[0, 1]$. Nous utilisons ce nombre aléatoire pour donner une caractéristique aléatoire à la recherche.

La constante gravitationnelle, G , est initialisée au début et sera réduit avec le temps de contrôler la précision de recherche. En d'autres termes, G est une fonction de la valeur initiale (G_0) et le temps (t): $G(t) = G(G_0, t)$

Les masses gravitationnelles et d'inertie sont tout simplement calculées par l'évaluation de la condition. Une masse plus lourde, un agent plus efficace. Cela signifie que les meilleurs agents ont plus d'attractions et de marcher plus lentement.

Nous mettons à jour les masses gravitationnelles et inertielles par les équations suivantes :

$$M_{ai} = M_{pi} = M_{ii} = M_i, i = 1, 2, \dots, N \quad (2.19)$$

$$m_i(t) = \frac{\text{fit}_i(t) - \text{worst}(t)}{\text{best}(t) - \text{worst}(t)} \quad (2.20)$$

$$M_i(t) = \frac{m_i(t)}{\sum_{j=1}^N m_j(t)} \quad (2.21)$$

Lorsque $\text{fit}_i(t)$ représente la valeur de remise en forme de l'agent i au temps t , $\text{worst}(t)$ et $\text{best}(t)$ sont définis comme suit (pour un problème de minimisation):

$$\text{best}(t) = \min_{j \in \{1, \dots, N\}} \text{fit}_j(t) \quad \text{worst}(t) = \max_{j \in \{1, \dots, N\}} \text{fit}_j(t) \quad (2.22)$$

Il est à noter que, pour un problème de maximisation :

$$\text{best}(t) = \max_{j \in \{1, \dots, N\}} \text{fit}_j(t) \quad \text{worst}(t) = \min_{j \in \{1, \dots, N\}} \text{fit}_j(t) \quad (2.23)$$

Les différentes étapes de l'algorithme proposé sont les suivants :

- a) Identification de l'espace de recherche
- b) Initialisation aléatoire.
- c) L'évaluation des agents.
- d) Mise à jour de la position des agents.
- e) Calcul de la force totale dans des directions différentes.
- f) Calcul de l'accélération et la vitesse.
- g) Mise à jour de la position des agents.
- h) Fin.

Répétez les étapes c à g jusqu'à ce que le critère d'arrêt soit atteint.

2.8.1.3 Organigramme de l'algorithme GSA :

Le principe de la GSA est illustré dans l'organigramme ci-dessous (figure 2.13) :

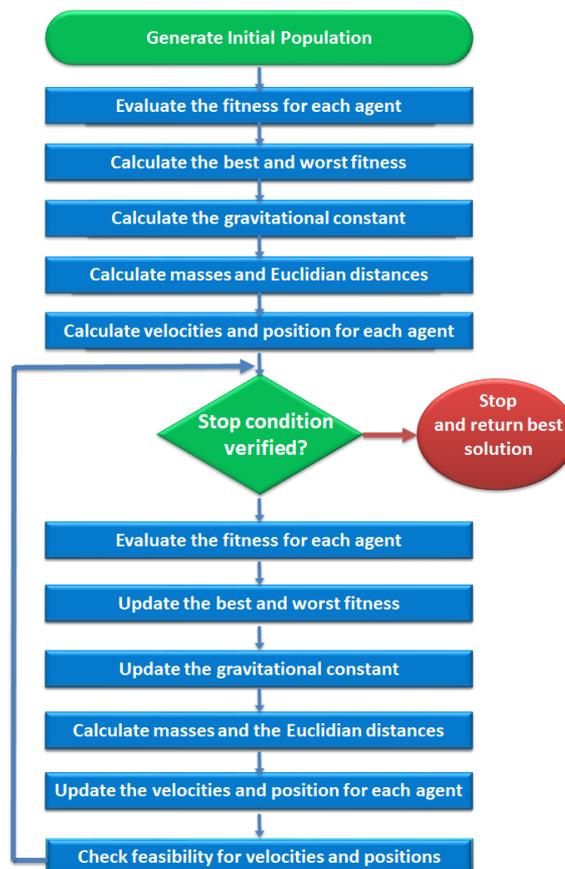


Figure 2. 13 : Organigramme de l'algorithme GSA.

2.8.2 Optimisation par Essaim de Particule

2.8.2.1 Introduction :

L'Optimisation par Essaim Particulaire ou bien (PSO pour Particle swarm optimization), a été inventée par Russel Eberhart (ingénieur en électricité) et James Kennedy (socio-psychologue) [105], [106] en 1995.

Au départ J. Kennedy et R. Eberhart cherchaient à simuler la capacité des oiseaux à voler de façon synchrone et leur aptitude à changer brusquement de direction tout en restant en une formation optimale. Le modèle qu'ils ont proposé à ensuite été étendu en un algorithme simple et efficace d'optimisation [105]–[117].

Le principe de l'optimisation par essaim particulaire a notamment été conçu à partir de modèles sociaux (voir figure 2.14). En effet, chacune des particules agit en fonction de sa propre expérience et de celle de ses voisins. Pour se déplacer elle prend en compte son histoire (sa meilleure position) et est attirée par la meilleure particule actuelle de son voisinage. C'est le modèle des comportements d'individu au sein d'une tribu.

PSO s'inspire de la dynamique d'animaux se déplaçant en groupes compacts (essaims d'abeilles, vols groupés d'oiseaux, bancs de poissons). Les particules d'un même essaim communiquent entre elles tout au long de la recherche pour construire une solution au problème posé, et ce en s'appuyant sur leur expérience collective.



Figure 2. 14 : Le phénomène de l'essaim.

2.8.2.2 Optimisation Par Essaims de Particule :

L'optimisation par Essaim de particule (PSO) est une technique utilisée pour explorer l'espace de recherche d'un problème quelconque pour trouver l'ensemble des paramètres qui maximise/minimise un objectif particulier.

2.8.2.3 Notion de voisinage :

Le voisinage constitue la structure du réseau social. Les particules à l'intérieur d'un voisinage communiquent entre-elles. En général, pour une nuée d'oiseaux, le voisinage suit trois types de topologies :

- Topologie en étoile (figure 2.15 (a)) : le réseau social est complet, donc une communication complète et une attirance vers la meilleure particule.
- Topologie en anneau (figure 2.15 (b)) : chaque particule communique avec n voisines immédiates. Chaque particule tend à se déplacer vers la meilleure dans son voisinage local.
- Topologie en rayon (figure 2.15 (c)) : une particule "centrale" est connectée à toutes les autres. Seule cette particule centrale ajuste sa position vers la meilleure, si cela provoque une amélioration l'information est propagée aux autres.

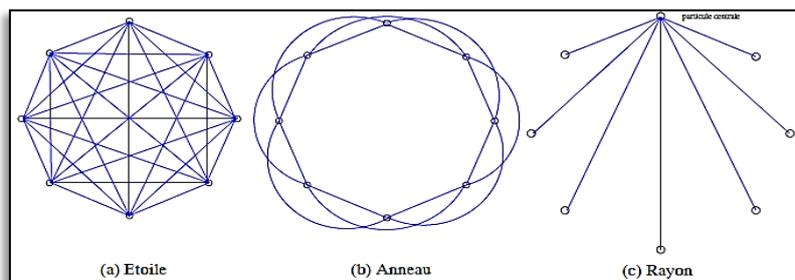


Figure 2. 15: Différents types de topologie pour un essaim de particules.

2.8.2.4 L'algorithme PSO :

Chaque particule représente une solution potentielle dans l'espace de recherche. La nouvelle position d'une particule est déterminée en fonction de sa propre valeur et celle de ses voisines. Soit $\vec{x}_i(t)$ la position de la particule P_i au temps t , sa position est modifiée en ajoutant une vitesse $\vec{v}_i(t)$ à sa position courante :

$$\vec{x}_i(t) = \vec{x}_i(t-1) + \vec{v}_i(t) \quad (2.24)$$

La vitesse de chaque particule est mise à jour suivant l'équation suivante :

$$v_i(t+1) = \omega v_i(t) + c_1 r_1 [x_{p_i}(t) - x_i(t)] + c_2 r_2 [g(t) - x_i(t)] \quad (2.25)$$

$v_i(t)$ est la vitesse de particule i à l'instant t et $x_i(t)$ est la position de particule i à l'instant t , les paramètres w , c_1 , et c_2 ($0 \leq w \leq 1.2$, $0 \leq c_1 \leq 2$, et $0 \leq c_2 \leq 2$) sont des coefficients constants fixés par l'utilisateur, r_1 et r_2 sont des nombres aléatoires tirés à chaque itération, $g(t)$ est la meilleure solution trouvée jusqu'à l'instant t et $x_{p_i}(t)$ est la meilleure solution trouvée par le

particule i . C 'est le vecteur vitesse qui dirige le processus de recherche et reflète la "sociabilité" des particules.

Les variables et paramètres de l'algorithme :

N nombre de particules

$\vec{x}_i(t)$ Position de la particule P_i

\vec{v}_i vitesse de la particule P_i

$pbest_i$ Meilleure fitness obtenue pour la particule P_i

\vec{x}_{pbest_i} Position de la particule P_i pour la meilleure fitness

\vec{x}_{gbest_i} Position de la particule ayant la meilleure fitness de toutes

ρ_1, ρ_2 valeurs aléatoires positives

Initialisations :

Initialiser aléatoirement la population.

Traitement :

Répéter

Pour i de 1 à N faire

Si $(F(\vec{x}_i) > pbest_i)$ Alors

$pbest_i \leftarrow F(\vec{x}_i)$

$\vec{x}_{pbest_i} \leftarrow \vec{x}_i$

Fin Si

Si $(F(\vec{x}_i) > gbest_i)$ Alors

$gbest_i \leftarrow F(\vec{x}_i)$

$\vec{x}_{gbest_i} \leftarrow \vec{x}_i$

Fin Si

Fin Pour

Pour i de 1 à N faire

$\vec{v}_i \leftarrow \vec{v}_i + \rho_1(\vec{x}_{pbest_i} - \vec{x}_i) + \rho_2(\vec{x}_{gbest_i} - \vec{x}_i)$

$\vec{x}_i \leftarrow \vec{x}_i + \vec{v}_i$

Fin Pour

Jusqu'à ce que (le processus converge)

La variation de la vitesse est proportionnelle à l'éloignement d'une solution par rapport à la solution globale.

Les variables aléatoires ρ_1 et ρ_2 peuvent être définies de la façon suivante :

$$\begin{cases} \rho_1 = r_1 c_1 \\ \rho_2 = r_2 c_2 \end{cases} \quad (2.26)$$

r_1 et r_2 suivent une loi uniforme sur $[0..1]$ et c_1 et c_2 sont constantes et représentent une accélération positive, avec $c_1 + c_2 < 4$.

Le critère de convergence peut être un nombre fixe d'itérations, suivant le fitness ou bien la variation lorsqu'elle tend vers 0.

La vitesse peut être limitée par une vitesse maximale V_{max} et une vitesse minimale V_{min} pour éviter que les particules se déplacent trop rapidement ou trop lentement d'une région à une autre dans l'espace de recherche.

Un facteur d'inertie Φ peut être appliqué à la vitesse Pour contrôler l'influence de celle-ci.

2.8.2.5 Organigramme de l'algorithme PSO :

On trouve ci-dessous l'organigramme de l'algorithme PSO représenté dans la figure 2.16.

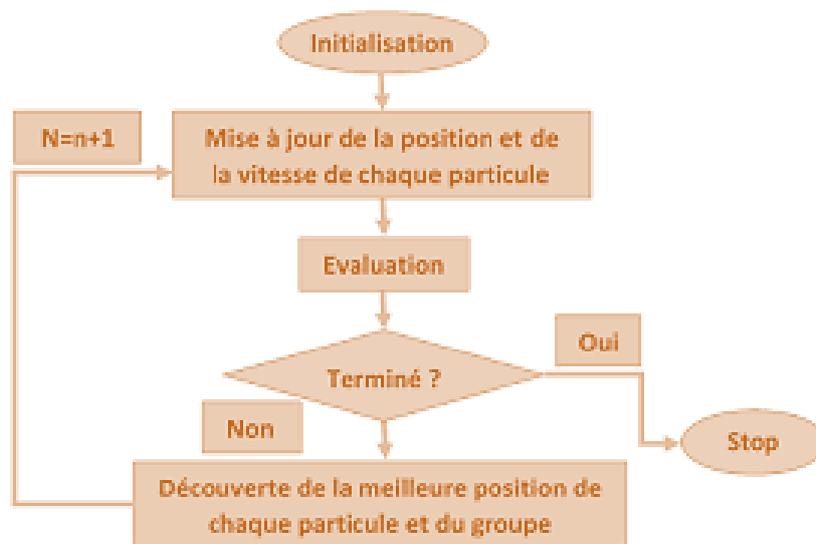


Figure 2. 16 : Organigramme de l'algorithme de PSO.

2.8.3 Algorithme hybride PSO GSA

Dans cette thèse, un nouvel algorithme hybride basé sur la population « PSO GSA » est proposé par, avec la combinaison de l'optimisation de l'essaim de particules (PSO) et l'algorithme de recherche gravitationnelle (GSA) [118], [119]. Cette combinaison est faite en utilisant une hybridation hétérogène co-évolutionnaire de bas niveau. L'hybridation est de bas niveau car nous combinons les fonctionnalités des deux algorithmes. Elle est co-évolutive car nous

n'utilisons pas les deux algorithmes l'un après l'autre. En d'autres termes, ils fonctionnent en parallèle. Elle est hétérogène car deux algorithmes différents sont impliqués pour produire les résultats finaux. L'idée de base du PSOGSA est de combiner la capacité de la pensée sociale (gbest) de l'algorithme PSO avec la capacité de recherche locale de l'algorithme GSA. Afin de combiner ces algorithmes, l'équation (2.27) est proposée comme suit :

$$V_i(t + 1) = w \times V_i(t) + C'_1 \times rand \times ac_i(t) + C'_2 \times rand \times (gbest - X_i(t)) \quad (2.27)$$

À chaque itération, les positions des particules sont mises à jour comme suit :

$$X_i(t + 1) = X_i(t) + V_i(t + 1) \quad (2.28)$$

Dans PSOGSA, au début, tous les agents sont initialisés au hasard. Chaque agent est considéré comme une solution candidate. Après l'initialisation, la force gravitationnelle, la constante gravitationnelle et les forces résultantes entre les agents sont calculées en utilisant respectivement les équations (2.13) et (2.15). Après cela, les accélérations des particules sont définies par l'équation (2.16). À chaque itération, la meilleure solution jusqu'ici doit être mise à jour. Après avoir calculé les accélérations et mis à jour la meilleure solution jusqu'ici, les vitesses de tous les agents peuvent être calculées en utilisant l'équation (2.27). Enfin, les positions des agents sont définies avec l'équation (2.28). Le processus de mise à jour des vitesses et des positions sera arrêté en répondant à un critère de fin.

Pour voir comment PSOGSA est efficace, quelques remarques sont notées comme suit. Dans le PSOGSA, la qualité des solutions (fitness) est prise en compte dans la procédure de mise à jour. Les agents proches des bonnes solutions tentent d'attirer les autres agents qui explorent l'espace de recherche. Lorsque tous les agents sont proches d'une bonne solution, ils se déplacent très lentement. Dans ce cas, les gBest les aident à exploiter le meilleur du monde. PSOGSA utilise une mémoire (gBest) pour enregistrer la meilleure solution trouvée jusqu'à présent, elle est donc accessible à tout moment.

L'organigramme de cet algorithme hybride est reporté sur la figure 2.17 ci-dessous :

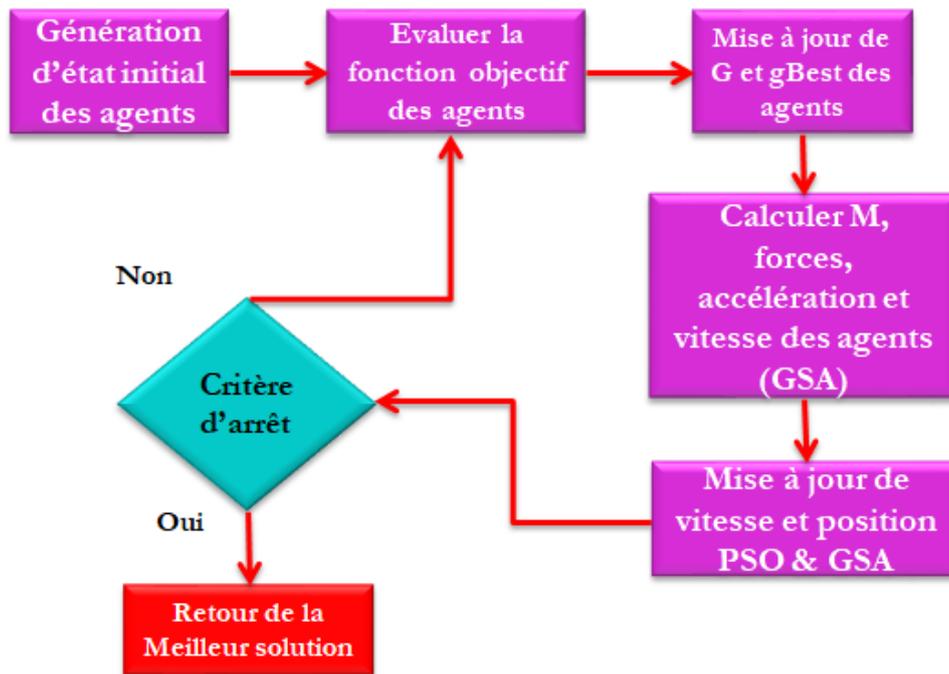


Figure 2. 17 : Organigramme de l'algorithme hybride PSO-GSA

2.8.4 Algorithmes génétiques

Les algorithmes génétiques sont des algorithmes d'optimisation stochastique fondés sur les mécanismes de la sélection naturelle et de la génétique. L'algorithme génétique GA a été développé en 1975 par J. Holland [120]. Cet algorithme est le plus populaire et le plus largement utilisé des algorithmes évolutionnaires [120]–[126]. Il est inspiré de l'évolution biologique des espèces vivantes, mettant en œuvre les phénomènes de sélection naturelle et de reproduction issus de la théorie de Charles Darwin [127]. Leur fonctionnement est extrêmement simple. On part avec une population de solutions potentielles (*chromosomes*) initiales arbitrairement choisies. On évalue leur performance (*fitness*) relative. Sur la base de ces performances on crée une nouvelle population de solutions potentielles en utilisant des opérateurs évolutionnaires simples [128].

L'ensemble des individus forment la population des parents, qui va évoluer au cours des itérations, dites "générations", jusqu'à ce qu'un critère d'arrêt soit vérifié. Cet algorithme est basé sur les opérateurs génétiques de sélection, de croisement et de mutation, décrits dans ce qui suit [127] (figure 2.18) :

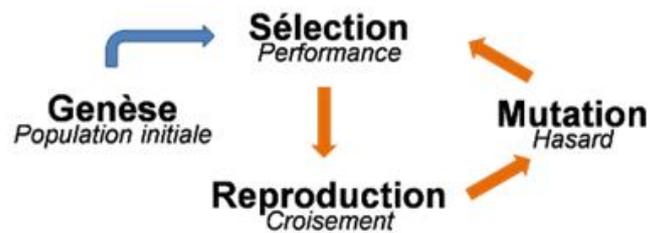


Figure 2. 18 : Etapes de l'algorithme Génétique.

- ❑ Sélection : pour passer d'une génération à une autre, nous soumettrons la population à des opérateurs de sélection. Les opérateurs de variation, eux, permettront de transformer la population de façon à favoriser l'émergence de meilleurs individus. L'algorithme génétique repose sur une boucle qui enchaîne des étapes de sélection et des étapes de croisement. Dans un premier temps, à partir d'une population d'individus, on désigne ceux autorisés à se reproduire. Les techniques de sélection les plus largement utilisées sont la sélection par tirage à la roulette (roulette-wheel selection), la sélection par rang (ranking selection) et la sélection par tournoi (tournament selection) [129], [130].
- ❑ Croisement : on croise ensuite ces individus de façon à obtenir une population d'enfants. Comme l'étape de sélection, on distingue plusieurs techniques de croisement, on peut citer le croisement uniforme et le croisement en un point.
- ❑ Mutation : on peut faire muter aléatoirement certains gènes. La performance des enfants est évaluée grâce à la fonction fitness. La procédure est répétée, et l'on recommence une phase de sélection pour la reproduction et une phase de mutation, et ainsi de suite [123] [127].

Comme pour les métaheuristiques, un critère d'arrêt permet de sortir de la boucle. Ceci peut se traduire par un certain nombre d'itérations sans amélioration notable de la performance des individus. Les algorithmes génétiques sont coûteux en temps de calcul car ils manipulent plusieurs solutions simultanément. Parmi les avantages des algorithmes génétiques, on cite leur capacité à trouver de bonnes solutions pour des problèmes d'optimisation très complexes [127].

On trouve ci-dessous l'organigramme de l'algorithme GA représenté dans la figure 2.19.

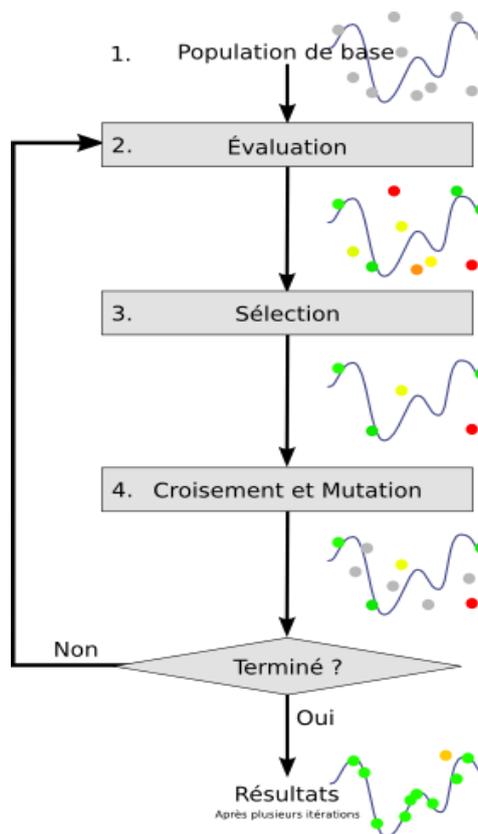


Figure 2. 19 : Organigramme de l'algorithme Génétique GA.

2.9 CONCLUSION

Dans ce chapitre nous avons tout d'abord présenté quelques généralités sur les techniques d'optimisation et les techniques d'hybridation, un état de l'art sur les différentes applications de méthodes d'optimisation en conception multidisciplinaire dans le domaine des satellites, puis la formulation MDO et les différentes approches MDO. A cette fin, nous avons introduit les notions fondamentales nécessaires pour décrire un processus MDO, donc la formulation générale d'un problème MDO et les différentes variables, fonctions et contraintes impliquées dans de tels problèmes ont été détaillées. Ensuite, nous avons présenté les algorithmes d'optimisation métaheuristiques utilisés par ces formulations. Nous avons décrit les algorithmes d'optimisation utilisés en MDO pour optimiser le satellite de télécommunications, à savoir l'algorithme de recherche gravitationnelle, l'algorithme hybride PSO-GSA et enfin l'algorithme génétique.

Le chapitre suivant se propose la modélisation mathématique des différentes disciplines traitées pour l'optimisation multidisciplinaire de conception pour résoudre le problème de conception du satellite.

CHAPITRE 3

CONCEPTION ET MODELISATION MULTIDISCIPLINAIRE D'UN SATELLITE DE TELECOMMUNICATION

3.1 Introduction	96
3.2 Calcul d'orbite	96
3.3 Dimensionnement de la charge utile	101
3.4 Dimensionnement de la plateforme	109
3.5 Effet des vibrations de lancement sur un satellite de télécommunication	120
3.6 Analyse géométrique du satellite sous la coiffe du lanceur	122
3.7 Effet de l'acoustique du lancement sur un satellite de télécommunication	123
3.8 Conclusion	125

3.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons procéder à identifier les différentes disciplines qui servent à optimiser la masse totale d'un satellite de télécommunications géostationnaire. Chaque discipline dépend principalement d'un ensemble de paramètres d'entrées. Ainsi dans ce chapitre, l'estimation de la masse totale du satellite, que ce soit la charge utile ou la plate-forme, est basée sur les relations d'échelle à partir de données de qualité empiriques existantes dans la littérature [131]–[137] avec une mise à jour du modèle d'échelle basé sur l'expérience acquise au cours du développement d'un satellite.

L'objectif donc de ce chapitre est d'arriver progressivement à une modélisation mathématique de la conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication basant sur une nouvelle approche par le développement et l'intégration de nouvelles disciplines afin de minimiser et améliorer le couplage acoustique et vibratoire du satellite sous la coiffe du lanceur.

3.2 Calcul d'orbite

Le choix de l'orbite dépend des objectifs et des caractéristiques de la mission. Les effets de l'environnement spatial sur différentes orbites sont différents et jouent un rôle majeur dans la sélection des paramètres de l'orbite et de la mission. Chaque orbite a des perturbations qui se traduisent par une modification des paramètres orbitaux. La recherche doit permettre de trouver une orbite capable d'exploiter les perturbations et nécessite moins d'attitude et de maintien d'orbite du satellite et ceci comme indique la figure 3.1.

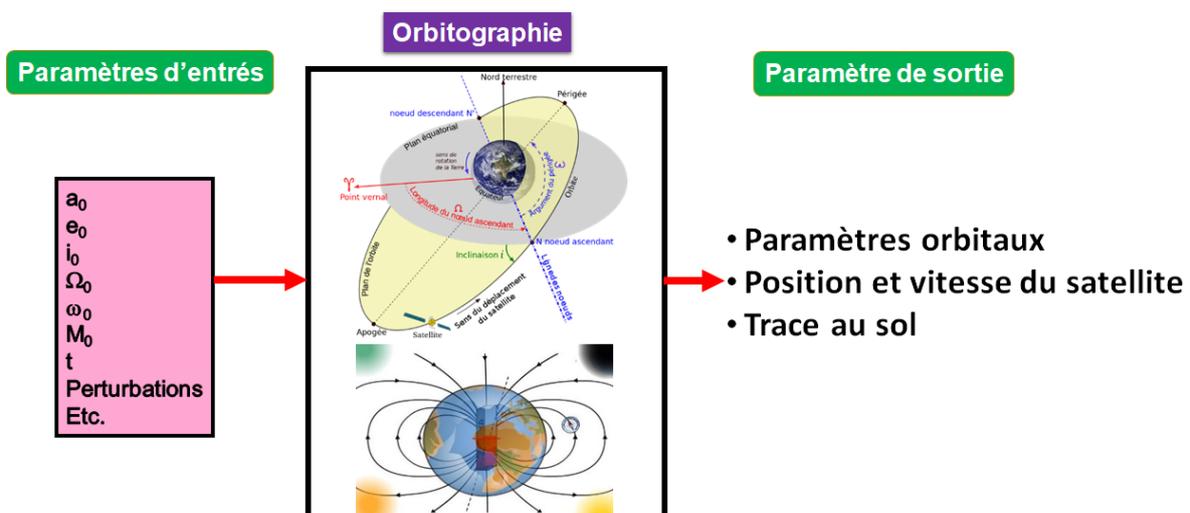


Figure 3. 1 : Discipline orbitographie.

3.2.1 Détermination de la position du satellite

La position d'un satellite est en fonction de six paramètres orbitaux (voir figure 3.2), les composantes de la position du satellite sont exprimées par [138] :

$$\begin{aligned} x &= A_X (\cos E - e) + B_X \sin E \\ y &= A_Y (\cos E - e) + B_Y \sin E \\ z &= A_Z (\cos E - e) + B_Z \sin E \end{aligned} \quad (3.1)$$

Avec:

$$\begin{aligned} A_x &= a P_x, & A_y &= a P_y, & A_z &= a P_z, & \text{et} & B_x &= a \sqrt{(1-e^2)} Q_x, & B_y &= a \sqrt{(1-e^2)} Q_y, \\ B_z &= a \sqrt{(1-e^2)} Q_z \end{aligned}$$

$$\begin{cases} P_X = \cos \Omega \cos \omega - \cos i \sin \Omega \sin \omega \\ P_Y = \sin \Omega \cos \omega + \cos i \cos \Omega \sin \omega \\ P_Z = \sin i \sin \omega \end{cases} \quad \begin{cases} Q_X = -\cos \Omega \sin \omega - \cos i \sin \Omega \cos \omega \\ Q_Y = -\sin \Omega \sin \omega + \cos i \cos \Omega \cos \omega \\ Q_Z = \sin i \cos \omega \end{cases}$$

e : Excentricité ;

a : Demi grand axe de l'ellipse ;

i : Inclinaison du satellite ;

ω : Argument du périhélie ;

Ω : Ascension droite ;

v : Anomalie vraie ;

E : Anomalie excentrique.

3.2.2 Vitesse du satellite

La vitesse d'un satellite est en fonction de six paramètres orbitaux (voir figure 3.2), les composantes de la vitesse sont exprimées par [138] :

$$\begin{cases} \dot{x} = -\frac{n.a}{r.A_X \cdot \sin E} + \frac{n.a}{r.B_X \cos E} \\ \dot{y} = -\frac{n.a}{r.A_Y \cdot \sin E} + \frac{n.a}{r.B_Y \cdot \cos E} \\ \dot{z} = -\frac{n.a}{r.A_Z \cdot \sin E} + \frac{n.a}{r.B_Z \cdot \cos E} \end{cases} \quad (3.2)$$

Avec

r : rayon vecteur du satellite, n : pulsation orbitale.

Il y a donc 6 paramètres orbitaux (a, e, i, ω, Ω, ν) définissant la position du satellite dans l'espace (Figure 3.2). Seul ν change pour de courts intervalles de temps.

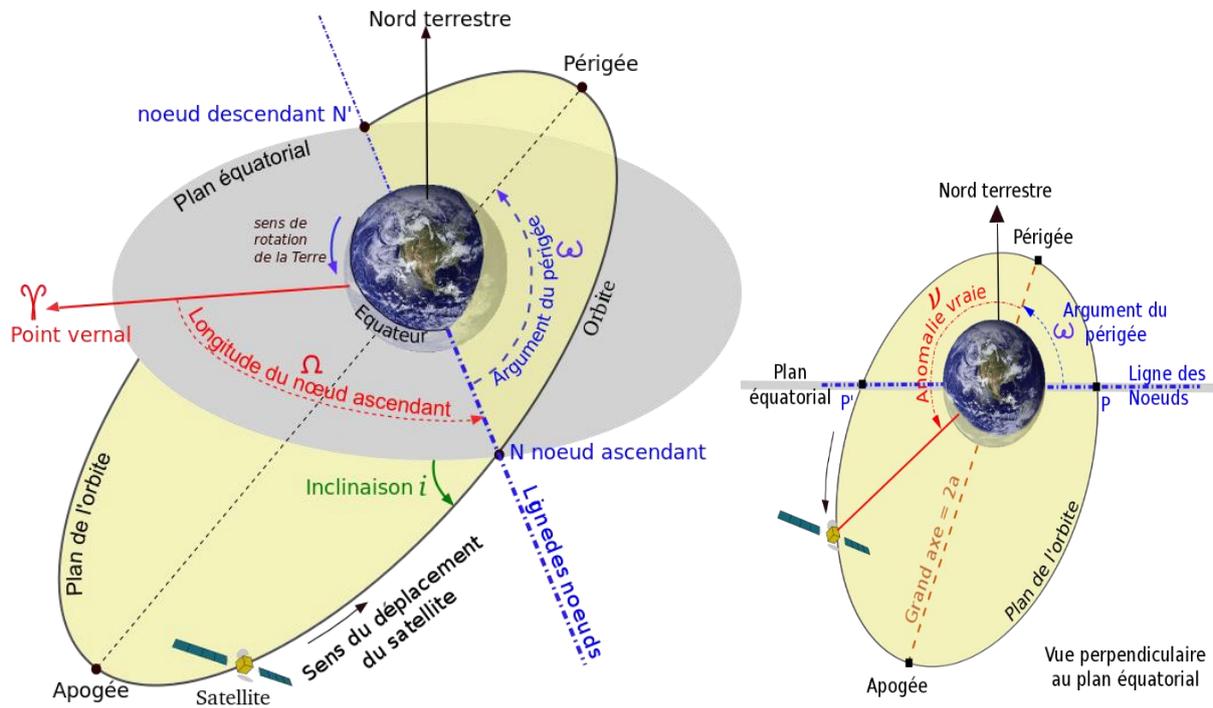


Figure 3. 2 : Paramètres orbitaux d'un satellite terrestre

3.2.3 Mouvement réel d'un satellite

Le mouvement d'un satellite est un mouvement non-képlérien, l'orbite du satellite est soumise à des perturbations gravitationnelles et non gravitationnelles. Donc comme dans tout problème de dynamique les deux questions à résoudre sont la modélisation des forces F et la résolution du système différentiel :

$$\begin{aligned} \ddot{x}(t) &= \gamma(x, \dot{x}, t) = \gamma_{kep} + \gamma_{per} \\ \dot{x}(t) &= \dot{x}_0 \\ x(t_0) &= x_0 \end{aligned} \tag{3.3}$$

où $x(t)$ est le vecteur position dans l'espace classique à trois dimensions, t est le temps, \dot{x} et \ddot{x} sont les dérivées premières et secondes de x par rapport au temps, respectivement les vecteurs vitesse et accélération.

La force F agissant sur un satellite en orbite autour de la Terre est la somme des forces issues de la gravitation de la Terre, du Soleil, de la Lune, de la traînée et de la force due à la pression de la radiation solaire :

$$F = F_{terre} + F_{soleil} + F_{lune} + F_{force\ atm} + F_{pression\ de\ radiation\ solaire} \quad (3.4)$$

3.2.4 Temps et systèmes référentiels

3.2.4.1 Systèmes référentiels

Les différents repères utilisés dans le calcul d'orbite sont illustrés dans la figure 3.3, avec :

Repère orbital : Q dirigé vers le nœud ascendant de l'orbite, W selon la normale à l'orbite du côté du moment cinétique de celle-ci.

Repère inertiel : X dirigé vers le point vernal (γ), Z normal au plan équatorial.

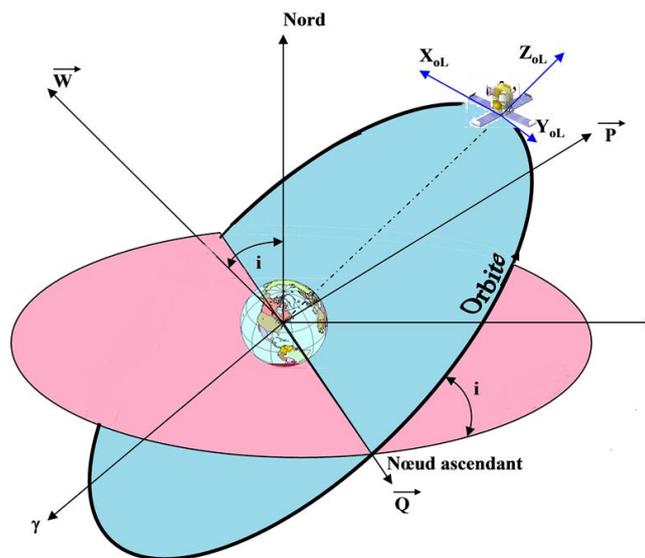


Figure 3. 3 : Repères pseudo-inertiels

3.2.4.2 Echelle du temps

3.2.4.2.1 Temps

La simulation de l'évolution temporelle des paramètres orbitaux, nécessite un temps dans un format qui peut être facilement manipulé dans un algorithme implémenté par ordinateur. Le système horaire conventionnel (année / mois / jour) ne convient pas à cet effet. Un autre inconvénient de ce système est qu'il dépend de la position de l'utilisateur sur Terre. C'est

pourquoi les astronomes utilisent un autre système de temps connu sous le nom de la date julienne, JD. C'est un calendrier continu qui compte les jours linéairement, avec son origine le 1er janvier 4713 avant JC à midi. Pour convertir le temps conventionnel (y / m / d, hr: min: sec) en date julienne, l'équation 3.5 peut être utilisée [139]:

$$JD = 367 y - \text{floor} \left(\frac{7}{4} \left(y + \text{floor} \left(\frac{m+9}{12} \right) \right) \right) + \text{floor} \left(\frac{275 m}{9} \right) + d + 1721013.5 + \frac{1}{24} \left(\frac{1}{60} \left(\frac{\text{sec}}{60} + \text{min} \right) + \text{hr} \right) \quad (3.5)$$

Cette formule n'est valable que pour la période comprise entre le 1er mars 1900 et le 28 février 2100. A partir de ce format, il reste difficile de gérer la grande ampleur des dates. La solution consiste à introduire un décalage constant, généralement le 1er janvier 2000, 12 h 00.

$$JD2000 = JD - 2451545 \quad (3.6)$$

3.2.4.2.2 Temps d'éclipse

Les paramètres orbitaux comprennent l'altitude de l'orbite, l'angle solaire le plus défavorable et l'angle bêta maximal (angle entre l'orbite et la ligne soleil-terre). Ces informations sont utilisées pour déterminer le rayonnement du soleil et le temps d'éclipse de l'orbite (voir figure 3.4).

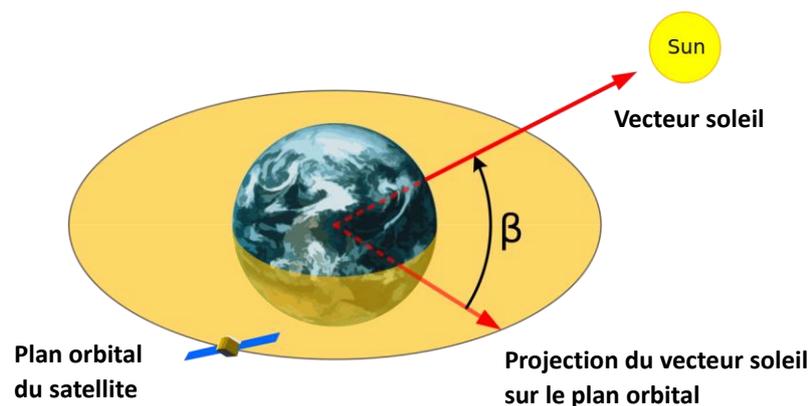


Figure 3. 4 : L'angle bêta.

Sur la base de l'altitude et l'angle (β) du plan orbital et la direction du soleil, la durée de l'éclipse est calculée. La durée approximative de l'éclipse T_e pour une orbite circulaire est donnée par [140], [141] :

$$T_e = \frac{T_p}{\pi} \left[\cos^{-1} \left[\frac{\sqrt{1 - \left(\frac{R_e}{R_e+h}\right)^2}}{\cos \beta} \right] \right] \quad (3.7)$$

Avec :

$$\frac{R_e}{R_e+h} > \sin \beta \quad (3.8)$$

La durée maximale de l'éclipse se produira pour un minimum β qui correspond à $\beta = 0$ et T_p est la période orbitale et est donnée par :

$$T_p = 2\pi \sqrt{\frac{(R_e+h)^3}{\mu}} \quad (3.9)$$

Avec :

R_e est le rayon de la terre, h est l'altitude du satellite et μ est la constante gravitationnelle.

3.3 Dimensionnement de la charge utile

Les principaux éléments de la partie charge utile du segment spatial sont les sous-systèmes transpondeur et antenne. La puissance générée par un transpondeur est une forte fonction de la disponibilité et le choix technologique pour les équipements de haute puissance tels que les amplificateurs TWTA (Traveling wave tube amplifier : amplificateur à Tube à ondes progressives TOP) et les SSPA (Solid State Power Amplifier : amplificateurs de puissance à état solide). Pour répondre aux critères de fiabilité du système (avec une conception plus simple et plus fiable), il est jugé au mieux de maintenir la puissance du transpondeur au minimum et de réaliser un gain élevé en utilisant de larges antennes. Ces antennes dépendent des exigences de la puissance isotrope rayonnée équivalente (PIRE). Le dimensionnement de la charge utile doit satisfaire certaines conditions, principalement, la masse totale du satellite, la disponibilité de la coiffe du lanceur, le volume sous le la coiffe du lanceur, la compatibilité électromagnétique, les paramètres thermodynamiques, mécaniques, etc.

Le développement de la charge utile nécessite un ensemble de paramètres d'entrée relatifs au calcul de bilan de liaison, calcul d'orbitographie, de l'environnement spatial et les relations empiriques nécessaires ceci permet d'optimiser la masse de la charge utile indispensable à la mission (figure 3.5).

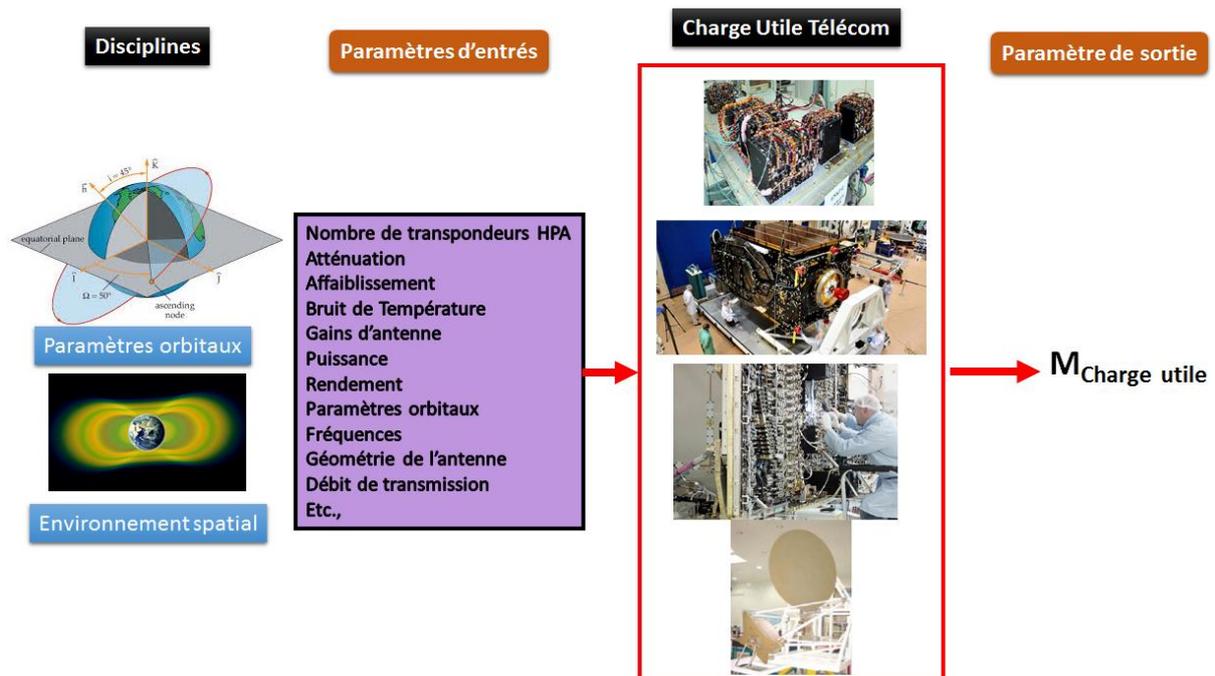


Figure 3. 5 : Le sous-système charge utile.

3.3.1 Calcul du bilan de liaison

Pour tout système de communication conçu pour transmettre un message d'un point A vers un point B, liés par un canal (fibre optique, câble coaxial, radio), les ressources disponibles sont la puissance et la bande passante du canal. Il faut maîtriser aussi le bruit, les affaiblissements et les interférences. Les deux paramètres (puissance et bande de fréquence) coûtent cher, surtout lorsqu'il s'agit du domaine spatial.

Toute liaison satellite se décompose en deux parties :

- **La liaison montante** : c'est à dire le transfert du signal depuis la station émettrice terrestre vers le satellite,
- **La liaison descendante** : c'est à dire le transfert du signal du satellite jusqu'à la station réceptrice terrestre.

Pour concevoir une liaison avec une qualité acceptable, à un coût le plus faible possible, on doit premièrement spécifier les performances exigées par le client, puis estimer la puissance et la bande de fréquence. Ces performances exigées sont habituellement exprimées pour des signaux numériques avec un taux d'erreur (BER) et un débit donné. Pour les signaux analogiques la performance est liée au signal sur bruit. [142]

Ainsi le bilan de liaison est une phase très importante dans la conception des liaisons satellitaires. Il nous renseigne d'une part sur la qualité de la liaison à concevoir, et il nous permet

d'autre part de dimensionner le système de communication, d'améliorer la qualité de service pour atteindre les performances exigées en agissant sur les différents éléments qui composent le système [antenne, modem, multiplexeur, amplificateur, etc...].

Pour obtenir les paramètres optimaux de la charge utile, la répartition du gain entre l'antenne et le transpondeur requies plusieurs itérations et compromis tout en tenant compte du paramètre G/T et des caractéristiques de la zone de couverture, ceci afin de connaître la température de bruit de l'antenne.

Les expressions du rapport signal sur bruit pour les deux liaisons montante et descendante sont données par :

$$\begin{aligned} (C/N_o)_U &= P_{out,b} - L_{feed,b} + G_{t,b} - L_f + G_{r,s} - L_{feed,s} - T_{s,s} - k \\ &= EIRP_b - L_f + G_{r,s} - T_{s,s} - L_{feed,s} + 228.6 \text{ dBHz} \end{aligned} \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} (C/N_o)_D &= P_{out,s} - L_{feed,s} + G_{t,s} - L_f + G_{r,b} - L_{feed,b} - T_{s,b} - k \\ &= EIRP_s - L_f + G_{r,b} - L_{feed,b} - T_{s,b} + 228.6 \text{ dBHz} \end{aligned} \quad (3.11)$$

Le bilan de la liaison globale est exprimé par la relation suivante :

$$(C/N_o)_T = \frac{C}{(N_o)_U + (N_o)_D} = \left[\frac{1}{(C/N_o)_U} + \frac{1}{(C/N_o)_D} \right]^{-1} \quad (3.12)$$

Avec : $P_{out,b}$ $P_{out,s}$: Puissances à la sortie des transmetteurs de la station sol et le satellite.
 $L_{feed,b}$, $L_{feed,s}$: pertes d'alimentation (pour la station sol et le satellite),
 $G_{t,b}$ $G_{r,b}$: gains respectifs des antennes de transmission et réception de la station base.
 $G_{t,s}$ $G_{r,s}$: gains respectifs des antennes de transmission et réception du satellite.
 L_f : pertes en espace libre
 $T_{s,s}$, $T_{s,b}$: température de bruit des récepteurs du satellite et la station de base
 K : constante de Boltzmann $1.3807.10^{-23} \text{ m}^2\text{kg} / \text{s}^2\text{K}$

La qualité d'une liaison est une mesure quantitative des erreurs qu'elle introduit ; elle dépend du rapport signal sur bruit avant démodulation, au niveau du récepteur, et du procédé de modulation et de codage utilisé. Cette qualité s'exprime par la probabilité d'avoir un bit erroné à la sortie du récepteur.

L'équipement de communication assure la liaison relais entre les liaisons montante et descendante depuis le sol. La fonction d'un transpondeur est de servir de lien ou canal de communication entre les antennes émettrices et réceptrices du satellite, tandis que les antennes reçoivent et transmettent les signaux. L'équation d'analyse de la charge utile est donnée comme suit :

$$\text{Energie par bit : } \frac{E_b}{N_0} = \frac{P_t L_{l,t} G_t L_S L_a G_r L_{l,r}}{K T_s R} \quad (3.13)$$

Avec:

T_s = System noise temperature (135 K)

K = Boltzmann constant $1.3807 \cdot 10^{-23} \text{ m}^2\text{kg} / \text{s}^2\text{K}$

R = Desired bits per second

P_t = Transmitter power in W

$L_{l,t}$ = Line loss between transmitter & antenna

G_t = Transmitter antenna gain

L_s = Free space loss

L_a = Transmission path loss

G_r = Receiver antenna gain

$L_{l,r}$ = Line loss between receiver & antenna

3.3.2 Dimensionnement des transpondeurs

La charge utile d'un satellite de télécommunication dépend principalement d'un nombre important d'amplificateurs de hautes puissances (HPA : high power amplifier) et pour assurer la fiabilité et le fonctionnement du satellite sur orbite pendant plusieurs années (entre 15 ans et 20 ans), il est indispensable d'introduire la notion de la redondance des équipements.

Le type de HPA et le nombre total de HPA pour chaque zone de couverture (y compris le nombre de HPA actifs, HPA_{active} , et le nombre de ceux redondants, $HPA_{redundant}$) sont utilisés pour calculer la masse totale du répéteur $M_{repeater}$:

$$M_{repeater} = SF_1 M_{HPA} (HPA_{active} + HPA_{redundant}) \quad (3.14)$$

Avec:

M_{HPA} : La masse du HPA

SF_1 : Facteur d'échelle.

HPA_{Active} : Nombre total des HPA actifs

$HPA_{redundant}$: Nombre total des HPA redondants

3.3.3 Dimensionnement de l'antenne

Il est supposé que toutes les antennes de télécommunication soient déployables, car elles doivent s'intégrer dans la coiffe du lanceur. Les antennes à réflecteurs multifaisceaux ont été le choix dans les conceptions de la plupart des antennes pour les satellites de télécommunications. Afin de satisfaire le rayonnement des antennes embarquées, la fibre de carbone a été le matériau privilégié pour la fabrication des surfaces réfléchissantes des antennes à réflecteur

multifaisceaux avec des diamètres d'ouverture inférieurs ou égaux à 3 m et ceci pour minimiser le poids au minimum.

La variable de conception D (diamètre de l'antenne du satellite) est limitée entre 0,5 et 3 m, ce qui limite l'exploration de l'espace de conception. Cette exigence est généralement déduite de l'exigence relative à l'enveloppe de charge utile et la masse du lanceur.

Le dimensionnement de l'antenne est traité comme une entrée de concepteur, car la conception de l'antenne est spécifique à la mission.

De façon à concevoir un réflecteur performant, une série de paramètres doit être déterminée.

- Le premier paramètre à définir est le diamètre D du réflecteur, choisi en fonction du gain et de l'angle d'ouverture du faisceau désiré.
- Le deuxième paramètre est l'offset H du réflecteur, fixé en fonction de l'encombrement de la source primaire. Il ne doit pas être trop faible pour éviter une zone d'ombre et une diffraction importante sur le bord inférieur du réflecteur. Il ne doit pas non plus être trop important pour éviter un niveau de polarisation croisée élevé.
- Le troisième paramètre est la focale F du réflecteur ou le rapport F/D.

Cependant, ce rapport est limité par l'encombrement et la difficulté de déploiement sur les satellites. L'utilisation de plusieurs réflecteurs permet d'obtenir des antennes plus compactes et d'avoir, de surcroît, des paramètres d'ajustement supplémentaires.

La longueur focale peut être donnée en ce qui concerne la profondeur (d_0) du réflecteur et de son diamètre (D). Il est parfois utile de connaître la distance focale pour la mise en place d'un système de réception.

$$f = \frac{D^2}{16 d_0} \quad (3.15)$$

La profondeur d_0 est la distance perpendiculaire par rapport au plan de l'ouverture au sommet.

Le gain d'une antenne à réflecteur dépend principalement de plusieurs paramètres, notamment du diamètre de l'antenne et l'efficacité (rendement) de l'ouverture, il est exprimé par :

$$G = A_{phy} \cdot \frac{4\pi}{\lambda^2} \cdot \eta = \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 \cdot \eta \quad (3.16)$$

Avec :

λ : La longueur d'onde.

A_{phy} : L'aire physique de l'ouverture

Le produit η est l'efficacité globale de l'assemblage ($\eta < 1$) ; c'est un paramètre définissant la sensibilité de l'antenne, et donné par :

$$\eta = \eta_{\text{spillover}} \cdot \eta_{\text{illumination}} \cdot \eta_{\text{blockage}} \cdot \eta_{\text{diffraction}} \cdot \eta_{\text{polarisation}} \cdot \eta_{\text{defocalisation}} \quad (3.17)$$

Avec, de gauche à droite les rendements du : débordement, illumination, blocage, diffraction, polarisation et dé-focalisation.

Donc une des plus importantes considérations dans la conception des antennes à double réflecteur (antenne Cassegrain dans notre étude) est de maximiser l'efficacité d'ouverture.

Nous considérons maintenant une antenne Cassegrain symétrique constituée d'un sous-réflecteur hyperboloïde et d'un réflecteur principal paraboloidal montrée dans la figure 3.6.

La géométrie d'une antenne Cassegrain double réflecteur est caractérisée par un ensemble de paramètres qui dépend de la forme tel que la partie parabolique et hyperbolique ainsi que la position de la source focale etc. (Figure 3.6).

Pour cette antenne, nous allons dans ce chapitre et le suivant calculer le rendement d'ouverture global, y compris à la fois la diffraction et le blocage du sous-réflecteur. Il convient de noter que la méthode de calcul est très générale et peut également être appliquée à d'autres types d'antennes.

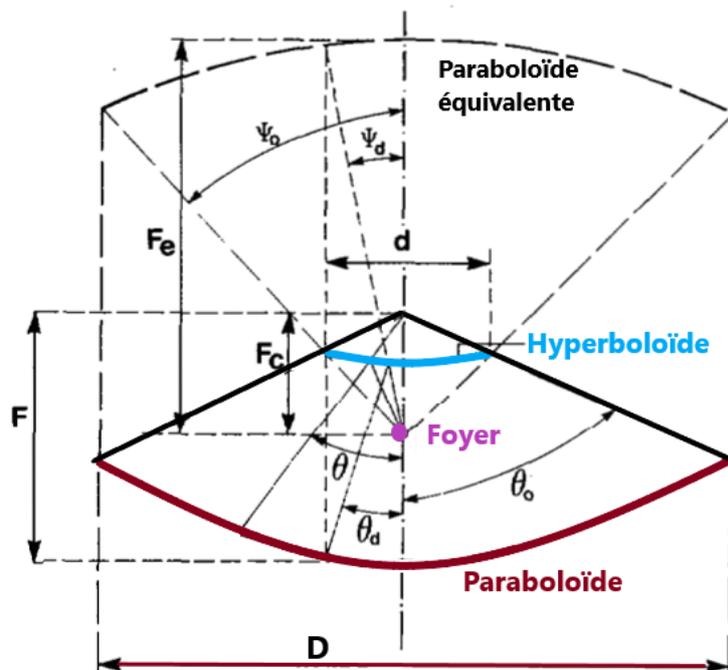


Figure 3. 6 : Géométrie d'une antenne Cassegrain avec les différents paramètres géométriques.

D'après les recherches de kildal et milligan [143]–[152] qui ont développé une théorie sur ce type d'antenne, on présente ci-dessous les équations nécessaires.

Le gain est pris comme la fonction objectif en premier temps dans la formulation de l'algorithme d'optimisation développé par la suite. Il est donné par l'équation 3.18 en fonction de la longueur d'onde, du diamètre du réflecteur et de l'efficacité ou rendement d'ouverture :

$$G = \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 * \eta \quad (3.18)$$

L'efficacité de l'ouverture s'exprime par :

$$\eta = \eta_f \cdot \eta_i \quad (3.19)$$

Avec :

$$\eta_i = |1 + \Delta_d + \Delta_{Cb} + \Delta_{Sb}|^2 \quad (3.20)$$

η_i : inclut l'effet de diffraction et du blocage central du sous réflecteur ainsi que le blocage de l'entretoise du support.

$$\eta_f = \frac{2[1-E_0]^2}{-\ln E_0} \quad (3.21)$$

η_f : est l'efficacité d'illumination du sous réflecteur par la source d'alimentation incluant aussi les effets de débordement appelés Spill-over.

E_0 : (Edge Taper) l'illumination de l'énergie de la source au bord du sous-réflecteur hyperbolique et ψ_0 : angle de la source d'alimentation (feeder).

L'efficacité de diffraction et l'efficacité du blocage de l'antenne Cassegrain sont calculées en utilisant la théorie de diffraction géométrique uniforme (UGTD) et l'optique physique (PO).

- Le paramètre de blocage par le réflecteur secondaire :

$$\Delta_{Cb} = -C_b \left(\frac{d}{D}\right)^2 \quad (3.22)$$

$$C_b = \frac{-\ln E_0}{[1-E_0]} \quad (3.23)$$

- Le paramètre de diffraction :

$$\Delta_d = -(1-j)C_d \sqrt{\frac{\lambda}{d}} \sqrt{1 - \frac{d}{D}} E_0 \quad (3.24)$$

$$C_d = \frac{1}{\pi} \frac{\cos^2\left(\frac{\psi_0}{2}\right)}{\sqrt{\sin \theta_0}} \cdot C_b \quad (3.25)$$

- Le demi-angle du réflecteur principal en fonction du rapport f/D :

$$\theta_0 = 2 \tan^{-1} \frac{1}{4 \cdot f/D} \quad (3.26)$$

- L'expression finale de l'efficacité est donnée par l'équation suivante en fonction d'un ensemble de paramètres [148] :

$$\eta = \eta_f \cdot \eta_i = \left[\frac{2[1-E_0]^2}{-\ln E_0} \right] \cdot \left[\left| 1 - C_b \left(\frac{d}{D}\right)^2 - (1-j)C_d \sqrt{\frac{\lambda}{d}} \sqrt{1 - \frac{d}{D}} E_0 \right|^2 \right] \quad (3.27)$$

Avec :

$$\frac{d}{D} = \sqrt[5]{\frac{1}{(4\pi)^2} \frac{\cos^4\left(\frac{\psi_0}{2}\right)}{\sin \theta_0} E_0^2 \frac{\lambda}{D}} \quad (3.28)$$

Kildal [148] a mis au point une formule simple pour la taille optimale du sous-réflecteur afin de minimiser la combinaison des pertes de blocage et de diffraction. Le rendement approximatif à l'optimum d/D est donné par :

$$\eta \approx (\eta_i)_{max} \approx \left[1 - C_b \left(1 + 4 \sqrt{1 - \left(\frac{d}{D}\right)} \right) \left(\frac{d}{D}\right)^2 \right]^2 \quad (3.29)$$

Donc ces formules ont été utilisées pour trouver un rapport d/D optimum qui maximise la totalité de l'efficacité d'ouverture.

La masse du réflecteur est fonction de la taille de l'ouverture de l'antenne et du type de matériau.

La masse comprend la surface réfléchissante et toute la structure de secours mécanique nécessaire. Une relation empirique de la masse de l'antenne en fonction du diamètre est donnée par la relation suivante [131] :

$$M_{antenna} = SF_2 * 6.674 D - 3.802 \quad (3.30)$$

Avec:

$M_{antenna}$: est la masse du réflecteur en kg,

D : est le diamètre du réflecteur en mètres.

SF_2 : est un facteur d'échelle.

3.3.4 Masse de la charge utile

La masse totale de la charge utile embarquée est donnée par l'expression suivante :

$$M_{\text{payload}} = M_{\text{antennas}} + SF_3 \sum_{i=1}^{N_{\text{repeater}}} M_{\text{repeater}_i} \quad (3.31)$$

Avec :

N_{repeater} : Nombre de répéteurs.

La puissance totale pour le fonctionnement électrique du satellite dépend de la puissance générée par la charge utile suivant l'expression ci-dessous :

$$P_{\text{sat}} = SF_4 10^{P_{\text{payload}}/10} \quad (3.32)$$

Avec

P_{payload} : Puissance de la charge utile.

La masse sèche du satellite est donnée par :

$$M_{\text{dry}}(\text{kg}) = SF_5 M_{\text{payload}} \quad (3.33)$$

Avec : SF_3 , SF_4 et SF_5 : facteurs d'échelle

3.4 Dimensionnement de la plateforme

La plateforme du satellite établit la géométrie de base du satellite, permettant de loger tous les sous-systèmes.

La plateforme agit comme un châssis pour les circuits, les ordinateurs, l'ADCS, etc. Une plateforme de forme rectangulaire a été considérée dans cette thèse.

Le développement de la plateforme nécessite un ensemble de paramètres d'entrée relatifs aux différents sous-systèmes, module d'orbitographie, l'environnement spatial dû principalement au contrainte du lanceur par la vibration et les effets de l'acoustique et les relations empiriques nécessaires issues de l'expérience ceci permet d'optimiser la masse de la plateforme afin de répondre aux exigences de la charge utile (voir figure 3.7).

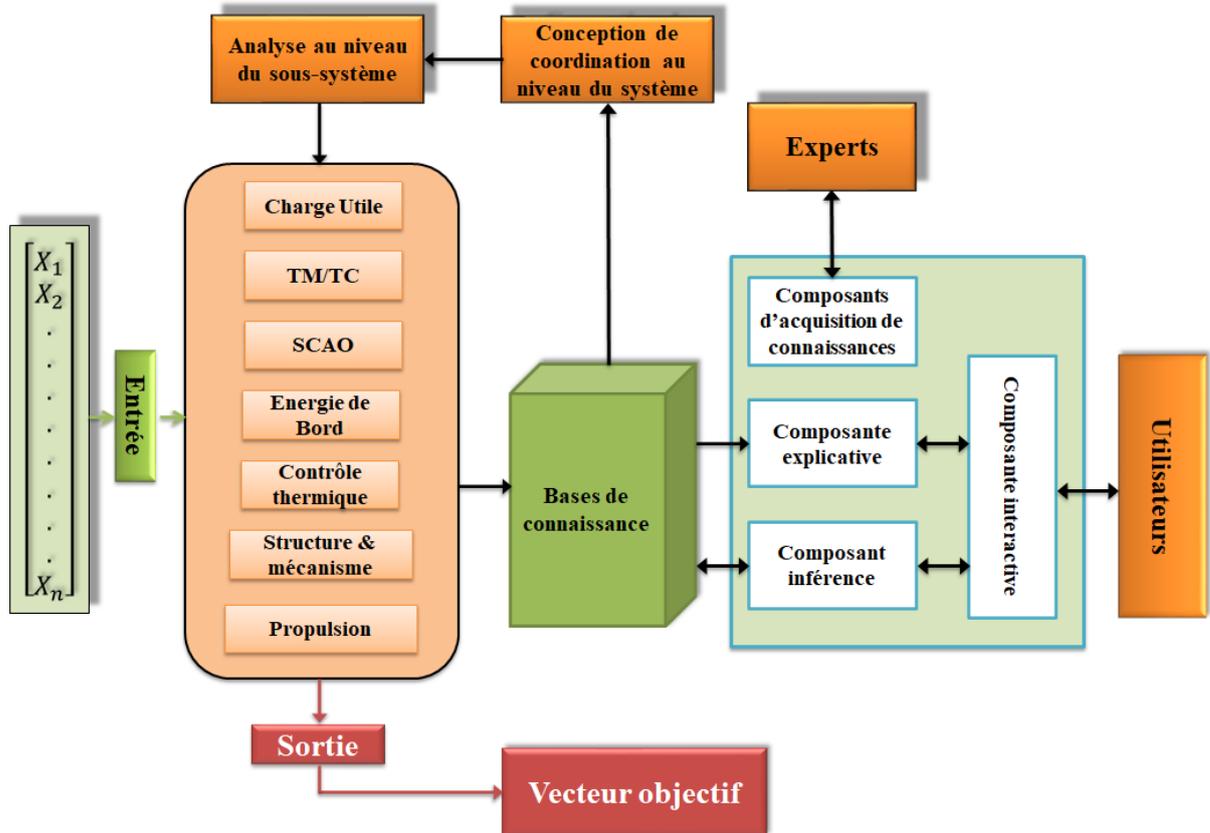


Figure 3. 7 : Dimensionnement de la plateforme

3.4.1 Dimensionnement du sous-système d'alimentation électrique

Les panneaux solaires sont la principale source d'énergie des satellites. Ce sont des systèmes critiques, fixés sur les côtés du satellite lors du lancement et déployés une fois en orbite,

Pendant les éclipses, l'énergie solaire n'est pas disponible. Cependant, le satellite devra toujours fonctionner pendant ces périodes. Une alimentation par batterie sera nécessaire pour couvrir les périodes pendant lesquelles l'énergie solaire est indisponible.

Suivant la puissance préliminaire calculée, dans la phase suivante de la conception, la puissance de sortie pour une cellule est calculée. Le dimensionnement du panneau est fortement influencé par la température de fonctionnement dans le cas chaud à la fin de vie du satellite.

Dans ces conditions, la tension du panneau solaire doit être égale ou supérieure à la tension requise.

Le générateur solaire doit être capable de fournir l'énergie électrique nécessaire dans toutes les phases de la durée de vie du satellite. On constate que son dimensionnement doit être fait à l'équinoxe car pendant cette période il faut recharger la batterie. On se placera, dans le pire des cas, là où une seule face du panneau est éclairée.

Tout d'abord, il faut déterminer la puissance fournie par la cellule [153], [28] :

$$P_c = P_0 * S' * F_{RAD} * F_{Top} * F_M * F_{SH} * F_{BD} * F_{CONF} \quad (3.34)$$

Avec:

P_0 est la puissance de sortie initiale à une incidence solaire normale

S' est l'intensité solaire effective

F_{RAD} est le facteur dégradation de rayonnement des cellules solaires

F_{Top} est le facteur de dégradation dû à la variation de la température de fonctionnement

F_M est le facteur dégradation d'assemblage

F_{SH} est le facteur de dégradation dû à l'effet d'ombrage

F_{BD} est le facteur de perte du blocage de la diode et du câblage

F_{CONF} est le facteur de configuration (1 pour les panneaux plats)

Le calcul de chaque paramètre est effectué afin de déterminer la puissance de sortie d'une cellule. Tout d'abord, le facteur constante solaire est calculé comme suit: [153]

$$S' = (S/d^2) * F_\tau \cos \Gamma \quad (3.35)$$

Avec :

S : intensité du soleil.

d : distance soleil-panneau solaire.

F_τ : facteur de couverture des cellules solaires.

Γ : Angle d'incidence des rayons solaire.

L'angle d'incidence normal à la surface du panneau est important et cet angle est calculé en prenant en compte le solstice d'été comme cas le plus défavorable :

$\Gamma = 23.44^\circ$ au solstice d'été,

La puissance totale requise est ensuite divisée par une puissance de sortie d'une cellule solaire, le nombre de cellules solaires est le suivant [9], [139], [154]:

$$N_c = \frac{P_{SA}}{P_c} \quad (3.36)$$

P_c est la puissance qui doit être générée par la cellule solaire en fin de vie.

P_{SA} est la sortie moyenne du panneau solaire durant la période d'ensoleillement, en watt

$$P_{SA} = \left(\frac{T_e}{X_e T_d} + \frac{1}{X_d} \right) P_{avg} \quad (3.37)$$

T_e T_d : respectivement la période d'éclipse et de d'ensoleillement (en Heure).

X_e : l'efficacité énergétique du générateur à travers la batterie à la charge

X_d : l'efficacité énergétique du générateur à la charge

P_{avg} : puissance moyenne de charge du satellite

La surface des cellules solaires est déterminée en calculant le nombre de cellules en série (N_S) et en parallèle (N_P) requis pour atteindre les spécifications de tension (V_{sa}) et de courant (I_{sa}) du panneau [141] :

$$N_S = \frac{V_{sa}}{V_{scell}} \quad (3.38)$$

$$N_P = \frac{I_{sa}}{I_{scell}} \quad (3.39)$$

Avec V_{scell} et I_{scell} sont la tension et le courant de charge d'une cellule à la température de fonctionnement. Ici, les valeurs de N_S et N_P sont calculées à la plus proche valeur entière.

Ensuite, la surface totale des cellules solaires est calculée comme suit :

$$A_{sc-total} = N_S \times N_P \times A_{scell} \quad (3.40)$$

A_{scell} est la surface d'une cellule individuelle. Les cellules solaires sont disponibles en différentes tailles, à savoir 2x2 cm, 2x4 cm, etc. Bien qu'il y ait une disposition dans l'outil de dimensionnement et d'analyse pour définir la taille de la cellule solaire pour différentes technologies, nous avons considéré une valeur de 2x4 cm taille de la cellule solaire.

La surface totale du panneau solaire A_{sa} est calculée comme suit :

$$A_{sa} = \frac{A_{sc-total}}{PF} \quad (3.41)$$

PF est le facteur d'emballage du panneau solaire. Pratiquement, PF vari de 85% à 92% Ici, sa valeur est prise à 0,9.

Le dimensionnement de la batterie dépend des exigences de la mission, c'est-à-dire de la puissance requise pendant l'éclipse (P_e), de la durée de l'éclipse (T_e) et de la fréquence de cette éclipse. Le nombre total de cycles de charge-décharge est déterminée à partir de la durée et le type de mission. Pour GEO, cette valeur est de 90 cycles par an. Le niveau de décharge maximum admissible (DOD : Depth Of Discharge) varie en fonction du type de batterie et de la durée de la mission (nombre de cycles charge-décharge).

Le nombre d'éléments par batterie est sélectionné en fonction de la tension du bus.

La capacité de la batterie (Ah_{batt}), en ampère-heure, est calculée à l'aide de deux méthodes ; l'une est basée sur le nombre de watt-heures requis et l'autre sur la puissance maximale en régime permanent requise pendant l'éclipse (P_{dis}). Les relations pour les deux méthodes sont données en tant que [141]:

$$Ah_{batt} = \frac{P_e \cdot T_e}{N_{batt} \cdot \eta_{discharge} \cdot \{(N_{cell}-1) \cdot V_{avg} - V_d\} \cdot DOD} \tag{3.42}$$

$$Ah_{batt} = \frac{P_{dis}}{N_{cell} \cdot V_{avg} \cdot C_{rate} \cdot N_{batt}} \tag{3.43}$$

Notant que N_{cell} est le nombre de cellules en série, N_{batt} est le nombre de batteries en parallèle ; V_d est la chute de tension sur la diode, $\eta_{discharge}$ est le rendement de la batterie pendant la décharge et V_{avg} tension de décharge moyenne de la cellule C_{rate} est le taux de décharge de la batterie en termes de capacité de la batterie. La capacité de la batterie Ah la plus proche de la capacité disponible est sélectionnée pour des tests supplémentaires par rapport aux contraintes de conception de la batterie. N_{cell} est sélectionné en gardant à l'esprit la redondance d'une cellule.

Le développement du sous-système d'énergie de bord nécessite un ensemble de paramètres d'entrée relatifs au module d'orbitographie qui permet de déterminer les éléments nécessaires au positionnement du satellite et au positionnement du soleil, l'environnement spatial pour déterminer les différentes dégradations de la cellule ceci permet d'optimiser la masse du sous-système d'alimentation (voir figure 3.8).

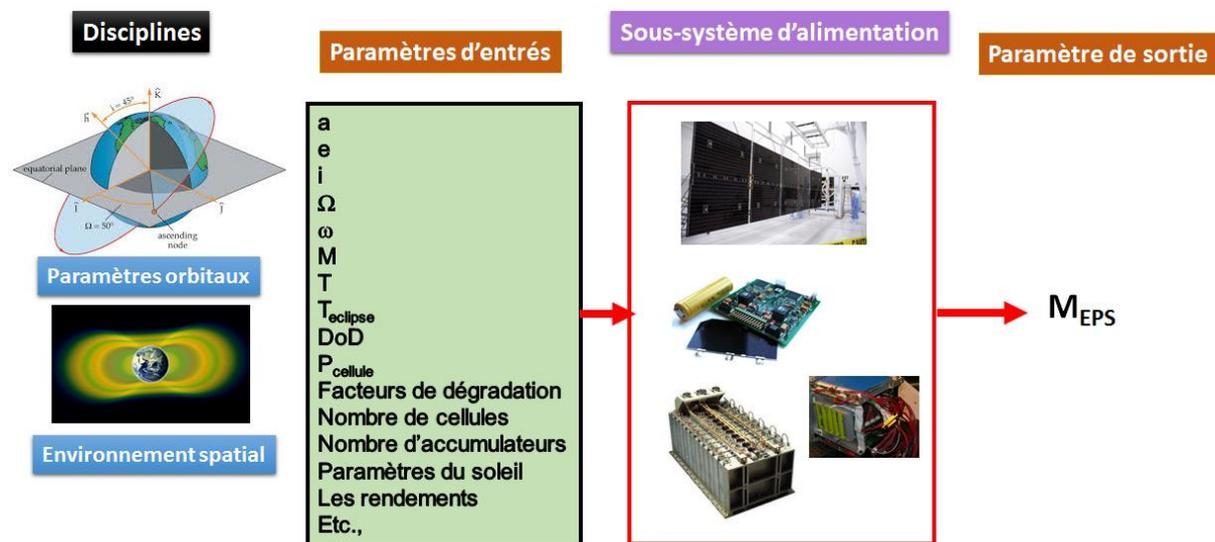


Figure 3. 8 : Dimensionnement du sous-système d'alimentation.

La masse du sous-système d'alimentation du GeoComsat est déterminée à partir de la masse des panneaux solaires, des batteries et de l'unité de control de puissance.

$$M_{EPS} = M_{sa} + M_{batt} \times N_{batt} + M_{PCU} \tag{3.44}$$

Avec M_{sa} , M_{batt} , M_{PCU} sont respectivement les masses du panneau solaire, batterie et l'électronique associée. La masse totale du panneau solaire est la somme de la masse des

cellules solaire, le substrat, le mécanisme de déploiement et les interconnexions. Les valeurs de masse du panneau solaire (substrat et verre de protection) sont données dans le Tableau 3.1 [155].

Tableau 3. 1 : Comparaison des caractéristiques des panneaux solaires pour les satellites géostationnaires [155].

Technologie des Cellules Solaire	Panneau rigide			Panneau flexible		
	Masse panneaux Solaire (Kg/m ²)	Radiation fluence, 1MeV/cm ²	Température de fonctionnement	Masse panneaux Solaire (Kg/m ²)	Radiation fluence, 1MeV/cm ²	Température de fonctionnement
Si	2.52	9×10^{14}	50	1.72	1×10^{15}	55
High-η Si	2.34	9.5×10^{14}	60	1.54	1.25×10^{15}	65
GaAs SJ	3.2	7×10^{14}	65	2.24	7.7×10^{14}	70
DJ	3.26	6×10^{14}	65	2.28	6.6×10^{14}	70
TJ	3.26	6×10^{14}	65	2.28	6.6×10^{14}	70

La masse de la batterie est ensuite déterminée en fonction de la densité d'énergie de l'accumulateur de batterie (ρ_{cell}), qui représente la somme des accumulateurs de la batterie et sa structure mécanique qui est considérée comme 10% de la masse des accumulateurs. La masse d'une seule batterie est calculée comme suit:

$$M_{batt} = 1.1 \times (Ah_{batt} \times N_{cell} \times V_{avg} \times \rho_{cell}) \quad (3.45)$$

La masse de l'unité de gestion et de distribution de l'énergie (PMAD : power management and distribution) est une estimation indirecte. Elle est calculée en tant que somme des masses des boîtiers (M_{box}) et des câbles (M_{cable}) de la gestion et la distribution de l'alimentation. Les relations linéaires supposées pour un bus 100V sont données comme suit :

$$M_{box} = \alpha_1 \times P_{sat} \quad \& \quad M_{cable} = \alpha_2 \times P_{sat} \quad (3.46)$$

α_1 et α_2 sont des facteurs qui dépendent de la tension du bus.

Avec la masse de la batterie et en ajoutant 10% pour le câblage, le bilan de masse total du sous-système d'alimentation est donné par :

$$M_{EPS}(kg) = SF_6 (M_{sa} + M_{batt}) \quad (3.47)$$

Avec

SF_6 : facteur d'échelle

3.4.2 Dimensionnement du sous-système du contrôle thermique

Les différents instruments de mesure, équipements ou sources d'énergie à bord d'un véhicule spatial doivent fonctionner sans risque de défaillance et uniquement avec des performances optimales sous certaines conditions de température, d'où la nécessité d'un contrôle thermique. Un bouclier thermique doit être fourni pour tous les composants du satellite pour fonctionner correctement. Le contrôle thermique du satellite peut être accompli en utilisant des isolateurs, des radiateurs et des chauffages. La masse du sous-système de contrôle thermique dépend principalement des limites de température souhaitées pour les équipements du satellite (voir figure 3.9). Cependant, en première approximation, la masse du contrôle thermique peut être estimée à partir de l'équation empirique suivante :

$$M_{\text{Thermal}} = SF_7 \cdot W_D \quad (3.48)$$

Avec :

M_{Thermal} : masse du sous-système contrôle thermique, [kg]

SF_7 : facteur d'échelle

W_D : dissipation de puissance de l'équipement, [Watt]

Si la valeur de dissipation de puissance de l'équipement n'est pas connue, la masse de contrôle thermique peut être estimée par l'équation empirique suivante

$$M_{\text{Thermal}} = SF_8 \cdot M_{\text{sat}} \quad (3.49)$$

Avec : SF_8 : facteur d'échelle.

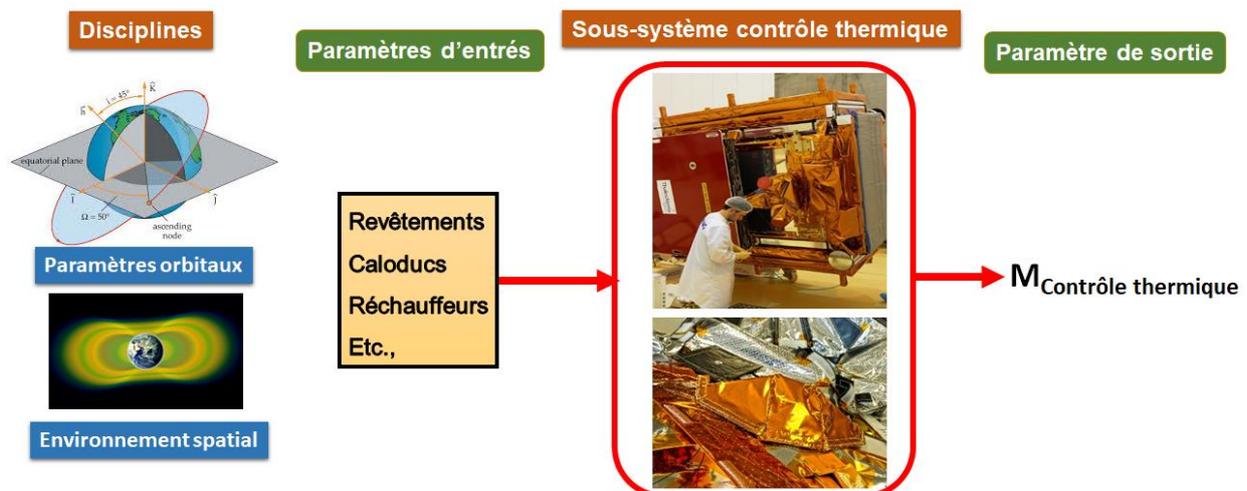


Figure 3. 9 : Le sous-système de contrôle thermique

3.4.3 Dimensionnement du sous-système propulsion

Un système de propulsion se compose d'un moteur d'apogée et d'un système de contrôle de réaction qui fournit une poussée pour les connexions en orbite et le contrôle d'attitude.

Le système de propulsion se compose de petits propulseurs utilisés pour le maintien en poste. Ce sous-système aide le satellite au maintien de la trajectoire souhaitée, de la stabilité à trois axes et le contrôle de rotation.

Un système de propulsion chimique bi-propulseur standard comprenant du carburant et oxydant, réservoirs nécessaires pour contenir les propergols, propulseurs et conduites, vannes et actionneurs nécessaires au transport du propulseur.

La première étape vers l'estimation de la masse du propulseur est l'établissement d'un bilan ΔV . Ce bilan inclut les permissions pour l'injection d'orbite, compensation de traînée, contrôle d'attitude et désorbitation en fin de vie (voir figure 3.10).

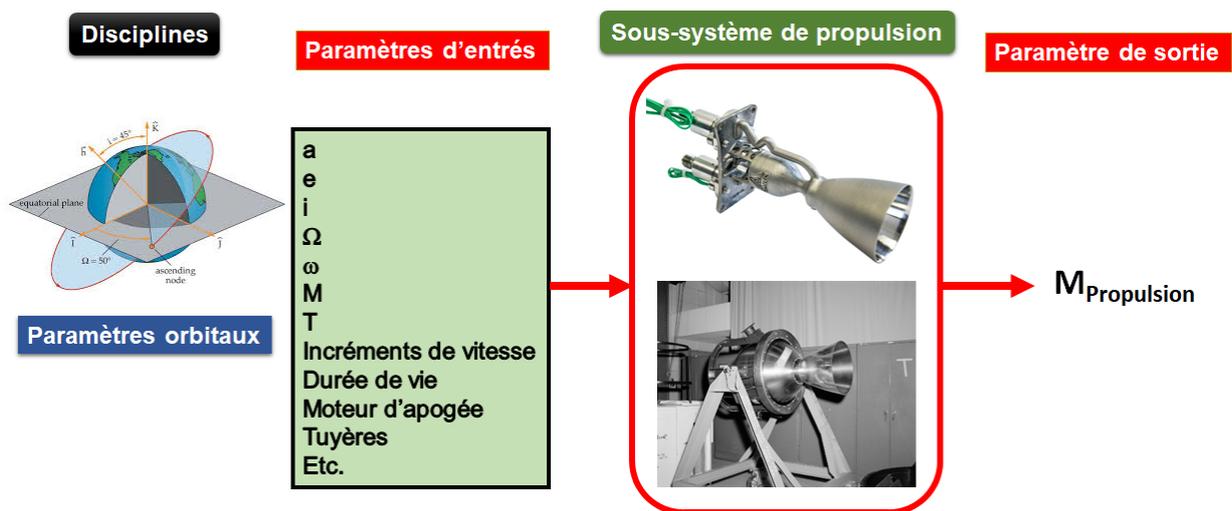


Figure 3. 10 : Le sous-système de propulsion

Les équations d'analyse du système de propulsion sont données ci-dessous.

$$M_{\text{final}}/M_{\text{initial}} = e^{-\Delta V/(g I_{\text{sp}} \eta_{\text{thrust}})} \quad (3.50)$$

Avec :

M_{final} : masse finale du satellite, [kg]

M_{initial} : masse initiale du satellite, [kg]

ΔV : incrément de vitesse requis, [m/s]

I_{sp} : impulsion spécifique du propergol, [s]

g : accélération gravitationnelle, [m/s²] (9,81 m/s²)

η_{thrust} : efficacité des propulseurs

La masse sèche du moteur d'apogée, M_{am} , est donné par :

$$M_{am} = SF_9 \cdot M_P \quad (3.51)$$

Avec :

M_P : est la masse du propergol pour le moteur d'apogée,

SF_9 : facteur d'échelle.

La masse sèche pour le système de contrôle de réaction à l'hydrazine, pour les corrections d'orbite et le contrôle d'attitude pour la stabilisation sur trois axes, peut être estimée à l'aide de l'équation empirique suivante [131]–[137] :

$$M_{RC} = SF_{10}(0,01 + 0,0115 \sqrt{t_v}) \cdot M_{sat} \quad (3.52)$$

Avec :

t_v : durée de vie du satellite en années,

M_{RC} : masse sèche du système de contrôle de la réaction, [kg]

M_{sat} : la masse initiale du satellite, [kg]

$M_{adapter}$: la masse de l'adaptateur,

SF_{10} : facteur d'échelle.

$$M_p \text{ (kg)} = M_{initial} - M_{final} \quad (3.53)$$

$$M_{dry} = M_{am} + M_{RC} \quad (3.54)$$

$$M_{wet} \text{ (kg)} = M_{dry} + M_p + M_{adapter} \quad (3.55)$$

3.4.4 Le dimensionnement du sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite

L'attitude d'un satellite se réfère à son orientation dans l'espace par rapport à la terre. Le contrôle d'attitude est nécessaire pour que les antennes soient correctement orientées vers la terre.

Le sous-système SCAO contient également des composants permettant de contrôler l'attitude et l'orientation du satellite, tels que les roues d'inertie, les gyroscopes et les propulseurs. Pour un satellite stabilisé sur trois axes, la masse du système de contrôle d'attitude est donnée par

$$M_{ADCS} = SF_{11}(65+0,022 \cdot (M_{sat}-700)) \quad (3.56)$$

Avec : SF_{11} : facteur d'échelle

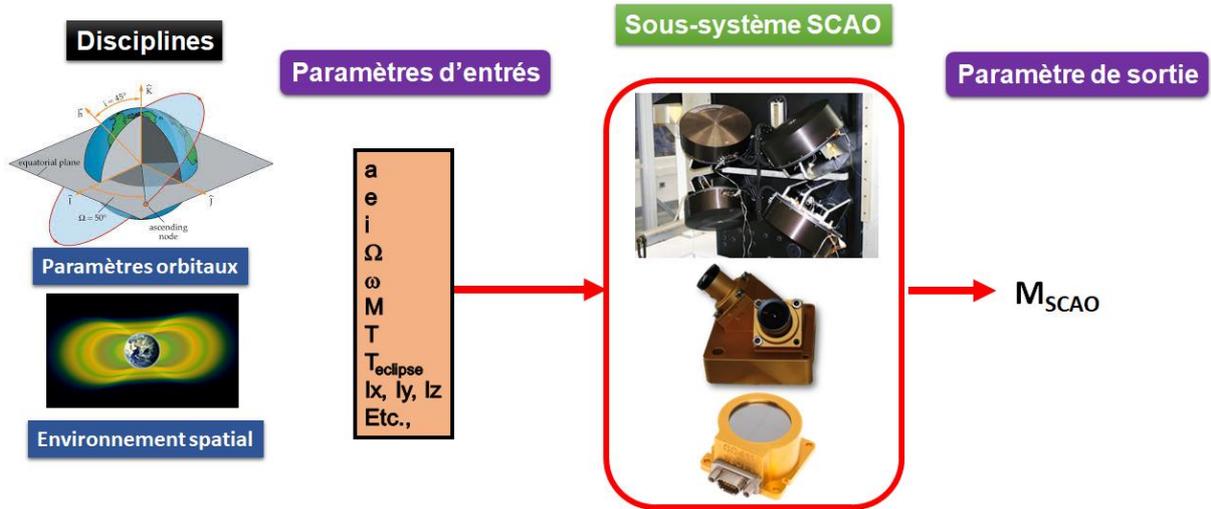


Figure 3. 11 : Le sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite

3.4.5 Le dimensionnement du sous-système télémétrie, télécommande et contrôle

Le sous-système télémétrie, télécommande et contrôle (TTC) fournit des fonctions essentielles de gestion et contrôle des véhicules spatiaux pour que le satellite continue à fonctionner en toute sécurité en orbite (Figure 3.12). La masse de ce sous-système peut être estimée à partir de l'équation empirique suivante

$$M_{TT\&c} = SF_{12} \cdot M_{sat} \tag{3.57}$$

Avec : SF₁₂: facteur d'échelle

M_{sat}: masse du satellite

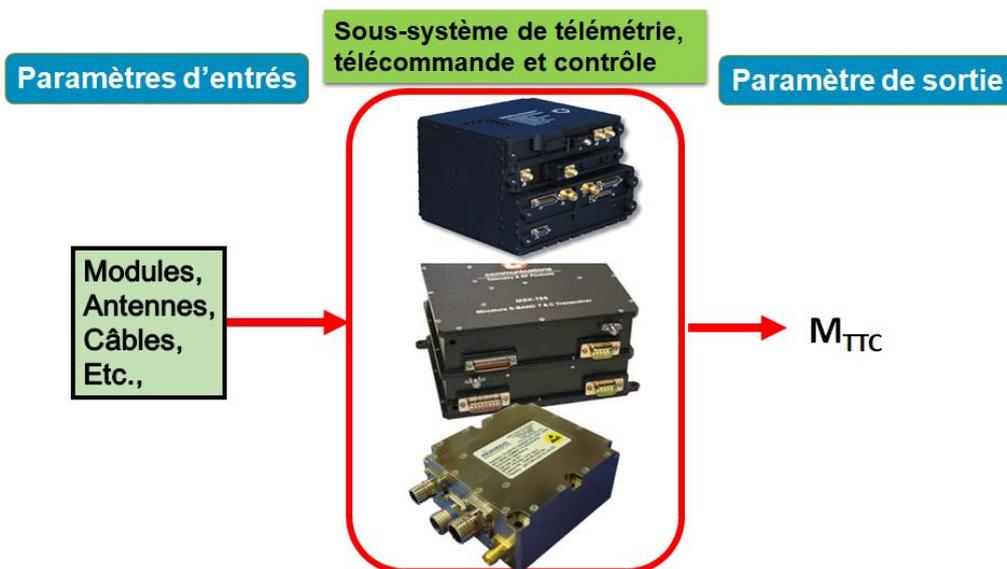


Figure 3. 12 : Le sous-système de télémétrie

3.4.6 Le dimensionnement du sous-système structure et mécanisme

La structure et la configuration de la plateforme jouent un rôle majeur dans la conception globale du satellite. La masse de la structure du satellite dépend principalement de la configuration de ce dernier. Une plateforme de forme rectangulaire a été considérée dans ce document. La masse de la structure du satellite peut être estimée à l'aide de l'équation empirique suivante

$$M_{\text{structure}} = SF_{13} \cdot M_{\text{sat}} \quad (3.58)$$

Avec :

SF_{13} : facteur d'échelle.

M_{sat} : masse du satellite, Kg

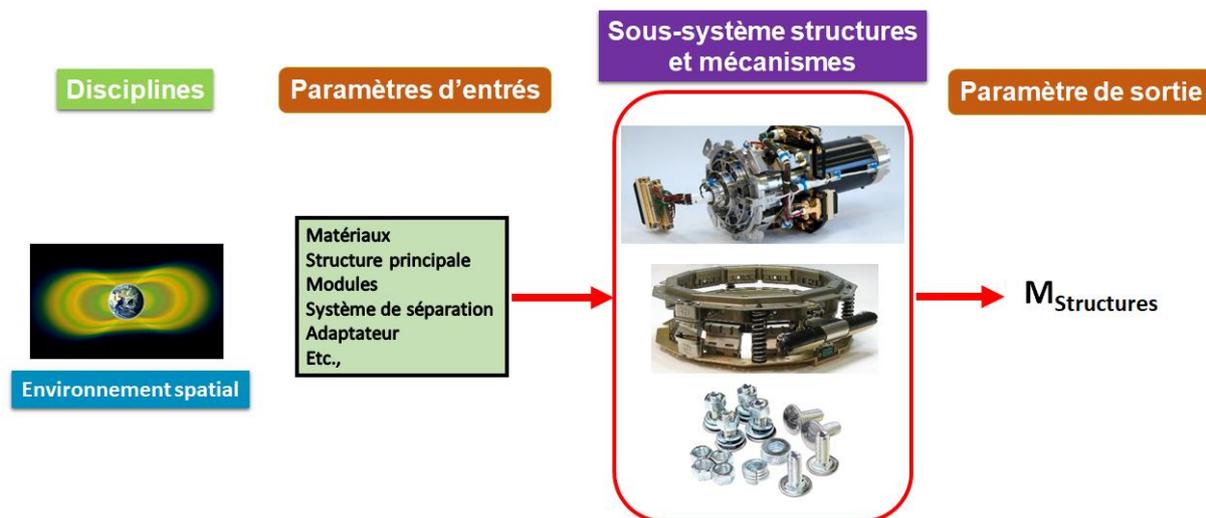


Figure 3. 13 : Le sous-système structures et mécanismes

3.4.7 La masse de la plateforme

La masse de la plateforme du satellite a été définie par l'équation suivante, qui prend en compte les masses de tous les constituants :

$$M_{\text{bus}} \text{ (kg)} = M_{\text{structure}} + M_{\text{propulsion}} + M_{\text{ADCS}} + M_{\text{EPS}} + M_{\text{thermal}} + M_{\text{TT\&C}} + M_{\text{cabling}} + M_{\text{margin}} \quad (3.59)$$

Avec: M_{cabling} : la masse du câblage.

M_{margin} : la marge massique.

3.4.8 Détermination du Facteur d'échelle

Les facteurs d'échelles utilisés dans l'estimation des différentes masses optimales des différents sous-systèmes sont déterminés à partir d'une base de données regroupant les statistiques des satellites de télécommunications, des relations empiriques ainsi que des différents bilans massiques existants dans la littérature basés sur l'expérience comme montre la figure 3.14.

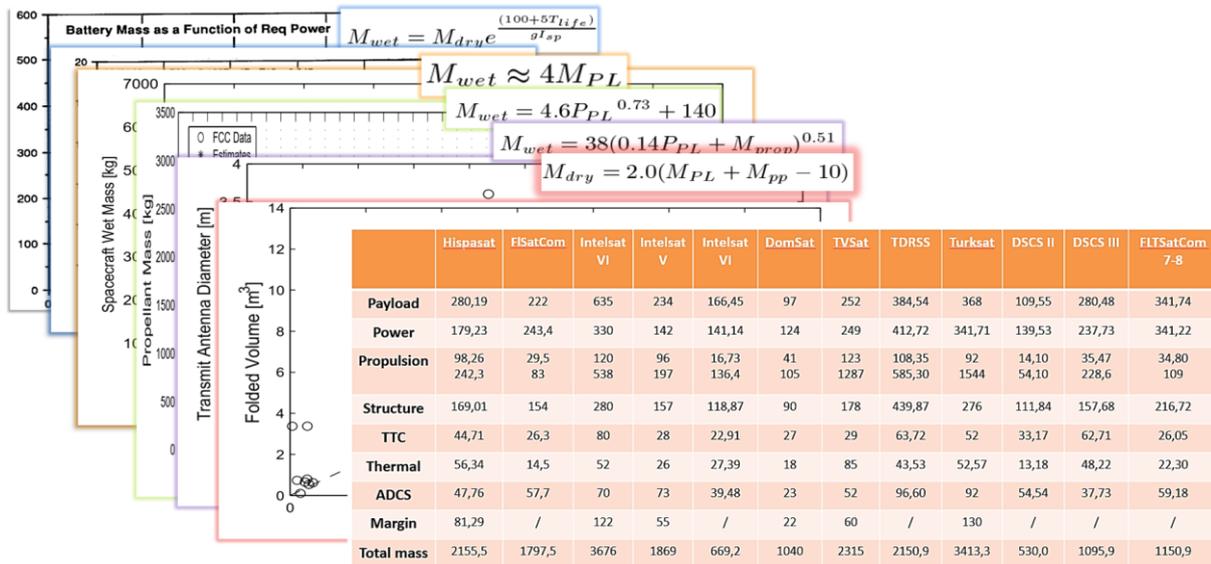


Figure 3. 14 : Calcul du facteur d'échelle.

3.5 Effet des vibrations de lancement sur un satellite de télécommunication

Pendant le vol propulsé d'un lanceur de satellites, la charge utile est soumise à des sollicitations mécaniques intenses sous forme de vibrations, vibro-acoustiques, chocs, etc (voir figure 3.15).

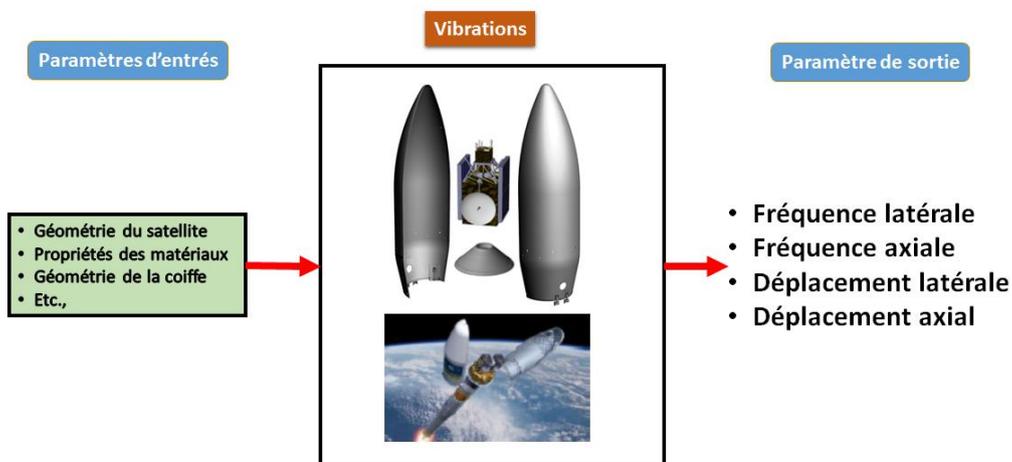


Figure 3. 15 : Environnement vibratoire du satellite dans le lanceur.

Ces vibrations, principalement transmises au satellite par sa base, peuvent, par l'ensemble des résonances, conduire à des charges locales intenses, ce qui risque d'endommager la charge utile et de compromettre sa mission. Il est essentiel de leur fournir le maximum de précision car toute surestimation conduirait à un surdimensionnement excessif des structures du satellite au détriment de la masse utile. Pour cela, le contrôle de l'environnement vibratoire est essentiel. Dans le cas d'un satellite de télécommunication considéré comme une forme entièrement rectangulaire, on peut estimer les fréquences naturelles et les déflexions pour les configurations axiale et latérale (voir la Figure 3.16), qui sont données par les équations suivantes [140] :

Dans le cas d'une configuration latérale :

La fréquence naturelle est

$$f_{lat}=0.560 \sqrt{\frac{E.I}{M_{sat} L^3}} \quad (3.60)$$

La déflexion latérale est

$$\delta_{lat}=0.125 \left(\frac{M_{sat}L^3}{E.I}\right).a \quad (3.61)$$

Dans le cas d'une configuration axiale :

La fréquence naturelle est

$$f_{ax}=0.250 \sqrt{\frac{A.E}{M_{sat} L}} \quad (3.62)$$

La déflexion axiale est

$$\delta_{ax}=0.5 \left(\frac{M_{sat}L^3}{A.E}\right).a \quad (3.63)$$

Avec :

M_{sat} : masse du satellite

E : module de young

L : longueur du satellite

I : moment d'inertie du satellite

A: surface en coupe transversale du satellite

La charge due à l'accélération est exprimée par la relation suivante :

$$a = n.g \quad (3.64)$$

Avec :

n: facteur de charge

g: accélération gravitationnelle

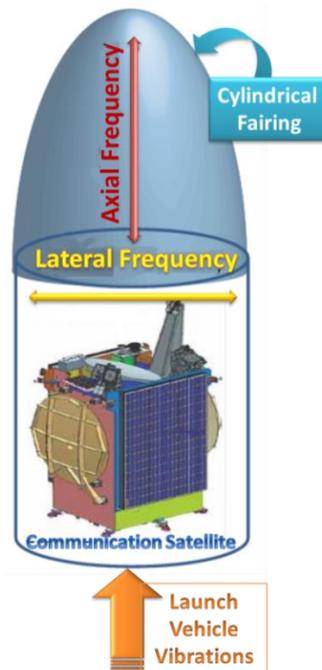


Figure 3. 16 : Vibration axiale et latérale du satellite sous la coiffe du lanceur en configuration plié.

3.6 Analyse géométrique du satellite sous la coiffe du lanceur

Afin de satisfaire les conditions de compatibilité géométrique du satellite sous la coiffe du lanceur, on a pris en considération la configuration pliée des panneaux solaire et des antennes. La relation entre le diamètre de l'antenne de la paroi latérale, le diamètre de la coiffe du lanceur et la largeur du panneau N/S, $W_{N/S}$ est donnée par [137] :

$$W_{N/S} = 2\sqrt{r^2 - y^2} \quad (3.65)$$

Avec :

r (en m) = rayon de la coiffe, et

$$y = \frac{\text{Side wall diameter} + 2e}{2} \quad (3.66)$$

L'équation (3.66) est découlée en analysant une vue de dessus de la configuration repliée du satellite à l'intérieur de la coiffe du lanceur. La valeur de "e" ajoutée au diamètre de l'antenne de la paroi latérale dans l'équation (3.66) tient compte d'un espace disponible pour le rangement des panneaux solaires des deux côtés.

3.7 Effet de l'acoustique du lancement sur un satellite de télécommunication

Dans des circonstances spécifiques, l'espace entre le satellite et la coiffe du lanceur est très limité, il peut même arriver que le satellite dépasse légèrement le volume de charge utile autorisé défini dans le manuel d'utilisation du lanceur. Dans ces circonstances, l'autorisation entre la coiffe et le satellite sous les charges de vol est étudiée (voir figure 3.17).

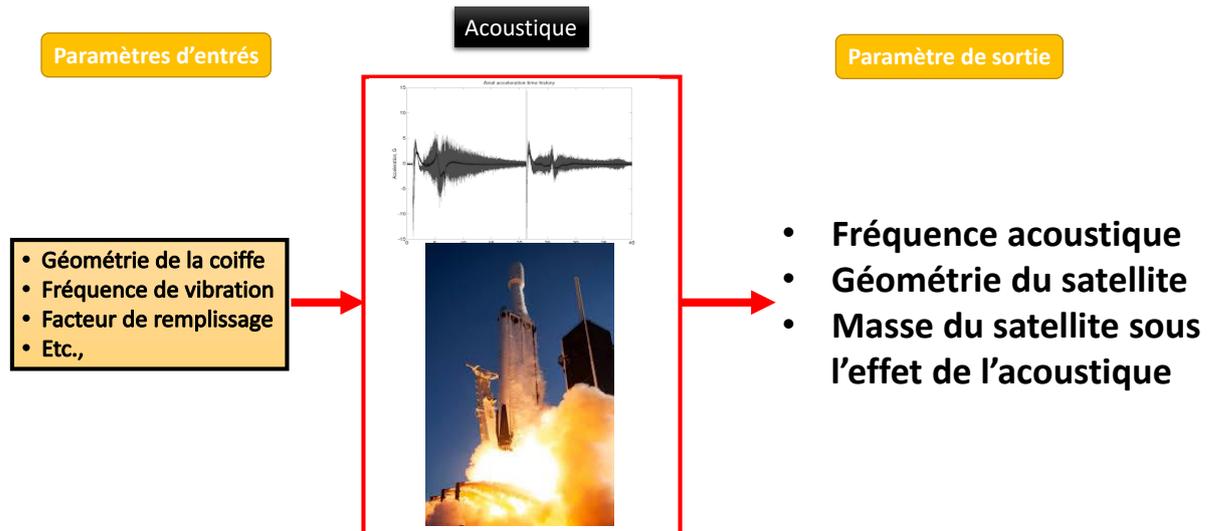


Figure 3. 17 : l'effet de l'Acoustique sur un satellite.

Lors du lancement, des fluctuations de la pression acoustique sous la coiffe du lanceur sont générées par le fonctionnement du moteur pendant le décollage entraînant des vibrations et des bruits transmis qui pourraient endommager les satellites embarqués. Le satellite doit donc satisfaire à des niveaux de spectres acoustiques.

L'équation de la masse du satellite développée dans cette thèse est donnée par :

$$M_{\text{sat-acoustic}} = \frac{E \cdot V_{\text{empty}} (1 - A')}{16 \cdot f_{\text{ax}}^2 \cdot L_{\text{sat}}^2} \quad (3.67)$$

Avec :

$$A' = \left(\frac{1 + \frac{C_a}{2 \cdot f \cdot H_{\text{gap}}}}{\frac{FF}{10^{10}}} \right) \frac{2 \cdot f \cdot H_{\text{gap}}}{C_a} \quad (3.68)$$

f_{ax} est la fréquence axiale du satellite (Hz)

L_{sat} est la longueur du satellite (m)

f : est la fréquence centrale de la bande de la troisième octave (Hz)

C_a : est la vitesse du son dans l'air (typiquement 344.4 mètres/seconde)

En supposant que le remplissage de la charge utile ne modifie pas l'énergie modale de l'espace intérieur, le facteur de remplissage est défini comme suit [156]–[161]:

$$FF = 10 \log_{10} \left[\frac{V_{\text{empty}} N_{\text{fill}}}{V_{\text{fill}} N_{\text{empty}}} \right] \quad (3.69)$$

Avec :

- V_{empty} est le volume non rempli sous la coiffe du lanceur,
- N_{empty} est la densité modale non rempli sous la coiffe du lanceur,
- V_{fill} est le volume rempli sous la coiffe du lanceur,
- N_{fill} est la densité modale remplie sous la coiffe du lanceur.

En supposant une section du satellite de forme rectangulaire dans une coiffe de rayon $D_{\text{fairing}}/2$ montré dans la figure 3.18. Le volume de la coiffe est calculé sur la base d'une géométrie simplifiée de la coiffe (nez conique et coiffe cylindrique) et calculé par :

$$V_{\text{empty}} = \frac{\pi}{3} \left(\frac{D_{\text{fairing}}}{2} \right)^2 \cdot L_{\text{nose}} + \pi \cdot \left(\frac{D_{\text{fairing}}}{2} \right)^2 \cdot L_{\text{fairing}} \quad (3.70)$$

D_{fairing} est le diamètre de la section cylindrique de la coiffe. L_{fairing} est la longueur de la partie cylindrique de la coiffe et L_{nose} est la longueur du nez.

La distance moyenne entre le satellite et la coiffe H_{gap} est donnée par :

$$H_{\text{gap}} = \frac{D_{\text{fairing}}}{2} - \frac{b_{\text{sat}}}{2} \quad (3.71)$$

Avec : b_{sat} est la largeur du satellite.

La figure 3.18, montre la géométrie du satellite et de la coiffe.

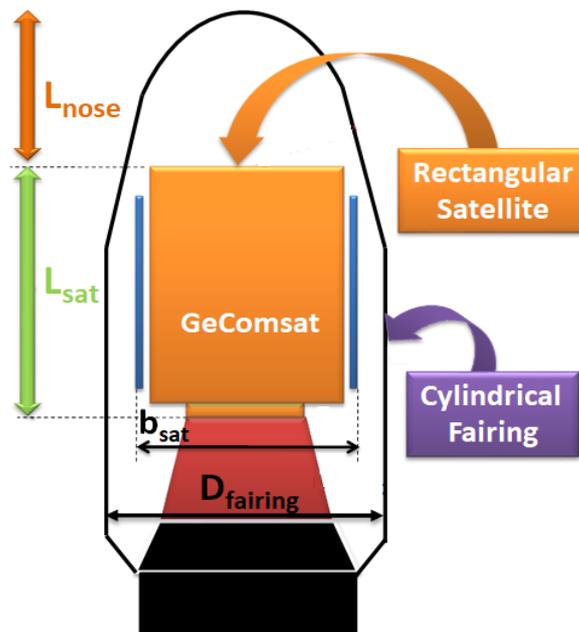


Figure 3. 18 : Géométrie du satellite et de la coiffe.

3.8 Conclusion

Ce chapitre nous a permis d'identifier les différentes disciplines qui servent à optimiser la masse totale d'un satellite géostationnaire. Chaque discipline dépend principalement d'un ensemble de paramètres d'entrées. Nous avons remarqué qu'il existe des interactions entre les disciplines ce qui résulte des éléments de couplage important dans la modélisation de la masse totale ce qui rend l'optimisation du système plus complexe.

On remarque que la détermination de différentes masses de différents dépend essentiellement du facteur d'échelle, ce dernier est basé sur le retour d'expérience et une étude statistique de plusieurs satellites de télécommunication.

Après la modélisation mathématique du satellite géostationnaire, nous procédant dans le prochain chapitre à des simulations et à l'optimisation multidisciplinaire en utilisant des algorithmes récents.

Des interprétations et des discussions des différents résultats obtenus sont effectuées dans le prochain chapitre.

CHAPITRE 4

Analyse de conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication : Discussion et interprétation des résultats

4.1 Introduction	127
4.2 Développement d'un nouveau modèle d'optimisation multidisciplinaire	127
4.3 Présentation du problème d'optimisation du GeoComsat	132
4.4 Discussion et interprétation des résultats	138
4.4.1. Présentation et analyse des résultats de la discipline d'orbitographie	139
4.4.2. Présentation et analyse des résultats de la charge utile	140
4.4.3. Analyse des résultats concernant la masse totale du GeoComsat	160
4.4.4. Les valeurs optimales pour GeoComsat	169
4.4.5. Analyse des résultats dans le cas de la présence de l'acoustique et des vibrations	170
4.5 Etude comparative	172
4.6 Conclusion	174

4.1 Introduction

Le chapitre précédent a permis d'introduire une méthodologie de conception de satellites de télécommunications. La stratégie de développement suivi dans cette thèse consiste à la formulation du problème d'optimisation multidisciplinaire. Ce chapitre consiste à évaluer le spectre d'application de cette stratégie.

Par ailleurs, on fait appel dans ce chapitre à des processus d'optimisation, qui permettent d'améliorer les performances du satellite considéré ou de faciliter sa conception.

La première étape d'un processus d'optimisation consiste à formuler, en termes mathématiques, le problème de conception. Il s'agit dans ce chapitre de présenter le modèle développé qui prend en compte toutes les interactions entre les différentes disciplines étudiées dans cette thèse.

L'optimisation des satellites relève à la fois de la physique, des mathématiques et de l'informatique.

Ensuite, nous présentons dans ce chapitre, l'environnement de simulation conçu, les outils techniques (GRASP, ICARA, MATLAB, etc.) ainsi que les algorithmes nécessaires pour mettre en œuvre le système optimal, l'analyse des résultats et discussions.

Au travers de ce chapitre on montrera l'évolution de la démarche de conception du satellite de télécommunication géostationnaire GeoComsat.

4.2 Développement d'un nouveau modèle d'optimisation multidisciplinaire de conception d'un satellite de télécommunication

4.2.1 Introduction.

Le problème de conception d'un satellite de télécommunication peut être décomposé de différentes manières. Ces décompositions impliquent différentes architectures d'optimisation. En effet, les différentes disciplines peuvent être considérées séparément ou peuvent être optimisées simultanément au sein d'un même système.

4.2.2 Processus MDO d'un satellite de télécommunication géostationnaire

Un satellite de télécommunication géostationnaire commercial pour des applications diverses est utilisé comme un modèle d'étude dans cette thèse afin d'identifier les principales disciplines ainsi les paramètres de couplage. Ce modèle de satellite est illustré dans la figure

4.1 et la figure 4.3. Le satellite est décomposé en trois niveaux de hiérarchie et de sous-systèmes (présenté dans la figure 4.2). Ces principaux sous-systèmes sont ensuite décomposés en fonction de la hiérarchie.

Dans cette thèse, un total de 41 variables de conception définissant le satellite est utilisé dans le processus MDO. Les interactions entre les sous-systèmes de satellites peuvent être visualisées dans une matrice de structure de conception (DSM : Design Structure Matrix) montrée dans la figure 4.3. Les points dans le DSM indiquent la présence d'un couplage entre les sous-systèmes correspondants.

Les différentes disciplines entrant en jeu dans la conception du satellite de télécommunication GeoComsat sont l'orbite, la charge utile, l'alimentation électrique, la propulsion, le contrôle thermique, la structure, la TTC, l'orbite, le SCAO, la coiffe du lanceur, la vibration et l'acoustique. Chacune des disciplines met en jeu ses propres variables et contraintes.

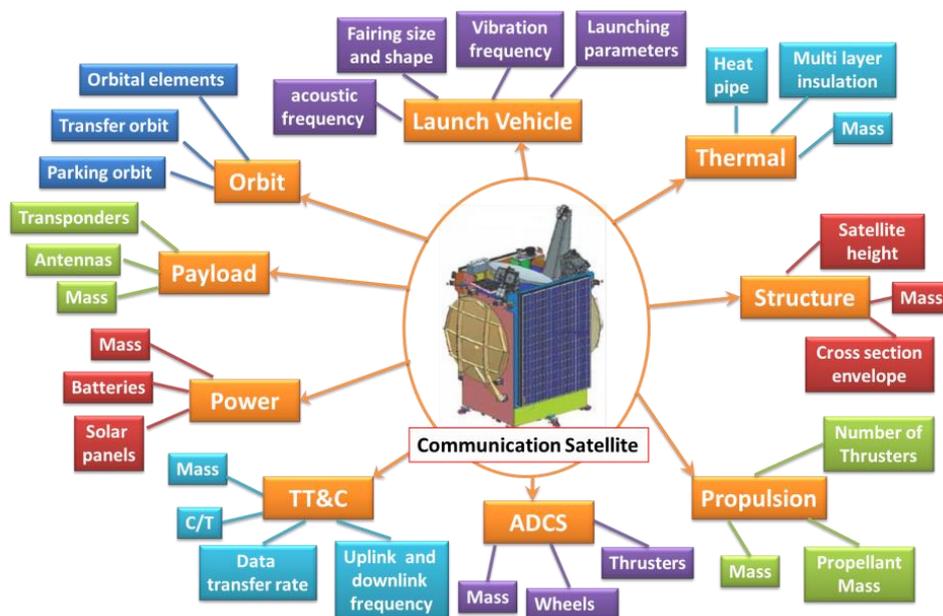


Figure 4.1: Décomposition hiérarchique d'un système satellitaire

La figure 4.2 montre la décomposition logique simplifiée du modèle GeoComsat en introduisant les nouvelles disciplines vibration et acoustique.

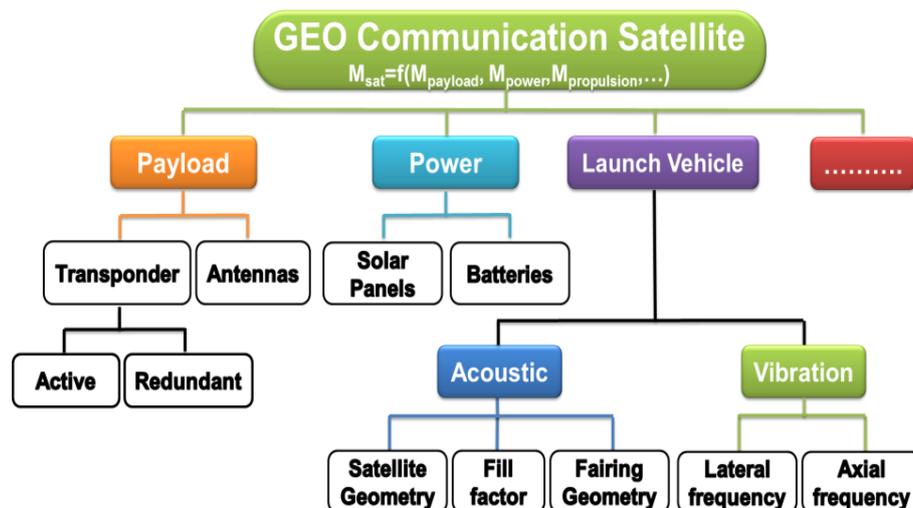


Figure 4. 2 : Les niveaux de hiérarchie et de sous-systèmes du GeoComsat.

4.2.3 Présentation du diagramme DSM

La Matrice Structurale de la Conception ou DSM (Design Structure Matrix) est illustré dans la figure 4.3 indique l'interdépendance des variables système sur les différentes analyses de conception disciplinaires, représenté par les lignes et les nœuds sur le diagramme. En raison de la présence de variables à la fois en amont et en aval, des compromis entre les différentes analyses de conception peuvent être nécessaires, pouvant nécessiter une procédure de conception itérative [162].

Le processus de dimensionnement du GeoComsat est divisé en plusieurs grandes disciplines de conception ; a) de l'orbite, b) dimensionnement de la charge utile et c) dimensionnement de la plateforme d) de lanceur. Tout d'abord, différents paramètres de mission pour une orbite géostationnaire sont calculés. Ensuite, en fonction des paramètres orbitaux et le nombre de transpondeurs, la masse et la puissance de la charge utile sont calculées. Le dimensionnement de la plateforme du satellite est basé sur le calcul de la masse et de la puissance des différents sous-systèmes à l'aide de relations d'estimation de conception. Dans le dimensionnement de la plateforme du satellite, la conception du sous-système d'alimentation est réalisée en considérant des variables de conception plus détaillées, y compris un scénario de mission et différents types de cellules solaires et de batteries. Le scénario de mission est choisi afin d'obtenir une configuration optimale. Afin d'évaluer les interrelations entre les différentes variables à l'intérieur de l'espace de conception, toutes les disciplines de conception mentionnées sont combinées dans un code unifié.

Classiquement, le processus de conception des missions de télécommunication commence par la définition des exigences de la mission telles que les paramètres orbitaux, la distance terre-soleil, position du soleil, temps d'éclipse. D'un autre côté, de telles exigences de mission sont liées aux variables de conception de charge utile comme les antennes de charge utile, nombre de transpondeurs, la fréquence. De plus, les caractéristiques orbitales comme l'altitude de l'orbite, h , influencent la conception des sous-systèmes satellites. Ces interactions entre les différentes variables de conception ne sont parfois pas directement compréhensibles et ne peuvent pas être évaluées facilement dans l'espace de conception. À cette fin, le développement d'un outil de dimensionnement intégré pour différentes disciplines de conception est très utile pour les études préliminaires de compromis de conception.

Les bilans de masse et de puissance de la charge utile sont calculés. Les bilans massiques et de puissance d'autres sous-systèmes, y compris la détermination et le contrôle de l'attitude, la commande et le traitement des données, le contrôle thermique et la structure, sont calculés en utilisant les relations d'estimation de conception issues des données statistiques. Parmi tous les sous-systèmes de satellites, le sous-système de puissance est fortement affecté par les exigences de la mission et les caractéristiques orbitales.

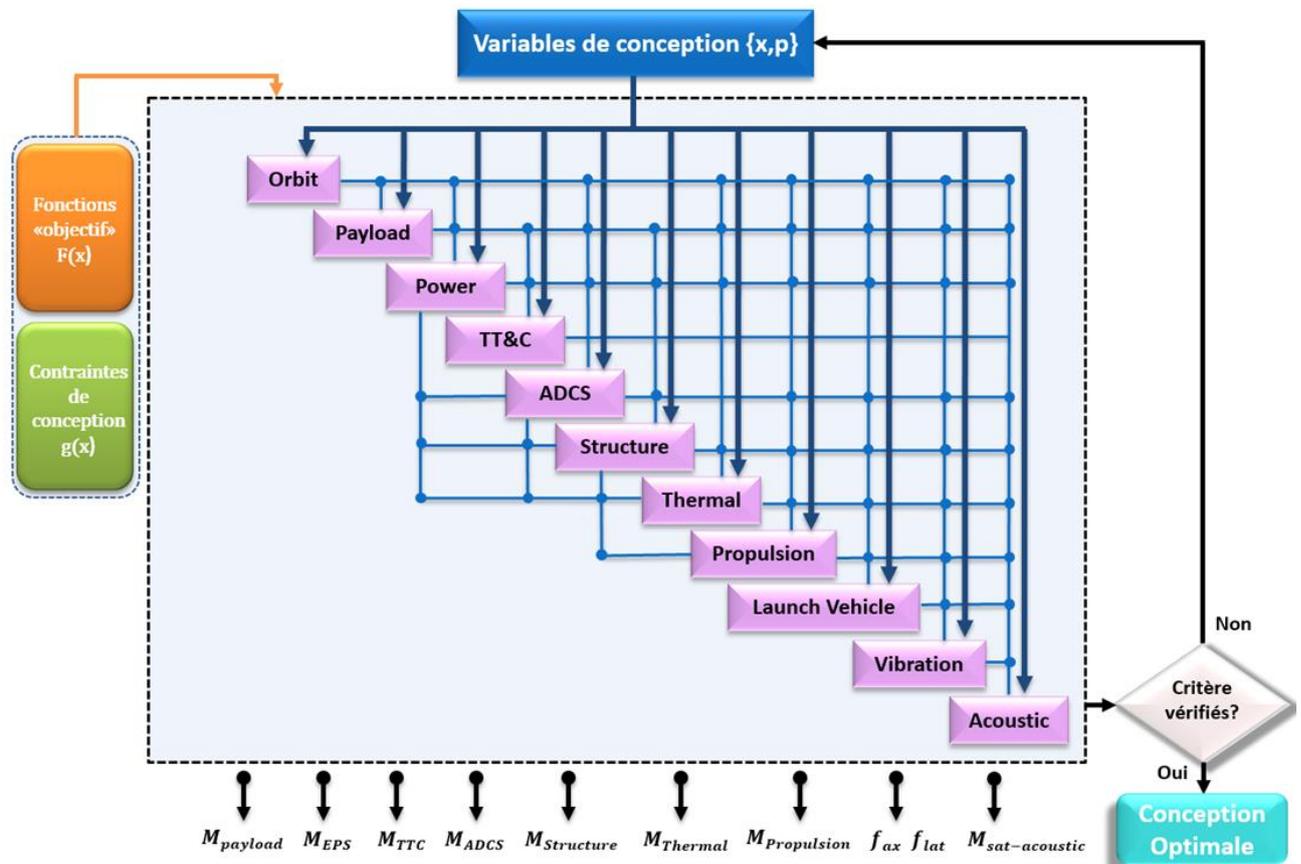


Figure 4. 3 : Représentation DSM du processus de conception du GeoComsat.

La conception du satellite de télécommunication géostationnaire (GeoComsat) nécessite plusieurs disciplines et est habituellement décomposée en sous-modules interactifs, à savoir l'orbite, charge utile, structure, thermique, SCAO, lanceur, ...

Pour effectuer cette mise en œuvre, l'analyse des paramètres orbitaux est essentielle, aussi bien que pour le lanceur, la masse de la charge utile ou la masse sèche initiale du satellite et le ΔV requis pour les manœuvres (avec ΔV : incrément de vitesse requis, [m/s]).

L'exploration de l'espace de conception s'effectue à l'aide d'un schéma d'optimisation fonctionnelle en faisant varier les variables de conception disponibles tout en cherchant à minimiser les valeurs des objectifs de sortie sélectionnés. Après avoir défini les critères d'arrêt, le processus d'exploration de l'espace de conception peut être arrêté ensuite faire l'analyse des différents résultats obtenus. L'utilisation des connaissances acquises à l'aide de l'exploration de l'espace de conception peut favoriser une meilleure prise de décision dans le processus de conception en cours et donc le développement d'une conception de systèmes améliorée.

Le principal avantage de la technique MDO réside dans le fait que les concepteurs peuvent améliorer la conception pour obtenir de bonnes performances du système complexe, tout en prenant en compte simultanément tous les comportements disciplinaires majeurs et leurs propres exigences, en utilisant tous les moyens en matière de conception assistée par ordinateur (CAO), d'algorithmes d'optimisation, d'expérimentations et en procédant tôt dans le processus de conception, ce qui peut réduire considérablement le temps et le coût du cycle de conception.

La plupart des ingénieurs industriels du secteur du spatial utilisent des modèles géométriques 3D, qu'ils ont créés à l'aide de systèmes de CAO pour interagir avec les systèmes d'information (voir figure 4.4).

Même l'environnement de fabrication lui-même est également transformé. La numérisation de la production industrielle, souvent appelée Industrie 4.0 "(I4.0), Industrial Internet" ou Digital Factory ", ouvre la voie à des méthodes de production de biens plus souples et plus efficaces. Cette nouvelle approche est souvent très complexe nouvelles exigences pour la conception de tels systèmes [163].

La figure 4.4 montre la structure MDO qui divise l'ensemble du problème de conception en quatre parties :

- Les variables de conception qui sont des paramètres ayant une majeure influence sur les résultats de la conception,
- La CAO et l'outil de dimensionnement de satellite se composent de systèmes de CAO et d'un modèle mathématique de différentes disciplines de conception qui sont liés les uns aux autres afin de créer un lien entre les variables de conception et les résultats de la conception,

- L'Objectif présente une sortie de la conception que nous désirons optimiser, et
- L'algorithme d'optimisation qui est un outil mathématique avec l'objectif d'atteindre la conception optimale.



Figure 4. 4 : Représentation du couplage entre les modules de conception de satellites.

4.3 Présentation du problème d'optimisation du GeoComsat

Le problème que nous nous proposons d'étudier consiste en l'optimisation de la configuration d'un satellite de télécommunication géostationnaire. Celui-ci est optimisé de manière à minimiser sa masse totale. L'orbite visée est une orbite géostationnaire de 36000km d'altitude. Le satellite est composé d'une charge utile et d'une plateforme. Les disciplines considérées dans ce problème sont la propulsion, le contrôle thermique, l'alimentation, le SCAO, la charge utile, la structure, la TTC, l'orbite, l'acoustique et la vibration.

4.3.1 Formulation du problème et la stratégie MDO développée

L'instruction d'optimisation formelle en notation standard est visible dans l'équation (4.1). On peut voir que les variables de conception sont dirigées vers leurs limites supérieure ou inférieure lors de l'optimisation. La limite à laquelle ils sont amenés à être corrélée à la relation de la variable de conception avec la masse du système. Du fait que la fonction objectif est simplement de minimiser la masse, les variables de conception ont été déterminées en conséquence. Ce problème démontre le contrôle que les contraintes arbitrairement déterminées ont sur une conception dans une formulation d'ingénierie traditionnelle des systèmes MDO. Les contraintes ne permettent pas l'exploration dans la région infaisable, à l'exclusion des conceptions susceptibles d'améliorer considérablement la fonction objectif.

$$\text{Trouver } X = [i, e, a, \omega, \Omega, v, HPA_{Active}, HPA_{Redundant}, D, P_{sat}, I_{sp}, ep, f_{acoustic}, \text{fill factor}, T_e \dots]^T \quad (4.1)$$

$$\text{Min } f(X, y, z) = M_{sat}$$

sous contraintes

$$g_1 : M_{Payload} + M_{EPS} + M_{ADCS} + M_{structure} + M_{thermal} + M_{propulsion} + M_{TT\&C} + M_{cabling} + M_{margin} - 4000 \leq 0$$

$$g_2 : \text{Array size} - 40 \text{ m}^2 \leq 0$$

$$g_3 : 10 \text{ dB} - \text{Signal to noise ration} \leq 0$$

$$g_4 : 30\text{Hz} - f_{ax} \leq 0$$

$$g_5 : 15\text{Hz} - f_{lat} \leq 0$$

$$20 \leq HPA_{active} \leq 30$$

$$2 \leq HPA_{redundant} \leq 4$$

$$2 \text{ m} \leq D \leq 3 \text{ m}$$

$$9000 \leq P_{sat} \leq 11000$$

$$200 \text{ s} \leq I_{sp} \leq 250 \text{ s}$$

$$0.2 \leq ep \leq 0.4$$

$$2 \leq ff \leq 10$$

$$100 \leq f_{acoustic} \leq 300$$

$$3 \leq D_{fairing} \leq 4$$

$$6 \leq L_{fairing} \leq 7$$

$$5 \leq L_{nose} \leq 5.5$$

$$4 \leq L_{sat} \leq 5$$

$$2 \leq b_{sat} \leq 2.5$$

L'outil de dimensionnement du système satellite développé dans le cadre de cette thèse, est considéré comme une application du MDO à la conception des satellites de télécommunication. L'optimisation de la conception se fait au moyen des algorithmes tels que GSA, PSO-GSA et GA dont la fonction objectif est de minimiser la masse totale d'un satellite de télécommunication.

L'outil de dimensionnement du système GeoComsat est présenté sur la figure 4.5 en section et l'algorithme GSA est sélectionné comme algorithme d'optimisation.

Il s'agit d'une stratégie MDO développée pour gérer la modélisation complexe, la simulation, l'interaction des données et l'optimisation de la conception de satellite de télécommunication comme le montre la figure 4.5.

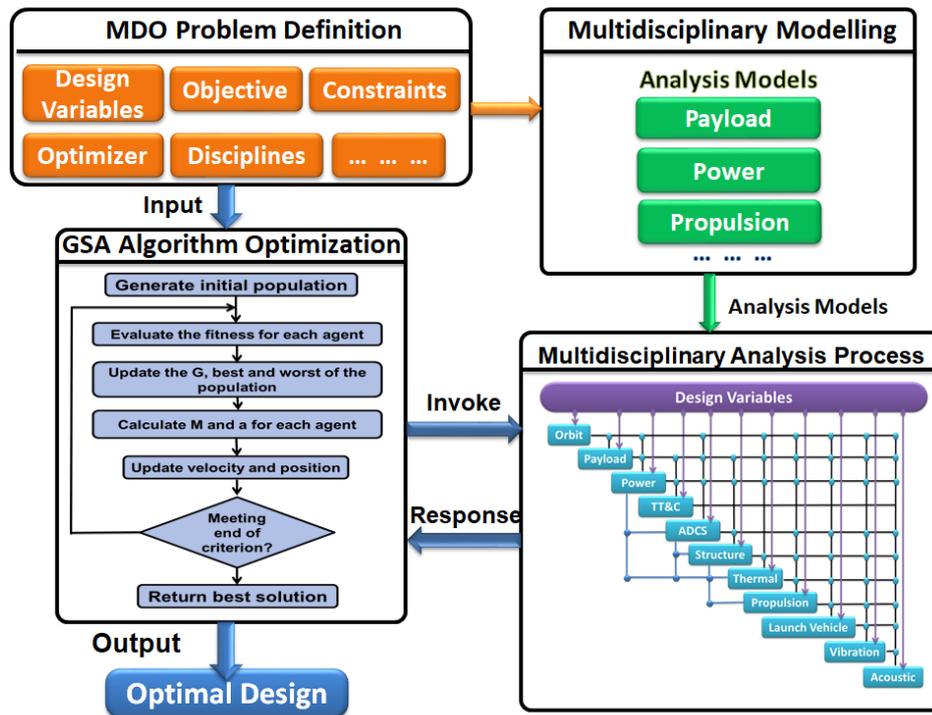


Figure 4.5 : Stratégie MDO défini pour l'optimisation de la conception du satellite GeoComsat.

La stratégie comprend plusieurs modules, à savoir la définition de problèmes MDO, la modélisation multidisciplinaire, l'analyse multidisciplinaire et l'optimiseur (algorithme d'optimisation) :

1. Définition du problème MDO

Dans la stratégie proposée, le problème MDO du satellite de télécommunication est d'abord défini en incluant les disciplines, les variables de conception, les contraintes, l'objectif, etc.

2. Modélisation disciplinaire

Les modèles disciplinaires sont établis en fonction du problème MDO défini. Les disciplines modélisées sont la propulsion, le contrôle thermique, l'alimentation, le contrôle d'attitude, la charge utile, la structure, la TTC, l'orbite, l'acoustique et la vibration. Les détails de ces modèles sont présentés dans le chapitre 3.

3. Analyse multidisciplinaire

Compte tenu de la matrice de structure de conception (DSM) du satellite GeoComsat, un processus d'analyse multidisciplinaire est mené pour assurer la cohérence du système (c'est-à-dire que la condition de capacité interdisciplinaire est satisfaite). Dans cette thèse le processus MDA est résolu par un algorithme de recherche gravitationnelle détaillée dans le chapitre 2.

4. Optimiseur du GeoComsat

Étant donné le problème MDO du satellite GeoComsat impliquant de nombreux modèles coûteux en calcul, le choix de la stratégie MDO est critique. Pour réduire le coût de calcul, un

optimiseur basé sur un algorithme évolutionnaire est fourni pour résoudre efficacement le problème d'optimisation pour obtenir la conception optimale. Actuellement, nos algorithmes d'optimisation précédemment proposés ont été intégrés dans ce cadre, tels que GSA et PSO-GSA.

Tableau 4. 1 : Description des variables de conception

Variables de Conception	Unité	Description
i	(°)	Inclinaison du satellite
e	-	Excentricité
a	Km	Demi grand axe de l'ellipse
ω	(°)	Argument du périhélie
Ω	(°)	Ascension droite
M ou v	(°)	Anomalie vraie
T_e	s	Temps d'éclipse
DoD	%	Depth of discharge : profondeur de décharge
D	m	Diamètre de l'antenne
P_{sat}	w	Puissance du Satellite
HPA_{active}	/	Nombre de HPA actifs
HPA_{redundant}	/	Nombre de HPA redondants
I_{sp}	s	Impulsion spécifique du system
ep	m	Largeur des panneaux en configuration pliée
f_{acoustic}	Hz	Fréquence acoustique
D_{Fairing}	m	Diamètre de la coiffe (m)
L_{Fairing}	m	Longueur de la coiffe (m)
L_{Nose}	m	Longueur nez (m)
L_{sat}	m	Longueur satellite (m)
b_{sat}	m	Largueur satellite (m)
H_{gap}	m	Distance satellite-coiffe du lanceur
ff	/	Facteur de remplissage
F/D	/	Rapport focal-diamètre
E₀	dB	Feed pattern
ψ	(°)	Demi-angle du sous réflecteur

D'après la matrice DSM illustrée dans la figure 4.3 basé sur les disciplines de la phase conceptuelle, on déduit un total de 25 variables de conception continues (voir tableau 4.1) et 16 variables de comportement (voir tableau 4.2).

Tableau 4. 2 : Description des variables de comportement

Variables	Unité	Description
f_{ax}	Hz	Fréquence Axiale
f_{lat}	Hz	Fréquence Latérale
A_{sa}	m ²	Surface panneau solaire
M_{sat}	kg	Masse du satellite
M_{margin}	kg	Marge massique
$M_{antenna}$	kg	Masse d'antennes
M_{ADCS}	Kg	Masse SCAO
$A_{sc-total}$	m ²	Surface total de cellule
$M_{cabling}$	kg	Masse de câblage
$M_{payload}$	kg	Masse Charge Utile
$M_{structure}$	kg	Masse structure
$M_{repeater}$	kg	Masse des répéteurs
M_{EPS}	kg	Masse sous-système alimentation
$M_{thermal}$	kg	Masse sous-système contrôle thermique
$M_{propulsion}$	kg	Masse sous-système propulsion
$M_{sat-acoustic}$	kg	Masse du satellite avec effet acoustique

4.3.2 Les paramètres de simulation

4.3.2.1 Paramètres de simulation du bilan de liaison

Les valeurs des paramètres de simulation de l'algorithme de recherche gravitationnelle GSA sont données dans le tableau 4.3.

Tableau 4. 3 : Paramètres de l'algorithme GSA

Paramètres GSA	Valeurs
Dimension du problème	04
Nombre d'agents	50
Max-itération	50
Vitesse	Random
Accélération	Random
Mass. $M_a=M_p=M_i=M$	Random
Position des agents dans l'espace de recherche	Random

Les paramètres de conception prisent en compte sont donnés dans le tableau 4.4.

Tableau 4. 4 : Paramètres de conception utilises dans la simulation

Paramètres de conception	Intervalles
Fréquence de liaison montante	[5.9 7] GHz
Fréquence de liaison descendante	[3.8 4.2] GHz
Puissance de transmission par la station	[26 30] dBW
Puissance de transmission par le satellite	[8 11] dBW
Rendement des antennes de la station	[50 70] %
Diamètre de l'antenne de la station sol	[2.5 4.5] m

4.3.2.2 Paramètres de simulation de l'antenne

On donne ci-dessous les paramètres de simulation à savoir les paramètres des algorithmes GSA et PSO GSA dans le Tableau 4.5 ainsi que les paramètres de conception dans le Tableau 4.6.

Tableau 4. 5: Paramètres des algorithmes GSA & PSO GSA

Paramètres de GSA & PSO GSA	Valeurs
Dimension du problème	04
Nombres d'agents	50
Max-iteration.	50
Accélération	Random
Mass. $M_a=M_p=M_i=M$	Random
Position des agents dans l'espace de recherche	Random

Tableau 4. 6: Paramètres de conception utilisés dans la simulation

Paramètres de conception	Intervalles
F/D	[0.25 1.0]
E_0 (feed pattern) dB	[10 30]
Diamètre du réflecteur principal (m)	[20λ 80λ]
Demi-angle du sous réflecteur ψ (°)	[10 30]

4.3.2.3 Paramètres de simulation de la masse totale du satellite

Le tableau 4.7 représente les paramètres d'entrées de l'algorithme GSA utilisées dans cette thèse pour minimiser la masse du satellite de télécommunication GeoComsat.

Tableau 4. 7 : Paramètres de l'algorithme GSA

Paramètres	Valeurs
Nombre d'agents	100
Itération maximale	1000
Accélération	Random
Mass. $M_a=M_p=M_i=M$	Random
Position des agents dans l'espace de recherche	Random

4.4 Discussion et interprétation des résultats

Dans cette section, différentes simulations ont été effectuées à l'aide de l'algorithme GSA. A partir de nombreuses simulations avec des valeurs différentes, les différents résultats obtenus par cet algorithme ont montré des performances supérieures en termes de précision de solution et de performances de convergence.

Les résultats de l'optimisation avec GSA basée sur des populations initiales aléatoires sont présentés. Les résultats obtenus permettent de conclure à une robustesse acceptable de la fonction objectif vis-à-vis des populations initiales. Selon différents résultats de conception, nous pouvons obtenir des informations utiles au niveau du système sur l'interaction de différentes disciplines de conception.

Les résultats obtenus démontrent que la méthodologie MDO semble très prometteuse pour fournir un tel environnement de conception structuré et renvoie un aperçu très utile pour les

interactions peu claires des différentes variables de conception issues de différentes disciplines de conception de satellites.

La taille de la population initiale peut également avoir un effet significatif sur la progression de l'algorithme et sur les performances de l'exploration de l'espace de conception.

Dans le cadre de ce travail, un outil d'aide à la conception d'un satellite de télécommunication géostationnaire basé sur le processus d'optimisation multidisciplinaire a été développé, destiné également à prendre en charge les futures études de conception de satellites de télécommunication géostationnaires.

4.4.1. Présentation et analyse des résultats de la discipline d'orbitographie

Dans l'étude du mouvement du satellite, la prise en compte des accélérations ou des forces perturbatrices exige un départ de l'analyse classique de deux corps.

Le but de cette étude est de développer un module de calcul d'orbite permettant de déterminer les différents scénarios d'analyse en termes de calcul des différents delta v nécessaires et des différentes manœuvres orbitales permettant de déterminer la quantité de propergol nécessaire et ce pour le dimensionnement du sous-système de propulsion. Ce module de calcul d'orbite interagit avec les différents sous-systèmes afin de dimensionner le satellite géostationnaire (voir la figure 4.6).

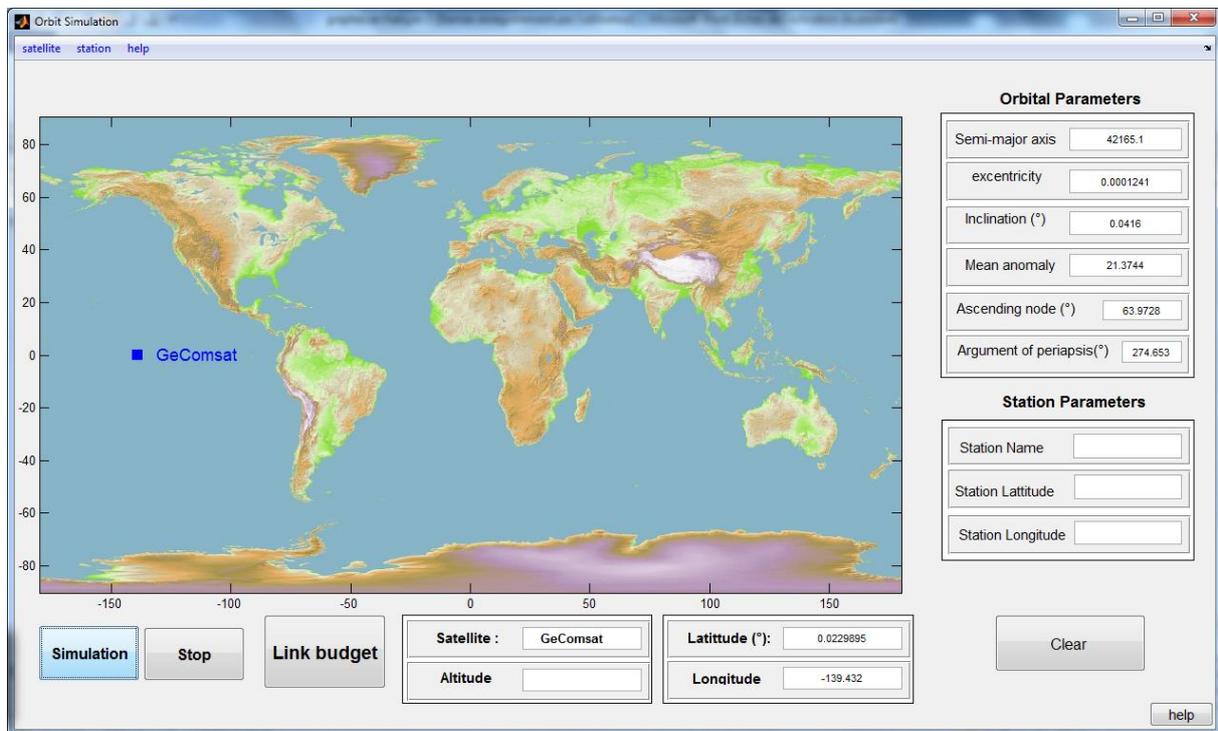


Figure 4. 6 : Interface graphique utilisateur de l'orbite pour le processus MDO

4.4.2. Présentation et analyse des résultats de la charge utile

Dans cette étude d'optimisation multidisciplinaire, il est nécessaire de développer un module de calcul du bilan de liaison qui utilise les paramètres orbitaux et la distance satellite-station terrestre, pour évaluer les pertes en espace libre.

4.4.2.1 Calcul du bilan de liaison

L'ensemble des données utilisées dans la simulation est basé sur le satellite de communication Telstar V et la station terrestre de réception de Los Angeles [164], dans le but de valider l'outil développé.

L'optimisation est un point extrêmement important dans le développement des systèmes de communication par satellite. Dans le secteur spatial, le facteur de mérite ou le G/T est le critère principal pour mesurer la performance d'une station. Plus G/T est élevé, plus la station est d'une bonne qualité.

L'interface graphique du module du bilan de liaison développée sous- MATLAB est illustrée dans la figure 4.7.

Figure 4. 7 : Interface graphique utilisateur du bilan de liaison pour le processus MDO.

La figure 4.8, la figure 4.10 et la figure 4.14, représentent l'évolution des paramètres du bilan de liaison du satellite de télécommunication générique en utilisant l'algorithme GSA.

Les résultats obtenus par l'algorithme GSA sont nettement meilleurs que les résultats donnés par [164]. On note également que l'algorithme GSA converge rapidement.

On constate également d'après les résultats que l'optimisation est un compromis entre des ressources limitées :

- Ressources technologiques liées à la charge utile ou plate-forme :
 1. Amplificateur de puissance RF nominal (saturation de puissance ou compression de puissance x dB ...)
 - Amplificateurs technologiques
 - Régulation
 - Nombre et masse totale des amplificateurs, implémentation, coût.
 2. Consommation de puissance/énergie
 - Technologie panneaux solaires et batteries,
 - Masse, volume, coût.
 3. Dissipation de puissance (par la chaîne totale, l'amplificateur ou une partie critique de ce dernier) dépend de.
- Technologie des radiateurs et les échangeurs de chaleur,
- Taille, poids, coût
- La ressource bande passante, qui conduit à la recherche de :
 - $C/N_{montante}$ pour augmenter la capacité du satellite dans les limites des ressources énergétiques disponibles
 - Ou le C/N_{requis} pour atteindre une capacité donnée en utilisant la ressource de puissance minimale.

Le rapport gain sur température de bruit (G/T) est le paramètre essentiel pour qualifier le fonctionnement en liaison descendante d'un satellite donné. Généralement, l'ingénierie du système satellite révèle que ce rapport G/T nommé facteur de mérite diminue à mesure que la température de bruit effective du système récepteur augmente. Pour un gain d'antenne et un facteur de perte de guide d'onde donnés, le paramètre déterminant des performances de bruit du récepteur à large bande est le facteur de bruit du LNA. Étant donné que le facteur de mérite est

inversement proportionnel à la température de bruit du système, donc la valeur du facteur de mérite diminuera tant que la température de bruit du système augmentera.

Nous notons que les valeurs de $(C/N_0)_{\text{montant}}$ (figure 4.8) et $(C/N_0)_{\text{descendant}}$ (figure 4.10) dépendent principalement des variables de conception montrées dans la figure 4.9 pour la liaison montante et la figure 4.11 pour la liaison descendante. Le répéteur de cette conception est un simple tuyau coudé qui ne modifie et ne récupère les données de la transmission de la liaison montante. Le bruit sur la liaison montante sera transféré directement sur la liaison descendante et ajouté au bruit de cette liaison descendante. Ainsi, la dernière étape du bilan de liaison pour ce répéteur consiste à combiner les performances des deux liaisons. Le bilan de liaison total $(C/N_0)_{\text{Total}}$ est de l'ordre de 91.767 en optimisant avec l'algorithme GSA qui est un bon résultat par rapport aux résultats donnés par [164]. Nous notons aussi que les valeurs de $(C/N_0)_{\text{Total}}$ (figure 4.14) dépendent principalement des variables de conception montrées dans la figure 4.15 et figure 4.16. Le tableau 4.8 donne une comparaison des résultats.

Tableau 4. 8 : Comparaison Entre Les Valeurs Réelle Et Simulée

C/No	Littérature [164]	GSA
C/No montant (dB)	105.7	110.20
C/No descendant (dB)	85.4	92.08
G/T descendant (dB/k)	18.2	22.3
C/No Total (dB)	84.5	91.767

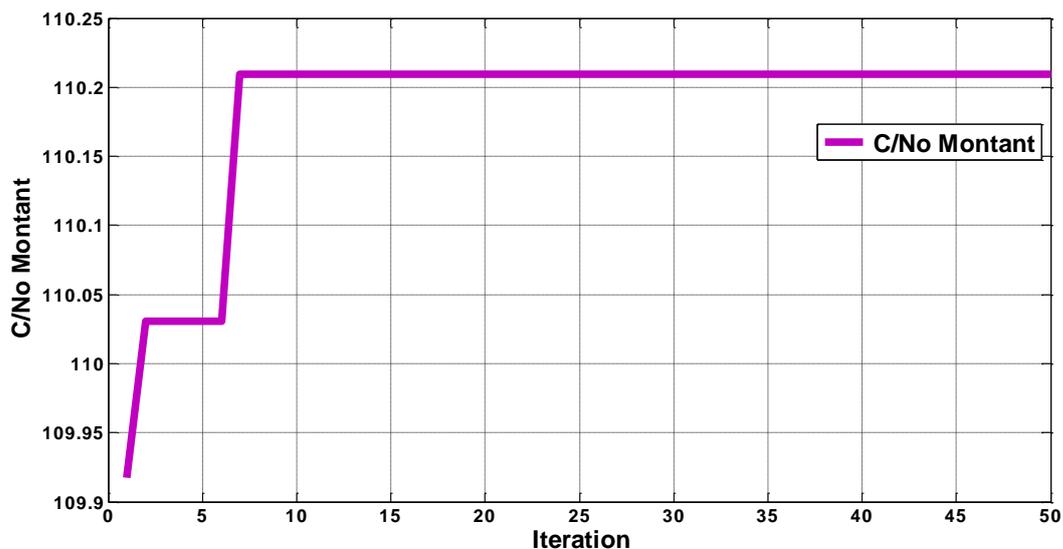


Figure 4. 8 : Evolution du rapport $(C/N_0)_{\text{montant}}$

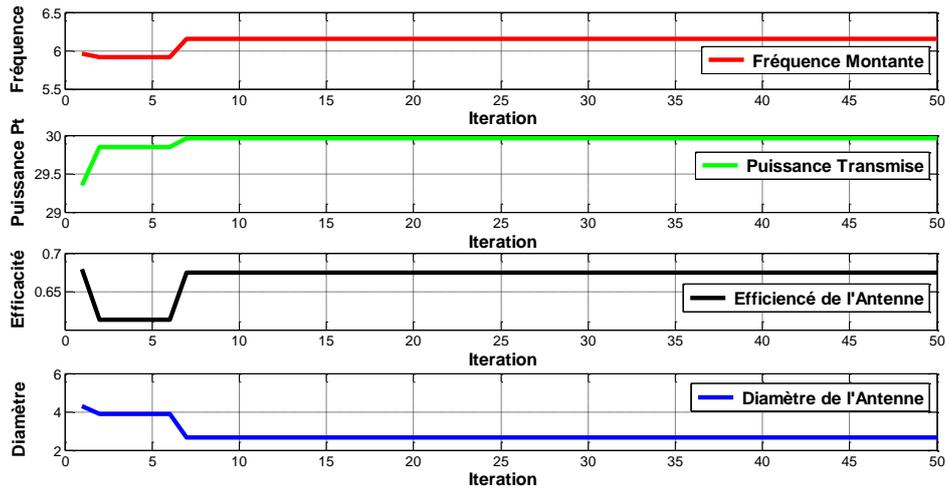


Figure 4. 9 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison montante

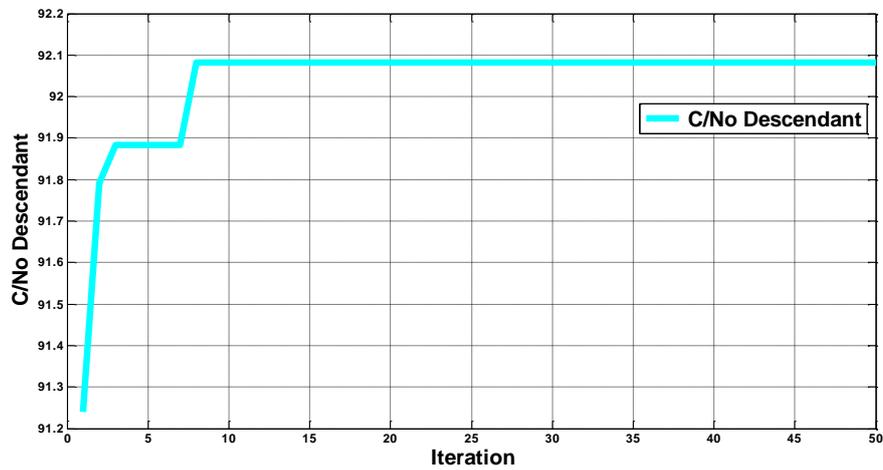


Figure 4. 10 : Evolution du rapport C/N_0 descendant

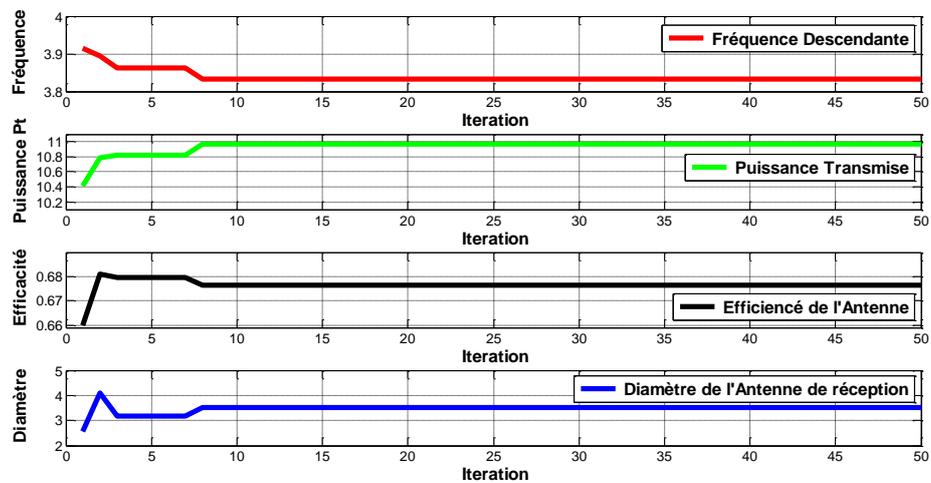


Figure 4. 11: Evolution des paramètres de conception pour la liaison descendante

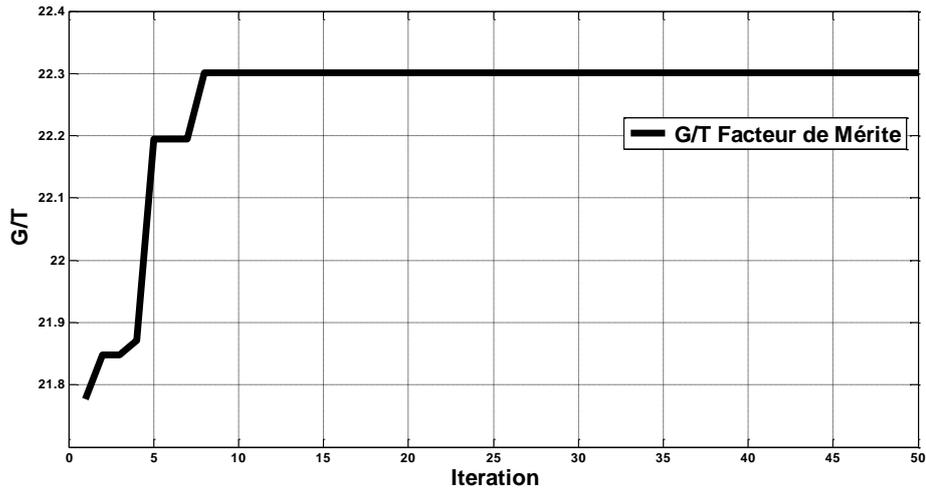


Figure 4. 12 : Evolution du facteur G/T descendant

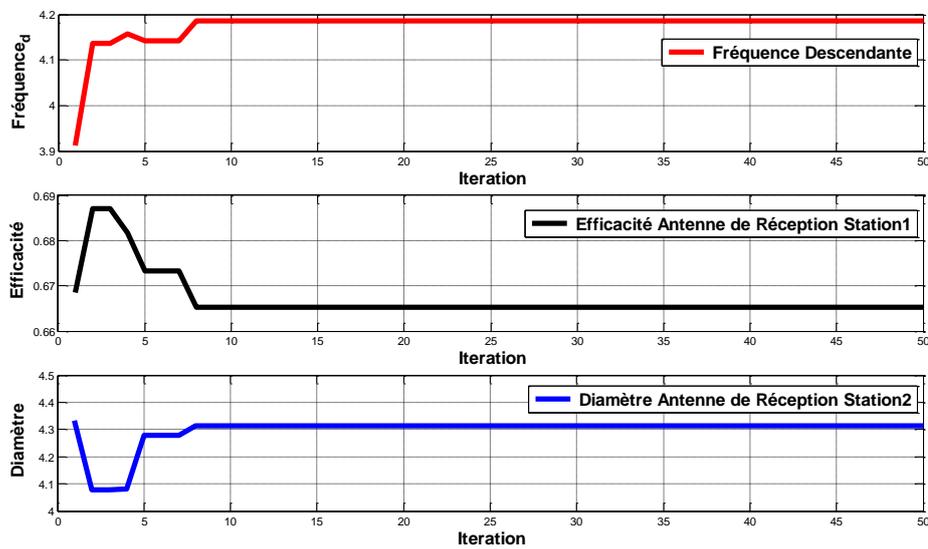


Figure 4. 13 : Evolution des paramètres de conception le facteur de mérite G/T

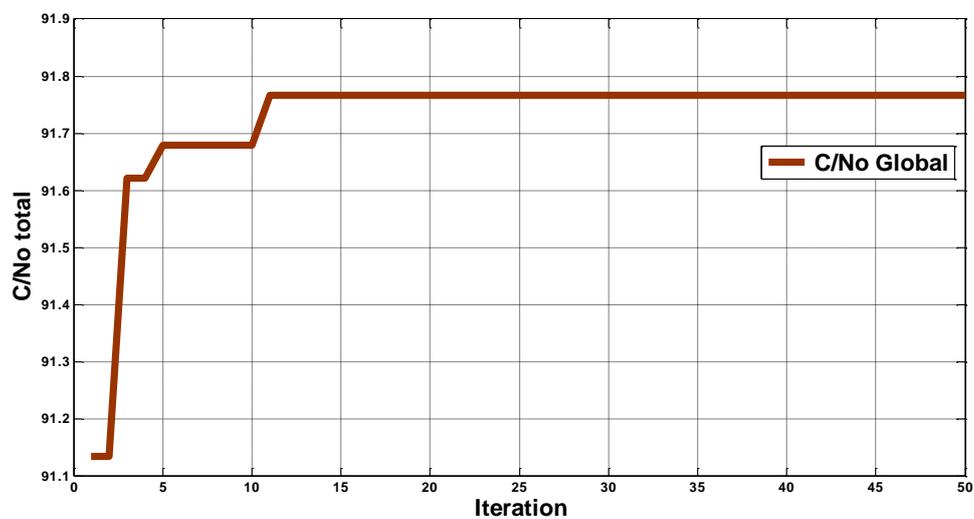


Figure 4. 14 : Evolution du rapport C/N₀ Total

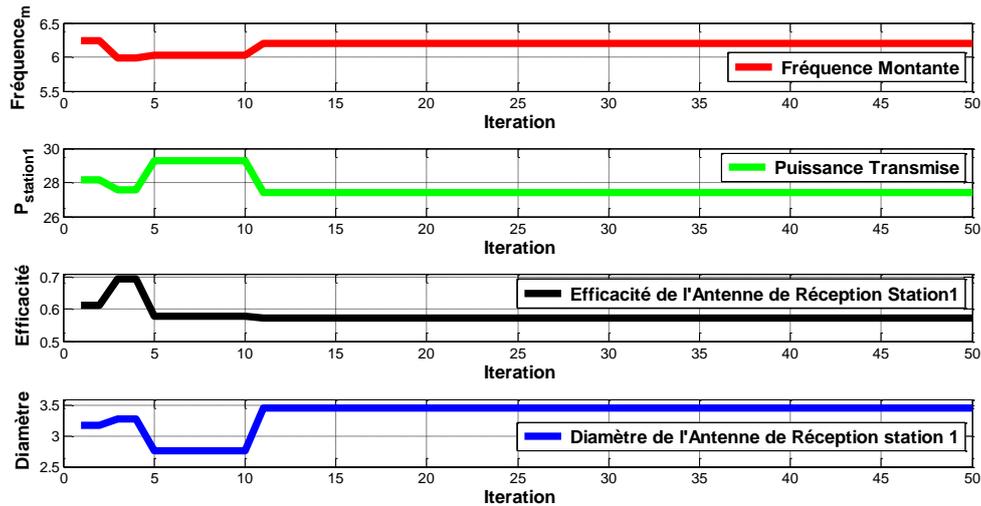


Figure 4. 15 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison montante

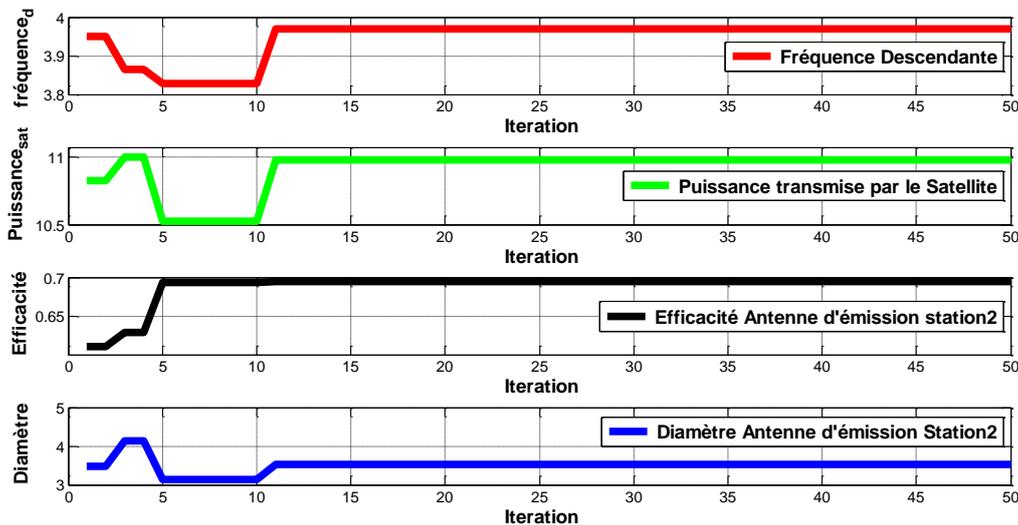


Figure 4. 16 : Evolution des paramètres de conception pour la liaison descendante

4.4.2.2 Présentation et analyse des résultats des antennes embarquées

Pour dimensionner la charge utile du satellite, il est nécessaire de calculer les performances des antennes embarquées ; c'est dans cette thèse, l'objectif est de déterminer les performances requises en utilisant l'algorithme GSA et de les comparer aux résultats du logiciel GRASP.

Donc en premier temps, dans cette section, le gain est pris comme la fonction objectif dans la formulation de l'algorithme d'optimisation. Il est donné en fonction de la longueur d'onde, du diamètre du réflecteur et du rendement de l'ouverture de l'antenne.

4.4.2.2.1 Conception et analyse des paramètres de l'antenne sous GRASP

On a introduit un ensemble de paramètres pour une antenne typique (figure 4.17) utilisé dans le domaine spatial sous le logiciel GRASP et ces mêmes données sont utilisées pour une optimisation de l'antenne avec l'algorithme GSA et une optimisation hybride avec PSO-GSA.

Le logiciel de conception GRASP utilisé, est un outil général largement utilisé dans le domaine spatial, spécialisé dans l'étude et l'analyse d'antennes à réflecteurs, permet de calculer le rayonnement électromagnétique à partir de systèmes composés de plusieurs réflecteurs avec plusieurs alimentations et réseaux d'alimentation, permet aussi la modélisation de toutes formes de réflecteurs grâce à ses bibliothèques de composants.

Il permet d'analyser l'interaction entre divers systèmes d'antennes, ce qui est une exigence fréquemment rencontrée sur les satellites où plusieurs antennes peuvent être montées à proximité les unes des autres [165].

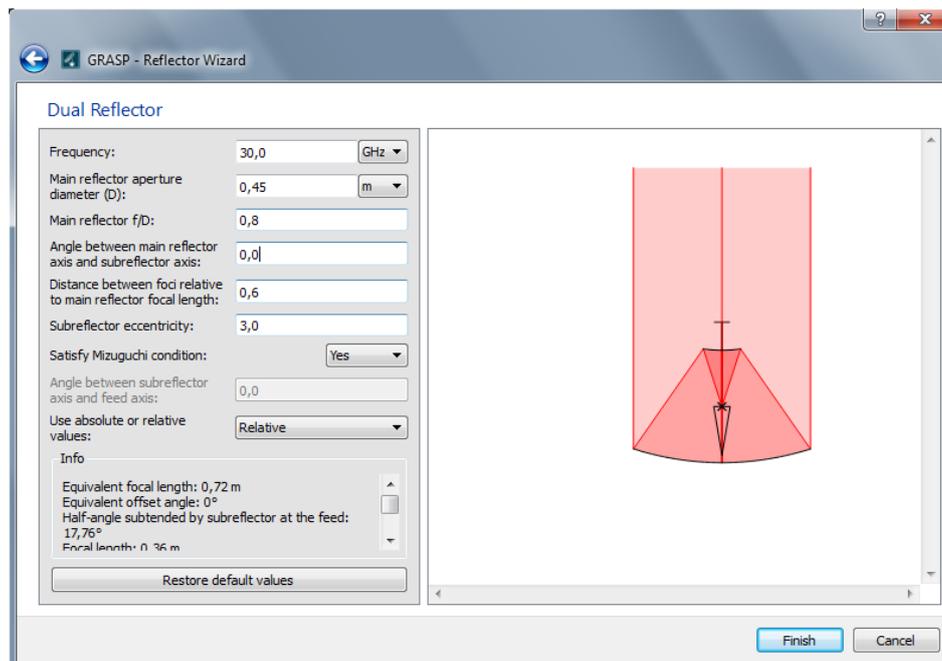


Figure 4. 17 : Les Paramètres de l'antenne avec ($D=45\text{cm}$; $F/D=0,8$ $e=3$)

a. Modèle géométrique de l'antenne généré par le logiciel GRASP

Ce modèle (figure 4.18) issu du logiciel GRASP montre la forme géométrique obtenue en 3D de l'antenne à double réflecteur à 30 GHz avant optimisation, à savoir un

réflecteur principal parabolique, un autre réflecteur secondaire hyperbolique et la source sous forme de cornet.

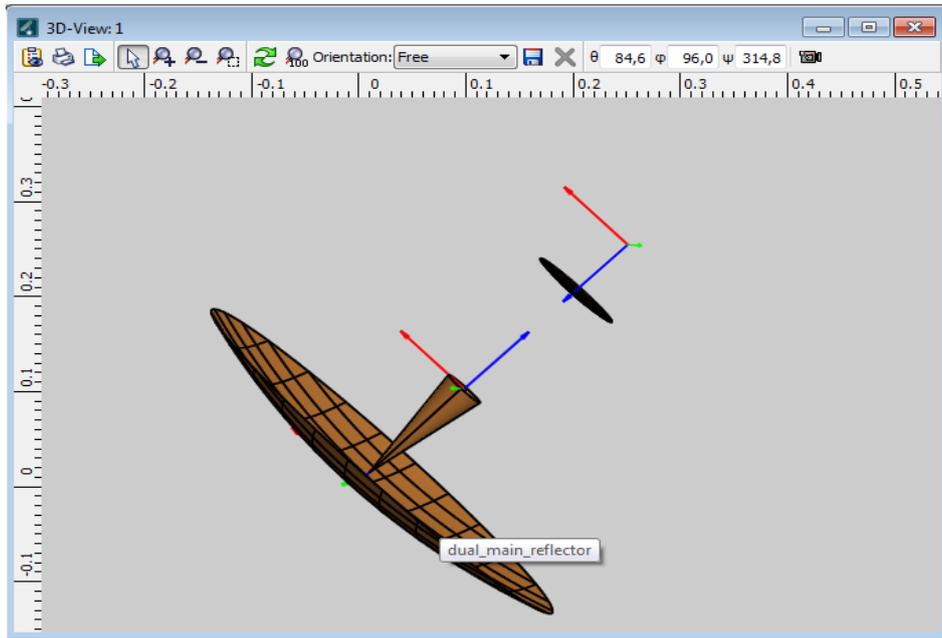


Figure 4. 18 : Vue 3D de l'antenne satellite typique à double réflecteur

b. Simulation du rayonnement électromagnétique :

La figure 4.19 montre le chemin du rayonnement électromagnétique des ondes à partir de la source vers l'ouverture.

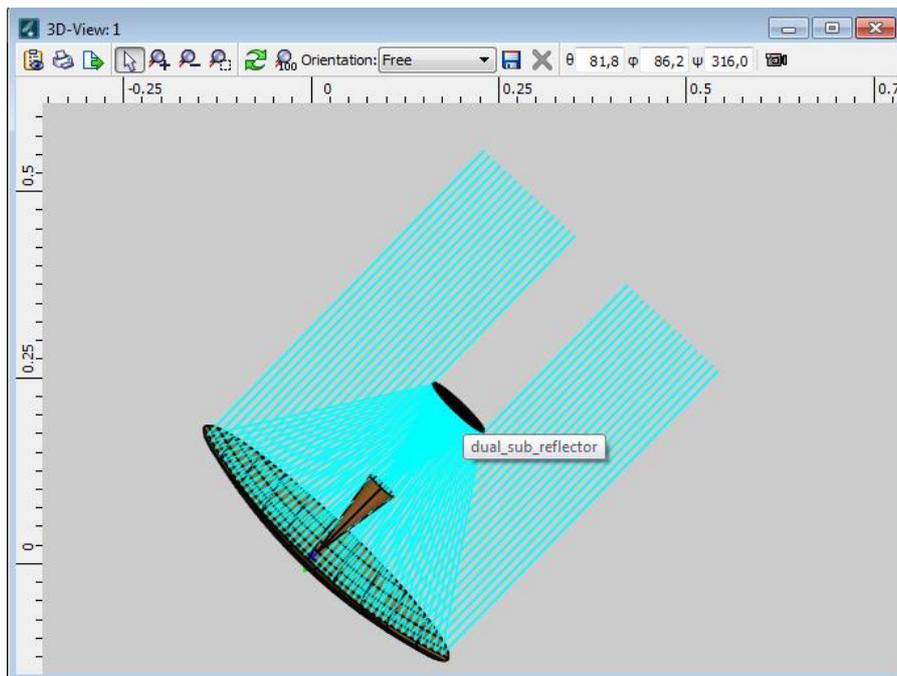


Figure 4. 19 : Simulation du rayonnement électromagnétique de l'antenne

Dans le montage, le cornet se trouve au centre du réflecteur principal, il envoie les ondes vers le réflecteur secondaire, qui les retourne vers le réflecteur principal, de son tour ce dernier va les réfléchir vers l'ouverture de l'antenne.

c. Simulation : Diagramme de rayonnement

La figure 4.20 illustre le diagramme de rayonnement de l'antenne typique, obtenu grâce au logiciel GRASP; on remarque que le gain axial $G_{max} = 41,42$ dBi et le 1^{er} lobe secondaire égale à 18,5 dBi, ainsi que, La largeur du lobe principale à -3 dB = $0,8 * 2 = 1,6^\circ$ (voir figure 4.21).

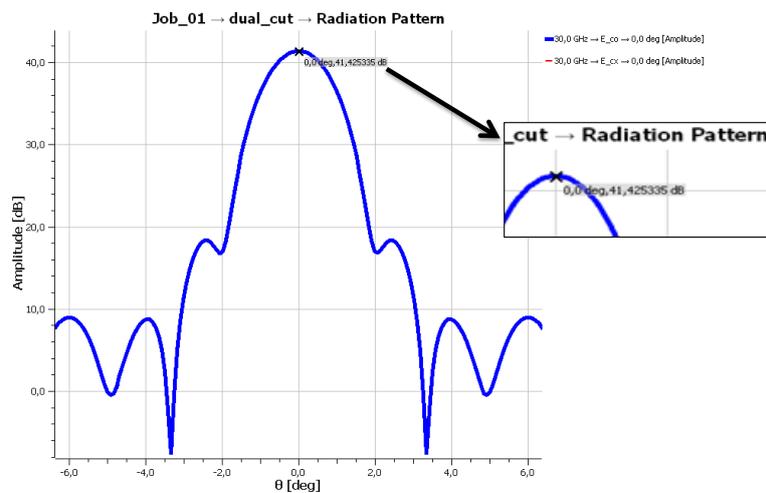


Figure 4. 20 : Diagramme de rayonnement de l'antenne Typique à 30 Ghz

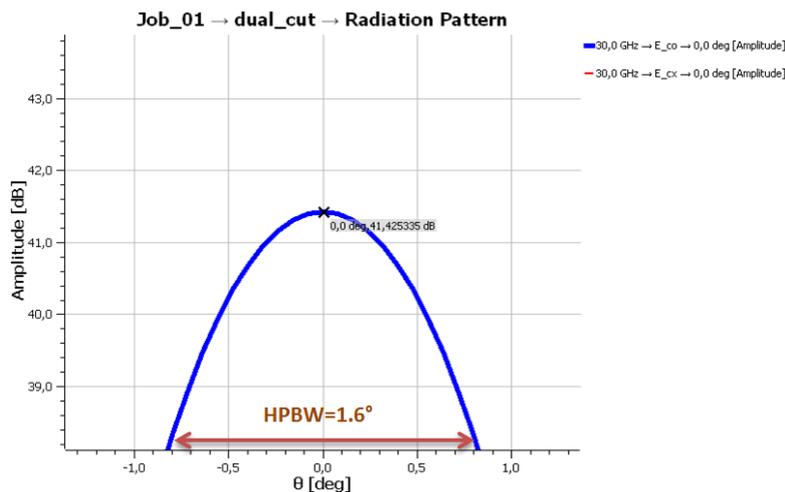


Figure 4. 21 : La largeur du lobe principal à -3dB

4.4.2.2 Résultats concernant l'optimisation de l'antenne par l'algorithme GSA

Il s'agit dans cette section d'utiliser l'algorithme GSA afin d'optimiser l'antenne, ensuite les valeurs optimales obtenues sont introduites dans le logiciel GRASP pour visualiser le diagramme de rayonnement.

a. Evolution du gain et rendement de l'antenne obtenus par l'algorithme GSA

En appliquant l'algorithme de recherche de gravitation GSA, nous avons obtenu les valeurs optimales de l'antenne Cassegrain et l'évolution de la fonction objectif.

Dans cette méthode, nous avons utilisé totalement cinquante itérations pour obtenir la conception optimale. Le processus d'optimisation permet de maximiser le rendement et le gain de l'antenne, représenté par la fonction objectif, tout en satisfaisant les critères de conception, l'évolution du processus d'optimisation est illustrée dans la figure 4.22 et la figure 4.23. Les valeurs optimales de l'efficacité et du gain, obtenues par GSA sont mentionnées dans le tableau (Tableau 4.9).

On remarque que le gain obtenu par optimisation avec l'algorithme de gravitation GSA est de l'ordre de 44.77 dBi par contre le gain de l'antenne avant l'optimisation est de l'ordre de 41 dBi qui résulte un gain de 7.5%.

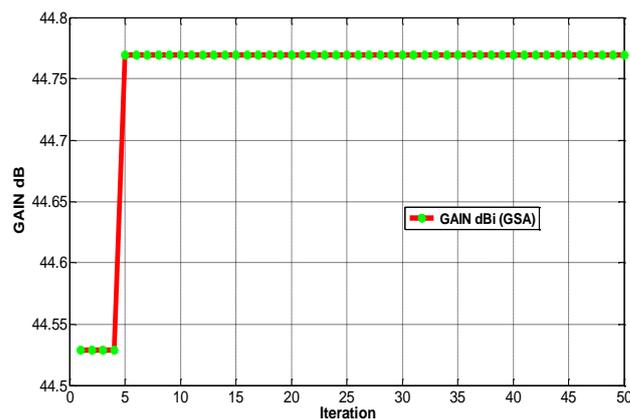


Figure 4. 22 : Evolution du gain de l'antenne obtenue par GSA

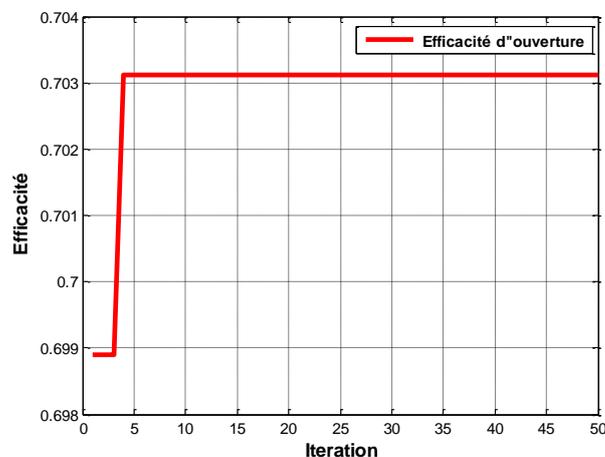


Figure 4. 23 : Evolution du rendement d'ouverture de l'antenne obtenue par GSA

Tableau 4. 9 : gain et rendement obtenus avec l'algorithmme GSA

Fonction objectif	Valeur
Gain (dBi)	44.77
Rendement	0.703

b. Evolution des paramètres de conception et géométrique de l'antenne

L'évolution des paramètres géométrique et de conception, par itérations est présentée dans la figure 4.24, Ainsi les valeurs optimales obtenues par GSA sont décrites dans le tableau 4.10.

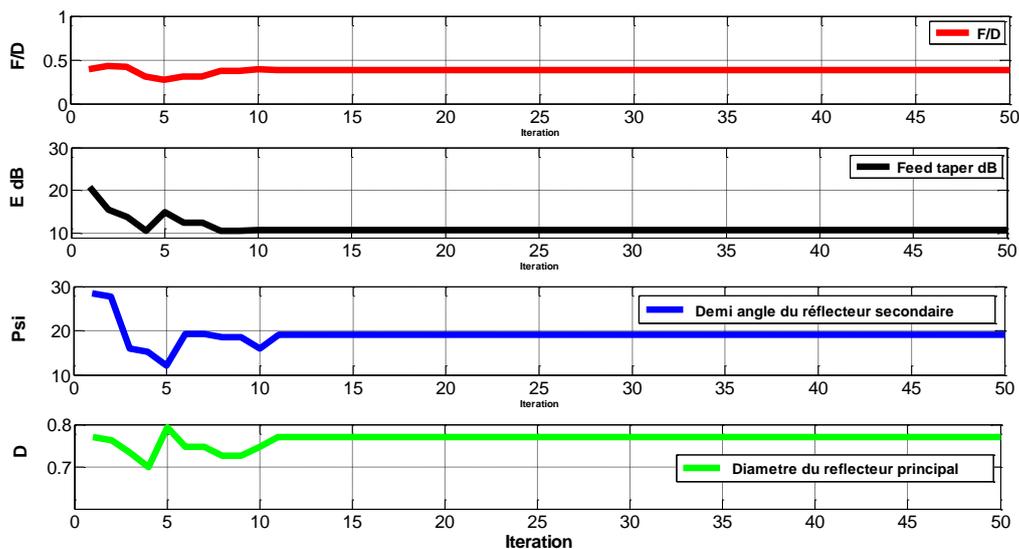


Figure 4. 24 : Evolution des paramètres de conception de l'antenne obtenue par GSA

Tableau 4. 10 : les valeurs des paramètres optimisés obtenus par GSA

Paramètres	Valeurs optimisées
F/D	0.379
Feed taper E ₀ (dB)	10.74
ψ (°)	18.99
Diamètre D (m)	0.77

c. Résultats issus du logiciel GRASP (simulation de l'antenne optimisée)

La figure 4.25 illustre le diagramme de rayonnement de l'antenne optimisée obtenu grâce au logiciel GRASP en utilisant les paramètres qu'on a optimisés avec l'algorithme GSA; nous remarquons que le gain axiale G_{max}= 44,96 dBi, ce qui est presque le même avec ce qu'on à trouver sur Matlab après optimisation avec GSA.

Aussi en remarque que la valeur du 1^{er} lobe secondaire = 15 dBi, ce qui résulte une diminution du premier lobe secondaire de -3 dBi par rapport à celui de l'antenne avant optimisation. La largeur de l'ouverture du lobe principale à -3 dB = $0,53 * 2 = 1,06^\circ$.

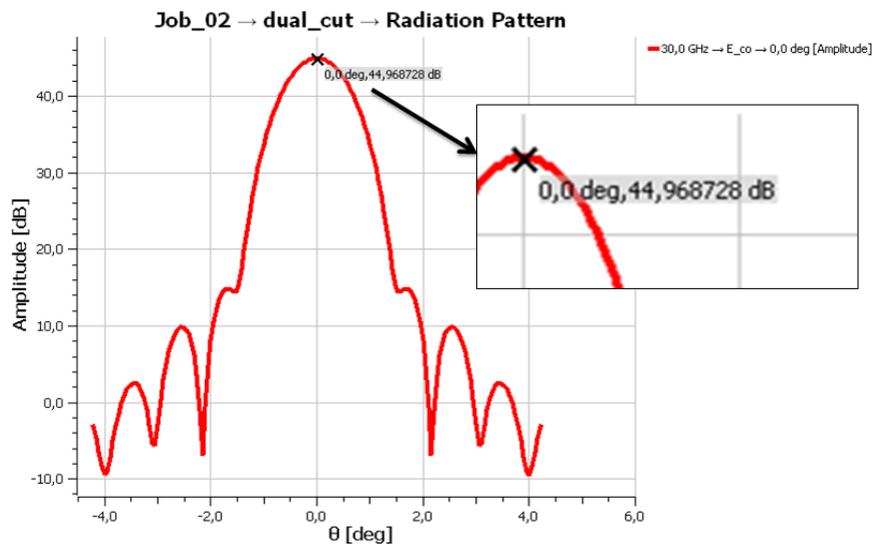


Figure 4. 25 : Diagramme de rayonnement de l'antenne optimisée avec GSA

Idem pour le HPBW, on remarque d'après la figure ci-dessous (figure 4.26) une amélioration de la largeur du faisceau à demi-puissance après l'optimisation de l'antenne avec l'algorithme gravitationnel.

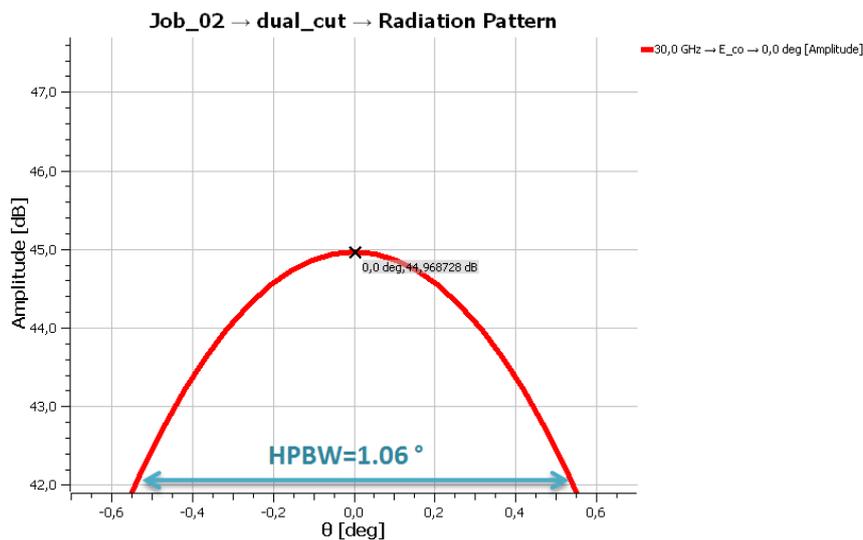


Figure 4. 26 : La largeur du lobe principal à -3dB

4.4.2.2.3 Résultats concernant l'optimisation de l'antenne par PSO-GSA

Le processus itératif de l'algorithme hybride PSO-GSA maximise le gain, et est représenté par la fonction objectif, en satisfaisant tous les autres critères de conception. Les figures 4.27, 4.28, et 4.29 illustrent ce fait par affichage de la valeur optimale de la fonction objectif et des paramètres de conception et de géométrie de l'antenne en fonction d'itérations en appliquant l'algorithme hybride PSO-GSA.

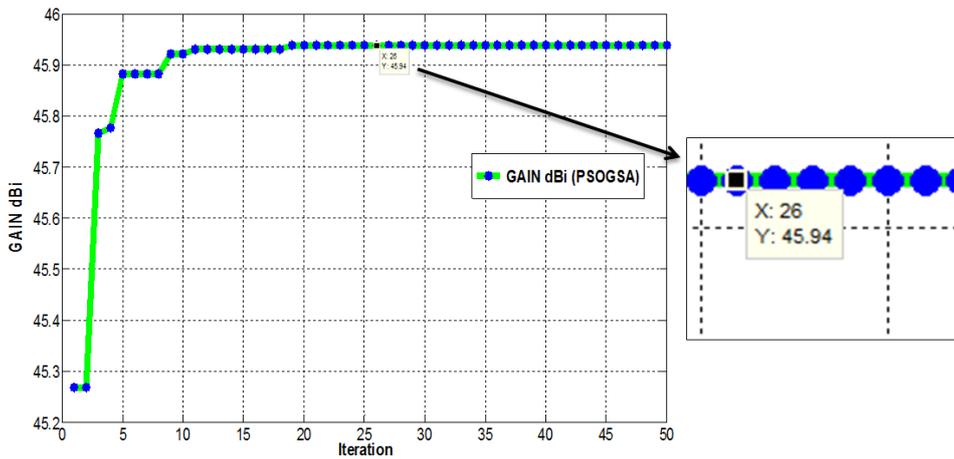


Figure 4. 27 : Evolution du gain de l'antenne obtenue par PSO-GSA

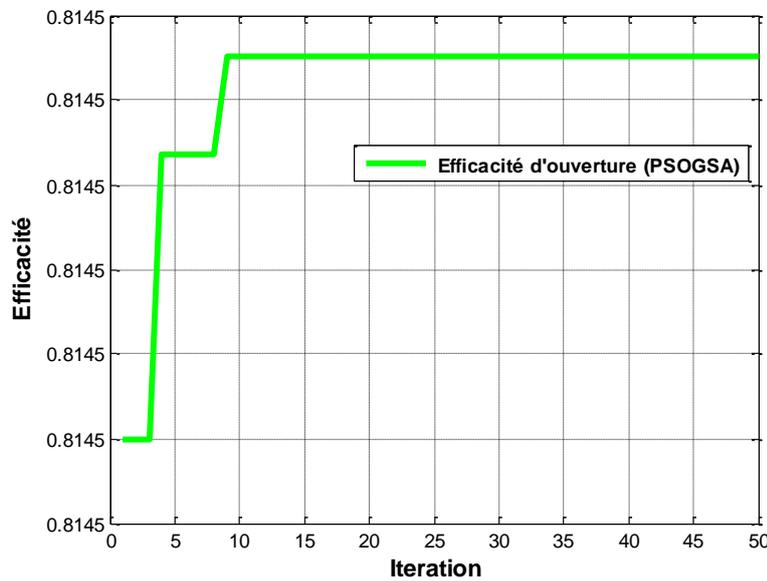


Figure 4. 28 : Evolution du rendement de l'antenne par l'algorithme PSO-GSA

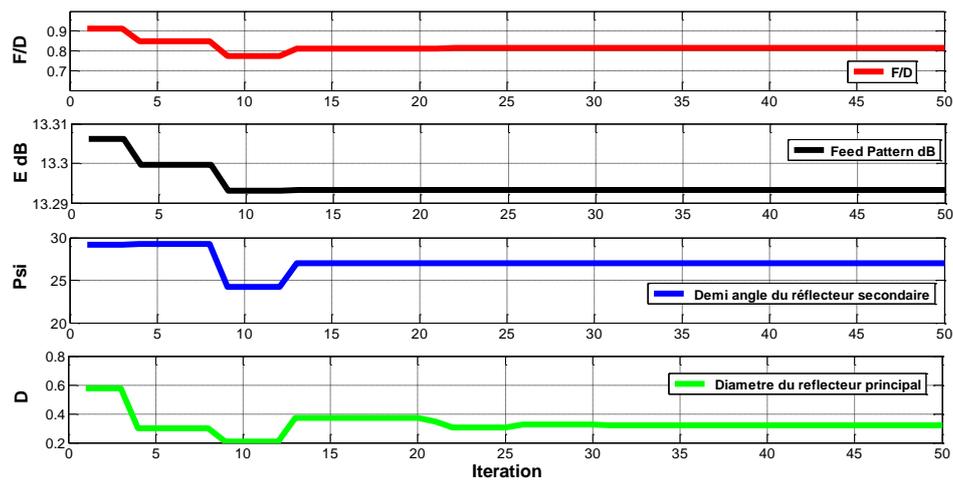


Figure 4. 29 : Evolution des paramètres de conception de l'antenne par l'algorithme PSO GSA

Le résultat obtenu implique qu'il existe une gamme de valeurs optimales qui peuvent être utilisés pour atteindre la meilleure conception. En conséquence, les dimensions optimales présentées ici ne sont qu'un ensemble de valeurs possibles. Les résultats finaux sont présentés dans le tableau (Tableau 4.11).

On remarque que le gain obtenu par optimisation avec l'algorithme hybride (algorithme de particule gravitationnelle) PSO GSA est de l'ordre de 45.94 dBi par contre le gain de l'antenne avant optimisation est de l'ordre de 41 dBi ce qui résulte un gain de 10%, d'où l'intérêt de l'optimisation en particulier l'optimisation par hybridation des algorithmes stochastiques.

Tableau 4. 11 : les valeurs de la fonction objectif et des paramètres optimisés par GSA

Paramètres	Valeurs optimisées (PSO GSA)
Gain (dBi)	45.95
Rendement	0.8145
F/D	0.81
Feed Taper (dB)	13.29
ψ (°)	27.02
Diamètre (m)	0.32

Les paramètres de conception obtenus ont été utilisés pour simuler l'antenne sur le logiciel ICARA (Induced current Analysis of Reflector Antenne), puis sur le logiciel GRASP.

ICARA est un logiciel pour l'analyse et la conception d'antennes à réflecteurs. Il est capable de prévoir le comportement des antennes à réflecteur en utilisant la méthode de l'optique physique.

Le logiciel propose différentes options pour les configurations d'antenne, les modèles d'alimentation simple et réseau et l'analyse en champ lointain ou en champ d'ouverture.

La figure 4.30 présente le dessin 3D qui montre l'antenne à double réflecteur optimisée et simulé par le logiciel ICARA.

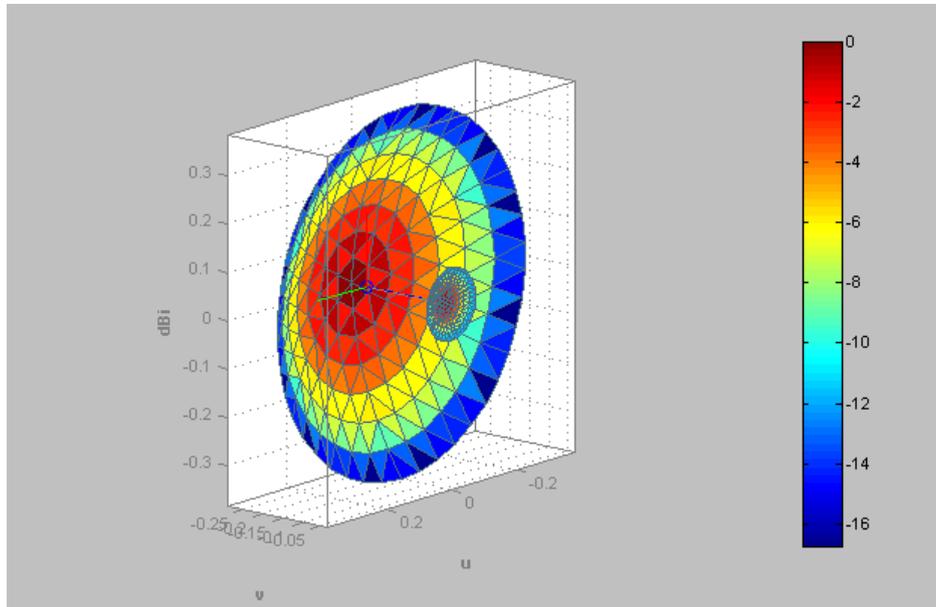


Figure 4. 30 : Vue 3D de l'antenne double réflecteur optimisée

La figure 4.31 illustre le diagramme de rayonnement optimale (2D) issue du logiciel GRASP en utilisant les paramètres optimaux trouvés après optimisation avec l'algorithme hybride PSO-GSA; nous remarquons que le gain axiale $G_{max} = 45,97$ dBi, le même trouvé avec Matlab.

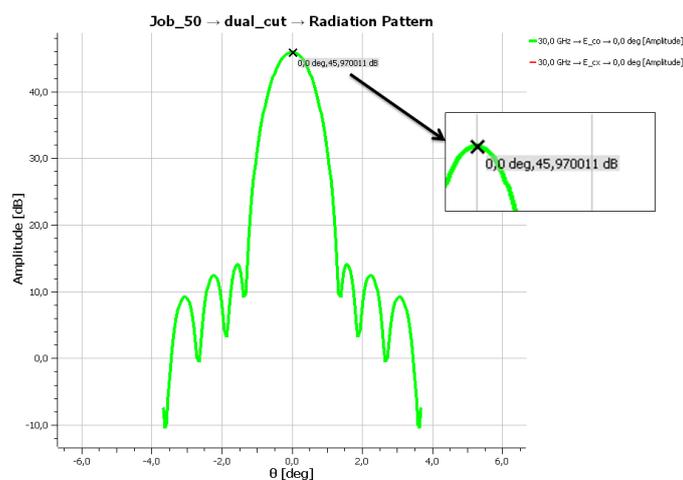


Figure 4. 31 Diagramme de rayonnement de l'antenne optimisée avec PSO-GSA

Aussi on remarque que la valeur du 1^{er} lobe secondaire = 13 dBi, ce qui explique une diminution du premier lobe secondaire de -5,5 dBi après cette optimisation hybride.

Idem pour le HPBW, on déduit d'après la figure 4.32 ci-dessous une valeur améliorée de la largeur du faisceau à demi-puissance après l'optimisation de l'antenne avec l'algorithme PSO-GSA.

La largeur de l'ouverture du lobe principale à -3 dB = $0,47 * 2 = 0,94^\circ$

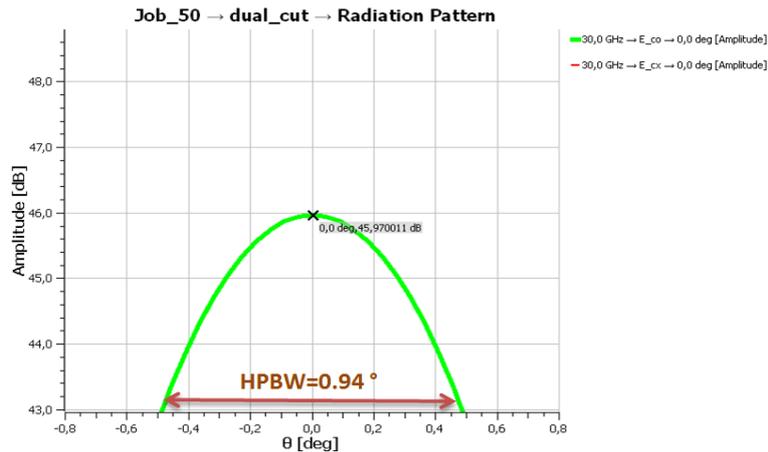


Figure 4. 32 : La largeur du lobe principal à -3dB pour l'antenne optimisée avec PSO-GSA

En outre, on montre sur les figures 4.33 et 4.34 le diagramme de rayonnement en 3D de l'antenne optimisée et la distribution du champ lointain de cette dernière, simulée sous le logiciel ICARA. On remarque le lobe principal directif ainsi que les lobes secondaires de l'antenne.

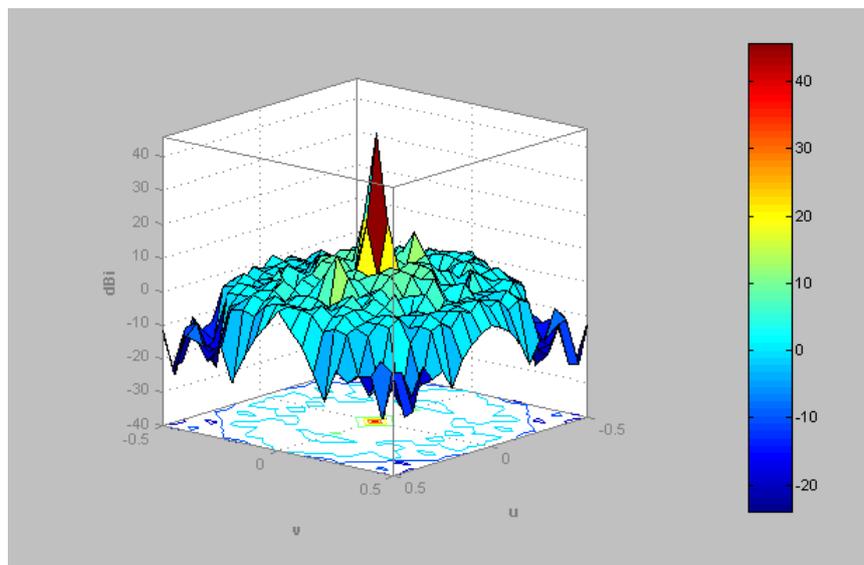


Figure 4. 33 : Diagramme de rayonnement en 3D de l'antenne optimisée avec PSO-GSA

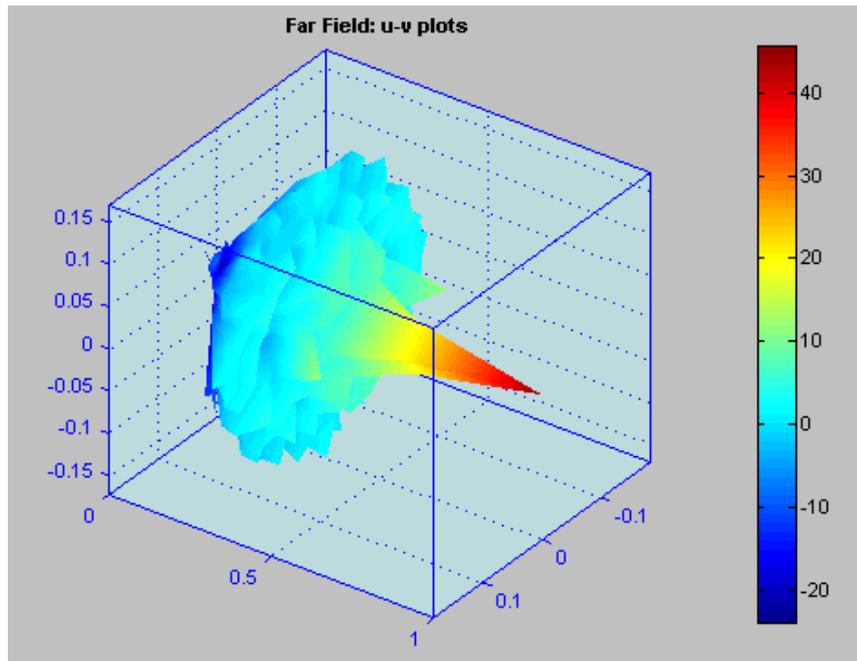


Figure 4. 34 : Diagramme de rayonnement en 3D de l'antenne optimisée

4.4.2.2.4 Etude comparative :

Dans cette partie, on s'intéresse à une étude comparative entre les différents résultats. Dans la figure 4.35 on trouve une comparaison entre l'évolution du gain par GSA et par PSO-GSA et dans la figure 4.36 une comparaison entre les diagrammes de rayonnements obtenus avant et après optimisation.

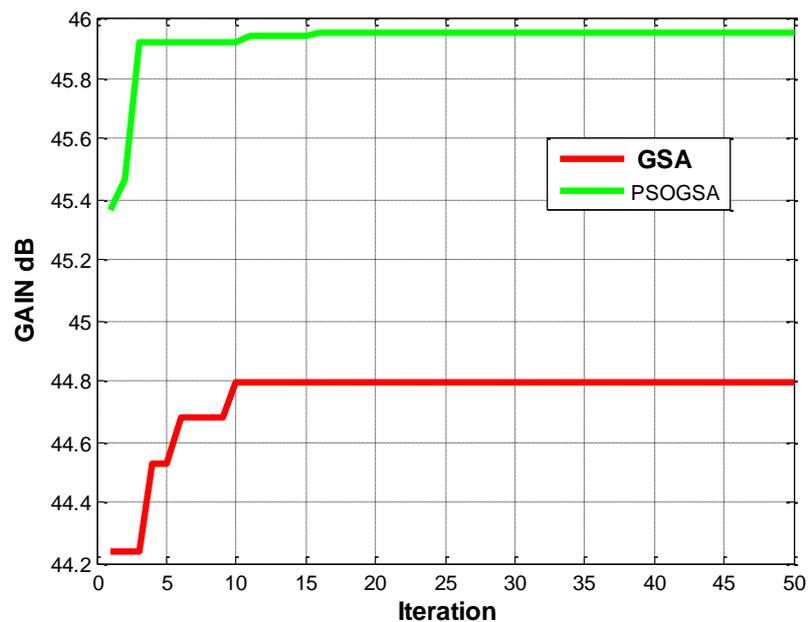


Figure 4. 35 : Comparaison d'évolution du gain de l'antenne par GSA et PSO-GSA

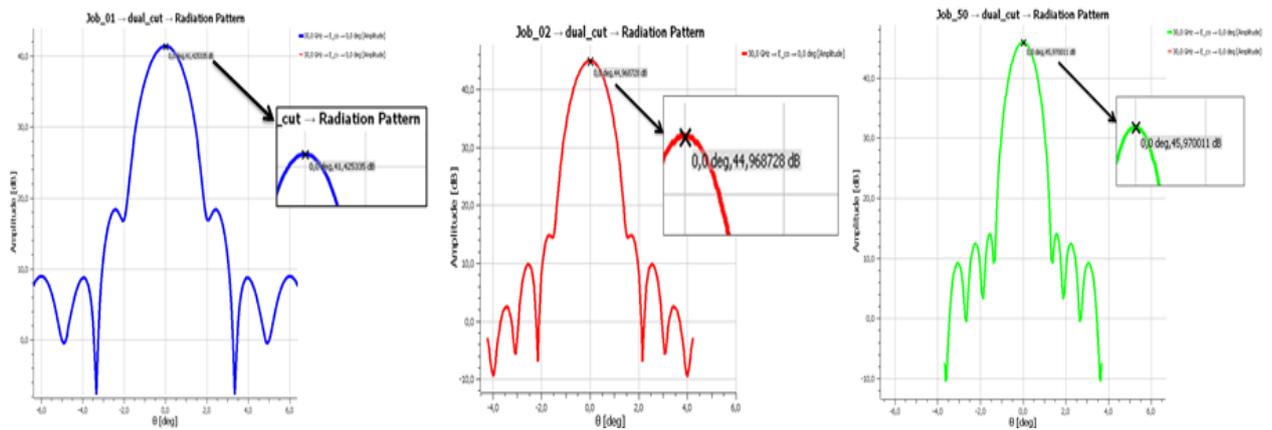


Figure 4. 36 : Comparaison des diagrammes de rayonnements de l’antenne

(a) avant optimisation (b) optimisation avec GSA (c) optimisation avec PSO GSA

Les deux tableaux Tableau 4.12 et Tableau 4.13 comparent le gain, le rendement d’ouverture de l’antenne à double réflecteur, le niveau du 1^{er} lobe secondaire et l’angle d’ouverture à -3B pour l’antenne typique et l’antenne optimisée sans et avec hybridation de métaheuristiques.

Tableau 4. 12 : Comparaison du gain et rendement de l’antenne entre GSA et PSO GSA

	GSA	PSO GSA
GAIN (dBi)	44.77	45.95
RENDEMENT	0.70	0.8145

Tableau 4. 13 : Comparaison des principaux résultats

	Antenne typique (non optimisée)	Antenne optimisée avec GSA	Antenne optimisée avec PSO GSA
GAIN (dBi)	41.42	44.77	45.95
Efficacité	0.62	0.70	0.8145
1^{er} side lobe (dBi)	18.5	14.9	13
HPBW (θ -3dB)	1.6	1.06	0,94

Le gain a augmenté de 41 dBi vers environ 45,96 dBi (sachant que le gain de cette antenne typique pour une efficacité d’ouverture idéale égale à 1 et de l’ordre de 46,6 dBi).

Le rendement a été amélioré de 62% à 81% et cela en minimisant les pertes du blocage dû au réflecteur secondaire ainsi que les pertes de diffraction et les pertes dues à l'illumination du sous réflecteur par la source d'alimentation.

Le niveau du 1^{er} lobe secondaire a diminué par 3,6 dB avec GSA et de 5,5 dB par PSO GSA et la largeur du lobe principal a diminué de 1,6 jusqu'à 0,94 ce qui a donné un lobe plus étroit.

On conclut que l'optimisation avec GSA donne des valeurs bien améliorées et que ces valeurs sont plus améliorées en hybridant cet algorithme avec une autre métaheuristique par essaim particulière. Le problème d'optimisation a été résolu et on obtient ainsi une antenne avec un gain plus élevé et des lobes secondaires plus basses avec un lobe principal plus étroit ce qui est le but et l'intérêt de ce travail.

4.4.2.5 Résultat analytique de l'antenne

Les effets de diffraction et de blocage sur l'antenne conventionnelle Cassegrain sont calculés à l'aide de la théorie géométrique uniforme de la diffraction et de l'optique physique.

Les divers termes d'efficacité sont classifiés pour une antenne Cassegrain et des commentaires accompagnent les résultats. Les courbes présentées ci-après, donnent les divers termes d'efficacité de l'ouverture comme une fonction du diamètre du réflecteur principal, du diamètre du réflecteur secondaire et de la répartition du champ d'alimentation sur ce dernier.

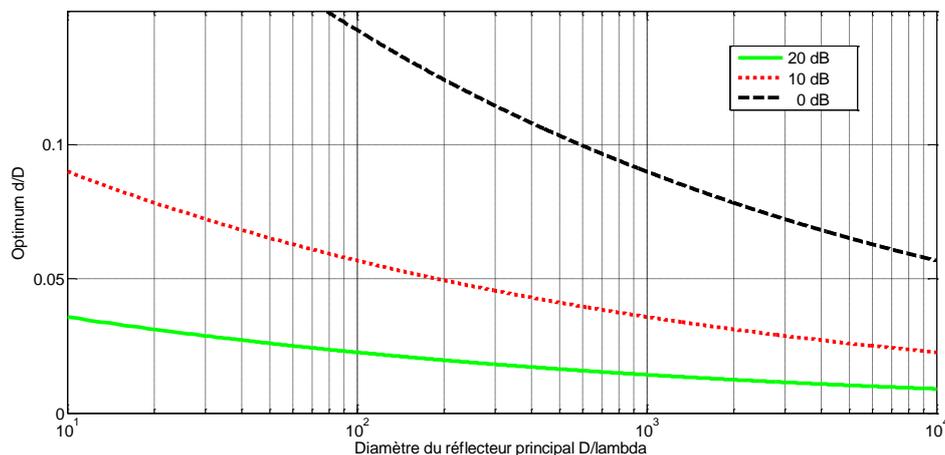


Figure 4. 37 : Optimum rapport d/D qui maximise le rendement de l'antenne Cassegrain

Le rapport de d/D qui maximise l'efficacité de l'ouverture dépend du niveau d'illumination du sous réflecteur par la source mais est indépendant de la forme réelle de la structure d'alimentation. Ce rapport est dessiné dans la figure 4.37 ci-dessus pour différentes valeurs d'illumination du sous-réflecteur par la source (le feed taper).

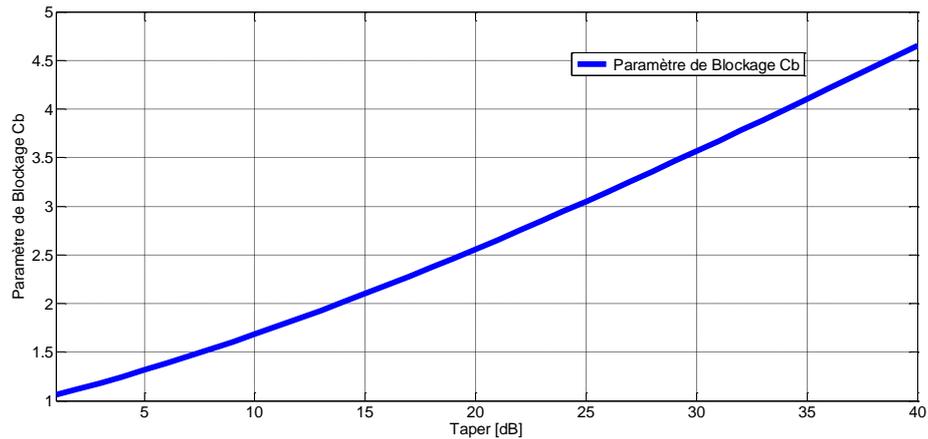


Figure 4. 38 : Paramètre de blocage C_b en fonction de l'illumination du taper

Le paramètre de blocage C_b du sous réflecteur de l'antenne à double réflecteur est illustré sur la figure 4.38 en fonction de l'illumination du taper sur le bord du sous réflecteur en dB. On remarque que ce paramètre dépend proportionnellement à l'illumination du taper. Notant que ce paramètre est en relation avec le paramètre de diffraction.

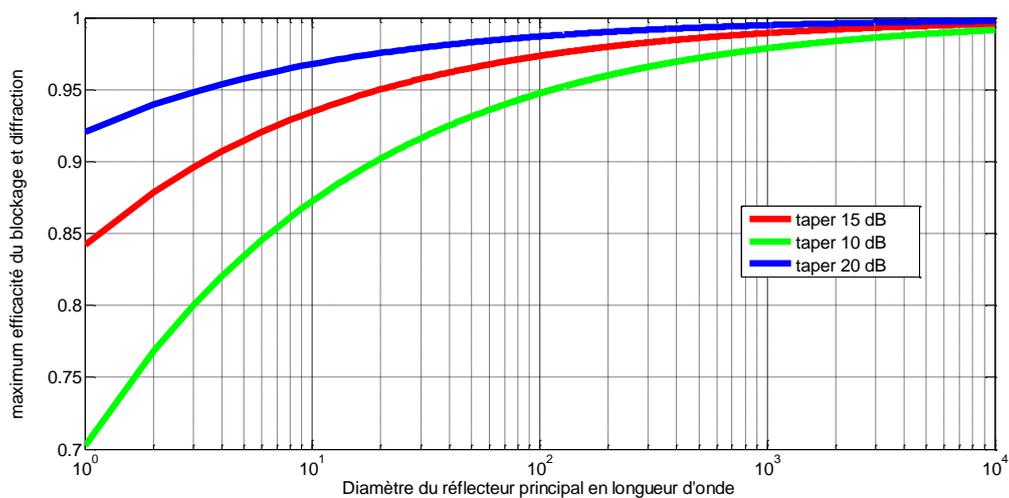


Figure 4. 39 : Efficacité dû au blocage et diffraction du sous réflecteur pour différents taper

L'efficacité maximale pour un diamètre donné et un choix optimum du rapport d/D est tracé sur la figure 4.39 pour différentes valeurs d'illumination du taper du sous réflecteur en fonction du diamètre du réflecteur principal en longueur d'onde. On remarque que pour un taper de 10 dB, l'efficacité du blocage et de diffraction est moins de 0,95 pour un diamètre du réflecteur inférieur à 100λ , d'un autre terme les pertes dues au blocage et diffraction sont supérieures à 0,6 dB pour un $D < 100\lambda$.

Donc, dans ce travail une théorie a été utilisée pour obtenir l'efficacité de l'ouverture de l'antenne à double réflecteur, incluant les effets de diffraction et du blocage central du réflecteur secondaire. Les formules de cette théorie ont été utilisées pour trouver l'optimum du rapport d/D qui maximise l'efficacité totale de l'ouverture. Cet optimum dépend de l'illumination du sous réflecteur par la source et du rapport D/λ , mais en conséquent il est indépendant de la forme réelle de la structure d'alimentation.

L'approche du modèle analytique utilisée dans cette thèse permet de mieux cerner les variations des paramètres de conception et géométrique de l'antenne développée. Le rendement de l'antenne dépend essentiellement du rapport D/λ et dépend aussi de l'illumination du sous réflecteur par la source, ceci dit qu'une bonne optimisation de l'antenne avec des bonnes performances revient à tenir en compte la géométrie de la source.

4.4.3. Analyse des résultats concernant la masse totale du GeoComsat

Les figures 4.41-4.54 montrent l'évolution des variables au niveau de chaque sous-système ainsi que la masse totale. L'acoustique et la vibration sont deux nouvelles disciplines qui ont été introduites dans cette thèse. Un lanceur impose plusieurs contraintes sur la conception d'un satellite de télécommunication GEO qui sont la masse, la taille, les interfaces électriques et mécaniques, les vibrations, l'environnement acoustique et thermique lors du lancement.

Le facteur clé dans la méthode de dimensionnement des véhicules spatiaux tels que les satellites de télécommunication est la génération de relations empiriques statistiques basées sur des bases de données de l'historiques de différents sous-systèmes et de données satellitaires.

D'après les résultats, la masse totale du système est un facteur clé dans la sélection des systèmes de lancement ou de trouver les opportunités de lancement, qui peuvent être utilisés pour éjecter les satellites sur leurs orbites initiales. La masse totale du système est étroitement liée à la capacité du propulseur du satellite, requise pour effectuer les manœuvres nécessaires, ainsi que le type du système de propulsion et le type de propergol.

La configuration du satellite avec la hiérarchisation de différents sous-systèmes peut avoir un effet significatif sur la faisabilité et sur la performance de la stratégie MDO développée. Les paramètres significatifs de cette hiérarchie incluent en particulier les caractéristiques du sous-système de propulsion, principalement la poussée, l'impulsion spécifique et essentiellement la masse initiale.

La conception du sous-système d'alimentation électrique est fortement influencée par le scénario de la mission. Le type des accumulateurs de la batterie a une influence majeure sur la masse totale du satellite.

Tous les résultats obtenus dans cette thèse sont organisés comme suit.

Le Tableau 4.14 donne les masses de tous les sous-systèmes du GeoComsat estimées en pourcentage.

Tableau 4. 14 : Bilan de masse moyen d'un satellite de télécommunication géostationnaire

Disciplines	Masses (kg)	Pourcentage
Charge Utile	370	11%
Energie de Bord	441.8	13.2%
SCAO	123.3	3.6%
TT&C	80	2.3%
Câblage	100	3%
Contrôle Thermique	99.29	2.9%
Structure	290.4	8.6%
Propulsion	1327	39.6%
Maintien à poste	420	12.6%
Marge	90	2.7%
Total	3340	100%

La figure 4.40 représente une répartition massique du satellite GeoComsat. On remarque que la masse du sous-système de propulsion est considérable.

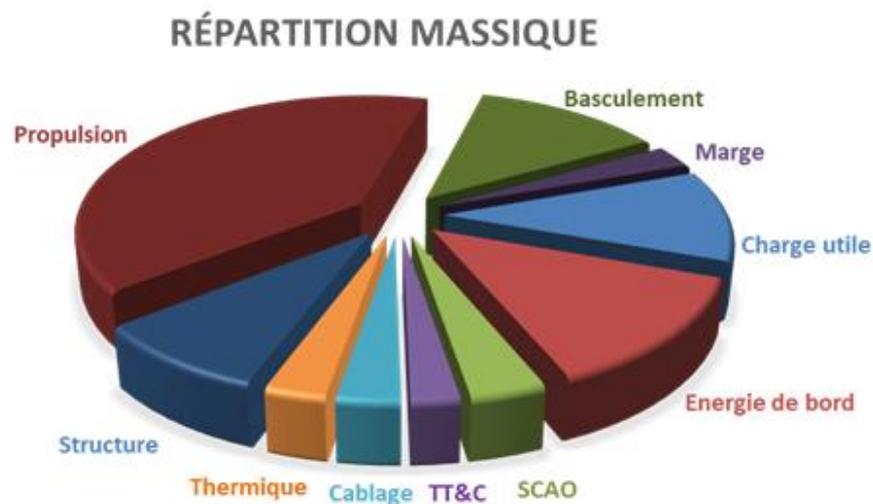
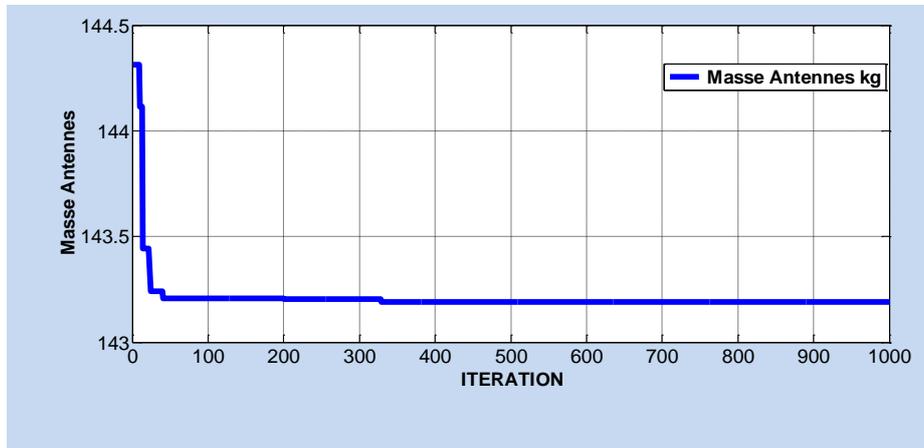
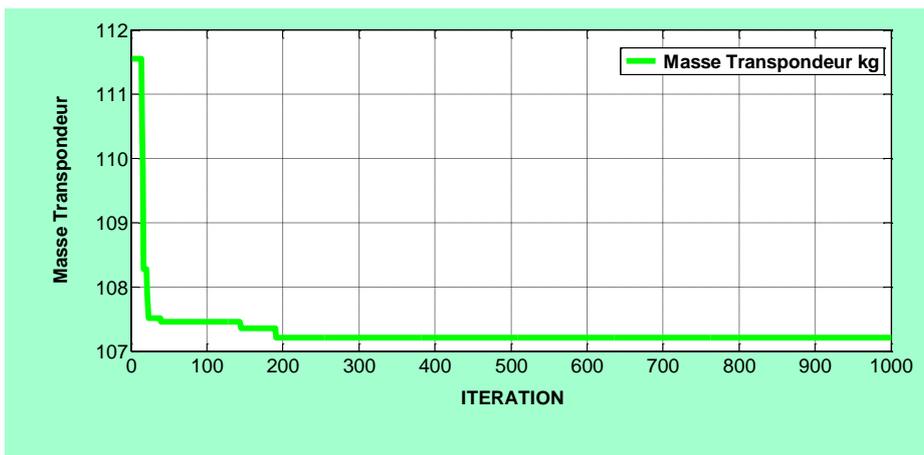


Figure 4. 40 : Représentation graphique par secteur de la masse

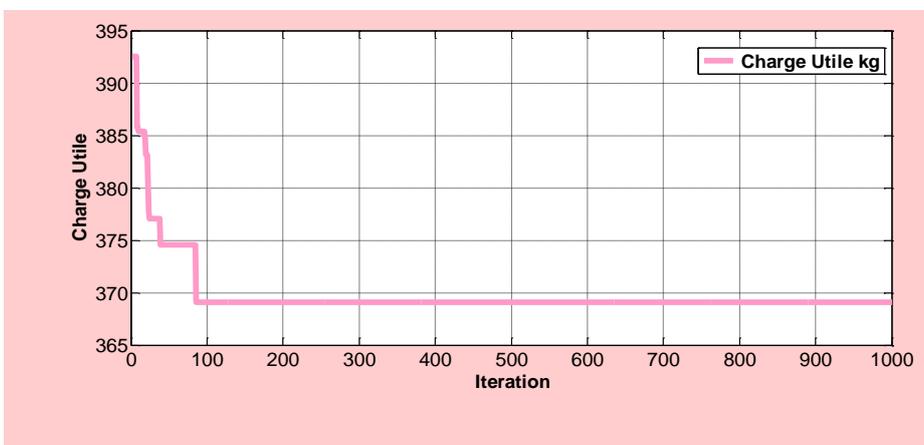
Les courbes de convergence de l'algorithme GSA pour le sous-système de charge utile sont illustrées dans la figure 4.41. La solution optimisée de la masse de l'antenne est atteinte après 320 itérations et après 190 itérations pour la masse du répéteur, tandis que la solution optimisée pour la masse du sous-système de charge utile est obtenue après 90 itérations. Elle diminue d'une valeur initiale de 393 kg à une valeur optimale de 369 kg.



(a) La masse de l'antenne



(b) Masse du répéteur



(c) Masse de la charge utile

Figure 4. 41: Evolution de la masse de la charge utile Durant le processus MDO.

Les figures (de la figure 4.42 à la figure 4.45) montrent que l'algorithme GSA peut atteindre la convergence finale avec 100 générations. On peut observer à partir de ces figures que la chute de la masse du sous-système de propulsion est de l'ordre de 2,5% avec une valeur optimale de l'ordre de 1327 kg, tandis que pour le sous-système énergie de bord la chute est de l'ordre de 1,7 kg soit 0,4% avec une masse optimale d'environ 441,8 kg.

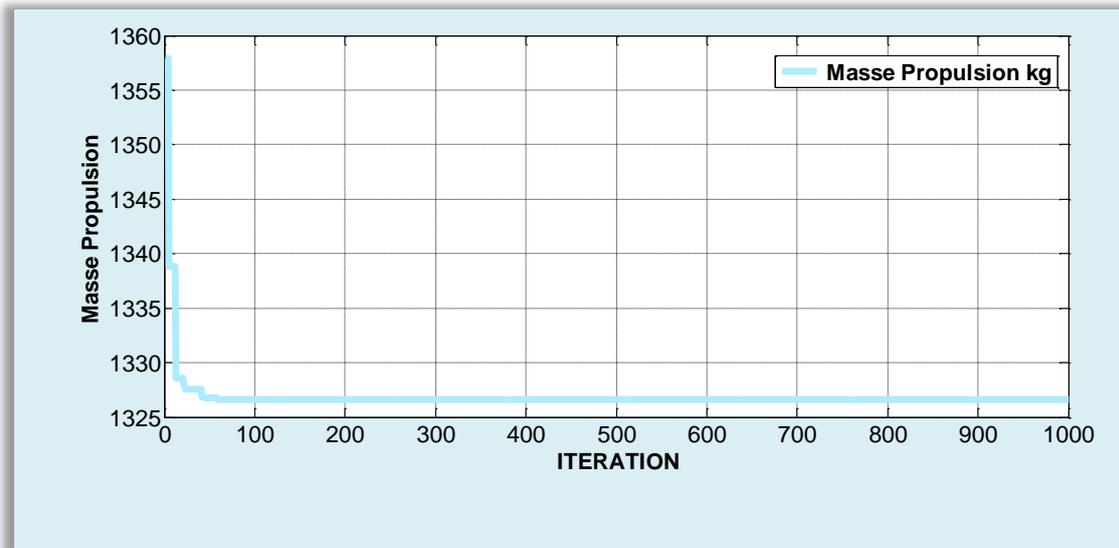


Figure 4. 42 : Evolution de la masse du sous-système Propulsion durant le processus MDO

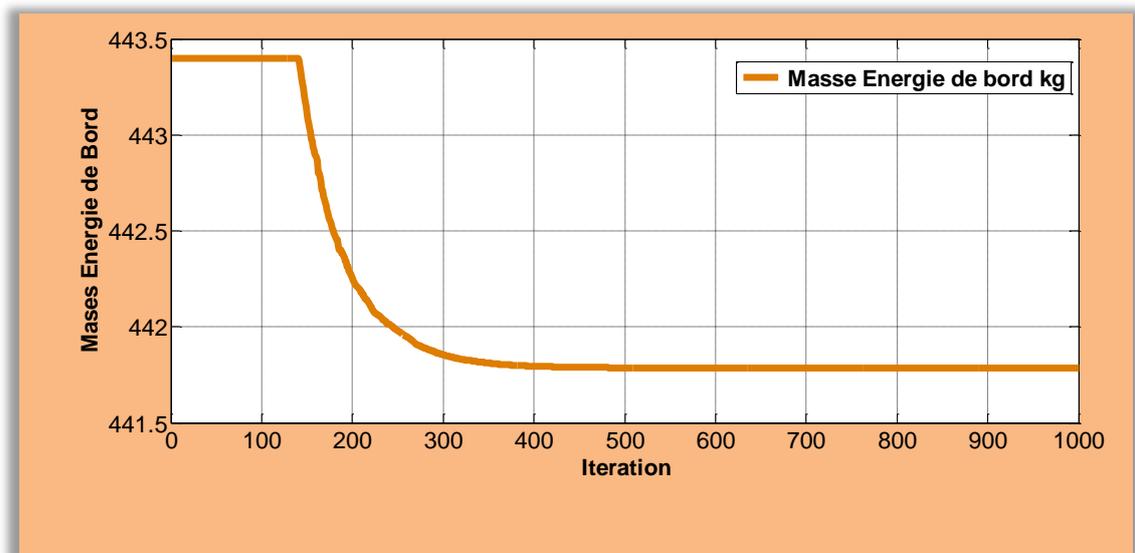


Figure 4. 43 : Evolution de la masse du sous-système énergie de bord durant le processus MDO.

Pour le sous-système contrôle thermique, la chute est de l'ordre de 0,42% avec une masse optimale de 99,29kg, tandis que pour le sous-système SCAO la chute de la masse est de l'ordre de 2,14% avec une masse optimale de 123,3kg.

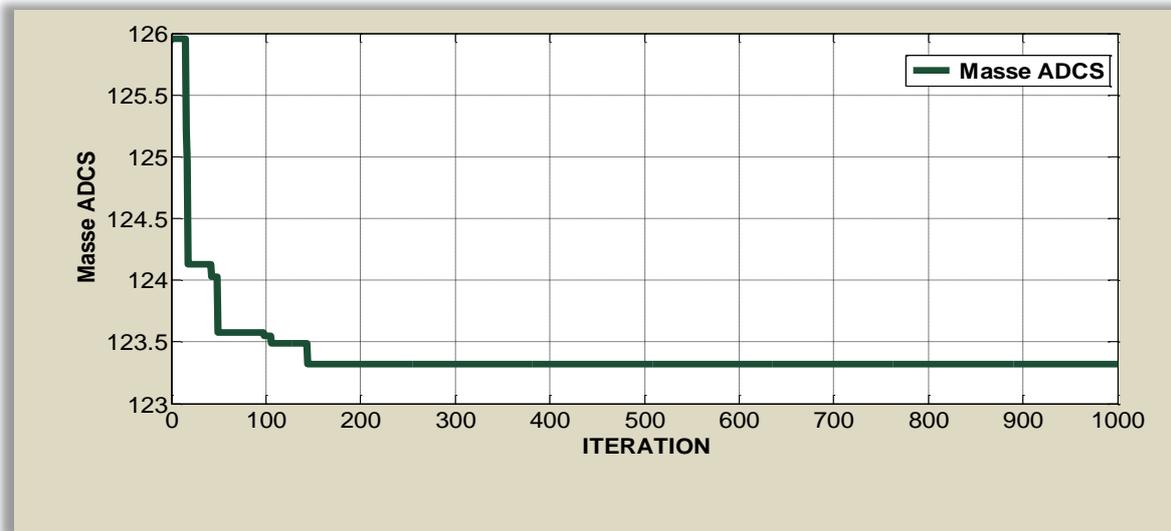


Figure 4. 44 : Evolution de la masse du sous-système SCAO durant le processus MDO

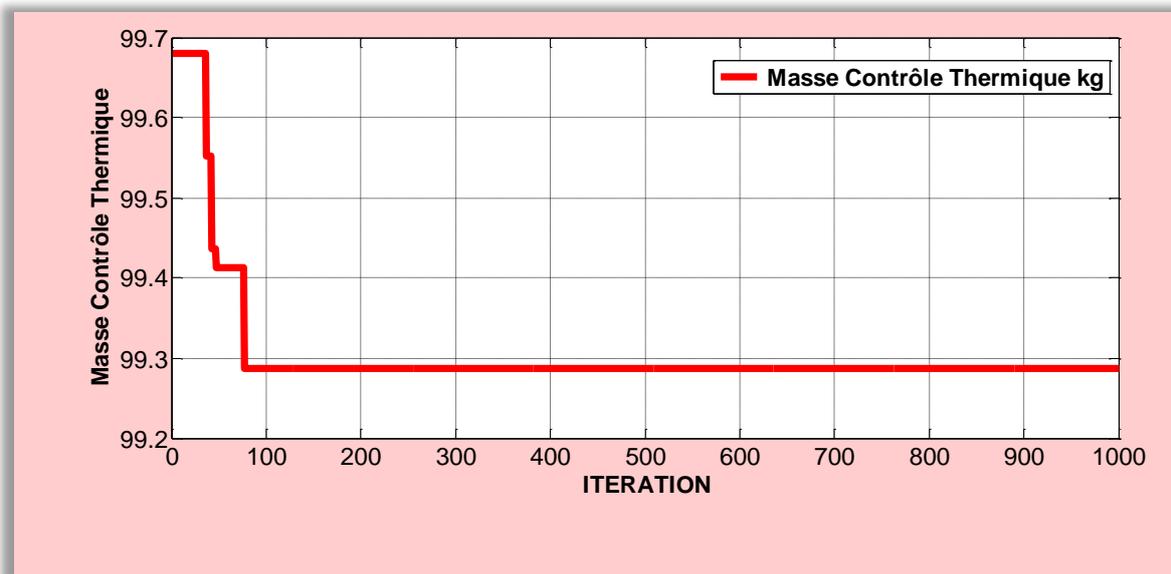


Figure 4. 45 : Evolution de la masse du sous-système contrôle thermique durant le processus MDO

Pour le sous-système structure, nous remarquons que la masse décroît d'une valeur initiale de 302 kg à une valeur optimale de 290 kg (figure 4.46), soit un gain de 4%.

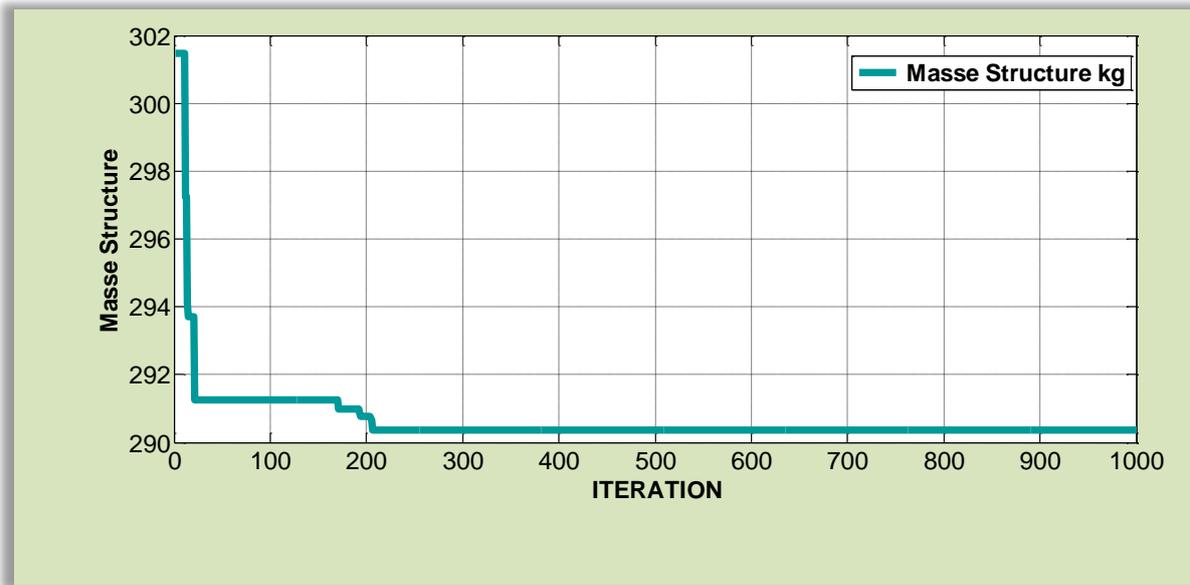


Figure 4. 46 : Evolution de la masse du sous-système structure durant le processus MDO

La fréquence latérale converge vers une valeur optimale de l'ordre de 123,83 Hz après 240 itérations ; idem pour la fréquence axiale qui converge vers sa valeur optimale de 57,4 Hz après 240 itérations (voir figure 4.47 et figure 4.48).

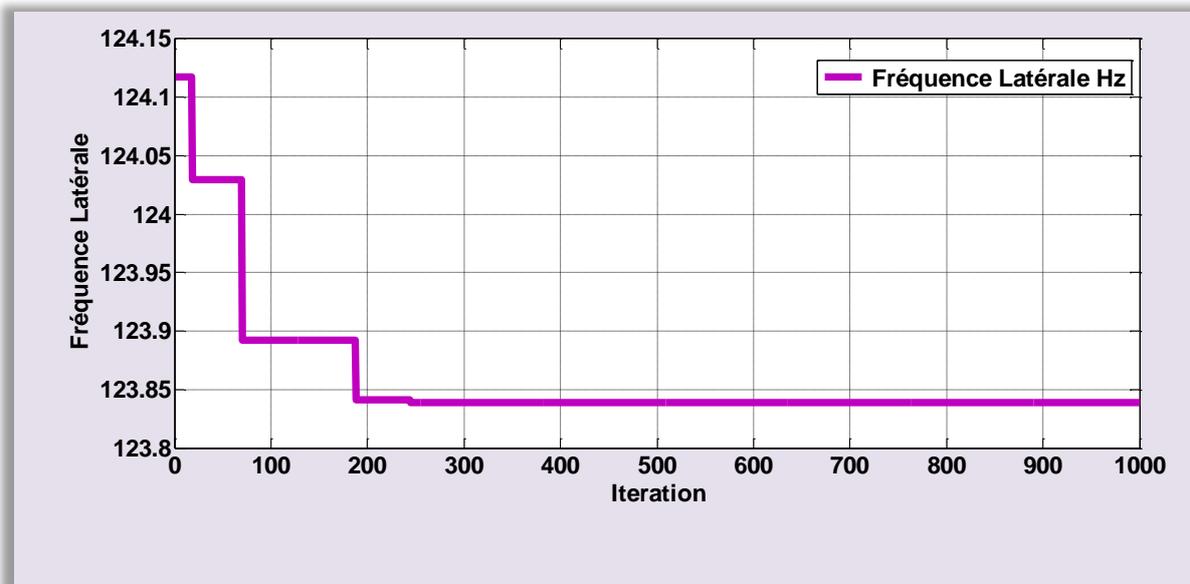


Figure 4. 47 : Evolution de la fréquence latérale durant le processus MDO

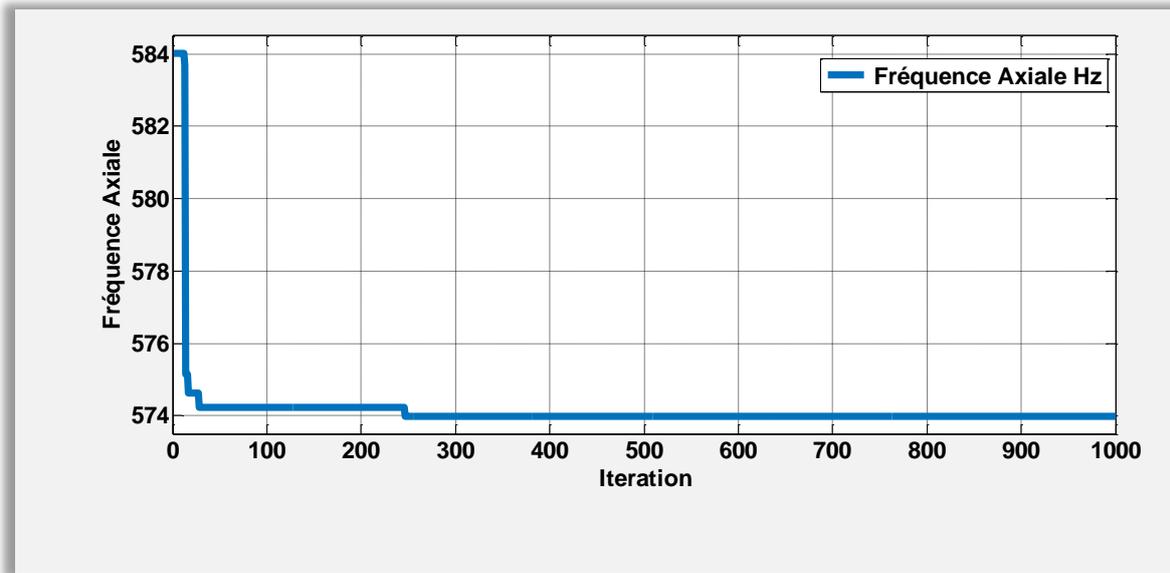


Figure 4. 48 : Evolution de la fréquence axiale durant le processus MDO

La figure 4.49 montre l'évolution de la masse totale du satellite. Après 1000 itérations, l'algorithme GSA converge vers une masse optimale de l'ordre de 3340 kg, soit un gain de masse de 210 kg par rapport à la valeur initiale a été constaté.

L'optimiseur passe les premières itérations à essayer d'améliorer l'objectif. Après cela, il se concentre principalement sur l'amélioration de la faisabilité.

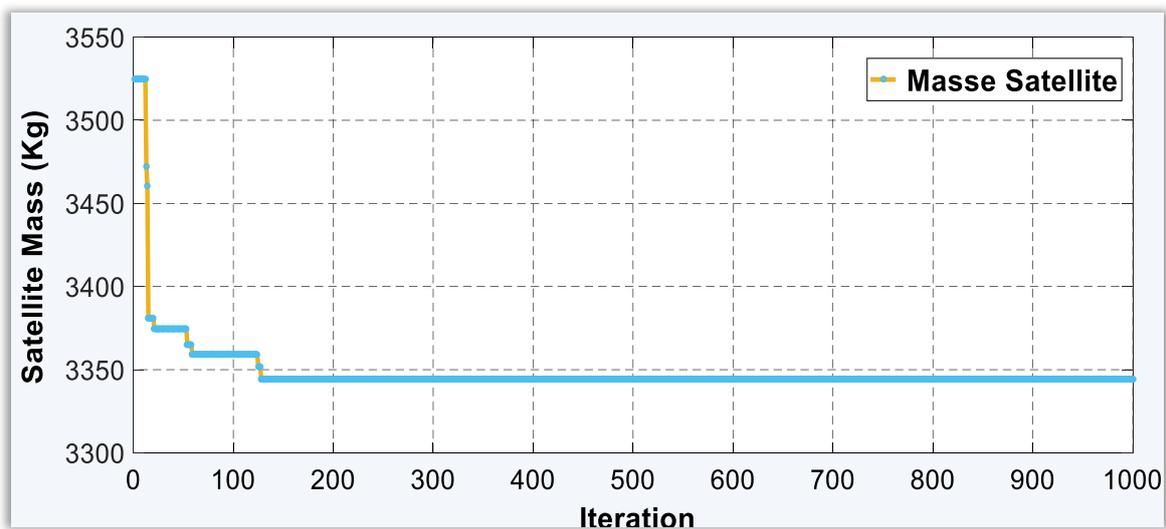


Figure 4. 49 : Evolution de la masse totale du GeoComsat durant le processus du MDO

La figure 4.50 montre l'évolution de la masse totale du GeoComsat durant le processus du MDO avec différentes valeurs d'optimisation. Les résultats obtenus sont portés sur les meilleures valeurs minimales.

Les figures 4.51, 4.52 et 4.53 montrent l'évolution tridimensionnelle de la masse totale du GeoComsat en fonction du nombre d'agents et le nombre d'itération.

Il s'agit ici de montrer l'effet de nombre d'agents sur la qualité des résultats. En effet nos résultats optimaux sont obtenus avec le nombre d'agent $N=100$ (voir la figure 4.52). Ce dernier donne une bonne satisfaction par rapport à valeurs optimales des différentes simulations effectuées.

Tandis que des plages d'agents de $N=150$ à 250 , des fluctuations apparaissent, avec d'autres valeurs optimales, qui ne correspondent pas à la meilleure valeur comme montre la figure 4.53.

Nous remarquons que le nombre d'itération quant à lui influe sur la qualité des résultats.

Notre étude a été portée sur le nombre d'itération de 1000, ce qui conforte les valeurs optimales des différentes simulations.

Une simulation a été effectuée pour le nombre d'itération de 1500 montre que la valeur optimale reste la même (voir figure 4.51)

On remarque donc que le nombre d'agents joue un grand rôle dans l'obtention des meilleurs résultats.

Les figures 4.49-4.53 montrent également que l'objectif est amélioré et les contraintes sont satisfaites lorsque l'optimisation se termine.

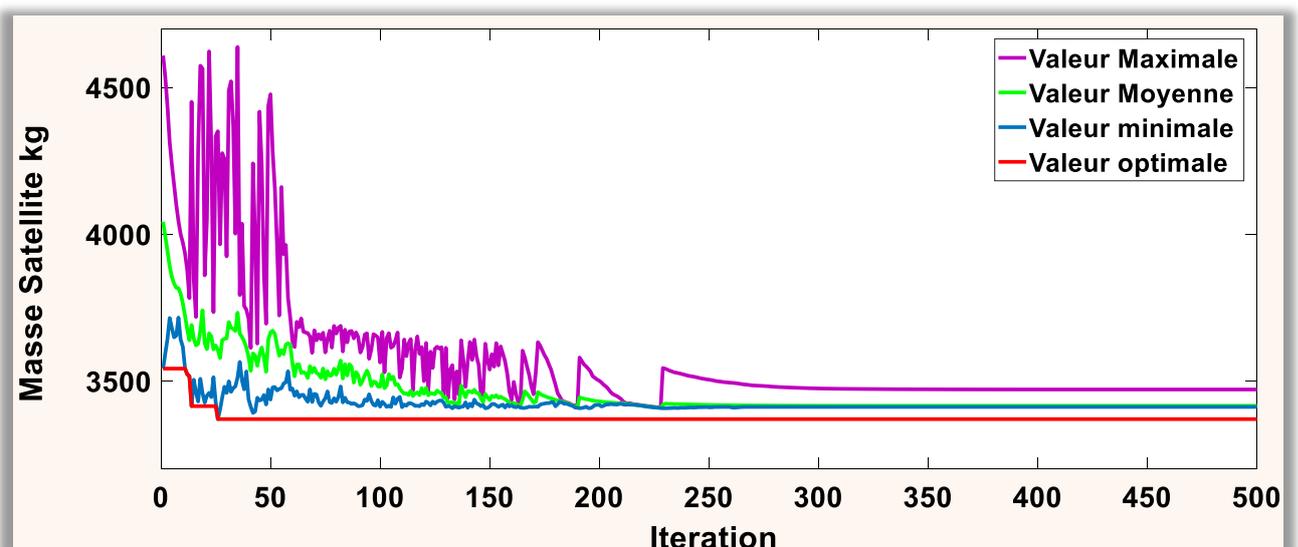


Figure 4. 50 : Evolution de la masse totale du GeoComsat durant le processus du MDO avec différentes valeurs d'optimisation.

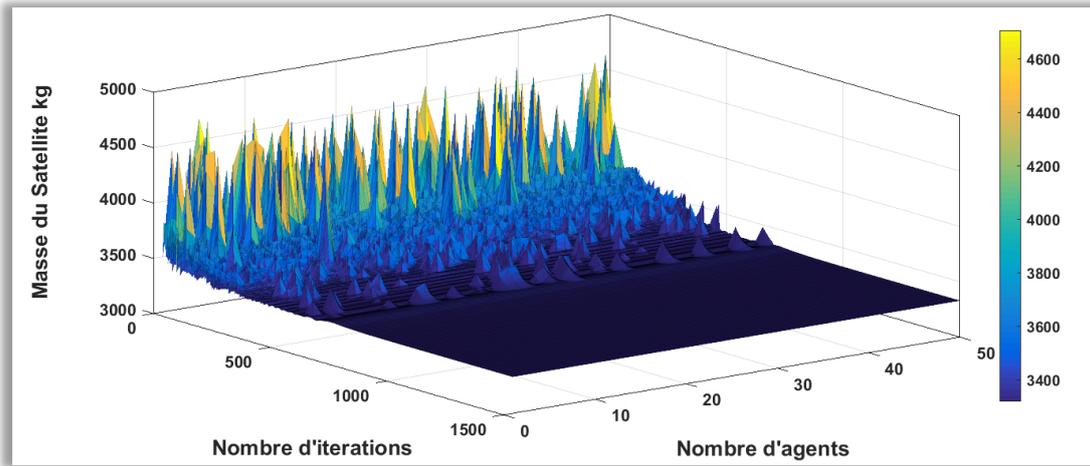


Figure 4. 51 : Evolution 3D de la masse totale du GeoComsat en fonction du nombre d'itération et du nombre d'agents (N=50)

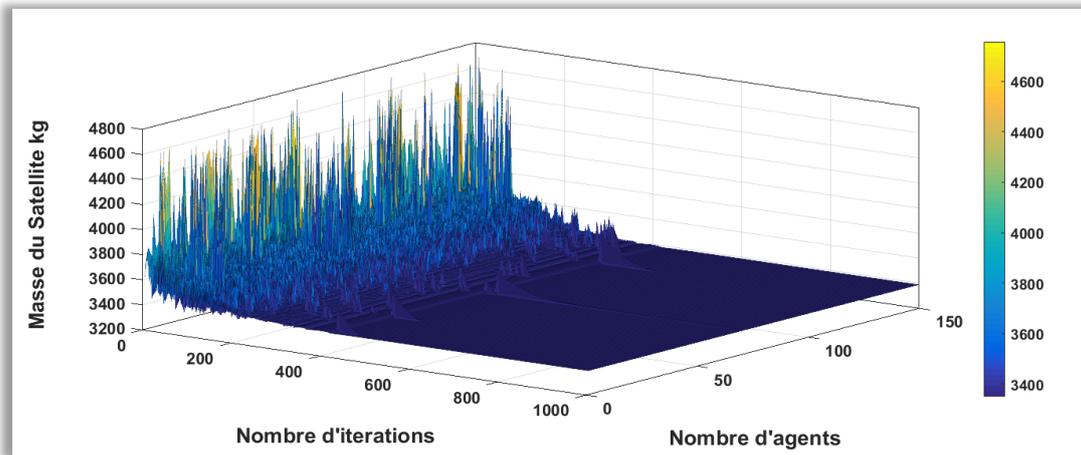


Figure 4. 52 : Evolution 3D de la masse totale du GeoComsat en fonction du nombre d'itération et du nombre d'agents (N=150)

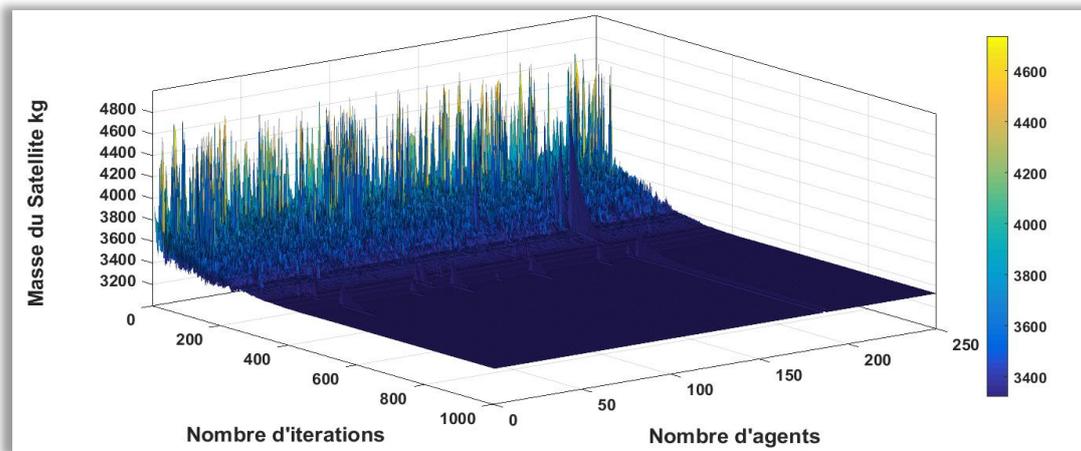


Figure 4. 53 : Evolution 3D de la masse totale du GeoComsat en fonction du nombre d'itération et du nombre d'agents (N=250)

4.4.4 Les valeurs optimales pour GeoComsat

La conception optimale du système pour la formulation MDO traditionnel du système d'ingénierie est illustrée au tableau 4.15, qui donne le bilan massique moyen d'un satellite de télécommunication géostationnaire.

La valeur de la fonction objectif associée et les valeurs des contraintes pour la conception optimale sont présentées dans le tableau 4.15.

Tableau 4. 15 : Les valeurs optimales obtenues avec la MDO

Variables	Valeurs Optimales	Unités
D	2.126	m
P_{sat}	9832.2	watt
I_{sp}	249	s
ep	0.3	m
HPA_{active}	22	-
$HPA_{\text{redondant}}$	3	-
ff	2.019	dB
f_{acoustic}	163.5	Hz
M_{EPS}	441.8	kg
M_{ADCS}	123.3	kg
$M_{\text{TT\&C}}$	80	kg
M_{payload}	370	kg
M_{antenna}	143.2	kg
M_{repeater}	107.2	kg
M_{thermal}	99.29	kg
$M_{\text{structure}}$	290.4	kg
M_{Cabling}	100	kg
$M_{\text{margining}}$	90	kg
$M_{\text{propulsion}}$	1327	kg
Maintien à poste	420	kg
f_{ax}	574	Hz
f_{lat}	123.8	Hz
M_{sat}	3340	kg
$M_{\text{sat-acoustic}}$	3470.2	kg

4.4.5. Analyse des résultats dans le cas de la présence de l'acoustique et des vibrations

Dans le cas de la présence de deux disciplines, l'acoustique et les vibrations, on constate que la masse devient 3470.2 kg, ce qui signifie une augmentation de la masse totale du système d'environ 130 kg par rapport au premier modèle et ce, afin de compenser les effets de ces deux disciplines (voir figure 4.54).

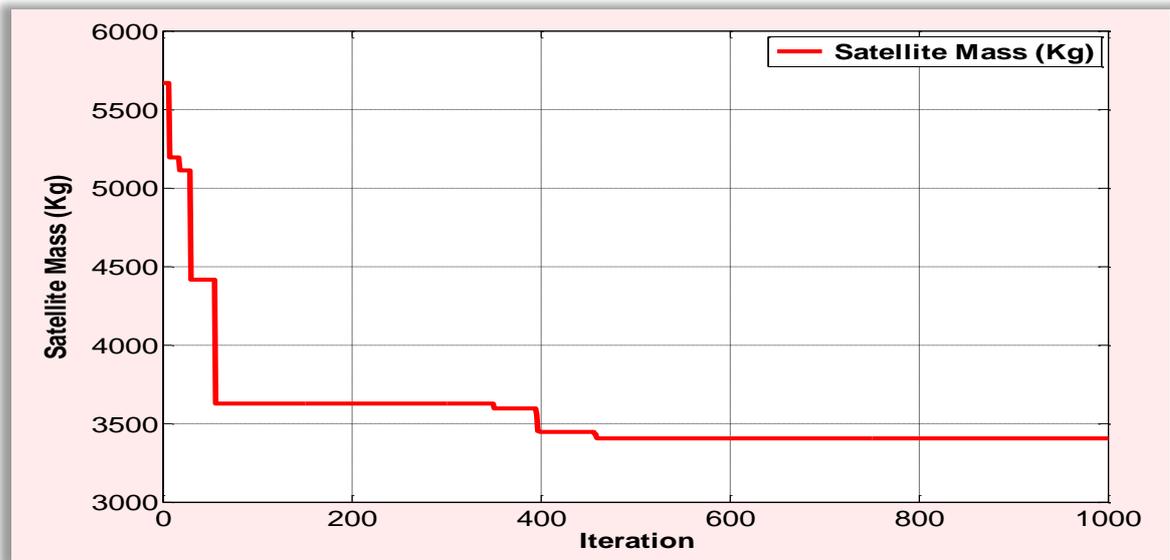


Figure 4. 54 : Evolution de la masse du GeoComsat Durant le processus du MDO sous l'effet de l'acoustique et vibration du lanceur

Comme indiqué sur la figure 4.55 et la figure 4.56, les niveaux des acoustiques dépendent de la géométrie du satellite (Facteur de remplissage FF). Nous avons obtenu les valeurs optimales pour M_{sat} , $f_{acoustic}$, FF, $D_{fairing}$, L_{nose} , $L_{fairing}$, L_{sat} , b_{sat} (voir tableau 4.16). L'effet du facteur de remplissage présente les caractéristiques suivantes :

- L'effet du facteur de remplissage est plus important pour des volumes de charge utile plus importants.
- L'effet du facteur de remplissage est supérieur pour les plus petites distances d'espacement entre la paroi de la charge utile et la coiffe du lanceur.

Tableau 4. 16 : Valeurs optimales

VARIABLES DE CONCEPTION	VALEURS OPTIMALES
Masse Satellite $M_{\text{sat-acoustic}}$ (Kg)	3470.2
Frequence Acoustique f_{acoustic} (Hz)	163.5
Facteur de remplissage f_f (dB)	2.0196
Diamètre de la coiffe D_{fairing} (m)	3.7436
Longueur du nez L_{nose} (m)	5.0391
Longueur de la coiffe L_{fairing} (m)	6.7435
Longueur du Satellite L_{sat} (m)	4.4021
Largeur du Satellite b_{sat} (m)	2.4987

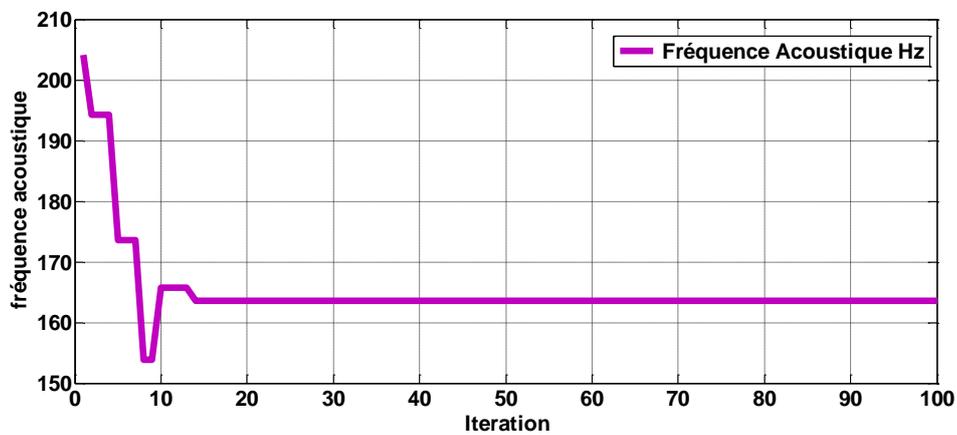


Figure 4. 55 : Evolution du niveau de Fréquence Acoustique

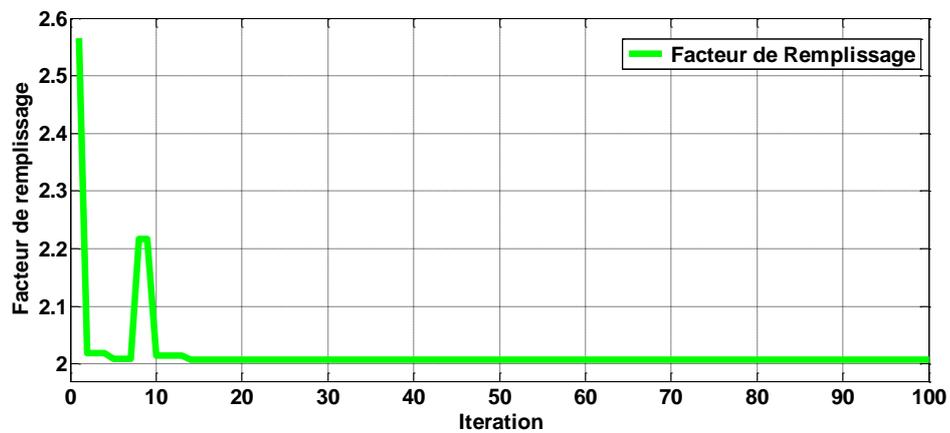


Figure 4. 56 : Evolution du Facteur de Remplissage.

4.5 Etude comparative

Il s'agit dans cette section d'une étude comparative afin de valider les résultats de notre modèle développé dans cette thèse.

4.5.1 Optimisation de la masse du GeoComsat par l'algorithme génétique GA

Les valeurs des paramètres de simulation de l'algorithme génétique GA sont présentées dans le tableau (Tableau 4.17).

Tableau 4. 17 : Paramètres de l'algorithme GA

Variables	Caractéristiques
Génération	250
Populations	100
Critère d'arrêt	Tolérance 10^{-6}
Type population	Double vecteur
Sélection	stochastic uniform
Croisement	single point $pc=0.8$
Mutation	uniform $pm=0.25641$
Reproduction	elite count=2

La figure 4.57 montre l'évolution de la masse du satellite obtenue avec la méthode MDO-GA sans la présence de l'effet acoustique. On remarque que la masse optimale obtenue est de l'ordre de 3372.9 kg, une chute de 54.1 kg soit 1.42% par rapport à la valeur initiale.

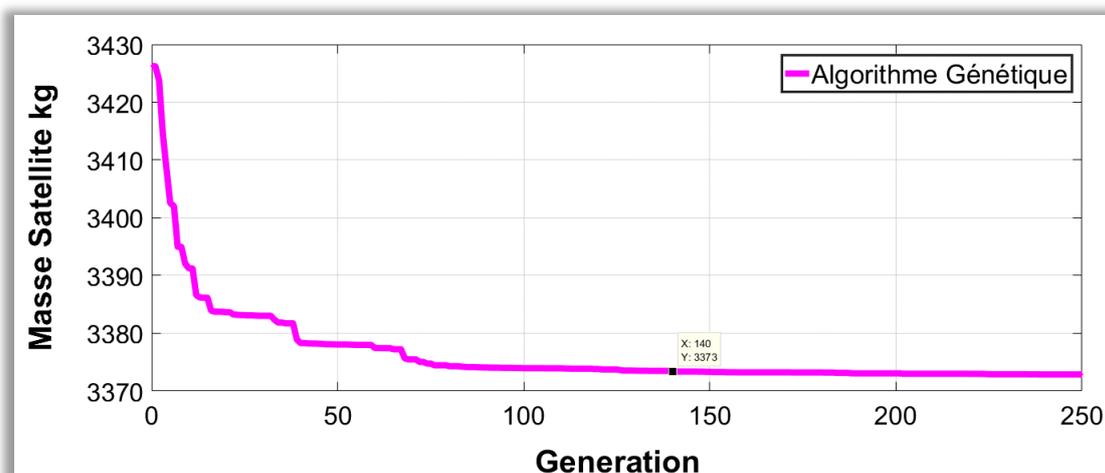


Figure 4. 57 : Evolution de la masse du GeoComsat par l'algorithme GA.

4.5.2 Analyse comparative

D'après la figure 4.58 et le tableau 4.18, on remarque que la masse optimale obtenue par MDO-GSA est de l'ordre de 3340kg tandis que la masse optimale obtenue avec la méthode MDO-GA est de l'ordre 3372.9kg, soit 32.9 kg de plus que celle de GSA comme indiqué au tableau 4.18, ce qui confirme que la méthode GSA-MDO est meilleur par rapport la méthode GA-MDO, on remarque aussi que cette méthode converge rapidement avec un temps d'exécution plus rapide par rapport au MDO-GA.

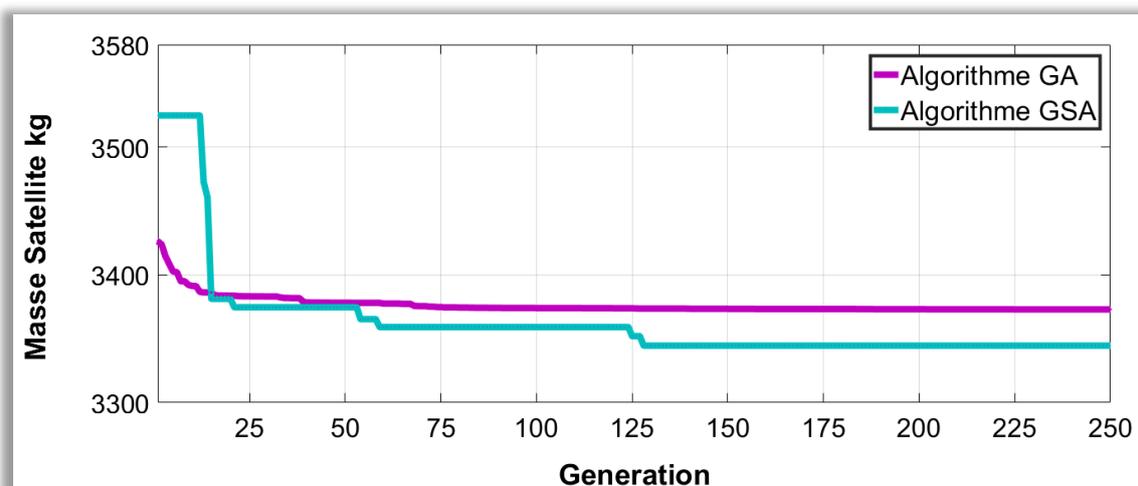


Figure 4. 58 : Comparaison de l'évolution de la masse du GeoComsat par l'algorithme GA et l'algorithme GSA.

Tableau 4. 18 : Comparaison des résultats entre les deux algorithmes

Algorithme	GSA	GA
Masse totale du satellite kg	3340	3372.9

D'après les travaux de recherches de l'auteur shi [53] qui porte sur l'optimisation multidisciplinaire MDO d'un satellite géostationnaire de télécommunication entièrement électrique, montre que l'utilisation des techniques MDO, apporte une chute de 185.3 kg avec un gain de 7% de la masse totale du satellite.

Tandis que notre modèle développé dans cette thèse, une chute de 210 kg a été retrouvé, avec un gain de 6% par rapport à la masse initiale. Ce pourcentage est très significatif car la masse au lancement coûte très cher, environ quelques m\$ par kilo.

Le coût élevé du lancement spatial est devenu un obstacle majeur vis-à-vis du développement des satellites. Par conséquent, la recherche d'opportunités de réduire la masse

totale des satellites est une priorité incontournable cela se traduit par l'optimisation de la conception des systèmes.

On remarque aussi une augmentation de 130 kg de masse si en tenant compte de l'effet vibro-acoustique.

Le tableau 4.19 montre l'étude comparative par rapport à la littérature.

Tableau 4.19 : Etude comparative.

	Modèle (1) GSA-MDO	Modèle (2) GA-MDO	Modèle de Shi MDO-ARSM [53]
Masse initiale	3550 kg	3427 kg	2543.9 kg
Masse Optimale	3340 kg	3372.9 kg	2358.6 kg
Gain en kg	210 kg	54.1 kg	185.3 kg
Gain en %	6%	1.6%	7%

On remarque dans le tableau 4.19 ci-dessus que les résultats du modèle développé dans le cadre de cette thèse sont très prometteurs et satisfaisants.

Le modèle développé dans cette thèse basé sur la technique GSA-MDO a donné une preuve quant à l'optimisation de la masse totale du satellite par une diminution d'une masse de l'ordre de 210 kg, ce qui représente environ 6% de la masse totale du satellite comme indiqué dans le tableau 4.19. La masse réduite conduit à un satellite plus léger avec un coût de lancement réduit, ce qui signifie plus de revenus et d'avantages économiques considérables du point de vue du client. Les résultats de l'optimisation montrent que la stratégie MDO proposé est faisable et efficace pour améliorer la qualité et l'efficacité de la conception des satellites de télécommunications GEO.

4.6 Conclusion

Les satellites de télécommunication géostationnaires en tant que véhicules à usage unique sont plus exigeants en termes d'amélioration des méthodologies de conception afin d'accroître les performances et la fiabilité. Considérant la concurrence de l'applicabilité des méthodes d'ingénierie à la conception d'un système satellitaire, l'ajout d'algorithmes d'optimisation au même temps de la phase de conception permettra d'améliorer les lignes de bases de conception.

Les résultats présentés dans ce chapitre mettent en évidence les différents effets de chaque paramètre de conception. Ainsi l'avantage de combiner tous ces éléments est bénéfique lors de la phase de conception d'un satellite. On en déduit également que les disciplines de vibrations et d'acoustiques ont une grande influence sur ces paramètres de conception.

La conception interactive représentée dans ce chapitre indique le potentiel important de l'algorithme d'optimisation et la simulation numérique appliqués à la conception des systèmes complexes. Ainsi, pour gérer une telle complexité, la conception est divisée en plusieurs disciplines. On a présenté dans ce chapitre les différents résultats issus du problème d'optimisation concourante entre plusieurs disciplines comme : l'orbite, la charge utile, la propulsion, l'énergie de bord, la géométrie du satellite, la vibration et l'acoustique. Ce problème d'optimisation multidisciplinaire a été résolu en utilisant des algorithmes heuristiques tels que GSA, PSO-GSA et GA.

La caractéristique de GSA où le paramètre est basé sur les performances gravitationnelles produit un processus de recherche plus précis par rapport aux autres méthodes d'optimisation à savoir l'algorithme génétique GA. Sur la base de ce point de vue, l'optimisation GSA est en mesure de fournir une bonne solution aux problèmes d'optimisation multidisciplinaire par rapport à d'autres algorithmes d'optimisation. On remarque aussi que l'utilisation des algorithmes hybrides offre l'avantage d'améliorer la précision des valeurs optimales.

Le modèle MDO développé dans cette thèse, s'est avéré une tâche entièrement complexe qui réside particulièrement dans le couplage parfois fort entre les disciplines. Ceci peut être senti dans les disciplines : propulsion, énergie de bord, charge utile, vibration et acoustique.

Notant que la masse totale du système est étroitement liée à la capacité du propulseur du satellite, requise pour effectuer les manœuvres nécessaires, ainsi que le type du système de propulsion et le propulseur spécifiés. La conception du sous-système d'alimentation électrique est fortement influencée par le scénario de la mission. Le type des accumulateurs de la batterie a une influence majeure sur la masse totale du satellite.

L'application de MDO est très utile car elle donne une approche objective orientée à la conception. Cette méthodologie s'avère être un outil fiable de haut niveau pour trouver les compromis système les plus avantageux. Enfin, l'analyse de système à l'aide de méthodes MDO bénéficiera davantage.

CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

L'optimisation en conception multidisciplinaire MDO est une méthodologie récemment appliquée à la conception des satellites qui doit être consolidée et acceptée par la communauté industrielle du spatiale comme une alternative par rapport à l'approche de conception traditionnelle dans le cas d'utiliser une seule discipline.

La présente thèse de recherche a apporté une contribution à l'utilisation de la MDO en tant que technique efficace pour la conception des systèmes spatiaux. Il s'agit dans ce travail de développer un modèle basé sur les techniques MDO afin d'améliorer les performances d'un satellite et ceci pour un nombre d'aspects stratégiquement importants de la conception spatiale.

L'objectif de cette étude réside dans le développement et la validation d'une méthodologie MDO.

Les travaux de recherche présentés dans cette thèse sont centrés sur le développement de méthodologies d'optimisation multidisciplinaire notamment appliquées à la phase conceptuelle d'un satellite de télécommunication géostationnaire en impliquant principalement la formulation MDF mono-niveau. Les défis associés à la conception multidisciplinaires d'un satellite de télécommunication nécessitent de diviser le travail en petits problèmes de conception plus facile à gérer et de coordonner les différents sous-problèmes de conception afin de trouver la conception optimale du problème global.

Selon les résultats de l'application du MDO, il existe différents paramètres de conception optimaux, tous avec la masse totale minimale du satellite mais avec différentes variables de mission. Ce résultat démontre l'applicabilité réussie de l'approche MDO pour les études de compromis en ingénierie des systèmes spatiaux durant la phase de conception d'un projet spatial.

Une minimisation de la masse totale du satellite est toujours exigée par les concepteurs des systèmes spatiaux pour réduire le coût total du projet, en particulier en ce qui concerne les infrastructures (salle blanche, moyens sol mécanique, moyens sol électrique, etc.) et les essais d'environnement spatial nécessaires, ainsi que le coût de lancement.

Compte tenu de l'applicabilité simultanée de la méthode d'ingénierie à la conception du système satellitaire, l'introduction des algorithmes d'optimisation en même temps dans la phase de conception se traduira par de meilleures lignes directrices à la conduite d'un projet spatial. Ceci a été à l'origine de la méthodologie MDO et son efficacité a été mise en pratique avec succès au moins dans les premières phases de conception des projets de conception de satellites.

L'utilisation de la méthodologie MDO peut entraîner un changement de paradigme important qui, dans la phase de conception typique d'un satellite. En d'autres termes, MDO avec une approche systématique permet à l'équipe de conception d'en savoir de plus en plus sur la conception avant qu'on gel les phases de conception dont la majorité du coût du projet a déjà été engagée et toute autre modification signifie un coût élevé.

Dans cette thèse, un outil d'aide à la conception et dimensionnement d'un satellite de télécommunication a été développé, basé sur les techniques MDO faisant intervenir plusieurs disciplines qui interviennent dans le développement des systèmes spatiaux à savoir le module orbitographie, charge utile, énergie de bord, propulsion, contrôle thermique, vibration, acoustique, volume sous la coiffe du lanceur, etc. L'adaptation de la fonction objectif aux différents algorithmes a été effectuée en utilisant des contraintes appropriées ainsi que la population initiale. Le cadre MDO a été conclu par une optimisation de conception multi-objectif en tenant compte de la masse totale minimale du satellite.

Les résultats de l'optimisation GSA sont présentés dans cette thèse. En se concentrant sur les résultats, on peut obtenir des informations utiles au niveau du système sur l'interaction des différentes disciplines de conception.

On remarque que la détermination de différentes masses de différents sous-systèmes dépend essentiellement du facteur d'échelle, ce dernier est basé sur le retour d'expérience et une étude statistique de plusieurs satellites de télécommunication a été effectuée.

Le modèle GSA-MDO développé dans cette thèse a donné une preuve quant à l'optimisation de la masse totale du satellite par une diminution d'une masse de l'ordre de 210 kg, ce qui représente environ 6% de la masse totale du satellite. La masse réduite conduit à un satellite plus léger avec un coût de lancement réduit, ce qui signifie un gain considérable vis-à-vis de l'enveloppe budgétaire allouée au projet.

On en déduit également que les disciplines de vibrations et d'acoustiques ont une grande influence sur ces paramètres de conception. On constate que la masse devient 3470 kg, ce qui signifie une augmentation de la masse totale du système d'environ 130 kg et ce, afin de compenser les effets de ces deux disciplines.

La conception interactive représentée dans cette thèse indique le potentiel important de l'algorithme d'optimisation et la simulation numérique appliqués à la conception des systèmes complexes.

La caractéristique de GSA où le paramètre est basé sur les performances gravitationnelles produit un processus de recherche plus précis par rapport aux autres méthodes d'optimisation à savoir les algorithmes génétiques GA. Sur la base de ce point de vue, l'optimisation GSA est en mesure de fournir une bonne solution aux problèmes d'optimisation multidisciplinaires par rapport à d'autres algorithmes d'optimisation.

Tandis que l'utilisation des algorithmes hybrides offre l'avantage d'améliorer la précision des valeurs optimales.

Le modèle MDO développé dans cette thèse, s'est avéré une tâche entièrement complexe qui réside particulièrement dans le couplage parfois fort entre les disciplines. Ceci peut être senti dans les disciplines : propulsion, énergie de bord, charge utile, vibration et acoustique.

La masse totale du système est étroitement liée à la capacité du propulseur du satellite, requise pour effectuer les manœuvres nécessaires, ainsi que le type du système de propulsion et le propulseur spécifiés.

La conception du sous-système d'alimentation électrique est fortement influencée par le scénario de la mission. Le type des accumulateurs de la batterie a une influence majeure sur la masse totale du satellite.

L'outil développé dans le cadre de ce travail, est destiné également à prendre en charge les futures études de conception de satellites de télécommunication géostationnaires.

Les résultats de cette thèse démontrent que la méthodologie MDO semble très prometteuse pour fournir un tel environnement de conception conceptuelle structurée et donne un aperçu très utile des interactions peu claires des différentes variables de conception des différentes disciplines de conception de satellites.

On peut conclure que l'application de MDO est très utile car elle donne une approche orientée objectif à la conception.

Perspectives de futurs travaux

Les travaux présents au cours de la thèse traitent le problème lié à la conception et l'optimisation multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication. Par ailleurs, nombreuses perspectives peuvent être envisagées afin d'améliorer plus ces travaux et ceci par :

- L'intégration de la sûreté de fonctionnement dans le processus MDO.
- Il faudrait également faire d'avantages de recherches sur d'autres algorithmes plus robustes, afin de minimiser la masse totale du satellite et maximiser la charge utile d'avantage.
- Il serait aussi pertinent de réaliser une étude sur l'utilisation des méthodes MDO multi-niveaux.
- Enfin sur un autre plan, il serait intéressant de faire une analyse détaillée des variables de conception et voir d'autres contraintes associées.

Bibliographie

- [1] Satellite Payloads Market Size By Orbit | Industry Report, 2014-2025. <https://www.grandviewresearch.com/industry-analysis/satellite-payloads-market>.
- [2] G. Maral, M. Bousquet, et Z. Sun, *Satellite communications systems: systems, techniques and technology*, 5th ed. Chichester, West Sussex, U.K: John Wiley, 2009.
- [3] Space Systems: Satellite Communications, Systems - MITSUBISHI ELECTRIC. http://orgnew-www.mitsubishielectric.com/bu/space/satellite_communications/systems/.
- [4] K. arun, « Module 5 Broadcast Communication Networks », in *Academia.edu*.
- [5] G. Maral, *VSAT networks*. Chichester, West Sussex, England ; New York: Wiley & Sons, 1995.
- [6] G. Maral, *VSAT networks*, 2nd ed. West Sussex, England ; Hoboken, NJ: J. Wiley, 2003.
- [7] CNES, « techniques et technologies des véhicules spatiaux », tome I, Cépaduès Editions, 1994.
- [8] CNES, « techniques et technologies des véhicules spatiaux », tome II, Cépaduès Editions, 1994.
- [9] P. Fortescue, G. Swinerd, et J. Stark, *Spacecraft Systems Engineering*, 4^e éd. Wiley, 2011.
- [10] AGRAWAL, Brij N. Design of geosynchronous spacecraft. Prentice-Hall, Inc., 1986.
- [11] THOURAS, Jordan., « Amélioration des performances électriques d'un module de mélange optoélectronique privilégiant des dispositifs à semi-conducteurs: Applications dans les charges utiles de satellites », Thèse de doctorat, Limoges, 2016.
- [12] Le guide du satellite de télécommunication. Eutelsat communications, juill. 2011.
- [13] DSN-2 Satellite – H-IIA – DSN-2 ». <http://spaceflight101.com/h-ii-a-dsn-2/dsn-2/>.
- [14] Satellite industry outlook. <https://www.itu.int/net/itunews/issues/2009/09/44.aspx>.
- [15] E. Kieffer, A. Stathakis, G. Danoy, P. Bouvry, E.-G. Talbi, et G. Morelli, « Multi-objective evolutionary approach for the satellite payload power optimization problem », in *2014 IEEE Symposium on Computational Intelligence in Multi-Criteria Decision-Making (MCDM)*, déc. 2014, p. 202-209, doi: 10.1109/MCDM.2014.7007208.
- [16] <https://sci.esa.int/web/bepicolombo/-/50686-bepicolombo-launch-vehicle-adapter>.
- [17] S. Clark, « Photos: Falcon 9 rocket, fourth Inmarsat 5-series satellite prepared for launch. Spaceflight Now ». <https://spaceflightnow.com/2017/05/15/photos-falcon-9-rocket-fourth-inmarsat-5-series-satellite-prepared-for-launch/>.
- [18] Airbus Portsmouth opens cleanroom to showcase revolutionary satellite. https://www.cleanroomtechnology.com/news/article_page/Airbus_Portsmouth_opens_cleanroom_to_showcase_revolutionary_satellite/140055.
- [19] *Space environment, CNES, International course in space technology*, Cépaduès Editions. Toulouse, 1990.
- [20] A. Sen, D. Caruso, D. Durham, et C. Falcon, « Aquarius/SAC-D: an international remote sensing satellite mission measuring sea surface salinity », Toulouse, France, oct. 2010, p. 78260V, doi: 10.1117/12.866352.
- [21] A. Sen, Y. Kim, D. Caruso, G. Lagerloef, R. Colomb, et D. Le Vine, « Aquarius/SAC-D mission overview », Stockholm, Sweden, sept. 2006, p. 63610I, doi: 10.1117/12.691981.

- [22] Centre national d'études spatiales (France), Éd., *La Gestion des grands projets spatiaux : Management of large space projects*. Toulouse, France: CEPADUES, 1983.
- [23] J. Eickhoff, *Simulating spacecraft systems*. Heidelberg ; New York: Springer, 2009.
- [24] C. D. Brown, *Elements of Spacecraft Design*. Reston ,VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [25] M2 Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace, *Université Paris-Saclay*, janv. 17, 2020. <https://www.universite-paris-saclay.fr/formation/master/physique/m2-outils-et-systemes-de-lastronomie-et-de-lespace>.
- [26] Organisation et conduite des revues », Management des projets spatiaux, European Cooperation for Space Standardization ECSS-M-30-01A, 1999.
- [27] Federal Aviation Administration (FAA). (2016). The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2016.
- [28] O. Safak, « Structural design and analysis of a solar array substrate for a GEO satellite », Universitat Politècnica de Catalunya, 2013.
- [29] *Structural materials handbook - CERN Document Server*, European Cooperation for Space Standardization. European Space Agency. Noordwijk, 2011.
- [30] <https://www.alamy.com/stock-photo-engineers-work-on-a-ka-band-satellite-in-the-neptune-clean-room-at-110875973.html>.
- [31] EDRS-C - OHB System ENG. <https://www.ohb-system.de/edrs-c-357.html>.
- [32] Satellites are the backbone of weather forecasts.
<https://www.washingtonpost.com/news/capital-weather-gang/wp/2016/09/20/satellites-are-the-backbone-of-weather-forecasts-congress-must-vote-to-support-them/>.
- [33] H. Hachimi, « Hybridations d'algorithmes métaheuristiques en optimisation globale et leurs applications », 2013.
- [34] A. MERHOUM, « Optimisation Des Techniques De MLI Pour Les Equipements FACTS A Base D'onduleur », Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf, 2013.
- [35] L. Sylvain, « Conception et Optimisation d'antennes reconfigurables multifonctionnelles et ultra large bande. », Université Paris Sud, Paris XI, 2009.
- [36] P. Calégari, G. Coray, A. Hertz, D. Kobler, et P. Kuonen, « A taxonomy of evolutionary algorithms in combinatorial optimization », *Journal of Heuristics*, vol. 5, n° 2, p. 145–158, 1999.
- [37] E.-G. Talbi, « A taxonomy of hybrid metaheuristics », *Journal of heuristics*, vol. 8, n° 5, p. 541–564, 2002.
- [38] E.-G. Talbi, « A unified taxonomy of hybrid metaheuristics with mathematical programming, constraint programming and machine learning », in *Hybrid Metaheuristics*, Springer, Berlin, Heidelberg, 2013, p. 3–76.
- [39] P. Preux et E. G. Talbi, « Assessing the evolutionary algorithm paradigm to solve hard problems », 1995.
- [40] M. Semchedine, « Contribution à la segmentation d'images médicales par les algorithmes bio-inspirés », PhD Thesis, Université Ferhat ABBAS - Sétif, 2018.
- [41] D. Duvivier, « Etude de l'hybridation des méta-heuristiques, application à un problème d'ordonnancement de type jobshop », PhD Thesis, Université du Littoral Côte d'Opale, 2000.

- [42] T. O. Ting, X.-S. Yang, S. Cheng, et K. Huang, « Hybrid metaheuristic algorithms: past, present, and future », *Recent advances in swarm intelligence and evolutionary computation*, p. 71–83, 2015.
- [43] H. Jebari, S. R. El Azzouzi, et H. Samadi, « Hybridation des métaheuristiques pour la résolution de problème d’ordonnancement multi-objectif dans un atelier flow-shop », 2015.
- [44] L. LOUKIL, « Métaheuristiques hybrides parallèles pour le Q3AP sur environnements à grande échelle », PhD Thesis, Université d’Oran1-Ahmed Ben Bella, 2010.
- [45] V. Bachelet, P. Preux, et E.-G. Talbi, « Parallel hybrid meta-heuristics: application to the quadratic assignment problem », in *Proceedings of the Parallel Optimization Colloquium*, France, 1996, p. 233–242.
- [46] C. Cotta, E. G. Talbi, et E. Alba, « Parallel Hybrid Metaheuristics », *Parallel Metaheuristics: A New Class of Algorithms*, vol. 47, p. 347, 2005.
- [47] V. Bachelet, Z. HAFIDI, et P. Preux, « Vers la coopération des métaheuristiques », *Calculateurs parallèles, réseaux et systèmes répartis*, vol. 10, n° 2, p. 342, 1998.
- [48] A. Boudjemai, M. H. Bouanane, L. Merad, et A. M. S. Mohammed, « Small Satellite Structural Optimisation Using Genetic Algorithm Approach », in *2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, Istanbul, Turkey, juin 2007, p. 398-406, doi: 10.1109/RAST.2007.4284021.
- [49] R. L. Galski, F. L. De Sousa, F. M. Ramos, et I. Muraoka, « Spacecraft thermal design with the Generalized Extremal Optimization Algorithm », *Inverse Problems in Science and Engineering*, vol. 15, n° 1, p. 61-75, janv. 2007, doi: 10.1080/17415970600573924.
- [50] S. Jain et D. Simon, « Genetic algorithm based charge optimization of lithium-ion batteries in small satellites », présenté à Proceedings of the 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, août 2005.
- [51] D. J. Richie, V. J. Lappas, et P. L. Palmer, « Sizing/Optimization of a Small Satellite Energy Storage and Attitude Control System », *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 44, n° 4, p. 940-952, juill. 2007, doi: 10.2514/1.25134.
- [52] B. Zhang, H.-F. Teng, et Y.-J. Shi, « Layout optimization of satellite module using soft computing techniques », *Applied Soft Computing*, vol. 8, n° 1, p. 507-521, janv. 2008, doi: 10.1016/j.asoc.2007.03.004.
- [53] R. Shi, L. Liu, T. Long, J. Liu, et B. Yuan, « Surrogate assisted multidisciplinary design optimization for an all-electric GEO satellite », *Acta Astronautica*, vol. 138, p. 301-317, sept. 2017, doi: 10.1016/j.actaastro.2017.05.032.
- [54] B. El-Haik et K. Yang, « The components of complexity in engineering design », *IIE Transactions*, vol. 31, n° 10, p. 925-934, 1999, doi: 10.1023/A:1007650829429.
- [55] D. A. Barnhart, T. Kichkaylo, et L. Hoag, « SPIDR: Integrated Systems Engineering Design-to-Simulation Software for Satellite Build », in *the 7th Annual Conference on Systems Engineering Research.*, Loughborough, UK, 2009, p. 8.
- [56] H. Kannan, E. Tibor, B. Mesmer, et C. L. Bloebaum, « Incorporation of Coupling Strength Models in a Value-based Systems Engineering framework for optimization », présenté à 16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Dallas, TX, juin 2015, doi: 10.2514/6.2015-3086.
- [57] H. Kannan, B. Mesmer, et C. L. Bloebaum, « Incorporation of Risk Preferences in a Value-Based Systems Engineering Framework for a Satellite System », 18th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, San Diego, California, USA, janv. 2016, doi: 10.2514/6.2016-0681.

- [58] S. W. Miller *et al.*, « Toward a Value-Driven Design Approach for Complex Engineered Systems Using Trade Space Exploration Tools », in *Volume 2A: 40th Design Automation Conference*, Buffalo, New York, USA, août 2014, p. V02AT03A052, doi: 10.1115/DETC2014-34503.
- [59] H. Kannan, B. L. Mesmer, et C. L. Bloebaum, « Increased System Consistency through Incorporation of Coupling in Value-Based Systems Engineering: INCREASED CONSISTENCY IN VALUE-BASED SYSTEMS ENGINEERING », *Syst Eng*, vol. 20, n° 1, p. 21-44, 2017, doi: 10.1002/sys.21377.
- [60] H. Kannan, S. Shihab, M. Zellner, E. Salimi, A. Abbas, et C. L. Bloebaum, « Preference Modeling for Government-Owned Large-Scale Complex Engineered Systems: A Satellite Case Study », in *Disciplinary Convergence in Systems Engineering Research*, Éd. Cham: Springer International Publishing, 2018, p. 513-529.
- [61] T. W. Simpson *et al.*, « Adding Value to Trade Space Exploration When Designing Complex Engineered Systems: ADDING VALUE TO TRADE SPACE », *Syst Eng*, vol. 20, n° 2, p. 131-146, 2017, doi: 10.1002/sys.21384.
- [62] C. L. Bloebaum et M. Rebecca, « “Incorporation of Value-Driven Design in Multidisciplinary Design Optimization.” », présenté à 10th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Orlando, Florida, USA, 2013.
- [63] J. Guo, « Incorporating Multidisciplinary Design Optimization into Spacecraft Systems Engineering », in *8th Annual Conference on Systems Engineering Research, CSER 2010*, Hoboken, NJ, USA, mars 2010, p. pp314-323.
- [64] A. Hupman, A. Abbas, E. B. Tibor, H. Kannan, C. L. Bloebaum, et B. Mesmer, « Calculating Value Gaps Induced by Independent Requirements, Deterministic Modeling, and Fixed Targets », présenté à 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, Florida, janv. 2015, doi: 10.2514/6.2015-1363.
- [65] X. H. Wang, R. J. Li, et R. W. Xia, « Comparison of MDO Methods for an Earth Observation Satellite », *Procedia Engineering*, vol. 67, p. 166-177, 2013, doi: 10.1016/j.proeng.2013.12.016.
- [66] J. T. Hwang, D. Y. Lee, J. W. Cutler, et J. R. R. A. Martins, « Large-Scale Multidisciplinary Optimization of a Small Satellite’s Design and Operation », *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 51, n° 5, p. 1648-1663, sept. 2014, doi: 10.2514/1.A32751.
- [67] B. Guédas, « Proposition de compromis pour le calcul de solutions préférées à l’aide d’un algorithme évolutionnaire multiobjectif en optimisation multidisciplinaire », PhD Thesis, École Centrale de Nantes, France, 2010.
- [68] A. BOUDJEMAI, « RAPPORT DE SYNTHÈSE DES ACTIVITÉS DE RECHERCHE », UNIVERSITÉ DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE MOHAMED BOUDIAF D’ORAN, 2015.
- [69] J. R. R. A. Martins et A. B. Lambe, « Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures », *AIAA Journal*, vol. 51, n° 9, p. 2049-2075, juill. 2013, doi: 10.2514/1.J051895.
- [70] P. D. Collopy et P. M. Hollingsworth, « Value-Driven Design », *Journal of Aircraft*, vol. 48, n° 3, p. 749-759, 2011, doi: 10.2514/1.C000311.
- [71] H. Huang, H. An, W. Wu, L. Zhang, B. Wu, et W. Li, « Multidisciplinary design modeling and optimization for satellite with maneuver capability », *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 50, n° 5, p. 883–898, 2014.

- [72] D. Meng, X. Zhang, Y.-J. Yang, H. Xu, et H.-Z. Huang, « Interaction balance optimization in multidisciplinary design optimization problems », *Concurrent Engineering*, vol. 24, n° 1, p. 48–57, 2016.
- [73] E. Safavi, M. Tarkian, H. Gavel, et J. Ölvander, « Collaborative multidisciplinary design optimization: a framework applied on aircraft conceptual system design », *Concurrent Engineering*, vol. 23, n° 3, p. 236–249, 2015.
- [74] A. Jafarsalehi, P. M. Zadeh, et 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, n° M2, p. 117, 2012.
- [75] W. Wu, H. Huang, S. Chen, et B. Wu, « Satellite Multidisciplinary Design Optimization with a High-Fidelity Model », *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 50, n° 2, p. 463-466, janv. 2013, doi: 10.2514/1.A32309.
- [76] J. Hwang, D. Y. Lee, J. Cutler, et J. R. R. A. Martins, « Large-Scale MDO of a Small Satellite using a Novel Framework for the Solution of Coupled Systems and their Derivatives », in *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 0 vol., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [77] H. Kannan, C. L. Bloebaum, et B. Mesmer, « Incorporation of Coupling Strength Models in Decomposition Strategies for Value-based MDO », in *15th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [78] J. J. Korte, R. P. Weston, et T. A. Zang, « Multidisciplinary optimization methods for preliminary design », in *AGARD CONFERENCE PROCEEDINGS AGARD CP*, 1997, vol. 3, p. C40–C40.
- [79] J. Clément, M. Masmoudi, J. Hermetz, N. Bartoli, et Y. Parte, « DIVE: une méthode d'utilisation de méta-modèles dans un processus d'optimisation multi-disciplinaire », 2009.
- [80] M. Balesdent, « Optimisation multidisciplinaire de lanceurs », PhDthesis, Ecole Centrale de Nantes (ECN), 2011.
- [81] J. Clément, « Optimisation multidisciplinaire : étude théorique et application à la conception des avions en phase d'avant projet », These de doctorat, Toulouse, ISAE, 2009.
- [82] S. Defoort, M. Balesdent, P. Klotz, P. Schmollgruber, et J. Hermetz, « Multidisciplinary Aerospace System Design: Principles, Issues and Onera Experience. », *AerospaceLab Journal.*, vol. 4, 2012.
- [83] O. Mouelhi, « Contribution à l'optimisation multiobjectif en conception multidisciplinaire », PhD Thesis, 2010.
- [84] P. Vannucci, « Un parcours de recherche multidisciplinaire en mécanique: Analyse des forces de la houle et optimisation d'une plate-forme pétrolière Calcul de branches bifurquées par la méthode asymptotique numérique La méthode polaire en analyse, identification et conception par algorithme génétique des stratifiés », PhD Thesis, Université de Bourgogne LRMA- ISAT, 2002.
- [85] A. B. Lambe et J. R. R. A. Martins, « Extensions to the design structure matrix for the description of multidisciplinary design, analysis, and optimization processes », *Struct Multidisc Optim*, vol. 46, n° 2, p. 273-284, 2012, doi: 10.1007/s00158-012-0763-y.
- [86] L. Brevault, « Contributions to multidisciplinary design optimization under uncertainty, application to launch vehicle design. », PhD Thesis, ECOLE NATIONALE SUPERIEURE DES MINES DE SAINT-ETIENNE, 2015.

- [87] N. Alexandrov et R. Lewis, « Comparative Properties Of Collaborative Optimization And Other Approaches To Mdo », *ASMO UK/ISSMO conference on engineering design optimization*, mars 2000.
- [88] T. Cormier, A. Scott, L. Ledsinger, D. McCormick, D. Way, et J. Olds, « Comparison of collaborative optimization to conventional design techniques for a conceptual RLV », in *8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA, 2000, p. 4885.
- [89] R. V. Tappeta et J. E. Renaud, « Multiobjective Collaborative Optimization », *J. Mech. Des.*, vol. 119, n° 3, p. 403-411, sept. 1997, doi: 10.1115/1.2826362.
- [90] R. V. Tappeta et J. E. Renaud, « Interactive Multiobjective Optimization Design Strategy for Decision Based Design », *Journal of Mechanical Design*, vol. 123, n° 2, p. 205-215, févr. 1999, doi: 10.1115/1.1358302.
- [91] R. V. Tappeta et J. E. Renaud, « Interactive Multiobjective Optimization Procedure », *AIAA Journal*, vol. 37, n° 7, p. 881-889, juill. 1999, doi: 10.2514/2.7537.
- [92] R. V. Tappeta, J. E. Renaud, A. Messac, et G. J. Sundararaj, « Interactive Physical Programming: Tradeoff Analysis and Decision Making in Multicriteria Optimization », *AIAA Journal*, vol. 38, n° 5, p. 917-926, mai 2000, doi: 10.2514/2.1048.
- [93] J. Sobieszczanski-Sobieski, J. S. Agte, et R. R. Sandusky, « Bilevel Integrated System Synthesis », *AIAA Journal*, vol. 38, n° 1, p. 164-172, 2000, doi: 10.2514/2.937.
- [94] Jaroslaw Sobieszczanski-Sobieski Langley et J. S. Agte, « Bi-level integrated system synthesis (BLISS) », 1998.
- [95] E. Safavi, « Collaborative Multidisciplinary Design Optimization: A Framework Applied on Aircraft Systems and Industrial Robots », PhD Thesis, Linköping University Electronic Press, 2013.
- [96] E. Rashedi, H. Nezamabadi-Pour, et S. Saryazdi, « GSA: a gravitational search algorithm », *Information sciences*, vol. 179, n° 13, p. 2232–2248, 2009.
- [97] M. Khajehzadeh et M. Eslami, « Gravitational search algorithm for optimization of retaining structures », *Indian Journal of Science and Technology*, vol. 5, n° 1, p. 1821–1827, 2012.
- [98] A. Chatterjee, G. K. Mahanti, et N. N. Pathak, « Comparative performance of gravitational search algorithm and modified particle swarm optimization algorithm for synthesis of thinned scanned concentric ring array antenna », *Progress in Electromagnetics Research*, vol. 25, p. 331–348, 2010.
- [99] S. Duman, Y. Sonmez, U. Guvenc, et N. Yorukeren, « Application of gravitational search algorithm for optimal reactive power dispatch problem », in *International Symposium on Innovations in Intelligent Systems and Applications*, IEEE, 2011, p. 519–523.
- [100] R. K. Khadanga et J. K. Satapathy, « Gravitational search algorithm for the static synchronous series compensator based damping controller design », in *Proceedings of the 2014 IEEE Students' Technology Symposium*, 2014, p. 356–361.
- [101] M. K. Rafsanjani et M. B. Dowlathshahi, « Using gravitational search algorithm for finding near-optimal base station location in two-tiered WSNs », *International Journal of Machine Learning and Computing*, vol. 2, n° 4, p. 377, 2012.
- [102] N. A. Khan, S. Ghosh, et S. P. Ghoshal, « Binary gravitational search based algorithm for optimum siting and sizing of DG and shunt capacitors in radial distribution systems », *Energy and Power Engineering*, vol. 5, n° AB, p. 1005–1010, 2013.
- [103] T. Eldos et R. Al Qasim, « On the performance of the Gravitational Search Algorithm », *International journal of advanced computer science and applications*, vol. 4, n° 8, 2013.

- [104] S. Berrezzoug, F. T. Bendimerad, et A. Boudjemai, « Communication satellite link budget optimization using gravitational search algorithm », in *3rd International Conference on Control, Engineering & Information Technology (CEIT)*, IEEE, 2015, p. 1–7, doi: 10.1109/CEIT.2015.7233120.
- [105] J. Kennedy et R. Eberhart, « Particle swarm optimization », in *Proceedings of ICNN'95-International Conference on Neural Networks*, IEEE, 1995, vol. 4, p. 1942–1948.
- [106] R. Eberhart et J. Kennedy, « Particle swarm optimization », in *Proceedings of the IEEE international conference on neural networks*, 1995, vol. 4, p. 1942–1948.
- [107] Y. Shi, « Particle swarm optimization: developments, applications and resources », in *Proceedings of the 2001 congress on evolutionary computation (IEEE Cat. No. 01TH8546)*, IEEE, 2001, vol. 1, p. 81–86.
- [108] A. Tharwat, T. Gaber, A. E. Hassanien, et B. E. Elnaghi, « Particle swarm optimization: a tutorial », in *Handbook of research on machine learning innovations and trends*, IGI global, 2017, p. 614–635.
- [109] J. Blondin, « Particle swarm optimization: A tutorial », from site: http://cs.armstrong.edu/saad/csci8100/pso_tutorial.pdf, 2009.
- [110] R. Poli, J. Kennedy, et T. Blackwell, « Particle swarm optimization », *Swarm intelligence*, vol. 1, n° 1, p. 33–57, 2007.
- [111] M. Clerc, *Particle swarm optimization*, vol. 93. John Wiley & Sons, 2010.
- [112] A. Dutot et D. Olivier, « Optimisation par essaim de particules Application au problème des n-Reines », *Laboratoire Informatique du Havre, Université du Havre*, p. 8, 2002.
- [113] M. Clerc, « L'optimisation par essaim particulaire », *Hermès-Lavoisier, février*, 2005.
- [114] J. E. Onwunalu et L. J. Durlofsky, « Application of a particle swarm optimization algorithm for determining optimum well location and type », *Computational Geosciences*, vol. 14, n° 1, p. 183–198, 2010.
- [115] B. Niu et L. Li, « A novel PSO-DE-based hybrid algorithm for global optimization », in *International Conference on Intelligent Computing*, 2008, p. 156–163.
- [116] R. Eberhart et J. Kennedy, « A new optimizer using particle swarm theory », in *Proceedings of the Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science MHS'95*, Ieee Press, 1995, p. 39–43.
- [117] N. Holden et A. A. Freitas, « A hybrid PSO/ACO algorithm for discovering classification rules in data mining », *Journal of Artificial evolution and Applications*, vol. 2008, 2008.
- [118] S. Mirjalili et S. Z. M. Hashim, « A new hybrid PSOGSA algorithm for function optimization », in *2010 International Conference on Computer and Information Application*, Tianjin, China, 2010, p. 374–377, doi: 10.1109/ICCA.2010.6141614.
- [119] H.-C. Tsai, Y.-Y. Tyan, Y.-W. Wu, et Y.-H. Lin, « Gravitational particle swarm », *Applied Mathematics and Computation*, vol. 219, n° 17, p. 9106–9117, mai 2013, doi: 10.1016/j.amc.2013.03.098.
- [120] J. H. Holland, *Adaptation in Natural and Artificial Systems: An Introductory Analysis with Applications to Biology, Control, and Artificial Intelligence*. University of Michigan Press, 1975.
- [121] K. E. Kinneer, W. B. Langdon, L. Spector, P. J. Angeline, et U.-M. O'Reilly, *Advances in genetic programming*, vol. 3. MIT press, 1994.
- [122] S. Amédée et R. Francois-Gérard, « Algorithmes génétiques », *TE de fin d'année*, 2004.
- [123] D. E. Goldberg et V. Corruble, *Algorithmes génétiques: exploration, optimisation et apprentissage automatique*. Ed. Addison-Wesley France, 1994.

- [124] R. J. Bauer, *Genetic algorithms and investment strategies*, vol. 19. John Wiley & Sons, 1994.
- [125] J. Dréo, A. Pétrowski, P. Siarry, et E. Taillard, *Métaheuristiques pour l'optimisation difficile*. Eyrolles, Paris, 2003.
- [126] L. Spector, *Advances in genetic programming*, vol. 1. MIT Press, 1994.
- [127] R. Madiouni, « Contribution à la synthèse et l'optimisation multi-objectif par essais particuliers de lois de commande robuste RST de systèmes dynamiques », phdthesis, Université Paris-Est, 2016.
- [128] T. Vallée et M. Yildizoğlu, « Présentation des algorithmes génétiques et de leurs applications en économie », *Revue d'économie politique*, p. 711–745, 2004.
- [129] D. E. Goldberg et K. Deb, « A comparative analysis of selection schemes used in genetic algorithms », in *Foundations of genetic algorithms*, vol. 1, Elsevier, 1991, p. 69–93.
- [130] T. Blicke et L. Thiele, « A comparison of selection schemes used in evolutionary algorithms », *Evolutionary Computation*, vol. 4, p. 361–394, 1996, doi: 10.1162/evco.1996.4.4.361.
- [131] K. M. Price, D. Pidgeon, et A. Tsao, « Mass and power modeling of communication satellites », *LORAL Technical Report No. SS/L-TR00821*, 1991.
- [132] W. L. Pritchard, « Estimating the mass and power of communications satellites », *International Journal of Satellite Communications*, vol. 2, p. 107–112, 1984.
- [133] B. N. Agrawal, *Design of Geosynchronous Spacecraft*. Prentice-Hall, Inc, 1986.
- [134] M. Fakoor et M. Taghinezhad, « Layout and configuration design for a satellite with variable mass using hybrid optimization method », *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 230, p. 360–377, 2016.
- [135] O. de Weck, P. Springmann, et D. Chang, « A parametric communications spacecraft model for conceptual design trade studies », in *21st AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit*, 2003, p. 2310.
- [136] P. N. Springmann et O. L. De Weck, « Parametric scaling model for nongeosynchronous communications satellites », *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 41, n° 3, p. 472–477, 2004.
- [137] R. Hassan, O. De Weck, et P. Springmann, « Architecting a communication satellite product line », in *22nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference & Exhibit 2004 (ICSSC)*, p. 3150.
- [138] Centre national d'études spatiales (France), *Le Mouvement du satellite - conférences et exercices de mécanique spatiale*, Cépaduès. Toulouse 1983.
- [139] J. J. Sellers, W. J. Astore, R. B. Giffen, et W. J. Larson, *Understanding space: An introduction to astronautics*. Primis, 2000.
- [140] J. R. Wertz et W. Larson, Éd., *Space Mission Analysis and Design*. Springer Netherlands, 1991.
- [141] S. Asif, « Evolutionary computation based multi-objective design search and optimization of spacecraft electrical power subsystems », PhD Thesis, University of Glasgow, 2008.
- [142] Gérard Maral et Michel Bousquet, *Satellite Communications Systems*, Third Edition. JOHN WILEY. 2003.
- [143] P.-S. Kildal, « Factorization of the feed efficiency of paraboloids and Cassegrain antennas », *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 33, n° 8, p. 903–908, 1985.
- [144] T. A. Milligan, *Modern antenna design*. John Wiley & Sons, 2005.

- [145] Y.-B. Jung, A. V. Shishlov, et S.-O. Park, « Cassegrain antenna with hybrid beam steering scheme for mobile satellite communications », *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 57, n° 5, p. 1367–1372, 2009.
- [146] P.-S. Kildal et E. Lier, « Hard horns improve cluster feeds of satellite antennas », *Electronics Letters*, vol. 24, n° 8, p. 491–492, 1988.
- [147] P.-S. Kildal, K. Jakobsen, et K. S. Rao, « Meniscus-lens-corrected corrugated horn: a compact feed for a Cassegrain antenna », in *IEE Proceedings H (Microwaves, Optics and Antennas)*, 1984, vol. 131, n° 6, p. 390–394.
- [148] P.-S. Kildal, « The effects of subreflector diffraction on the aperture efficiency of a conventional Cassegrain antenna—An analytical approach », *IEEE transactions on antennas and propagation*, vol. 31, n° 6, p. 903–909, 1983.
- [149] P.-S. Kildal et K. Jakobsen, « Scalar horn with shaped lens improves Cassegrain efficiency », *IEEE transactions on antennas and propagation*, vol. 32, n° 10, p. 1094–1100, 1984.
- [150] C. A. Balanis, *Modern antenna handbook*. John Wiley & Sons, 2011.
- [151] S. Drabowitch, A. Papiernik, H. Griffiths, J. Encinas, et B. L. Smith, *Modern antennas*. Springer Science & Business Media, 2010.
- [152] N. Akçam, « Spillover Losses in Small Cassegrain Antennas. », *Gazi University Journal of Science*, vol. 19, n° 4, 2006.
- [153] H. S. Rauschenbach, « Solar cell array design handbook », NASA / Jet Propulsion Laboratory JPL, 1976. Consulté le: nov. 30, 2020.
- [154] M. R. Patel, *Spacecraft Power Systems*. Boca Raton: CRC Press, 2004.
- [155] M. R. Reddy, « Space solar cells—tradeoff analysis », *Solar Energy Materials and Solar Cells*, vol. 77, n° 2, p. 175–208, mai 2003, doi: 10.1016/S0927-0248(02)00320-3.
- [156] W. O. Hughes, M. E. McNelis, et J. E. Manning, « NASA LeRC’s acoustic fill effect test program and results », 1994.
- [157] W. O. Hughes et A. M. McNelis, « Acoustic Testing of the Cassini Spacecraft and Titan IV Payload Fairing. Part 2; Results », 1997.
- [158] W. O. Hughes et A. M. McNelis, *Acoustic Testing of The CASSINI Spacecraft and TITAN IV Payload Fairing*. Part, 1996.
- [159] J. E. Manning, « Analysis and Evaluation of Fill Factor, CC Report 91-6-12104-1 submitted to NASA Lewis Research Center. YA Lee, 1992 », *Payload Fairing Fill Factor Prediction Methodology, NASA contract Report*, vol. 189280, 1991.
- [160] Y. A. Lee, « NASA contract Report 189280 », *Payload Fairing Fill Factor Prediction Methodology*, 1992.
- [161] O. Naoki, S. Qinzhong, et A. Shigemasa, « Investigation of spacecraft vibration subjected to acoustic sound field of fill effect », *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, USA, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, Colorado*, 2011.
- [162] T. R. Browning, « Applying the design structure matrix to system decomposition and integration problems: a review and new directions », *IEEE Transactions on Engineering management*, vol. 48, n° 3, p. 292–306, 2001.
- [163] R. Geissbauer, J. Vedso, et S. Schrauf, « Industry 4.0: Building the digital enterprise. », *PWC Price waterhouse Coopers. –12 p*, 2016.
- [164] B. R. Elbert, *The Satellite Communication Applications Handbook, Second Edition*. Artech House, 2004.
- [165] GRASP, TICRA, <http://www.ticra.com/products/software/grasp/grasp-student-edition>.

إن عملية انجاز وتصميم الأقمار الصناعية للاتصالات عملية معقدة، لاحتوائها لأنظمة فرعية جد هامة ونظرا لارتباط هذه الأنظمة بعدة تخصصات (الإلكترونيك، الميكانيك، التحكم الزاوي، التحكم الحراري، صاروخ الإطلاق، الخ). هذه الأنظمة الفرعية متعلقة بمتطلبات مهام القمر الصناعي التي تتمثل في حمولته.

إن الهدف الأول لهذه الأطروحة هو التصميم الأمثل للأقمار الصناعية للاتصالات عن طريق استخدام عدة خوارزميات متقدمة منها المبنية على أساس مبدأ قوى الجاذبية الأرضية GSA، والخوارزمية الجينية GA، والخوارزمية الهجينة الجديدة PSOGSA. يتعلق الامر من خلال هذه الأطروحة بإيجاد الكتلة الكلية المثلى للقمر الصناعي وذلك من خلال إيجاد قيم مثلى لجميع وسائط التصميم للأنظمة الفرعية المكونة للقمر الصناعي باستعمال تحسين الدالة المثالية متعددة الأهداف.

أما الهدف الثاني هو اقتراح استراتيجية تسمح، من ناحية، بوصف عملية التصميم، ومن ناحية أخرى، إجراء البحث عن التكوين الأمثل من حيث الأداء والخصائص النهائية المناسبة لمهام القمر الصناعي وذلك عن استعمال تقنية تحسين التصميم متعدد النماذج.

في هذه الأطروحة، نقدم النتائج التي تم الحصول عليها للتصميم متعدد التخصصات لقمر صناعي للاتصالات، مع الأخذ بعين الاعتبار العديد من التخصصات الجديدة مقارنة بالبحوث الحالية في نفس الميدان، وهي هندسة القمر الصناعي تحت إنسيابية قاذفة، والاهتزازات الناجمة عن قاذفة وكذلك الصوتيات الاهتزازية.

الكلمات المفتاحية: القمر الصناعي للاتصالات، تحسين التصميم متعدد التخصصات، التأثير الصوتي والاهتزازي، التصميم التفاعلي، الهوائيات العاكسة المزوجة، خوارزمية بحث الجاذبية، خوارزمية هجينة.

Résumé

Le processus de développement et la conception des satellites de télécommunication sont des processus très complexe, car ils contiennent des sous-systèmes très importants et du fait de la dépendance de ces systèmes avec plusieurs disciplines (électronique, mécanique, stabilisation, contrôle thermique, lanceur, etc.). Ces sous-systèmes sont liés aux exigences de la mission du satellite, qui est sa charge utile.

Le premier objectif de cette thèse est l'optimisation de la conception des satellites de télécommunication en utilisant plusieurs algorithmes avancés, dont ceux basés sur le principe des forces gravitationnelles GSA, Génétique et l'algorithme hybride PSOGSA. Il s'agit dans cette thèse de la détermination de la masse totale optimale d'un satellite de télécommunication, ceci se traduit par l'optimisation des paramètres de conception de chaque sous-système composant le satellite. Ceci est procédé par l'optimisation multi-objective.

Le deuxième objectif de cette thèse est de proposer une stratégie d'optimisation de conception multidisciplinaire MDO qui permet, d'une part, de décrire le processus de conception, et d'autre part, de conduire la recherche de la configuration optimale en termes de performances par rapport à la mission du satellite, en se basant sur la technique MDO.

Dans cette thèse, nous présentons les résultats obtenus pour la conception multidisciplinaire d'un satellite de télécommunication, en prenant en compte de nombreuses nouvelles disciplines par rapport aux recherches actuelles dans le même domaine, à savoir la géométrie du satellite sous la coiffe du lanceur, les vibrations provoquées par un lanceur ainsi que l'effet vibro-acoustique.

Mots clés : Satellite de télécommunication, Optimisation de conception multidisciplinaire, , Vibro-acoustique, Vibrations, Conception interactive, Antenne à double réflecteur, Algorithme de recherche gravitationnelle, Algorithme hybride.

Abstract

The development process and the communications satellites design are very complex processes, as they contain very important subsystems and due to the dependence of these systems on several disciplines (electronics, mechanics, stabilization, thermal control, launcher, etc. etc.). These subsystems are linked to the requirements of the satellite's mission, which is its payload. The first objective of this thesis is the optimization of the design of telecommunications satellites using several advanced algorithms; including those based on the Gravitational search Algorithm GSA, Genetics and hybrid algorithms PSOGSA.

In this thesis, the communication satellite optimal total mass was performed, this results in the optimization of the design parameters of each subsystem composing the satellite. This was done by multi-objective optimization.

The second objective of this thesis is to propose a strategy, which makes it possible, on the one hand, to describe the design process, and on the other hand, to lead the search for the optimal configuration in terms of performance in relation to the satellite mission, based on the multidisciplinary design optimization technique.

In this thesis, we present the results obtained for the communication satellite multidisciplinary design optimization, taking into account many new disciplines compared to current research in the same field, namely satellite geometry under the launcher's fairing, the vibrations caused by a launcher as well as the vibro-acoustic effect.

Keywords: Communication satellite, Multidisciplinary design optimization MDO, Acoustics, Vibration, Interactive design, Dual reflector antenna, Gravitational search algorithm, Hybrid algorithm.