

الجمهورية
الجزائرية
الديمقراطية الشعبية
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة

التعليم
العالي والبحث
العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر
بلقايد تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –
Faculté de TECHNOLOGIE



THESE

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

En : Télécommunications

Spécialité : Télécommunications et Informatique Spatiales

Par : MEZIANE TANI Imane

Sujet

Conception et optimisation d'une constellation de nanosatellites pour la collecte de données sismologiques en Algérie

Soutenue publiquement, le 11 / 03 / 2017 , devant le jury composé de :

M. M. CHIKH-BLED	Professeur	Univ. de Tlemcen	Président
M. F. T. BENDIMERAD	Professeur	Univ. de Tlemcen	Directeur
M. M. BEKHTI	M.R.A.	CDS Oran	Co- Directeur
M. M. KAMECHE	D.R	CDS Oran	Examineur
M. A. BOUDJEMAI	M.R.A	CDS Oran	Examineur
M. S. M. MERIAH	Professeur	Univ. de Tlemcen	Examineur
M. G. METRIS	Professeur	Univ. De Nice Sophia-Antipolis	Invité

Table des matières

Introduction générale	15
1 Généralités sur les satellites et les constellations de satellites	19
1.1 Introduction	20
1.2 Satellites et orbites	20
1.2.1 Problème des deux corps	20
1.2.2 Géométrie de l'orbite	21
1.2.3 Eléments orbitaux	22
1.2.4 Classification des satellites	25
1.3 Cubesats	28
1.3.1 Cubesat comme standard	29
1.3.2 Etude statistique sur les Cubesats	30
1.4 Constellation de satellites	37
1.4.1 Définition	37
1.4.2 Avantages et inconvénients	38
1.4.3 Types de constellations	40
1.4.4 Quelques exemples de constellation	44
1.4.5 Constellations de Cubesats	46
1.4.6 Topologies de constellations de satellites	47
1.5 Conclusion	50
2 Méthodologie de conception de constellations de satellites	51
2.1 Introduction	52
2.2 Types de couverture	52
2.2.1 Couverture permanente	52
2.2.2 Couverture intermittente	53
2.2.3 Couverture multiple	53

2.2.4	Couverture mutuelle	53
2.3	Géométrie des constellations	54
2.4	Méthodes de conception de constellations de satellites	57
2.4.1	Street-of-coverage	59
2.4.2	Algorithmes génétiques	61
2.5	Conclusion	65
3	Application à la couverture régionale du réseau de surveillance sismologique algérien	67
3.1	Introduction	68
3.2	La surveillance sismologique en Algérie	68
3.2.1	Aperçu de la sismicité algérienne	68
3.2.2	Réseau Algérien de surveillance sismologique	70
3.3	Description de la couverture	74
3.4	Contraintes de mission	75
3.4.1	Contrainte liée aux Cubesats	75
3.4.2	Contrainte liée à la durée de vie	76
3.5	Conception par la méthode du Street-of-coverage	77
3.5.1	Couverture mutuelle	82
3.6	Optimisation par algorithme génétique multi-objectif	83
3.6.1	Paramètres à optimiser	85
3.6.2	Objectifs de l'optimisation	85
3.6.3	Optimisation par la méthode de la somme pondérée	87
3.6.4	Optimisation par l'algorithme NSGA-II	93
3.7	Conclusion	101
4	Discussion des résultats	103
4.1	Introduction	104
4.2	Vérification et interprétation des résultats	104
4.2.1	Méthode de la somme pondérée	104
4.2.2	NSGA-II	105
4.3	Discussion des résultats	105
4.3.1	NSGA-II	105
4.3.2	Optimisation par l'algorithme R-NSGA-II	110
4.4	Comparaison des résultats	122
4.4.1	Constellations optimales	122

4.4.2	Complexité temporelle	126
4.5	Choix de la constellation en fonction des contraintes de mission	129
4.6	Couverture de la constellation	130
4.7	Evaluation de la constellation sélectionnée	131
4.7.1	Bilan de liaison	131
4.8	Conclusion	134
	Conclusion générale	137
	Annexes	143
A	Calcul du temps de visibilité d'un satellite	143
B	Estimation de la durée de vie des satellites	145
C	Calcul du paramètre m	147
	Bibliographie	161

CONCEPTION ET OPTIMISATION D'UNE CONSTELLATION DE NANOSATELLITES POUR LA COLLECTE DE DONNÉES SISMOLOGIQUES EN ALGÉRIE

par Imane MEZIANE TANI

Résumé : Ce travail étudie la faisabilité de déployer une constellation de nanosatellites de type Cubesat pour la collecte de données sismologiques en Algérie. Nous nous sommes intéressés à la problématique de conception et d'optimisation de constellations de satellites dans le cas d'une couverture régionale. L'utilisation des Cubesats présentant un certain nombre de contraintes techniques, la couverture mutuelle en l'absence de liens intersatellites est une solution à l'une de ces contraintes. Le but de l'optimisation est de concevoir une constellation comptant le nombre minimum de satellites situés à une altitude minimale et offrant une couverture permanente. Nous avons tout d'abord appliqué la méthode de conception analytique dite Street-of-coverage conçue pour la couverture régionale au problème de la couverture mutuelle. Puis nous avons tenté de résoudre ce problème multi-paramétrique numériquement en utilisant trois types d'algorithmes génétiques multiobjectif qui se distinguent chacun par la méthode de sélection des individus. Dans la première méthode, nous avons exploité la différence de priorité entre les objectifs pour proposer une fonction fitness basée sur une somme pondérée. La deuxième méthode utilise l'algorithme génétique élitiste à tri non dominé (NSGA-II) pour lequel nous avons tenté d'améliorer les résultats avec la version R-NSGA-II qui propose une recherche guidée. Les résultats des quatre méthodes de conception et d'optimisation ont été comparés. Les trois algorithmes génétiques ont donné des solutions Pareto plus optimales que la méthode analytique que nous jugeons non optimale pour le problème de la couverture mutuelle. Entre les trois algorithmes génétiques, l'algorithme R-NSGA-II est celui qui permet d'obtenir les constellations les plus optimales. Finalement, deux constellations types comptant le moins de Cubesats ont été choisies puis évaluées dans le cas d'une application de collecte de données sismologiques dans la région du nord de l'Algérie.

Mots clés : Collecte de données sismologiques ; Cubesat ; Constellation de satellites ; Conception de constellations ; Algorithmes génétiques multiobjectifs ; Somme pondérée ; NSGA-II, R-NSGA-II

CONCEPTION AND OPTIMISATION OF A NANOSATELLITES CONSTELLATION FOR SEISMOLOGICAL DATA COLLECTION IN ALGERIA

by Imane MEZIANE TANI

Abstract : The purpose of this work is to study the feasibility of deploying a Cubesat nanosatellites constellation for seismic data acquisition in Algeria. Our interest has been focused on the problematic of satellite constellation optimization in a regional coverage case. The mutual coverage in lack of inter-satellite links is a solution to one of a number of technical challenges encountered with the use of Cubesats. The intent is the conception of a constellation regrouping a minimum number of satellites operating at a minimal altitude with a permanent coverage. We first have made use of an analytical conception method called Street-of-coverage for regional coverage to target the mutual coverage issue. We then have made an attempt to solve numerically this multi-parametric problem by applying three kinds of multi-objective algorithms distinguishing oneself from another by its specific selection method. In the first method, we relied on the priority differences between the objectives to introduce a fitness function based on a weighted distributed sum. The second method applies the Non-dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II) to which we have tried to optimize the results with a guided search in its R-NSGA-II version. The results of all of the four conception and optimization methods have then been compared. The Pareto solutions obtained with the genetic algorithms are more optimal than the solutions of the analytical method. We have considered the latter to be non optimal for the mutual coverage issue. Of the three genetic algorithms, the R-NSGA-II is the one providing the most optimal constellations. We have therefore chosen two model constellations having the least number of Cubesats and evaluated both in the case of seismic data acquisition in northern Algeria.

Key words : Seismological data collection, Cubesat, Satellite constellation, Constellation design, Multiobjective genetic algorithm, Weighted distribution, NSGA-II, R-NSGA-II

Remerciements

Le travail présenté ici a été initié et conduit au laboratoire de Télécommunications de Tlemcen de l'Université Abou Bekr Belkaid de Tlemcen. Je tiens à remercier Messieurs Fethi Tarik BENDIMERAD et Sidi Mohamed MERIAH, ancien et actuel Directeurs du laboratoire pour le cadre de travail qui nous est fourni et pour l'enrichissement de ces dernières années passées au sein de ce laboratoire.

Ce travail n'aurait pu voir le jour sans une collaboration avec le laboratoire Géoazur de l'Université de Nice Sophia-Antipolis et grâce à l'obtention d'une bourse de Doctorat Averroès - Erasmus Mundus. Je tiens alors à remercier le consortium Averroès version 3 pour avoir fourni les moyens financiers nécessaires au bon déroulement de cette mobilité.

Qu'il me soit permis d'exprimer mes sincères remerciements à Madame Anne Deschamps, Directrice de recherche au laboratoire Géoazur, pour m'avoir accueillie dans ce laboratoire et pour ses nombreux conseils qui m'ont été précieux. Je la remercie également pour son aide dans la description de la partie application de ce travail.

Un grand merci à M. Gilles Métris, Astronome au laboratoire Géoazur pour son aide précieuse, pour m'avoir initiée au domaine de l'orbitographie et de la mécanique spatiale, pour sa disponibilité durant ma mobilité au sein dudit laboratoire et surtout pour ses encouragements et remarques constructives.

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 sincèrement pour sa disponibilité et pour ses valeureux conseils durant ces années de travail et d'encadrement.

Je remercie Monsieur Mohamed BEKHTI, Maître de recherches au Centre de Développement Spatial d'Oran, pour avoir proposé ce sujet me permettant ainsi d'entamer une carrière dans le domaine fascinant qu'est l'espace. Je le remercie aussi pour son encadrement, ses précieux conseils et

son encouragement durant ces dernières années.

J'exprime toute ma reconnaissance à Monsieur Mohamed CHIKH-BLED, Professeur à l'Université Abou Bekr Belkaid, pour l'honneur qu'il me fait en examinant cette thèse et en présidant le jury.

Je remercie vivement Monsieur Mohamed KAMECHE, Directeur de recherche au Centre de Développement Spatial d'Oran, Monsieur Abdemadjid BOUDJEMAI, Maître de recherche au Centre de Développement Spatial d'Oran et M. Sidi Mohamed MERIAH, Professeur à l'université Abou Bekr Belkaid pour l'honneur qu'ils me font en acceptant d'examiner ce travail.

Je n'oublie pas de remercier M. Guillaume LION, Docteur en Astronomie de l'Observatoire de Paris et ancien doctorant au laboratoire Géoazur pour son aide, ses encouragements, les discussions passionnantes autour de l'espace et l'actualité spatiale et tout simplement pour son amitié.

Un grand merci à ma chère tante, Mme Malika MOKHTARI, Professeur en Chimie à l'Université Abou Bekr Belkaid pour tous ses encouragements, pour sa relecture de la thèse et pour tout son investissement dans l'accomplissement de ce travail.

Que ma chère mère, mon cher frère, ma douce grand-mère, mes chers oncles et le reste de ma famille veuillent trouver dans ce travail l'expression de ma profonde reconnaissance. Je les remercie affectueusement pour leurs encouragements permanents durant ces longues années d'études.

Je dédie ce travail à mon cher mari, Ramzi HABIB, et le remercie pour toute son aide technique, sa relecture et surtout pour sa patience et ses encouragements durant les moments de stress et de doute.

Enfin, j'exprime mes remerciements les plus affectueux aux membres de ma belle famille pour leurs encouragements et pour le bonheur d'être entourée d'eux.

Liste des abréviations

Générales

USGS United States Geological Survey

ISC International Seismological Center

CRAAG Centre de Recherche en Astronomie Astrophysique et Géophysique

VSAT Very Small Aperture Terminal

GPS Global Positioning System

DMC Disaster Monitoring Constellation

GSM Global System for Mobile Communication

Orbitographie

LEO Low Earth Orbit

MEO Medium Earth Orbit

GEO Geostationary Earth Orbit

ISL Intersatellite link

1U Standard de Cubesat de type simple

DC Data center

a Demi-grand axe d'une ellipse

e Excentricité d'une ellipse

i Inclinaison de l'orbite

Ω Ascension droite du noeud ascendant

ω Argument du périégée

v Anomalie vraie du satellite

h Altitude du satellite
 R Rayon moyen de la Terre
 μ Constante gravitationnelle
 J_2 Coefficient de second degré relatif à l'aplatissement terrestre
 N Nombre total de satellites de la constellation
 P Nombre de plans orbitaux
 s Nombre de satellites par plan orbital
 θ Angle d'élévation du satellite
 β Angle central de visibilité du satellite
 ϕ_L Latitude inférieure de la région à couvrir
 ϕ_U Latitude supérieure de la région à couvrir
 m Numéro de maille où se situe la région à couvrir
 c Demi-largeur de la bande à couvrir

Algorithmes génétiques

AG Algorithme génétique
MOGA Algorithme Génétique Multi-Objectif
NSGA-II Non-dominated Sorting Genetic Algorithm, Version II
R-NSGA-II Reference point Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II
 N_G Nombre de générations
 N_P Taille de la population
 P_C Probabilité de croisement
 P_m Probabilité de mutation
 f_i Fonction fitness de l'individu numéro i
 R_v Taux de visibilité
AF Fonction fitness moyennes
 w_{R_v}, w_h, w_N Pondérations des objectifs
 ϵ Paramètre de contrôle de la diversité de l'algorithme R-NSGA-II

Bilan de liaison

R_b Débit binaire

C/N_0 Rapport signal/bruit numérique

E_b Energie de bit

N_0 Densité spectrale du bruit

BER Taux d'erreur de bit

λ Longueur d'onde

f Fréquence de transmission

G_T Gain de l'antenne de transmission

G_R Gain de l'antenne de réception

P_T Puissance de transmission

Unités de mesure

kbps Kilo bits par seconde

Mbps Méga bits par seconde

MO Méga octet

GO Giga octet

ms milliseconde

mm Millimètre

Km Kilomètre

dB Décibel

USD Dollar américain

Introduction générale

Selon les estimations de l'USGS (United States Geological Survey), pas moins de 500 000 évènements sismiques sont détectés dans le monde chaque année. 100 000 d'entre eux peuvent être ressentis et 100 causent des dégâts matériels et humains (USGS (2016)). En moyenne, 15 séismes de magnitude supérieure à 7 sur l'échelle de Richter ont lieu chaque année. Ces évènements majeurs sont considérés comme des catastrophes naturelles destructrices et inévitables. L'Algérie et plus précisément la région du nord est connue pour sa sismicité modérée à moyennement forte. Ceci n'a pas empêché les quelques tremblements de Terre qui ont eu lieu par le passé de causer des pertes considérables. Le dernier en date étant le séisme de Boumerdes en 2003 où près de 2300 personnes ont péri.

La Terre bouge en permanence mais l'occurrence d'un tremblement de Terre de magnitude importante est un processus aléatoire impossible à prédire avec exactitude. Nous savons qu'un tremblement de Terre peut avoir lieu au sein d'une région classée sismique. Mais il est impossible à ce jour de dire quand exactement aura lieu l'évènement. Ces limitations ont conduit les autorités concernées à concentrer tous leurs efforts en investissant dans des moyens de prévention et d'atténuation des risques. La meilleure façon d'évaluer efficacement ces risques est de déployer des systèmes de surveillance fiables, sécurisés et sans interruptions.

Un réseau de surveillance sismologique est composé d'un certain nombre de stations équipées de capteurs sismologiques, d'un ou de plusieurs centres de données et d'un ou de plusieurs systèmes de communication afin de connecter les différentes stations et d'échanger les données de façon sécurisée et efficace. En plus de la qualité des systèmes d'acquisition, un bon système de surveillance repose sur les moyens de communication mis en oeuvre.

Les problèmes liés au transfert de données en temps réel sont toujours d'actualité et étant donné l'aspect probabiliste des canaux de transmission, plusieurs solutions terrestres et spatiales ont été testées pour tenter d'assurer une transmission efficace des données collectées.

Les communications terrestres offrent les meilleurs avantages en termes de coût, de vitesse de transmission et de facilité d'installation. Néanmoins, afin de bénéficier d'une couverture plus large, les communications sans fils peuvent être utilisées dans le cas où les connexions physiques ne sont pas prévues. Les réseaux mobiles ont été alors utilisés dans certains réseaux régionaux de surveillance sismologique. Les débits et les frais d'abonnement sont satisfaisants. Mais, en cas de crise, les liaisons sont susceptibles aux interruptions telles que cela a été reporté durant des séismes précédents ([Hooper \(1999\)](#); [Kroll-Smith \(2001\)](#); [Kaigo \(2013\)](#)). La saturation de ces réseaux publics après une alerte est généralement suivie par la rupture intentionnelle par les autorités concernées dans la zone de secours.

Afin de récupérer les très importantes données post-sismiques dans ce genre de situations, le recours aux communications spatiales a été proposé dès les années 80 ([Calvit and Heitman \(1980\)](#)). Tout d'abord en utilisant des satellites géostationnaires tels qu'Eutelsat ou Intelsat avec des terminaux VSAT ([Murthy et al. \(1989\)](#)), puis avec l'apparition des constellations de satellites de télécommunications LEO afin de réduire les longs délais de transmission des satellites géostationnaires mais aussi la consommation d'énergie dans les stations sismologiques.

Des systèmes commerciaux tels que la constellation de satellites LEO Iridium offrent ce genre de service. Les avantages sont donc la couverture globale et les délais de propagation relativement courts (5.2 ms pour un aller-retour). Cependant, l'utilisation du système Iridium peut s'avérer coûteuse. La bande passante la moins coûteuse allouée aux particuliers limite les débits à 2.4 kbps. Ce débit est insuffisant pour les stations sismologiques ([Angermann et al. \(2010\)](#)). Des allocations large bande sont disponibles pour des débits supérieurs à 128 kbps. Mais les coûts de fonctionnement accroissent rapidement.

Pour toutes les raisons que nous venons de citer, la possibilité de dédier une solution spatiale propriétaire à la collecte de données sismologiques nous mène à nous poser la question suivante : est-il possible de mettre en oeuvre une mission spatiale tout en maintenant un bon rapport fiabilité/prix ?

Parce qu'un projet visant à lancer une constellation de satellites est un projet onéreux qui demande des moyens ambitieux, les satellites de type Cubesat [Twiggs \(2008\)](#) retiennent notre attention. Présentés par leurs inventeurs comme une solution économique pour l'accès à l'espace, cette classe de satellites est en train de connaître un succès remarquable dans le

domaine de la technologie et des applications spatiales.

Les contributions de cette thèse se présentent alors comme suit :

- Etudier la faisabilité de concevoir une constellation de Cubesats placés sur une orbite basse et dédiés exclusivement à la surveillance sismologique dans un territoire sismique.
- Le but d'utiliser des satellites de type Cubesat est de réduire les coûts de réalisation et de lancement d'une constellation qui sont par définition élevés. La question principale à laquelle nous avons consacré une grande partie de ce travail consiste à trouver la constellation optimale qui emploie le minimum de satellites et dont la configuration permettrait de répondre aux différentes contraintes de mission imposées par l'utilisation des Cubesats.
- La contrainte liée à l'impossibilité aujourd'hui de prévoir des liens intersatellites sur des Cubesats présente une problématique très peu abordée dans la littérature qui est la couverture permanente mutuelle à laquelle nous nous sommes intéressés dans cette thèse.
- Parmi les différents modèles géométriques de constellations qui existent dans la littérature ([Ballard \(1980\)](#) et [Walker \(1984\)](#)), aucun d'eux ne propose de solution pour résoudre le problème de la couverture mutuelle. Tout d'abord, nous avons essayé d'évaluer les performances de couverture de la méthode analytique dite Street-of-coverage ([Lüders \(1961\)](#), [Lüders and Ginsberg \(1974\)](#), [Rider \(1986\)](#)) destinée la couverture régionale permanente sous la contrainte de la couverture mutuelle.
- J'ai développé un outil numérique qui permet de concevoir et d'optimiser une constellation de satellites pour la couverture régionale permanente et mutuelle. Cet outil emploie une technique d'optimisation par algorithme génétique multi-objectif ([Feringer et al. \(2006\)](#)). La méthode de sélection employée repose sur le principe d'affectation de priorités aux différents objectifs à optimiser en utilisant une somme pondérée pour le calcul de la fonction fitness.
- Afin d'évaluer les résultats obtenus par l'algorithme génétique présenté ci-dessus, l'algorithme génétique à tri non dominé NSGA-II ([Deb et al. \(2002\)](#)) a été aussi testé.
- Les différentes méthodes de conception et d'optimisation ont été appliquées à la couverture permanente et mutuelle de la région du nord de l'Algérie pour trouver la constellation optimale.

Cette thèse se présente en quatre chapitres. Dans le premier chapitre, nous introduisons le lecteur au domaine des satellites artificiels et des constellations de satellites à travers une description de l'orbite des satellites, des classes de satellites et plus particulièrement de la classe des nanosatellites représentée ici par les satellites de type Cubesat. Enfin, un résumé sur les constellations de satellites, leurs domaines d'application ainsi que les différentes classifications, cloturera le chapitre.

Dans le second chapitre, nous aborderons la problématique de conception de constellations de satellites en décrivant tout d'abord les différents types de couverture qui représentent le paramètre décisif pour le choix de la méthode de conception. Nous nous intéresserons ensuite à la couverture régionale permanente où nous présenterons deux méthodologies de conception : La première, dite Street-of-coverage, est basée sur une modélisation géométrique et utilise une démarche analytique pour trouver les paramètres orbitaux de la constellation recherchée. La deuxième méthodologie emploie une technique d'optimisation numérique par algorithme génétique pour optimiser les différents paramètres orbitaux.

Dans le troisième chapitre, nous décrirons tout d'abord le réseau actuel de surveillance sismologique algérien en mettant l'accent sur le risque sismique dans cette région et l'importance de mettre en oeuvre un système fiable de collecte de données. Puis, nous appliquerons les deux méthodologies présentées dans le chapitre précédent afin de concevoir des constellations de satellites dédiées à une application de collecte permanente de données sismologiques dans la région du nord de l'Algérie. Pour l'optimisation numérique, deux types d'algorithmes génétiques ont été utilisés, l'un est basé sur une méthode de sélection aléatoire des individus en fonction de leur fitness qui est calculé en affectant des priorités aux objectifs. Le deuxième algorithme est basé sur une sélection élitiste à tri non dominé (NSGA-II).

Enfin, dans le dernier chapitre nous proposons une discussion détaillée des résultats obtenus avec les différentes méthodes abordées et nous tenterons d'améliorer quelques uns d'entre eux avant de dresser une comparaison entre les différentes méthodes en fonction de l'optimalité des constellations conçues mais aussi en fonction de la complexité des algorithmes utilisés.

CHAPITRE 1

Généralités sur les satellites et les constellations de satellites

Sommaire

1.1	Introduction	20
1.2	Satellites et orbites	20
1.2.1	Problème des deux corps	20
1.2.2	Géométrie de l'orbite	21
1.2.3	Eléments orbitaux	22
1.2.4	Classification des satellites	25
1.3	Cubesats	28
1.3.1	Cubesat comme standard	29
1.3.2	Etude statistique sur les Cubesats	30
1.4	Constellation de satellites	37
1.4.1	Définition	37
1.4.2	Avantages et inconvénients	38
1.4.3	Types de constellations	40
1.4.4	Quelques exemples de constellation	44
1.4.5	Constellations de Cubesats	46
1.4.6	Topologies de constellations de satellites	47
1.5	Conclusion	50

1.1 Introduction

Dans ce premier chapitre, nous présentons une synthèse bibliographique des différents concepts abordés dans cette thèse et en relation avec les constellations de satellites. La première partie est une introduction nécessaire à la mécanique orbitale avec une description de la géométrie des orbites et des éléments orbitaux d'un satellite. La seconde partie est une brève description de la catégorie de nanosatellites appelée Cubesat pour enfin terminer avec quelques généralités sur les constellations de satellites, leur utilité, les différents types de constellations et les deux types de topologies.

1.2 Satellites et orbites

1.2.1 Problème des deux corps

En mécanique classique, le problème des deux corps permet de déterminer le mouvement de deux particules ponctuelles uniquement soumises à une interaction mutuelle, c'est-à-dire que l'influence d'un corps tierce est négligeable. Comme exemple, nous pouvons citer le mouvement d'une planète autour d'une étoile ou alors le mouvement d'un satellite autour d'une planète.

Le mouvement d'un satellite autour d'une planète est considéré comme un problème où les deux objets sont en interaction gravitationnelle. Dans ce cas, l'un des deux objets, réduit à une particule ponctuelle, est sujet au champs gravitationnel généré par le deuxième objet considéré comme particule ponctuelle immobile. Cette supposition n'est valide que si la taille des deux objets est très petite par rapport à la distance qui les sépare.

Dans sa loi universelle de la gravitation, Newton démontre que toute particule ponctuelle attire toute autre particule ponctuelle par une force dirigée le long de la ligne reliant ces deux particules. Cette force définie dans l'équation (1.1) (Capderou (2006)) est proportionnelle au produit de ces deux masses et est inversement proportionnelle au carré de la distance qui les

sépare :

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2}, \quad (1.1)$$

Où,

F : Amplitude de la force gravitationnelle.

G : constante gravitationnelle.

m_1 : masse de la première particule ponctuelle.

m_2 : masse de la seconde particule ponctuelle.

r : distance entre les deux particules.

La résolution d'un problème de deux corps de type Terre - Satellite artificiel permet de déterminer la trajectoire du satellite dessinée par l'attraction de la Terre suivant une orbite donnée dont nous présenterons les différentes géométries possibles dans ce qui suit.

1.2.2 Géométrie de l'orbite

Partant des nombreux travaux d'observation faits par Tycho Brahe et après cinq années d'observations du mouvement de la planète Mars, Johannes Kepler publie en 1609 les deux premières de ses trois lois du mouvement des planètes (Russell (1964)). La première de ces lois stipule que "*L'orbite de chaque planète décrit une ellipse dont le soleil est l'un de ses foyers*".

Mathématiquement, la distance entre un corps central et un corps orbitant autour suivant une trajectoire elliptique peut être exprimée par l'équation (1.2) (Capderou (2006)) :

$$r(v) = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(v)} \quad (1.2)$$

Où,

r : distance entre les deux corps.

a : demi grand axe de l'ellipse

e : excentricité qui définit la forme de l'ellipse.

v : anomalie vraie.

Ces paramètres seront définis dans la partie décrivant les paramètres orbitaux.

La géométrie de la trajectoire dépend de la valeur du paramètre e .

Si $0 \leq e < 1$, l'équation précédente est celle d'une courbe fermée. Un cercle si $e = 0$, sinon une ellipse.

Si $e \geq 1$, l'équation précédente est celle d'une courbe ouverte. Une parabole si $e = 1$, sinon une hyperbole.

Dans ce travail, nous nous intéressons aux orbites fermées et plus particulièrement aux orbites quasi-circulaires.

1.2.3 Eléments orbitaux

Ordinairement, un point en mouvement dans l'espace tridimensionnel est représenté par ses six coordonnées cartésiennes $(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$. Cependant, cette représentation ne permet pas par exemple de proposer des simplifications mathématiques afin d'obtenir une expression analytique du mouvement. Pour ce faire, un autre type de coordonnées existe, appelé éléments képlériens et permettant de représenter la géométrie de l'ellipse dessinée par le mouvement du satellite. Ces éléments sont classés selon la nature de l'information qu'ils représentent :

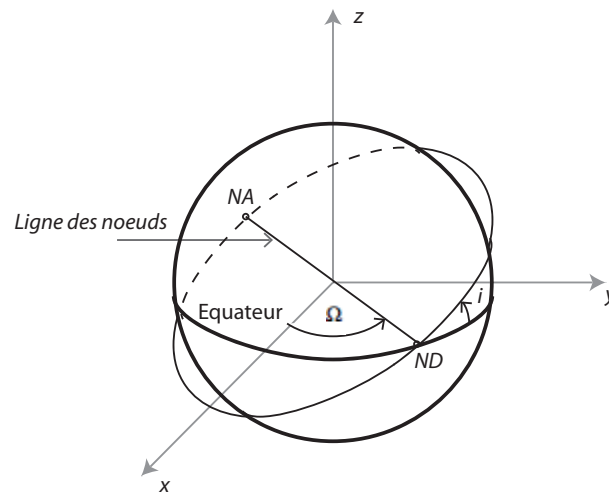
1.2.3.1 Position du plan orbital

La position du plan de l'orbite dans l'espace, présentée dans la Figure 1.1, est donnée par rapport à un plan inertiel et équatorial de référence en définissant deux angles :

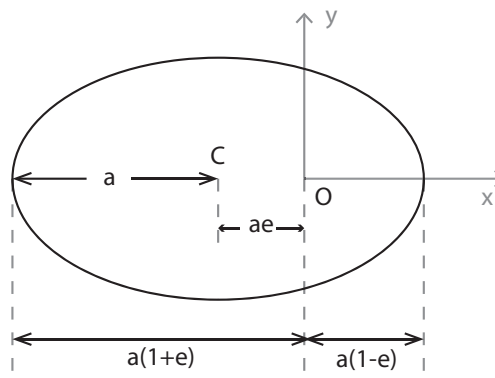
- L'inclinaison i : l'angle que fait le plan orbital avec le plan de référence. Dans le cas de la Terre, le plan de référence est le plan équatorial.
- L'ascension droite du noeud ascendant notée Ω : l'angle séparant l'axe des x du plan de référence et la ligne des noeuds formée par l'intersection entre le plan orbital et l'équateur.

1.2.3.2 Forme de l'orbite

Deux paramètres orbitaux permettent de caractériser la forme de l'orbite :

FIGURE 1.1 – Illustration de i et de Ω .

- Le demi-grand axe a : Une ellipse est représentée par deux axes. Un petit et un grand axe. Ce dernier est le plus long diamètre, une droite qui traverse à la fois le centre et les deux foyers de l'ellipse. Le demi grand-axe est représenté dans la Figure 1.2 par le segment a . Par ailleurs, si l'ellipse est un cercle, le demi grand-axe est son rayon. Dans le cas des orbites circulaires, il est très commun de parler d'altitude h , où $h = a - R$ avec a étant le rayon de l'orbite et R le rayon de l'astre central.
- L'excentricité e : L'excentricité est une grandeur comprise entre 0 et 1 qui représente l'aplatissement d'une ellipse. Représentée sur la figure 1.2, elle détermine l'éloignement du foyer de l'ellipse par rapport à son centre qui est exprimé par le produit ae . Si l'excentricité est nulle, cet éloignement est nul. Le centre est alors confondu avec le foyer et une orbite circulaire est obtenue.

FIGURE 1.2 – Illustration de a et de e .

1.2.3.3 Position du satellite sur son orbite

Une fois la position dans l'espace et la forme du plan orbital définis, il reste à déterminer la position du satellite sur ce plan. Pour cela il suffit de définir un point d'origine sur l'ellipse appelé *périgée* et représenté sur la Figure 1.3. Ensuite, à partir de ce point, la position du satellite est donnée à travers l'angle formé entre ce point d'origine et la position du satellite. Deux paramètres sont donc nécessaires :

- L'argument du périgée noté ω : l'angle dans le plan orbital entre la ligne des noeuds et la ligne qui relie le centre de l'orbite au point du périgée qui est le point le plus proche du centre de la Terre.
- La position du satellite par rapport au périgée peut être exprimée en utilisant l'un des trois angles suivants :
 - L'anomalie vraie v : l'angle entre le point du périgée et la position du satellite sur l'ellipse.
 - L'anomalie excentrique E : cet angle est obtenu en projetant le satellite sur un cercle fictif dont le centre est confondu avec le centre de l'ellipse et le rayon est égale au demi-grand axe de l'ellipse.
 - L'anomalie moyenne M : un angle théorique défini par l'équation de Kepler comme suit :

$$M = E - e \sin E \quad (1.3)$$

Où E est l'anomalie excentrique définie précédemment.

L'angle M est utile à la dérivation du mouvement képlérien en fonction du temps. Il est donné par l'équation (1.5) (Capderou (2006)).

$$M = M_0 + n(t - t_0) \quad (1.4)$$

Où n est le moyen mouvement défini par la troisième loi de Kepler comme étant constant. n est donné par l'équation (1.5) (Capderou (2006)).

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (1.5)$$

Où, a : le demi-grand axe.

μ : la constante gravitationnelle. Dans le cas de la Terre, $\mu = 398.600,64 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

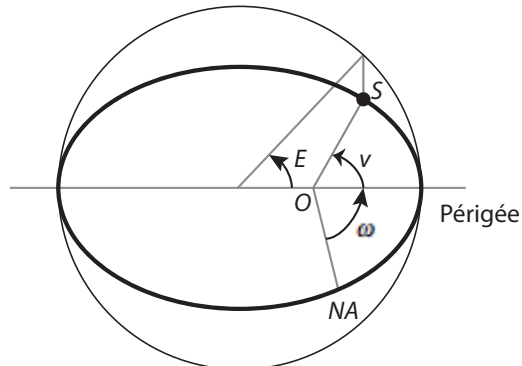


FIGURE 1.3 – Illustration de ω , de v et de E .

A ce stade, nous venons de démontrer que la position d'un satellite en orbite autour de la Terre peut aussi être définie en fonction de six paramètres ($a, e, i, \omega, \Omega, (v, E$ ou $M)$). Ces paramètres sont appelés les paramètres orbitaux

1.2.4 Classification des satellites

Les satellites artificiels peuvent être classés en fonction de différents critères tels que le type d'orbite sur laquelle ils évoluent, le type d'application pour laquelle ils sont lancés ou tout simplement en fonction de leur taille.

1.2.4.1 Types d'orbite

Les orbites sont classées en fonction de leur forme et de leur orientation. Ces caractéristiques sont définies à partir des paramètres présentés dans la section 1.4.4. Ainsi différents types d'orbites peuvent être dérivés en fonction de l'altitude h , l'inclinaison i , l'excentricité e , etc.

Classification par altitude Il existe trois grandes classes d'orbites classées selon l'altitude :

- **Orbite basse** : cette orbite est plus connue sous le nom d'orbite LEO (Low Earth Orbit). Les satellites situés sur cette orbite sont à une altitude allant de 300 à 2000 *km*. On y trouve des satellites d'observation de la Terre, des satellites de télécommunications ainsi que des stations habitées telles que la station spatiale internationale.
- **Orbite moyenne** : Appelée orbite MEO (Medium Earth Orbit). L'altitude de cette orbite est située entre 2000 *km* et 35.786 *km*. On y trouve plus particulièrement les satellites de navigation tels que les satellites du système GPS (Global Positioning System), ceux de Galileo ou encore les satellites de Glonass.
- **Orbite géosynchrone** : C'est une orbite où le satellite est situé à une altitude (environ 36.000 *km*) telle que la période orbitale est équivalente à la période de rotation de la Terre autour d'elle-même. Cette configuration permet de garder une visibilité permanente du satellite à partir d'un point sur Terre. Si l'orbite est située dans le plan de l'équateur ($i = 0^\circ$), on parle d'orbite géostationnaire.

Classification par excentricité

- **Orbite quasi-circulaire** : si l'excentricité $e \simeq 0$ l'orbite a une forme quasi-circulaire. Cette orbite est avantageuse pour les satellites de télécommunications car le satellite est plus ou moins à la même distance de la Terre.
- **Orbite elliptique** : Si $0 < e < 1$, l'orbite possède une forme elliptique. Si $e > 0,5$, nous parlons d'orbite fortement elliptique ([Garrison et al. \(1995\)](#)).

Classification par inclinaison

- **Orbite inclinée** : Pour ce type d'orbite, le plan orbital possède une inclinaison non nulle par rapport au plan équatorial.
- **Orbite polaire** : Un satellite sur une orbite polaire passe près des deux pôles à chaque révolution. Cette orbite a une inclinaison proche de 90° .

1.2.4.2 Types d'application

- **Satellites d'observation de la Terre** : Il existe plusieurs applications liées à l'observation de la Terre telles que la météorologie, la cartographie, la télédétection, la gestion de catastrophes, etc.
- **Satellites de télécommunications** : Un satellite de télécommunication est un relais situé en orbite autour de la Terre et créant ainsi un canal de transmission entre un émetteur et un récepteur se trouvant sur différents points de la Terre. Les applications les plus courantes sont la télévision, la téléphonie, Internet, la radiosurveillance, etc. Les systèmes de télécommunications récents utilisent des orbites géostationnaires, des orbites fortement elliptiques ou bien des constellations de satellites en orbite basse.
- **Satellites de navigation** : Formant généralement une constellation, ces satellites fournissent la position 3D (latitude, longitude, altitude), la vitesse et l'heure d'un utilisateur possédant un récepteur mobile et se trouvant sur Terre ou à une orbite plus basse. Le système de navigation le plus connu est le système GPS. A la date du 15 juin 2016, il est constitué de 31 satellites (<http://www.gps.gov/systems/gps/space/>) situés à une altitude d'environ 20000 km.

1.2.4.3 Taille de satellites

La géométrie pouvant varier d'un satellite à un autre, nous parlons plutôt de masse quand il faut classer un satellite selon sa taille. Ce paramètre est important car il est déterminant pour le coût du lancement. Le tableau 1.1 contient les différents types de satellites classés en fonction de leur masse. Un coût de réalisation et de lancement approximatif est donné à titre d'exemple.

Classe	Femto	Pico	Nano	Micro	Mini	Medium	Large
Masse (kg)	0,001-0.1	0,1-1	1-10	10-100	100-500	500-1000	>1000
Coût	3 – 20 k\$	20 – 200 k\$	0,2 – 2 M\$	2 – 10 M\$	10 – 50 M\$	50 – 100 M\$	0,1 – 2 B\$

TABLE 1.1 – Différentes classes de satellites en fonction de la masse et du coût de fabrication approximatif (Buchan and DePasquale (2014)). 1k\$ = 10^3 \$, 1M\$ = 10^6 \$, 1B\$ = 10^9 \$.

1.3 Cubesats

Un Cubesat est un satellite miniaturisé de type pico ou nanosatellite. Il tient son appellation de la forme cubique de l'unité qui le compose. En effet, un Cubesat est conçu à partir d'une ou plusieurs unités cubiques de 1000 cm^3 de volume et ayant une masse maximale de $1,33\text{ kg}$ (Voir Figure 1.4). Ce design devenu ensuite un standard (Munakata et al. (2009)) a été proposé en 1999 par deux équipes de l'université de Stanford et l'université Polytechnique de Californie (CalPoly) dirigées par les professeurs R. Twiggs et J. Puig-Suari, respectivement. Ces deux derniers ont voulu rendre l'espace plus accessible aux communautés universitaires et scientifiques en proposant un modèle de satellite modulable, simple à réaliser et à des prix compatibles avec les budgets universitaires.

Les premiers satellites de type Cubesat ont été lancés en orbite le 30 juin 2003. Ce lancement

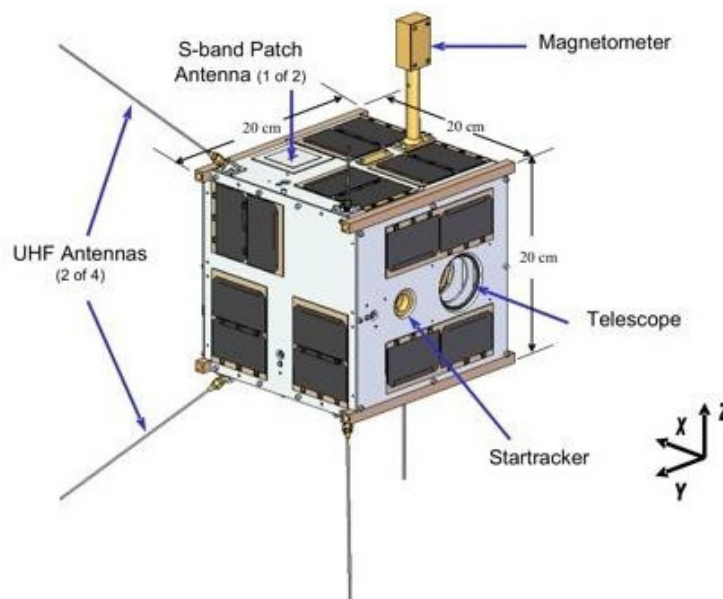


FIGURE 1.4 – Configuration standard d'un Cubesat (Munakata et al. (2009)).

réussi à bord de la fusée russe Rokot-KM a permis de démontrer la possibilité de mettre en orbite des Cubesats à travers trois missions réussies sur six (Flagg et al. (2004)). Le nombre de lancements de Cubesats s'est alors multiplié depuis.

Les premiers Cubesats étaient surtout dédiés à des fins expérimentales. En effet, ces satellites proposant une nouvelle philosophie de miniaturisation qui n'existait pas jusqu'alors dans le domaine spatial, il a fallu d'abord tester les différents composants qui existaient pour des ap-

plications terrestres dans un milieu plus hostile que représente l'espace. Ces missions de type "Expérimentations technologiques" représentent une grande partie des Cubesats lancés durant les premières années et continuent aujourd'hui à travers l'expérimentation de nouveaux sous systèmes et charges utiles conçus pour des applications spécialement dédiées aux Cubesats. De plus, avec l'intérêt grandissant pour ces petits satellites, les objectifs de missions ont évolué et les communautés civiles et militaires commencent à cibler des applications plus ambitieuses dans des domaines tels que l'observation de la Terre ([Selva and Krejci \(2012\)](#)), les télécommunications ([Kara et al. \(2015\)](#)), l'astrobiologie ([Ehrenfreund et al. \(2013, 2014\)](#); [Laštovička-Medin \(2016\)](#)) ou encore l'exploration de l'espace interplanétaire ([Udrea et al. \(2015\)](#)).

Dans la partie suivante du présent chapitre, nous présentons une étude statistique sur les Cubesats lancés à ce jour, les réussites et les échecs et les types d'applications afin d'avoir une idée sur l'évolution de ces petits satellites qui commencent à susciter un grand intérêt chez les communautés universitaires sur les cinq continents.

1.3.1 Cubesat comme standard

La taille et la configuration d'un Cubesat sont définies à partir du nombre d'unités qui le composent et qui rendent leur intégration plus flexible à travers des sous-systèmes de plus en plus modulables. Des Cubesats de classe 0,5U, 1U, 1,5U, 2U, 3U et 6U ont déjà été réalisés et lancés en orbite. La Figure 1.5 montre quatre de ces six configurations et de façon simplifiée la manière de composer un Cubesat à partir d'une ou de plusieurs unités. Notons que le choix d'une des configurations dépend principalement du type d'application, des sous-systèmes ainsi que de la taille de la charge utile dédiée à la mission.

Un Cubesat d'une unité (1U) est un satellite de forme Cubique de 10 *cm* sur chaque arête formant un volume de 1000 *cm*³. La masse d'un 1U ne doit pas dépasser 1,33 *kg* pour être compatible avec la structure dont les spécifications sont présentées dans [Munakata et al. \(2009\)](#). De plus, un Cubesat 1U doit consommer au maximum une énergie de 1W.

Un autre point fort des Cubesats est la standardisation de kits de lancement compatibles avec ces satellites facilitant leur intégration en tant que charge utile secondaire sur des lanceurs de satellites plus grands afin de bénéficier de plus en plus d'opportunités de mise en orbite.

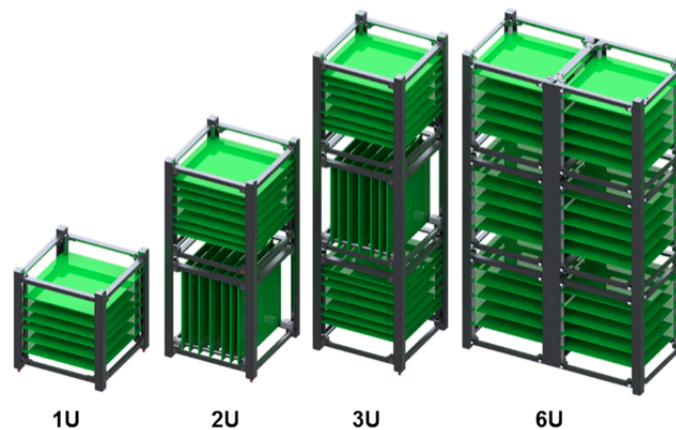


FIGURE 1.5 – Les différentes classes de Cubesats. Source : Radius space, Url : <http://www.radiuspace.com>.

Parmi ces kits de lancement, nous citons le premier, P-POD (Nason et al. (2002)), un système de lancement standardisé par l'université polytechnique de Californie en même temps que le Cubesat.

Le concept de Cubesat a beaucoup évolué depuis 1999. En effet, avec des configurations allant jusqu'au 6U, en plus des charges utiles qui deviennent plus spécialisées, ces satellites comportent aujourd'hui des plate-formes plus sophistiquées qui les rendent plus fiables tels que des antennes déployables, des systèmes de désorbitation, des panneaux solaires déployables et donc plus d'énergie disponible (15W en moyenne).

1.3.2 Etude statistique sur les Cubesats

Les données utilisées dans cette section ont été obtenues avec l'autorisation de M. Swartwout (Swartwout (2016)) qui met en ligne ces informations sur son site Internet : <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/>. La base de données est régulièrement actualisée et au moment où nous l'avons utilisée (le 30 août 2016), la dernière date de lancement ajoutée était le 22 juin 2016. La base de données contient une liste de 485 Cubesats lancés dans la période de 2003 à 2016. Les informations qui nous intéressent sont : le nom du Cubesat, la date de lancement, la classe de Cubesat (1U,1.5U,2U,3U,6U), le type d'application et l'état de fonctionnement. L'année 2016 n'étant pas encore achevée et étant donné que plusieurs lancements de Cubesats sont encore prévus pour les mois à venir, nous

choisissons de ne pas inclure cette année dans notre étude statistique. Ainsi la période prise en compte sera de 2003 à 2015 et les 435 Cubesats lancés durant ces 12 dernières années. La Figure 1.6 montre le nombre de Cubesats lancés par année dans la période 2003 – 2015. Nous pouvons y voir que le nombre de Cubesats lancés en l’espace de 12 ans a été multiplié par 20. Nous remarquons d’abord une première tendance plus modeste de 2003 à 2012 où le nombre de lancements par année ne dépassait pas les 20 Cubesats. Puis, en une année (2013) ce nombre a été multiplié par 4, atteignant les 80 Cubesats/an. Une nouvelle tendance est alors observée à partir de 2014 où ce nombre a dépassé les 100 Cubesats/an. A titre de comparaison, le nombre de lancements de satellites toutes classes confondues a atteint environ 230 satellites en 2015 (Zaria (2016)). Les 126 Cubesats lancés cette même année représentent alors 54% du marché global des satellites.

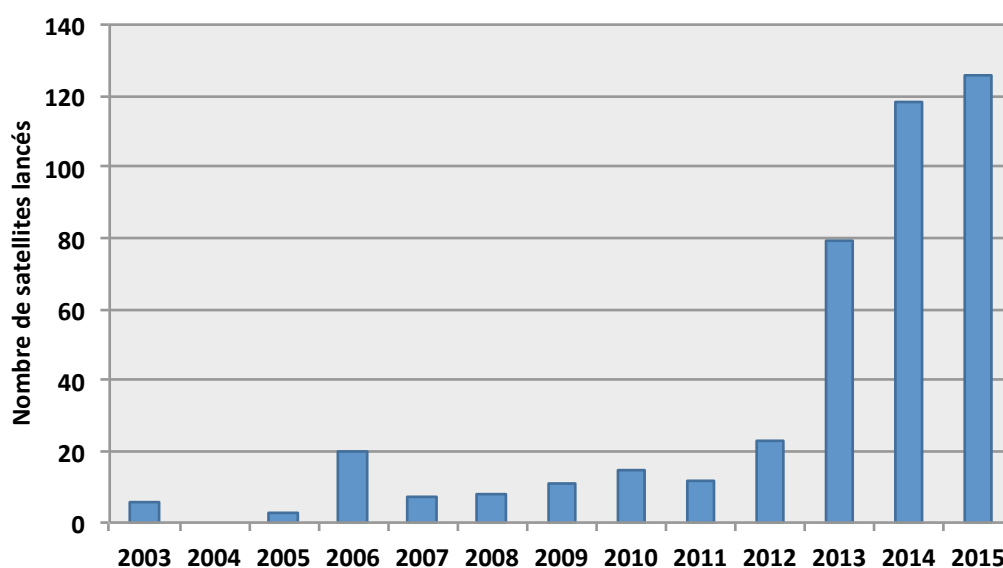


FIGURE 1.6 – Le nombre de Cubesats lancés par année. Swartwout (2016).

1.3.2.1 Classes de Cubesats

Le premier objectif des Cubesats fut la miniaturisation des satellites afin de les rendre plus accessibles d’un point de vue du temps et des coûts de réalisation. Cependant, les objectifs de mission ont beaucoup évolué depuis les premiers Cubesats lancés et ils sont passés

de la démonstration technologique aux applications réelles avec des données exploitables. Les charges utiles pour ce type d'application sont relativement plus volumineuses et plus lourdes.

Sur la Figure 1.7a, nous avons voulu illustrer le nombre de Cubesats de chaque classe (1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U) lancés par année afin d'évaluer la tendance de l'intérêt porté aux différentes classes depuis la création des Cubesats. Nous remarquons deux tendances différentes, la première s'étend de 2003 à 2013 où le nombre de Cubesats de classe 1U est supérieur à ce nombre dans les classes restantes. Puis, à partir de 2014, le nombre de Cubesats de type 3U est largement plus élevé que celui des Cubesats plus petits. Nous apercevons aussi l'apparition des Cubesats de classe 6U (8 kg, 6000 cm³, 15 W) à partir de cette année.

La Figure 1.7b, montre le pourcentage de satellites de chaque classe lancés pendant l'année 2015. La classe 3U occupe 75% du marché des Cubesats suivie de la classe 1.5U (13%) puis de la classe 1U avec seulement 8% du total des Cubesats lancés durant cette année. Nous constatons alors une tendance vers "l'agrandissement" de la taille des Cubesats probablement justifiée par le besoin croissant de lancer des Cubesats dédiés à des applications utilisant des charges utiles plus volumineuses.

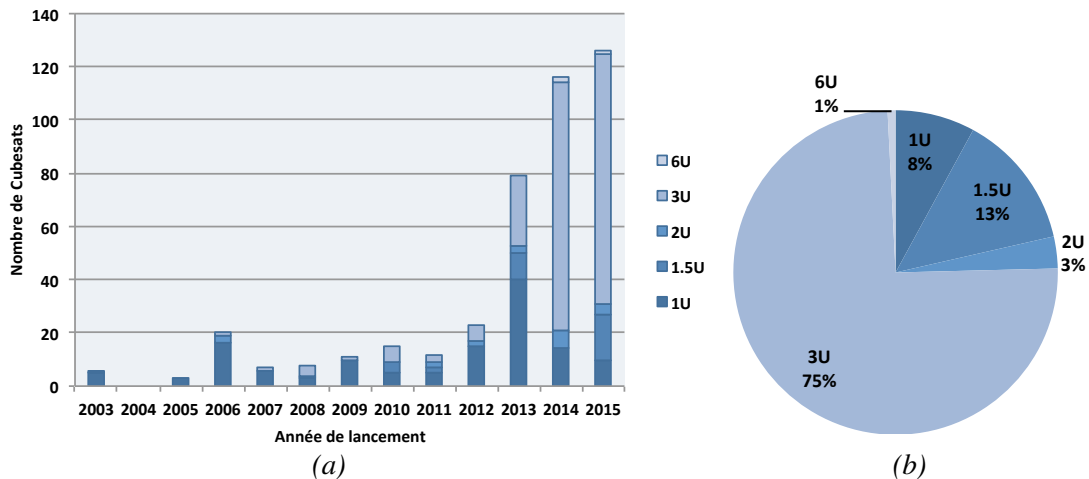


FIGURE 1.7 – Le nombre de Cubesats lancés par classe (1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U). (a) : Pour la période de 2003 à 2015. (b) : Pour l'année 2015. Sur les quartiers de la figure (b) sont affichés le couple (classe, pourcentage par rapport au nombre total de Cubesats lancés). Swartwout (2016).

1.3.2.2 Applications des Cubesats

Le choix de la classe du Cubesat dépend principalement du type d'application qu'il est censé effectuer une fois en orbite. La Figure 1.8 affiche le nombre de satellites lancés par type d'application. Il existe 5 types d'applications où les Cubesats interviennent :

- Démonstration technologique : ces missions servent à tester un équipement ou un composant du satellite dans l'environnement spatial. Le nanosatellite algérien Alsat-1N (Asal (2016)) est un exemple de Cubesat embarquant trois types de charges utiles expérimentales dont l'une est dédiée à l'observation de la Terre.
- Éducatif : le but de ce type de projets est strictement pédagogique. Les Cubesats disposent généralement d'une plate-forme et d'une charge utile simples servant simplement à communiquer des données de télécommande et de télémétrie à une station terrestre.
- Communication : ces Cubesats sont généralement utilisés pour la collecte de données comme la constellation Humsat (Tubío-Pardavila et al. (2014)) pour la collecte de données atmosphériques.
- Missions scientifiques : pour des applications scientifiques telles que des expériences biologiques dans l'espace (GenSat1, Yost et al. (2005)) ou l'étude des tremblements de terre (Quakesat, Flagg et al. (2004)).
- Imagerie/Observation de la Terre : ce type d'applications requiert l'utilisation d'instruments d'imagerie tels que des caméras.

Le premier lancement en 2003 comportait 5 Cubesats de type éducatif et un Cubesat pour une mission scientifique (Quakesat pour l'étude des tremblements de Terre). De la Figure 1.8a, nous remarquons deux tendances différentes, la première s'étend de 2003 à 2013 où la plupart des Cubesats lancés étaient dédiés à des applications éducatives ou pour des démonstrations technologiques. Cette tendance s'est inversée durant les deux années qui suivirent et en 2015 (voir Figure 1.8b), sur les 126 Cubesats lancés, nous remarquons la multiplication d'applications concrètes telles que l'imagerie (52%), les communications (6%) et toujours des démonstrations technologiques (33%). Mais très peu de missions à but éducatif (3%). Cette tendance correspond à celle affichée précédemment par la Figure 1.7 où nous avons constaté un intérêt accru pour les Cubesats de classe 3U. En effet, les applications devenues

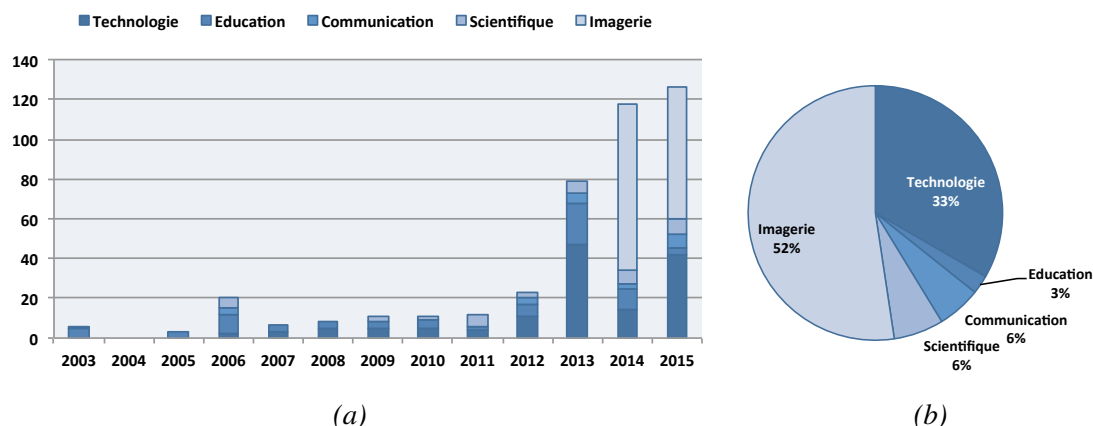


FIGURE 1.8 – Le nombre de Cubesats lancés par types d'application. (a) : Pour les années de 2003 à 2015. (b) : Pour l'année 2015. Sur les secteurs de la figure (b) sont affichés le couple (type d'application, pourcentage par rapport au nombre total de Cubesats lancés). *Swartwout (2016)*.

"populaires" ces deux dernières années chez les communautés de Cubesats sont de plus en plus gourmandes en espace et en énergie. Les Cubesats de communication comportent des antennes qui exigent de l'énergie pour la transmission de données et doivent de ce fait disposer de sous-systèmes de puissance (panneaux solaires et batteries) adéquats. Aussi, les caméras utilisées pour les missions d'observation de la terre ont besoin d'énergie pour le fonctionnement de la charge utile et aussi pour la transmission des images vers les stations terrestres.

Le premier constat que nous pouvons faire à ce stade est que l'accroissement du nombre de lancements des Cubesats est passé par deux phases, une première étant à but éducatif où l'objectif était de former les communautés universitaires à entreprendre des projets spatiaux réels, et la seconde visant des applications plus concrètes et c'est pour cette raison que cette catégorie de satellites a suscité notre intérêt dans cette étude.

Mais avant de conclure sur le fait que les Cubesats peuvent représenter une alternative raisonnable pour des applications spatiales actuelles, essayons d'abord d'évaluer l'état des précédentes missions depuis le premier lancement de Cubesats jusqu'au jour où ils représentent plus de 50% du marché mondial des satellites.

1.3.2.3 Etat de fonctionnement

Il existe trois états décrivant le fonctionnement d'un projet satellitaire : Succès, Echec ou Inconnu. L'état inconnu est dû au fait que le propriétaire du Cubesat n'a pas annoncé d'information concernant le lancement parce que la mission a échoué ou tout simplement pour le caractère confidentiel de certains projets notamment ceux appartenant à des organismes militaires.

Succès de mission Les Cubesats ayant réussi leur mission sont ou bien en cours de fonctionnement ou bien leur durée de vie est terminée et la mission a été annoncée comme étant achevée avec succès.

Echec de mission Il existe trois types d'échecs :

- Echec dû au lancement : ce type d'échec est dû à la défaillance du lanceur, un paramètre externe au satellite. Ces satellites sont perdus sans que les équipes de réalisation ne puissent évaluer leur performances.
- Echec dû au non fonctionnement du satellite : ces satellites sont lancés avec succès mais rencontrent une défaillance dans l'un des sous-systèmes de survie tels que les batteries, les panneaux solaires, le système de communication avec la station terrestre qui l'empêche de communiquer son état, etc.
- Echec dû à la défaillance de la charge utile de la mission : le satellite en orbite réussit à communiquer avec la station terrestre mais la charge utile de la mission (exemple caméra de prise d'image) ne fonctionne pas et donc la mission est considérée comme un échec.

Les 435 Cubesats lancés ces 12 dernières années n'ont malheureusement pas tous connu un succès de la mission. La Figure 1.9 montre l'état de fonctionnement de ces Cubesats par date de lancement, chaque année depuis 2003. Nous avons choisis d'afficher le pourcentage du nombre de Cubesats dans chaque état de fonctionnement par rapport au nombre total de Cubesats lancés dans la même année.

La première information qui attire notre attention est le nombre important des échecs de lancement (2006 : 14 échecs, 2014 : 35 échecs, 2015 : 55 échecs). Bien que ces échecs sont peu

déterminants pour l'évaluation des performances des Cubesats, ils représentent néanmoins des pertes non négligeables. Ce nombre important d'échecs de lancements peut s'expliquer par le fait que les Cubesats sont souvent utilisés pour tester de nouveaux lanceurs d'où l'existence d'opportunités de lancements gratuits. Ainsi, les équipes réussissent à bénéficier de lancement gratuit pour leurs Cubesats mais sans aucune garantie.

La seconde information que nous observons est l'augmentation du pourcentage de missions

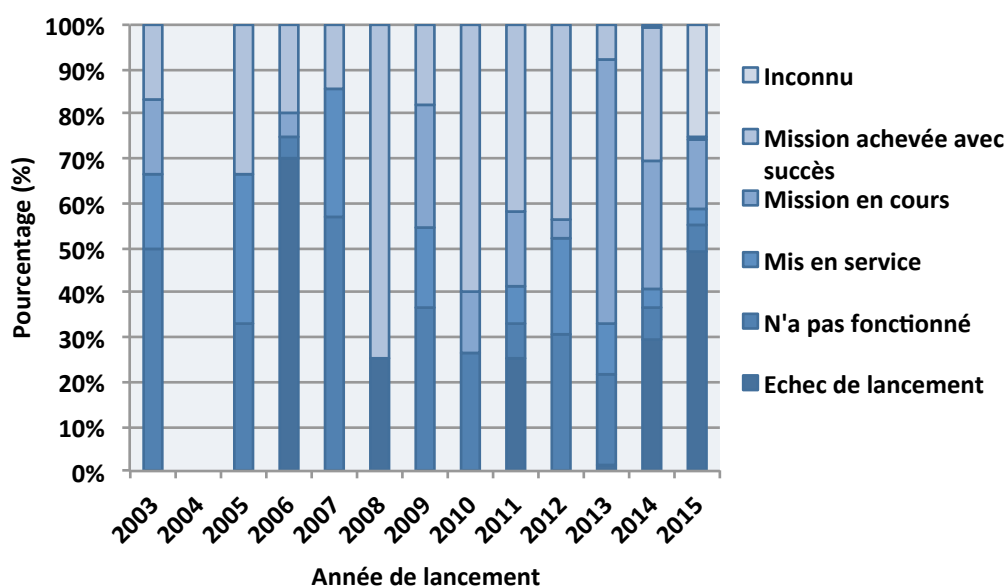


FIGURE 1.9 – L'état des Cubesats lancés durant la période 2003-2015. [Swartwout \(2016\)](#).

réussies à partir de l'année 2008. Pour mieux visualiser l'évolution des performances des Cubesats, nous traçons sur la Figure 1.10a le pourcentage des états de missions pour la période 2003-2015 et ce, sans prendre en considération les échecs de missions. Nous remarquons que les missions ayant réussi représentent 58% du total des Cubesats lancés contre 28% d'échecs et 14% d'état inconnu.

La Figure 1.10b représente l'état des Cubesats lancés durant l'année 2014. Nous choisissons de ne pas prendre en considération l'année 2015 car le nombre de Cubesats perdus cette année dans des échecs de lancements est trop important. Le pourcentage de missions réussies cette année est de 83% contre un pourcentage d'échecs de seulement 16% et à peine 1% d'état de fonctionnement inconnu. Ces résultats démontrent la bonne progression des performances des Cubesats dans l'espace ces dernières années.

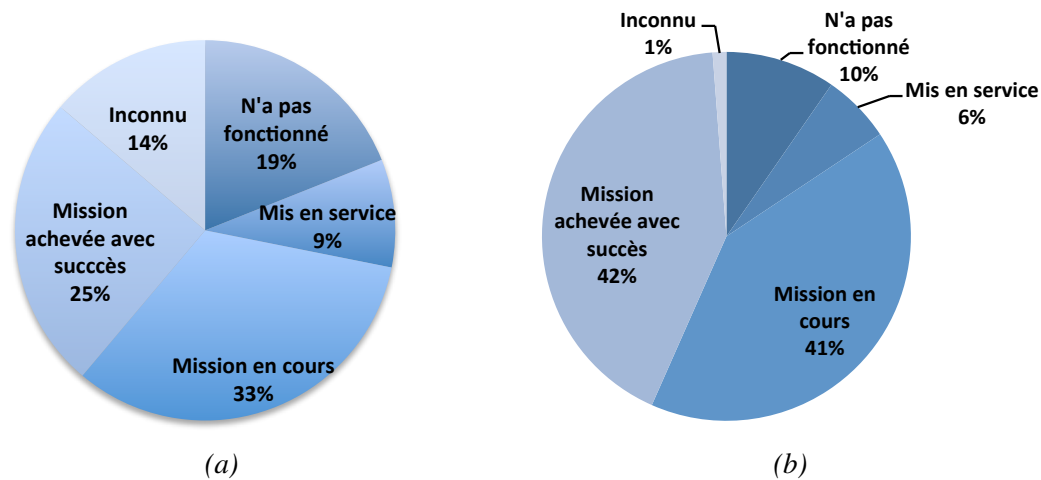


FIGURE 1.10 – L'état de fonctionnement des Cubesats lancés. (a) : Durant la période 2003-2015 . (b) : Durant l'année 2014. Les échecs de lancement ne sont pas pris en compte. *Swartwout (2016)*.

1.4 Constellation de satellites

1.4.1 Définition

Une constellation de satellites est un ensemble de satellites artificiels travaillant en coordination pour effectuer une mission commune sur la totalité ou une partie du globe terrestre. En fonction de l'altitude où les satellites sont placés, une constellation est composée d'au moins deux satellites placés sur un ou plusieurs plans orbitaux. La Figure 1.11 montre les trajectoires en 3D des satellites de la première version de la constellation du GPS. La constellation était composée de 24 satellites opérationnels distribués sur 6 plans orbitaux. Nous nous étalerons sur la géométrie des constellations dans le chapitre suivant consacré à la conception des constellations de satellites.

La première idée de constellations de satellites utilisés comme extension des communications sans fils terrestres remonte à l'article du scientifique et auteur de science fiction Arthur C. Clarke paru en 1945 (*Clarke (1945)*). Il y proposait une constellation de trois satellites géostationnaires suffisante à fournir une couverture globale de la Terre. Plus tard, l'idée de l'utilisation des constellations s'est généralisée à d'autres orbites telles que l'orbite basse ou l'orbite moyenne. L'orbite basse compte aujourd'hui plusieurs constellations de sa-

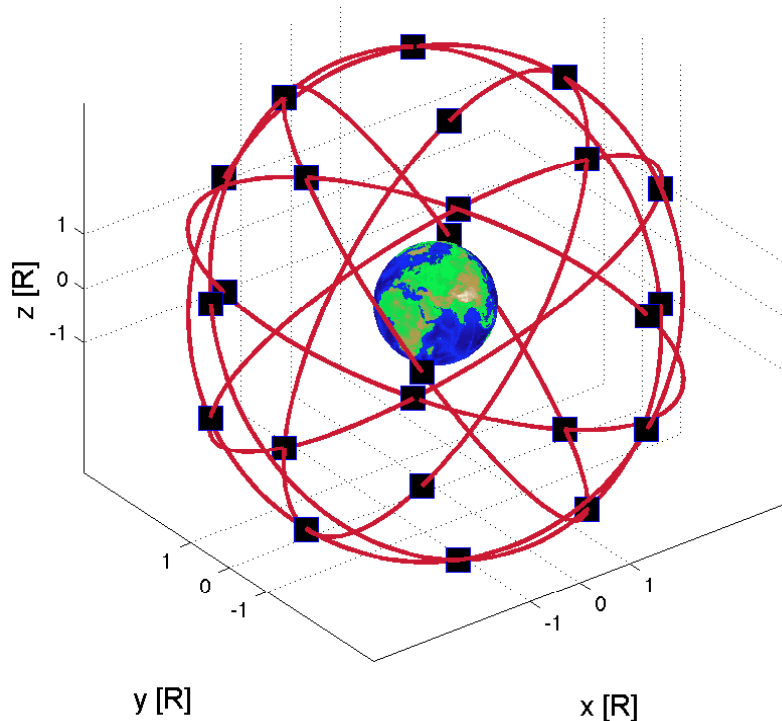


FIGURE 1.11 – Une vue en 3D de la constellation en orbite moyenne du système de navigation GPS. L'unité est donnée en R : Rayon de la Terre.

tellites telles que les satellites de communications Iridium (Pratt et al. (1999)), Globalstar (Dietrich et al. (1998)) ou encore la constellation DMC (Disaster Monitoring Constellation, Chu et al. (2000)) pour la détection de catastrophes naturelles. L'orbite moyenne quant à elle contient principalement les constellations de navigation telles que la constellation du système de navigation GPS (Masumoto (1993)) ou la constellation Galileo (Mozo-García et al. (2001)).

1.4.2 Avantages et inconvénients

La motivation principale du déploiement de constellations réside dans le besoin d'offrir des services satellitaires avec des couvertures de plus en plus larges et ce, sans perdre de

leur fiabilité. L'utilisation des constellations de satellites présentent les principaux avantages suivants :

- Une couverture large et instantanée dans toutes les régions de la Terre en utilisant un nombre limité de satellites.
- Compléter les satellites géostationnaires : les satellites de télécommunications placés sur des orbites LEO peuvent transmettre des signaux vers la Terre avec des délais plus courts comparés aux satellites géostationnaires.
- Multiplier les mesures avec des constellations à couverture multiple. En effet, certaines applications sensibles exigent de doubler voir tripler la couverture d'un point donné sur Terre pour offrir des services fiables à leur clients. Par exemple, dans le cas d'une collecte de données, cette technique permet de sécuriser les données au cas où celles-ci seraient perdues.

Les constellations de satellites n'offrent malheureusement pas que des avantages. L'idée de réaliser puis de lancer un groupe de satellites sous-entend un certain nombre de contraintes et de problèmes dont nous ne citons ici que quelques uns :

- Délais de réalisation et de lancement : Il faut bien évidemment plus de temps pour réaliser un ensemble de satellites. Après réalisation, il faut trouver le ou les lanceurs qui correspondent en matière de taille et d'orbite choisie afin de lancer l'ensemble des satellites. Certains systèmes ne sont mis en service que si tous les satellites sont en orbite et fonctionnels, d'où la nécessité de lancer les satellites dans les délais et à des intervalles de temps réduits.
- Coûts de réalisation et de lancement : Fabriquer un satellite coûte cher, le lancer coûte encore plus cher car les lancements sont facturés au kilogramme. Lancer n satellites coûte en théorie $n \times$ coût de lancement d'un satellite même si en pratique, il existe des réductions pour les lancements groupés.
- Gestion des risques liés à l'échec de lancement ou de fonctionnement. Si un satellite ne fonctionne pas ou si son lancement a échoué, il faudrait trouver rapidement un lancement disponible afin de lancer un satellite de remplacement, ce qui n'est pas évident. Donc, cette éventualité devrait être considérée durant la phase de développement du projet de constellation en plus du fait qu'elle augmenterait le coût global de la mise en service de la constellation.

- Les satellites ont une durée de vie limitée. Pour le fonctionnement permanent du système, il faudrait assurer la mise en orbite de satellites de remplacement avant leur fin de vie.
- Allocation des fréquences et gestion des interférences. Les satellites des constellations en orbite basse peuvent communiquer dans des bandes de fréquences communes à celles utilisées par les satellites à des orbites plus élevées (MEO ou GEO). Il faudrait alors intégrer des solutions de gestion des interférences.

1.4.3 Types de constellations

Les constellations de satellites se distinguent en fonction de leur configuration géométrique qui dépend de l'étendue de la couverture, de l'altitude des orbites ou encore de la taille de la constellation d'un point de vue du nombre total de satellites.

1.4.3.1 Classification par étendue de couverture

L'étendue de la couverture représente la surface au sol que le système doit couvrir. Celle-ci dépend du type de mission et peut être globale, régionale ou bien locale.

Couverture globale L'objectif est de fournir une couverture globale de toutes les régions du globe terrestre. Les applications principales sont le positionnement par satellite tel que le système GPS, ou encore les constellations de télécommunications telles que la constellation Iridium (voir figure 1.12).

Couverture régionale Dans ce type de couverture, seuls les utilisateurs couverts par les satellites de la constellation peuvent utiliser ce service. En général, les constellations sont déployées pour couvrir une région limitée en latitudes. Exemple : la constellation du système de navigation russe GLONASS (Langley (1997)) qui permet de couvrir la région de la Russie ainsi que les hautes latitudes non couvertes par le système GPS.

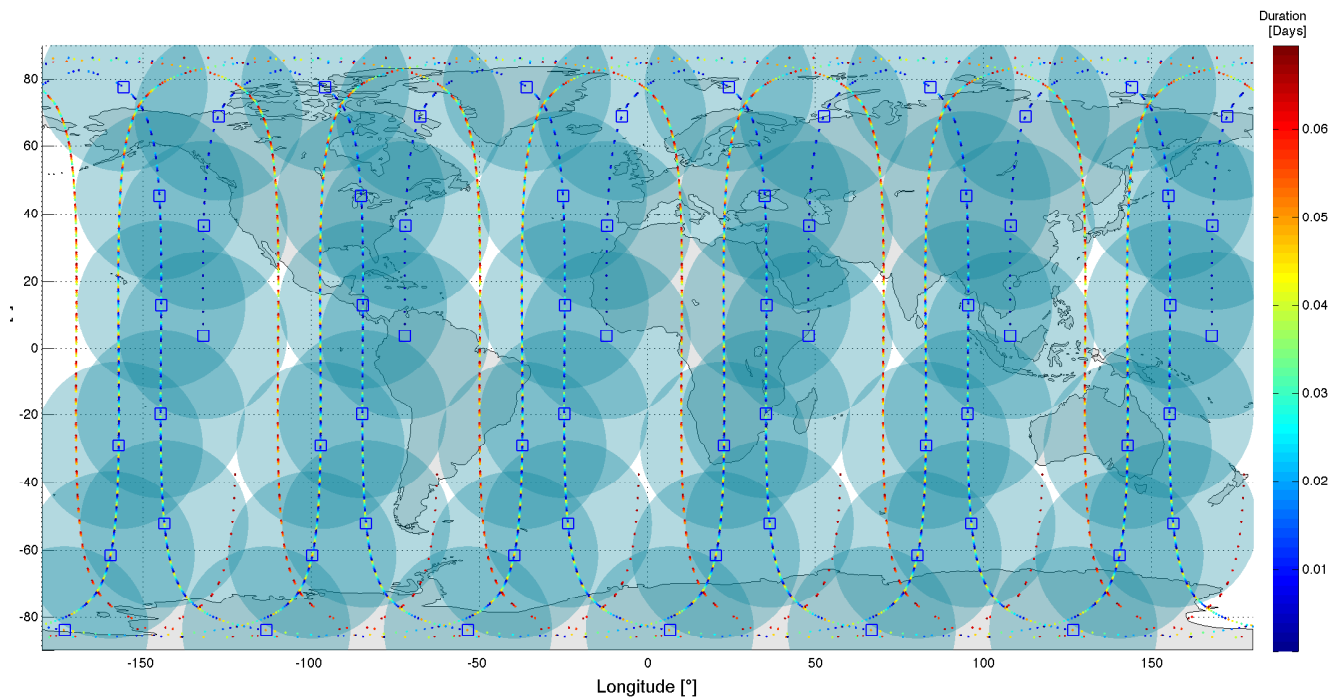


FIGURE 1.12 – Couverture des satellites de la constellation de télécommunications Iridium

Couverture locale Dans ce type de couverture la constellation est conçue pour une utilisation très spécifique liée à une zone géographique limitée. Exemple : la constellation japonaise de positionnement complémentaire QZSS (Quasi-Zenith Satellite System, [Inaba et al. \(2009\)](#)) constituée de 3 satellites en orbite Tundra ([Bruno and Pernicka \(2005\)](#)) et servant à offrir une couverture permanente du Japon (Voir la Figure 1.13 réalisée par G. Lion).

1.4.3.2 Classification par altitude d'orbite

Les constellations de satellites peuvent aussi être classées en fonction de l'altitude de l'orbite des satellites qui les composent. La figure 1.14 montre les différentes classes que nous détaillerons dans ce qui suit :

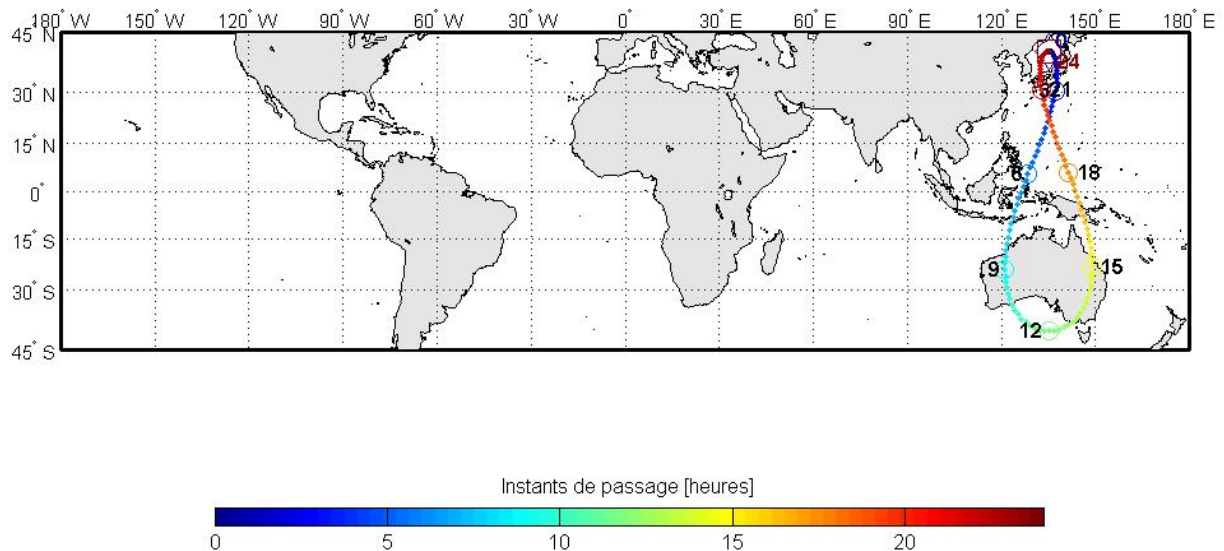


FIGURE 1.13 – Trace au sol des satellites de la constellation chinoise QZSS [G. Lion]

Constellation LEO Une constellation est dite à orbite basse ou en anglais LEO pour Low Earth Orbit si l’altitude des satellites qui la compose est inférieure à 2000 km. Les satellites LEO ont une période orbitale inférieure à 2 heures. L’avantage de ce type d’orbite est le temps de transmission qui est réduit à quelques millisecondes. Un autre avantage est la réduction de la puissance de transmission. Cependant, pour assurer une couverture continue d’une région donnée il faut placer plusieurs satellites en orbite basse.

Constellation MEO Dans une constellation à orbite moyenne, l’altitude des satellites est entre 13000 km et 20000 km. La période orbitale varie entre 8 heures et 12 heures. Ce type d’orbite offre un consensus entre les avantages et les inconvénients des constellations LEO et les constellations GEO. Ainsi, avec ce type de constellations le nombre de satellites est réduit tout en élargissant la zone de couverture.

Constellation GEO Les satellites dans une constellation GEO sont placés sur une orbite géostationnaire. La période orbitale est égale à la période de rotation de la Terre et est donc de 24 heures. Les satellites géostationnaires offrent une couverture large de la surface terrestre. A noter qu’il suffit de mettre trois satellites géostationnaires en constellation pour

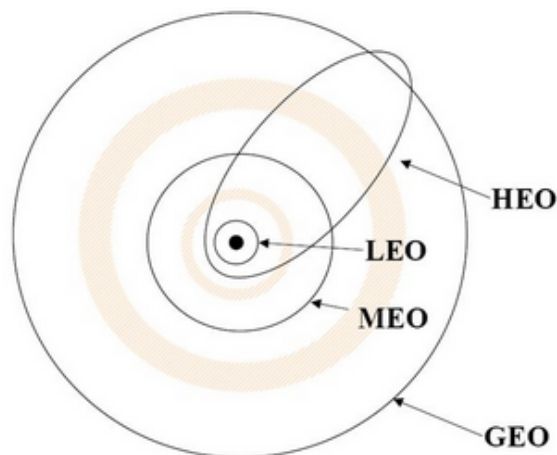


FIGURE 1.14 – Les différents types d’orbites pouvant être choisies pour des constellations de satellites.

couvrir la totalité du globe terrestre. L’inconvénient pour ce type d’orbites reste le temps de transmission qui est plus important par rapport aux satellites en orbites basses.

Constellation hybride Une constellation hybride est une constellation qui combine des satellites de différents types d’orbites LEO, MEO et GEO.

1.4.3.3 Classification par taille de constellation

La taille d’une constellation représente le nombre de satellites que celle-ci compte. La taille d’une constellation dépend de plusieurs paramètres tels que l’altitude et l’étendue de la couverture. Ainsi, plus l’altitude est basse et plus le nombre de satellites est élevé car l’étendue de couverture est plus restreinte.

Petite constellation Une constellation est dite de petite taille lorsqu’elle compte moins de 10 satellites : Exemple : la constellation DMC (Disaster Monitoring Constellation) qui compte 5 micro-satellites d’observation de la Terre dont le satellite algérien Alsat-1.

Constellation moyenne Une constellation à taille moyenne compte entre 20 et 40 satellites. Exemple : La constellation du système de navigation GPS qui compte aujourd’hui 31 satellites dont 24 sont actifs.

Large constellation Compte plus de 60 satellites. Certaines constellations comptent des centaines de satellites comme la constellation OneWeb ([Hanson \(2016\)](#)) qui prévoit d’offrir un Internet haut débit sur tous les points de la Terre à partir de 2019 à travers 700 satellites lancés.

1.4.4 Quelques exemples de constellation

1.4.4.1 Constellations d’observation de la Terre

L’observation de la Terre est l’application la plus courante pour les constellations de satellites. Bien que les missions d’observation de la Terre ne requièrent pas généralement de couverture permanente, le déploiement de plusieurs satellites permet d’améliorer la collecte de données en réduisant l’intervalle entre les temps de revisite. DMC pour Disaster Monitoring Constellation ([Underwood et al. \(2005\)](#)) est un exemple de constellation d’observation de la Terre pour la surveillance de catastrophes naturelles. La première génération de cette constellation était composée de 4 microsatsellites (Alsat-1, NigeriaSat-1, BILSAT-1, UK-DMC) uniformément distribués sur une orbite héliosynchrone. La Figure 1.15 représente une configuration simplifiée de cette constellation.

1.4.4.2 Constellations de communications

L’application qui exige le plus l’utilisation de constellations de satellites est sans doute les télécommunications telles que les services de téléphonie et de multimedia. En effet, les communications nécessitent une couverture continue et les constellations possèdent cet avantage d’offrir une couverture très large.

Il existe plusieurs constellations de télécommunications. Les plus utilisées sont Iridium et

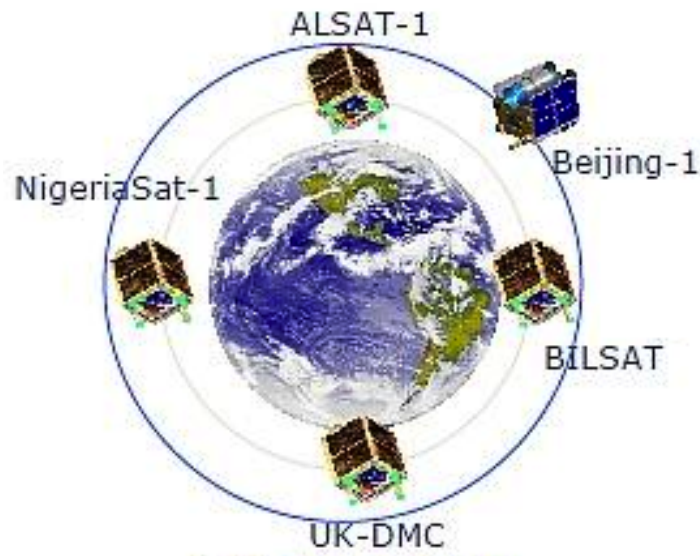


FIGURE 1.15 – Configuration simplifiée de la première version de la constellation DMC.
Chu et al. (2000)

Globalstar. Iridium est une constellation de 66 satellites qui offre un service mondial de téléphonie et de collecte de données. Les satellites, placés sur une altitude de 780 km, sont distribués sur 6 plans orbitaux contenant chacun 11 satellites. La Figure 1.16 illustre la trace au sol des satellites de la constellation Iridium durant une période orbitale, c'est à dire environ 100 minutes.

1.4.4.3 Constellations de navigation

Il est impossible de concevoir un système de navigation et de positionnement efficace sans faire appel aux constellations de satellites. A cet effet, il existe de nombreuses constellations de navigation et de positionnement actuellement actives dans l'espace. La plus utilisée et la plus ancienne est la constellation du système GPS (Global Positioning Network), un système américain offrant des services de positionnement d'appareils équipés desdits récepteurs GPS sur la quasi totalité du globe terrestre avec une précision d'environ 5 mètres pour les applications grand public [Devillard \(2014\)](#). La constellation GPS compte 31 satellites distribués sur 6 plans orbitaux avec une altitude moyenne de 20200 km.

D'autres systèmes de positionnement sont opérationnels tels que le GLONASS russe permettant d'offrir une meilleure couverture des hautes latitudes. D'autre part, l'union euro-

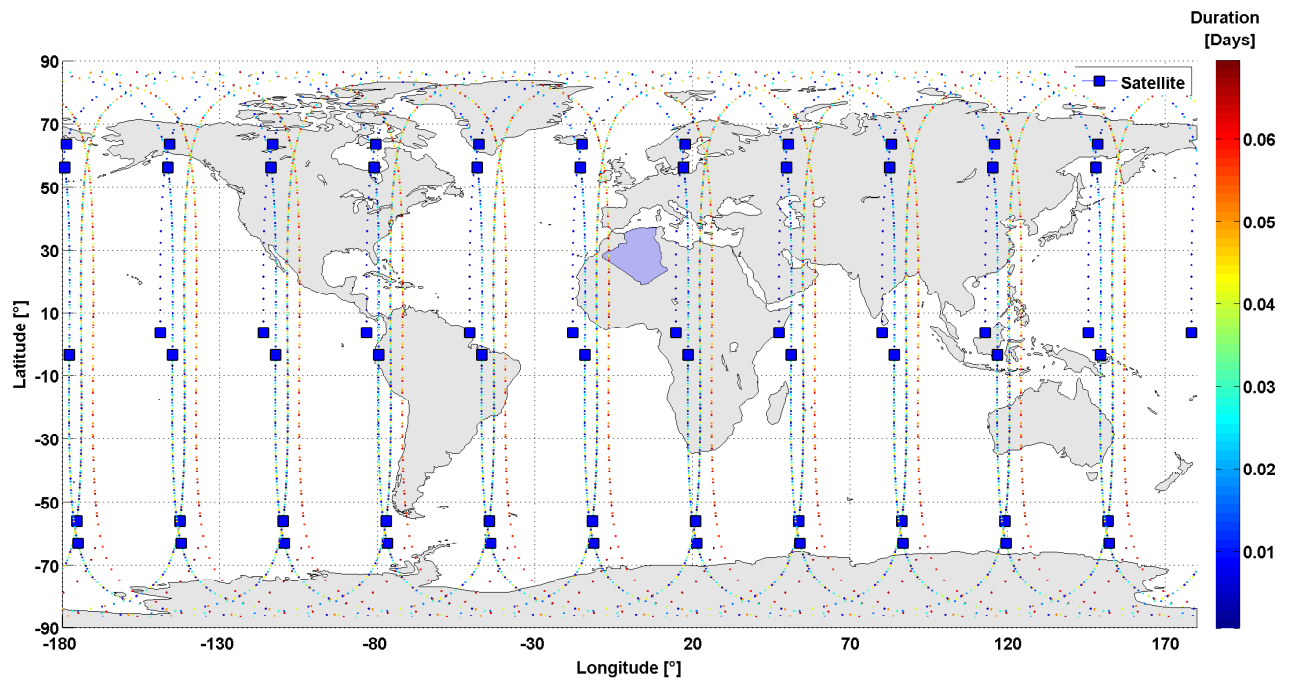


FIGURE 1.16 – La trace au sol des satellites de la constellation Iridium.

péenne est actuellement en train de lancer les 30 satellites de sa constellation nommée Galileo permettant d'affranchir l'Europe du GPS américain en offrant une meilleure précision (1 mètre pour le grand public). Jusqu'au mois de mai 2016, 12 satellites sont lancés (<http://www.gsc-europa.eu/system-status/Constellation-Information>). Le système global composé de 30 satellites ne devrait pas être opérationnel avant 2020.

1.4.5 Constellations de Cubesats

Les Cubesats font partie des dernières technologies aérospatiales visant à rendre les satellites de plus en plus petits de taille et de plus en plus légers. L'intérêt principal étant de rendre l'accès à l'espace plus accessible en termes de coûts et de délais. De ce fait, lancer un satellite moins onéreux et dans des délais raisonnables encouragerait la volonté de lancer des constellations de satellites.

Bien que l'idée de lancer des constellations de Cubesats actives et fonctionnelles peut paraître audacieuse, plusieurs projets sont actuellement proposés. Certains sont encore en phase

d'étude. Mais d'autres sont déjà en cours de réalisation tels que la constellation QB50 (Twiggs et al. (2010)) ou encore la constellation ExoplanetSat (Knapp et al. (2011)), une constellation de Cubesats interplanétaires dédiée à la recherche de planètes de la taille de la Terre autour d'étoiles semblables au Soleil.

1.4.5.1 QB50

QB50 est un réseau de 50 Cubesats conçus pour embarquer différents instruments scientifiques pour l'analyse de la basse thermosphère. En plus des 40 satellites prévus pour le lancement depuis l'ISS (la Station Spatiale Internationale) à la fin décembre 2016, 8 autres satellites doivent être lancés à bord d'un lanceur Dnepr à partir d'octobre 2016. A la date où nous écrivons ces mots, seuls deux Cubesats du projet QB50 ont été lancés. Il s'agit de QB50p1 et QB50p2, considérés comme des précurseurs du projet QB50. Le projet QB50 est un consortium entre plusieurs universités et institutions dans le monde qui doivent délivrer chacune un Cubesat suivant des spécifications données avant la fin des dates que nous venons de citer. Hormis son intérêt scientifique et technologique, ce projet représente une plateforme académique pour plusieurs de ses acteurs. Nous citons par exemple le Cubesat LituanicaSAT-1 (Al-Ekabi and Baranes (2016)) qui représente le premier satellite Lithuanien lancé dans l'espace.

1.4.6 Topologies de constellations de satellites

Une constellation de satellites peut être assimilée à un réseau de satellites dont la topologie est définie par le mode de communication utilisé au sein de ce réseau. La figure 1.17 montre un exemple typique des différents liens de communication pouvant relier les satellites d'une constellation aux différentes stations terrestres. Le mode de communication dépend principalement du type d'application. Dans les constellations d'observation de la terre, les satellites transmettent les données collectées à une ou à plusieurs stations terrestres visibles. Dans les constellations de communication, les satellites sont cependant considérés comme des relais spatiaux qui reçoivent des données des stations terrestres (en uplink) et les retransmettent à d'autres stations (en downlink). Dans les deux types d'applications cités,

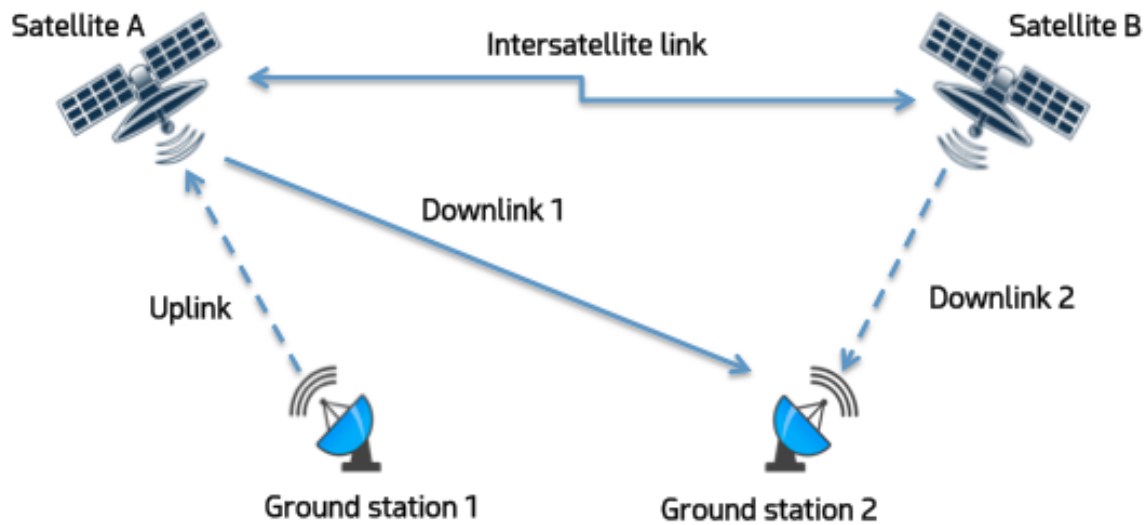


FIGURE 1.17 – Différents types de liens de communication dans un réseau satellites - stations terrestres.

les stations réceptrices peuvent ne pas être directement visibles à partir du satellite. Dans ce cas, la solution serait de transmettre les données à un autre satellite de la constellation qui serait dans la zone de visibilité de la station réceptrice. Ainsi, en plus des liens uplink et downlink, la constellation doit disposer de liens inter-satellites permettant aux satellites de communiquer entre eux.

1.4.6.1 Constellation avec ISL

Un lien inter-satellitaire (ISL pour intersatellite link) est une voie de communication à double sens entre deux satellites. Les ISLs sont utilisés pour accroître la résolution temporelle des satellites de type LEO car ces derniers possèdent une couverture limitée dans le temps. Cependant, afin de maintenir la communication entre deux satellites, une grande précision du contrôle d'attitude est requise. Et compte tenu du mouvement relatif des satellites, l'utilisation d'un mécanisme d'orientation des antennes est dans ce cas indispensable.

Il existe deux types d'ISL (voir figure 1.18) :

- Les liens inter-orbitaux : connectent les satellites qui se trouvent sur différents plans orbitaux.

- Les liens intra-orbitale : connectent les satellites adjacents qui se trouvent dans la même orbite.

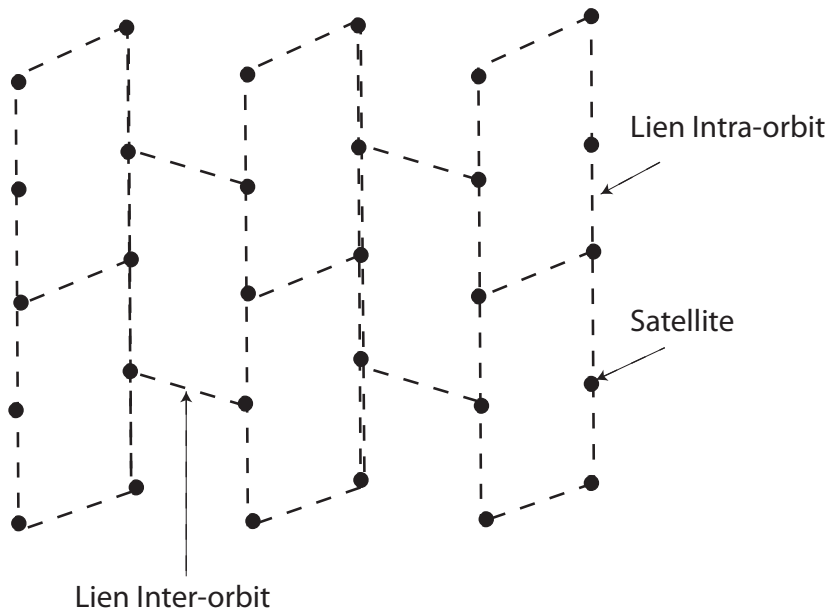


FIGURE 1.18 – Configuration des liens inter-satellites.

Exemple : Iridium, une constellation de 66 satellites de communications organisés en 6 plans orbitaux contenant chacun 11 satellites et orbitant à une altitude de 780 km. Chaque satellite Iridium possède 4 liens inter-satellites, deux d'entre eux sont inter-orbitaux et deux autres sont intra-orbitaux. Pour plus d'informations sur les communications par ISL, consulter la référence [Pratt et al. \(1999\)](#).

1.4.6.2 Constellation sans ISL

Dans une constellation ne disposant pas de liens inter-satellites, les satellites ne possèdent que des systèmes de communication leur permettant de communiquer avec les stations terrestres. Dans le cas des constellations de communication, les émetteurs et les récepteurs doivent être dans le champ de couverture du même satellite relais. C'est ce qu'on appelle une couverture mutuelle que nous discuterons dans le chapitre suivant. L'avantage des constellations sans ISL est la simplicité de mise en oeuvre et de fonctionnement du système. Cependant cette solution a ses limites pour des missions qui nécessitent une transmission en temps réel ou bien elle peut s'avérer coûteuse car elle nécessite la multiplication des satellites et des stations terrestres.

1.5 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons introduit quelques concepts tels que l'orbite et sa dynamique, les satellites et leurs différentes classes telle que la classe des Cubesats. Mais nous avons surtout introduit le concept de constellation de satellites où nous avons tenté de mettre l'accent sur la difficulté de déployer et de maîtriser un ensemble de satellites travaillant collectivement pour une mission commune. C'est pour cette raison que nous aborderons dans le chapitre suivant les méthodologies de conception de constellations qui représente aujourd'hui à elle même une branche de la mécanique spatiale.

CHAPITRE 2

Méthodologie de conception de constellations de satellites

Sommaire

2.1 Introduction	52
2.2 Types de couverture	52
2.2.1 Couverture permanente	52
2.2.2 Couverture intermittente	53
2.2.3 Couverture multiple	53
2.2.4 Couverture mutuelle	53
2.3 Géométrie des constellations	54
2.4 Méthodes de conception de constellations de satellites	57
2.4.1 Street-of-coverage	59
2.4.2 Algorithmes génétiques	61
2.5 Conclusion	65

2.1 Introduction

Une constellation est un ensemble de satellites artificiels mis en orbite autour de la Terre selon une certaine configuration leur permettant de couvrir de façon efficace une région donnée ou bien d'améliorer le temps de revisite de cette dernière. Concevoir une constellation de satellites consiste alors à trouver la configuration optimale des satellites dans l'espace en prenant en considération les différentes contraintes propres à la mission. Le but étant de déterminer le nombre de satellites requis puis les éléments orbitaux de chaque satellite de la constellation.

Dans ce chapitre, nous présenterons la démarche de conception et d'optimisation de la configuration d'une constellation de satellites. Nous résumerons les principaux paramètres et différentes contraintes qui interviennent dans le choix d'une configuration. Ensuite nous résumerons les différentes méthodes de conception qui existent dans la littérature à savoir la méthode analytique basée sur des modèles géométriques et la méthode numérique. Nous détaillerons ensuite une méthode géométrique à savoir la méthode du Street-of-coverage pour la conception de constellations symétriques et une méthode d'optimisation par algorithmes génétiques que nous adapterons pour résoudre notre cas d'études présenté dans le chapitre suivant.

2.2 Types de couverture

La couverture est souvent le premier critère à prendre en considération en concevant une constellation. En fonction de l'application, plusieurs types de couvertures peuvent être exigés. Nous citons les plus récurrents.

2.2.1 Couverture permanente

Lorsqu'une couverture permanente est nécessaire, chaque utilisateur du système doit être à tout instant dans le champ de visibilité d'au moins un satellite de la constellation. C'est le cas des constellations de communications où une transmission permanente doit être

maintenue entre les différents utilisateurs du système.

Exemple : la constellation Iridium qui offre une couverture permanente des régions situées entre les latitudes 86° nord et 86° sud (Figure 1.16). C'est à dire qu'à n'importe quel instant, il y a au moins un satellite passant par chaque point de la zone citée.

2.2.2 Couverture intermittente

Dans ce type de couverture, chaque utilisateur doit voir un ou plusieurs satellites à des périodes discontinues. Cette configuration est très courante dans des applications liées à l'observation de la Terre où la communication entre les satellites et les stations terrestres ne doit pas se faire en temps réel.

Exemple : La constellation de surveillance des catastrophes naturelles nommée DMC (Disaster Monitoring Constellation), composée de 4 satellites en orbite basse. La constellation possède un temps de revisite de 24 heures, c'est à dire que chaque point de la Terre est visible par au moins un satellites toutes les 24 heures.

2.2.3 Couverture multiple

Dans une couverture multiple à n satellites chaque utilisateur sur Terre doit voir au moins n satellites à un instant donné. La multiplication des satellites visibles à un instant donné est utile afin de sécuriser les données transmises en offrant une redondance en cas de perte des données.

2.2.4 Couverture mutuelle

Dans ce type de couverture, au moins un satellite de la constellation doit couvrir simultanément deux positions terrestres. Dans une application où une couverture mutuelle permanente est requise, un satellite doit se trouver en permanence dans la zone de visibilité mutuelle. C'est la zone dans laquelle le satellite peut être visible à partir de deux terminaux terrestres et elle est illustrée sur la Figure 2.1. Cette configuration est présente dans les trans-

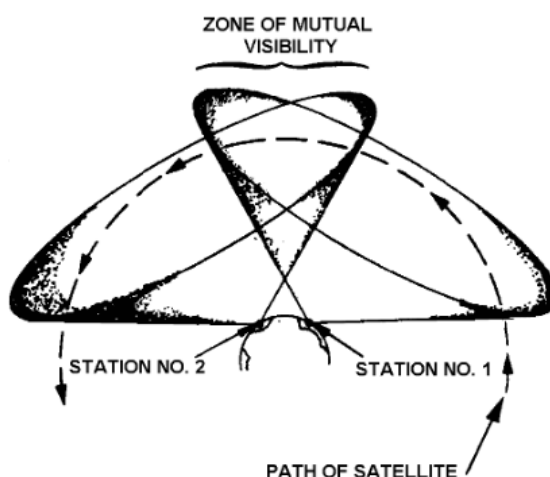


FIGURE 2.1 – Zone de couverture mutuelle (*Electricity* (1998)).

missions de données par relais spatial où le terminal émetteur et le terminal récepteur doivent avoir une visibilité mutuelle et simultanée du satellite relais.

2.3 Géométrie des constellations

Une constellation est composée d'un nombre fini de satellites orbitant autour de la Terre. La géométrie d'une constellation est définie par la forme des orbites de ses satellites. Il existe une infinité de géométries pouvant être imaginées. Cependant, le choix en pratique est limité par des contraintes de lancement et de maintenance de la constellation une fois lancée dans l'espace.

Dans ce travail, nous nous intéressons aux constellations de Cubesats. Ces dernières évoluent sur des orbites basses quasi-circulaire. Etant donné que l'objet de notre étude est la collecte de données en continu, une couverture permanente de la région d'intérêt est donc requise.

Dans une constellations LEO, le temps de visibilité d'un satellite passant au dessus d'une station terrestre est réduit (Pour plus d'informations sur le calcul du temps de visibilité, voir Annexe A). Ainsi, afin d'offrir une couverture permanente d'un point sur Terre, une constellation organisée en P ($P > 1$) plans orbitaux, chacun contenant s satellites. La Figure 2.2 illustre une représentation en trois dimensions d'une constellation de satellites LEO formée de 9 plans orbitaux contenant chacun 4 satellites.

L'avantage de mettre les satellites sur des orbites quasi-circulaire ($e \simeq 0$) est que le satellite

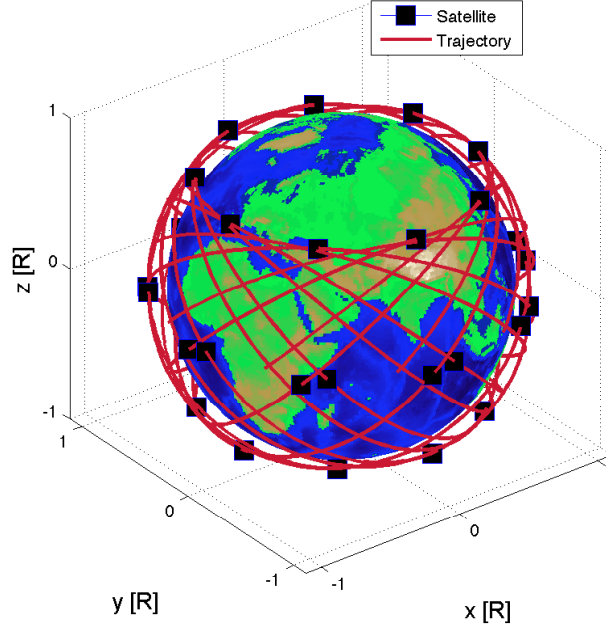


FIGURE 2.2 – Une vue en 3D d’une constellation LEO ($P = 9$, $s = 4$). Les carrés noirs : La position des satellites. R : le rayon moyen de la Terre.

reste à une altitude constante ce qui lui permet d’utiliser la même puissance du signal dans les transmissions avec les stations terrestres. Les P plans orbitaux sont donc choisis avec le même angle d’inclinaison i et uniformément distribués en longitude du noeud ascendant Ω . Dans ce qui suit, le paramètre d’altitude h est utilisé au lieu du demi-grand axe a où $a = R + h$ et $R \simeq 6371$ km le rayon moyen de la Terre. h est considéré constant pour tous les satellites d’une même constellation. En considérant toutes ces simplifications, la Figure 2.3 illustre la couverture géométrique d’un point sur Terre par un satellite évoluant à une altitude h d’une orbite circulaire. En supposant que la trajectoire du satellite est circulaire, nous pouvons montrer que pour couvrir en permanence le point représenté par la *Station* sur la figure 2.3, le nombre de plans orbitaux, P , et le nombre de satellites par plan orbital, s , sont donnés par les formules (2.1a) et (2.1b).

$$P_{min} = \left\lceil \frac{2\pi}{\beta} \right\rceil \quad (2.1a)$$

$$s_{min} = \left\lceil \frac{\pi}{\beta} \right\rceil \quad (2.1b)$$

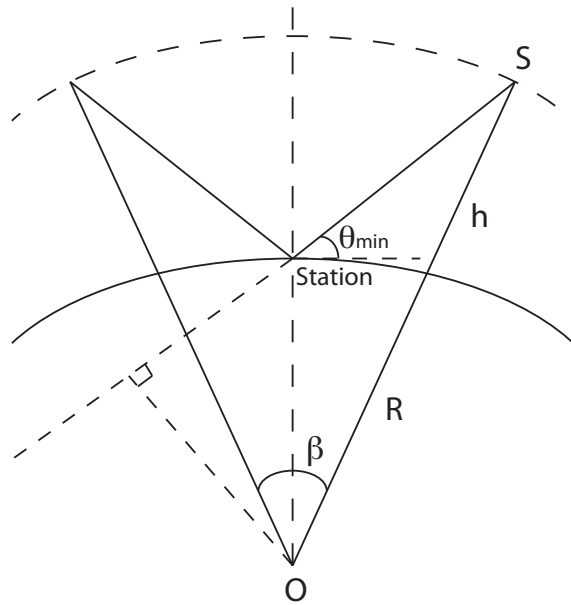


FIGURE 2.3 – Géométrie de couverture d'un satellite avec un champs de vision conique.

Où, le symbole $\lceil \cdot \rceil$ représente la fonction "arrondi" qui retourne la valeur entière supérieure d'une valeur réelle.

β est l'angle de visibilité vu du centre de la Terre (O). Il est donné par la formule (2.2).

$$\beta = 2 \arccos \left(\frac{R}{R+h} \cos(\theta_{min}) \right) - \theta_{min} \quad (2.2)$$

Où θ_{min} est l'angle d'élévation minimal. Appelé aussi angle de site, c'est l'angle formé entre le plan horizontal où se trouve le point d'observation et l'axe passant par ce point et l'objet observé.

L'angle d'élévation minimal est une condition de départ lorsqu'un système de communication par satellite est conçu. Il représente l'élévation à partir de laquelle nous pouvons considérer qu'un satellite est visible et peut ainsi communiquer avec une station terrestre. Le choix de cet angle dépend de plusieurs paramètres tels que l'application du satellite ou encore la morphologie du site où se trouve la station terrestre. Mais dans les liaisons de communications terre-satellite, cet angle est typiquement égale à 5° (Wertz (2001)).

Finalement, le nombre de satellites total, N , dans une constellation à P plans orbitaux et s satellites par plan orbital est donné par la formule (2.3).

$$N = P \times s \quad (2.3)$$

2.4 Méthodes de conception de constellations de satellites

Concevoir une constellation de satellites est un processus d'optimisation multi-paramétrique des plus complexes dans l'analyse de missions spatiales. L'objectif étant de trouver la constellation comptant un nombre minimal de satellites afin de réduire la complexité et surtout le coût du système tout en respectant les objectifs et contraintes de mission.

En plus du nombre de satellites, le concepteur doit définir la configuration de la constellation dans l'espace en dérivant la trajectoire de chaque satellite définies par ses six (6) éléments orbitaux Képlériens : demi-grand axe a , excentricité e , inclinaison i , longitude du noeud ascendant Ω , argument du périégée ω et l'anomalie moyenne M (Capderou (2005)). Ainsi, dans une large constellation où le nombre de satellites dépasserait le nombre de 60, choisir 6×60 paramètres indépendants s'avère être une tâche assez laborieuse.

Afin de simplifier la phase de conception et réduire ainsi les coûts et délais de lancement, des constellations dites symétriques ou uniformément distribuées ont été proposées dans la littérature et ce, en considérant quelques paramètres orbitaux comme étant constants et en distribuant le reste de façon régulière (Wertz (2001)).

Les premiers critères à prendre en considération en concevant une constellation sont le type et l'étendue de la couverture. Plusieurs modèles analytiques basés sur des approximations géométriques existent pour différents types de couverture. Par exemple, les constellations dites *Delta Pattern* proposées par Ballard (1980) et Walker (1984) sont les plus connues pour une couverture globale simple utilisant des orbites circulaires.

Rider a quant à lui étudié la couverture redondante avec des constellations polaires (Rider (1985)) et un an plus tard (Rider (1986)), il publia une solution analytique simplifiée pour les couvertures simples et redondantes dans des zones limitées en latitudes en se basant sur la géométrie dite *Street-of-coverage* que nous décrirons plus tard dans ce chapitre.

Bien que les modèles que nous venons de citer semblent dater de plusieurs années, ils sont toujours utilisés pour la conception de constellations à couvertures non complexes et avec peu de contraintes. Des constellations connues ont été conçues en utilisant ces modèles telles que les constellations de télécommunication Globalstar (Monte and Turner (1992)) et Sky-Bridge (Palmade et al. (1998)) ou plus récemment la constellation du système de navigation Européen Galileo (Zandbergen et al. (2004)).

Pour résumer les modèles analytiques, deux différentes approches sont utilisées en fonction du type de couverture : les constellations Delta Pattern pour la couverture globale et la méthode du Street-of-coverage pour la couverture régionale simple et redondante.

Pour des couvertures plus complexes et lorsque d'autres critères de mission (tolérance aux pannes, coordinations de fréquences, etc) sont imposés pour la conception d'une constellation, les modèles analytiques que nous venons d'évoquer ne suffisent plus et des modèles d'optimisation numérique sont développés.

La conception de constellations de satellites est une problématique d'optimisation complexe où les méthodes d'optimisation par métaheuristiques ont prouvé leur efficacité. En effet, des algorithmes évolutionnistes tels que le recuit simulé ([Crossley and Williams \(2000\)](#)), les colonies de fourmis ([He and Han \(2007\)](#)) ou encore les algorithmes génétiques ([Frayssinhes \(1996\)](#)) proposent de nouvelles géométries de constellation et aident à optimiser des modèles existants.

Plusieurs études ont appliqué les algorithmes évolutionnistes à l'exploration de nouvelles constellations dédiées à la couverture globale. Le premier étant Ferringer dans [Ferringer and Spencer \(2006\)](#) et [Ferringer et al. \(2006\)](#) suivi de [Whittecar and Ferringer \(2014\)](#), [Casanova et al. \(2014\)](#) et [Jennings and Diniz \(2015\)](#).

Pour les couvertures régionales, les algorithmes évolutionnistes ont d'abord été abordés par [Confessore et al. \(2001\)](#) dans son article où il propose un algorithme génétique pour concevoir une constellation de satellites en orbites elliptiques pour la couverture des régions de hautes latitudes. Cependant, la couverture régionale a surtout été abordée dans la région de la Chine à travers plusieurs travaux : [Wei and Cen \(2006\)](#), proposent une optimisation de constellation en utilisant un algorithme de colonies de fourmis, [Han et al. \(2005\)](#), [Li et al. \(2005\)](#), [WU and WU \(2007\)](#) et [Shen et al. \(2015\)](#) traitent différentes problématiques de la couverture régionale en utilisant les algorithmes génétiques quand [Wang et al. \(2008\)](#), [Mao et al. \(2012\)](#) et [Xiao et al. \(2012\)](#) appliquent l'algorithme NSGA-II (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm) pour des constellations dédiées à des couvertures régionales plus optimales. L'intérêt de la communauté chinoise pour l'optimisation de constellations de satellites est probablement lié au lancement du système de navigation BeiDou ([Montenbruck et al. \(2013\)](#)) qui était d'abord dédié à des applications régionales (Chine et Asie-Pacifique à partir de décembre 2012) avant de se développer pour devenir un système de navigation mondial à partir de 2020.

2.4.1 Street-of-coverage

La géométrie dite Street-of-coverage a été proposée par Lüders (1961) pour modéliser une couverture régionale permanente en utilisant des réseaux de satellites. Cette problématique a été traitée numériquement quelques années plus tard par lui-même dans Lüders and Ginsberg (1974).

Rider (Rider (1986)) a défini une solution analytique basée sur la géométrie du Street-of-coverage qui donne l'inclinaison optimale permettant de couvrir une région limitée par une latitude inférieure et une latitude supérieure.

La Figure 2.4 décrit la géométrie du Street-of-coverage. Etant donnée une région limitée

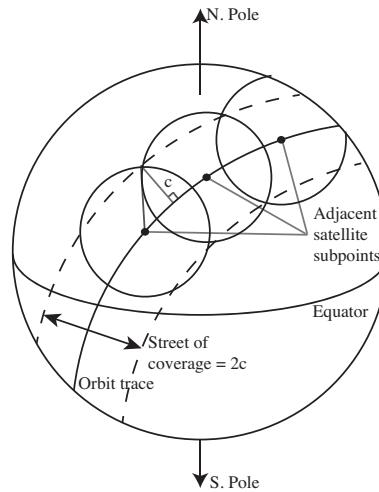


FIGURE 2.4 – La géométrie du Street-of-coverage telle que définie dans Lüders (1961)

par une latitude inférieure ϕ_L et une latitude supérieure ϕ_U . Pour un nombre arbitraire de plans orbitaux P , une solution générale est donnée par la valeur de l'inclinaison qui produit la valeur minimale de c permettant de couvrir la région d'intérêt de manière continue. c étant la demi largeur de la bande de couverture comme représentée dans la Figure 2.4.

L'inclinaison optimale est donnée quand les inégalités (2.4a), (2.4b) et (2.4c) sont vérifiées (Rider (1986)).

$$\sin c \geq a \sin i - b \cos i \quad (2.4a)$$

$$\sin c \geq e \cos i - d \sin i \quad (2.4b)$$

$$\sin c \geq \frac{\sin [(m-1)\pi/P] \sin \pi/P \sin i \cos i}{(\cos^2 i + \cos^2 (\pi/P) \cos^2 [(m-1)\pi/P] \sin^2 i)^{1/2}} \quad (2.4c)$$

où,

$$a = \cos \phi_L \cos (m-1) \frac{\pi}{P}, \quad d = \cos \phi_U \cos \frac{\pi}{P}, \quad b = \sin \phi_L, \quad e = \sin(\phi_U)$$

Le paramètre m est le numéro de maille où se situent les latitudes de la surface à couvrir. Proposé par [Rider \(1986\)](#) et présenté dans la Figure 2.5, le maillage en question représente une subdivision de la projection en 2D des plans orbitaux de la constellation. Pour résoudre

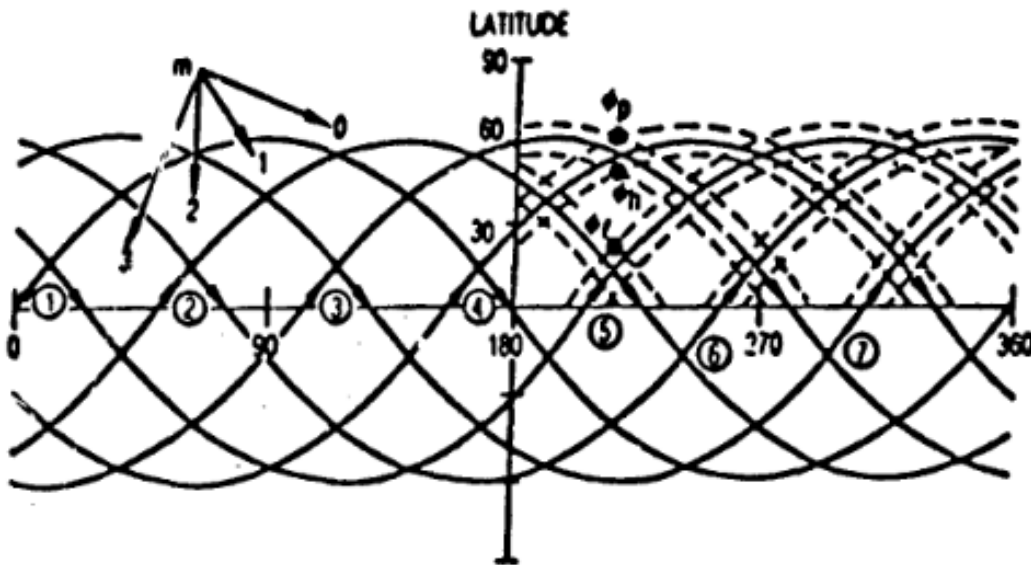


FIGURE 2.5 – Maillage de la projection 2D des plans orbitaux d'une constellation de satellites avec $P=7$. [Lüders \(1961\)](#)

le système d'inéquations (2.4), il faut fixer le paramètre m . Rider prouve que la solution optimale de i est obtenue pour la plus petite valeur possible de m . Cette valeur correspond au plus grand m qui vérifie la condition (2.4c).

Une fois le paramètre m fixé, pour un nombre arbitraire de plans orbitaux P , les latitudes ϕ_L et ϕ_U , une solution possible pour le système d'inéquations est obtenue en considérant des égalités sur les formules (2.4a), (2.4b).

Une valeur de l'inclinaison i est obtenue et elle est donnée par la formule (2.5) ([Rider \(1986\)](#)).

$$i = \operatorname{atan} \frac{b+e}{a+d} \quad (2.5)$$

2.4.2 Algorithmes génétiques

Les algorithmes génétiques (Holland (1992)) font partie des algorithmes évolutionnistes dont le but est de trouver une solution proche de la solution optimale. Ces algorithmes ont prouvé leur efficacité en tant que méthode d'optimisation pour des problèmes multiparamétriques non linéaires. Inspiré du principe de la sélection naturelle, un AG tente d'approcher une solution optimale inconnue parmi un ensemble de solutions et ce, en un temps raisonnable. La Figure 2.6 représente l'organigramme d'un AG typique.

Le principe est le suivant : partant d'une population de solutions initiales, les différents individus de la population sont évalués en calculant une fonction coût appelée *Fitness* afin d'en sélectionner les meilleurs. Une nouvelle génération d'individus est alors reproduite en utilisant des opérations d'évolution telles que le croisement, la mutation, etc. Ce processus est répété plusieurs fois jusqu'à ce que la meilleure solution soit obtenue après un certain nombre de générations.

Définition Les paramètres d'un individu sont représentés par une structure appelée *chromosome*. Il existe un chromosome pour chaque individu. En génétique, un chromosome est l'empreinte d'un individu qui caractérise ses différents traits physiques plus communément appelés gènes. Pour les AGs, un chromosome va comporter les différents paramètres à optimiser. Les gènes sont généralement codés en binaire ou en réel. Le choix du type de codage dépend du problème à optimiser (voir Figure 2.7).

Sélection La sélection des individus qui interviendront dans la génération de la population suivante se fait en fonction de la valeur de leur fitness évaluée dans l'étape précédente. Il existe plusieurs méthodes de sélection des individus que nous citerons ci-dessous. Le choix d'une méthode dépend de plusieurs paramètres tels que la fonction coût ou encore le type de populations.

1. **La roulette** : Cette méthode est basée sur le principe du jeu de la roulette. Les chromosomes des individus sont placés sur une roulette où chacun d'entre eux occuperait une place aussi large que sa valeur de fitness (Figure 2.8). Un jeton aléatoire est ensuite

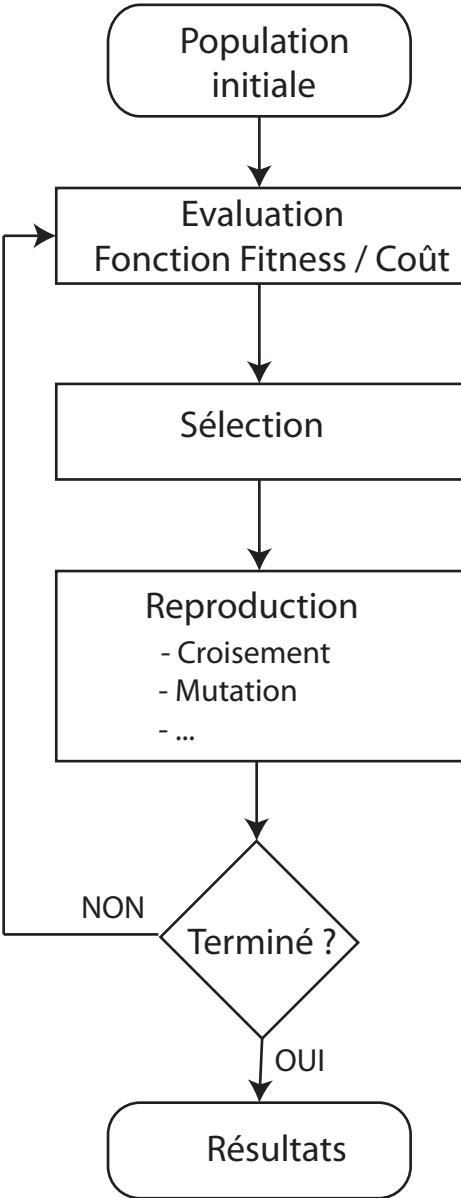


FIGURE 2.6 – Organigramme d'un Algorithme génétique typique.

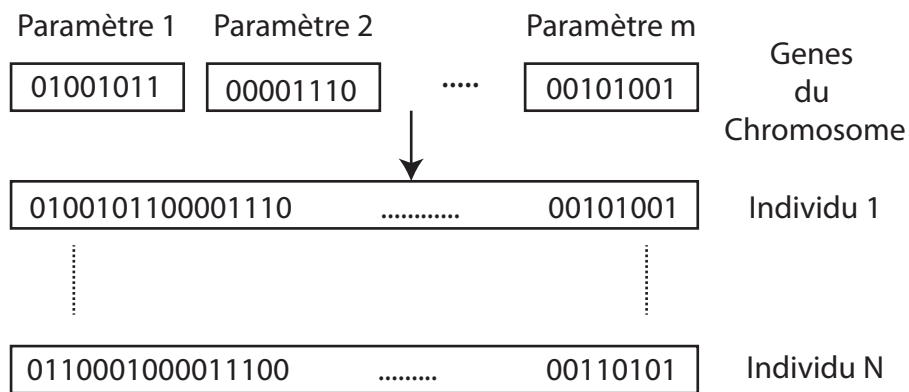


FIGURE 2.7 – Représentation binaire du chromosome d'un individu dans un AG.

tiré afin de sélectionner un des chromosomes. Ainsi, les chromosomes ayant un fitness élevé auront plus de chance d'être tirés

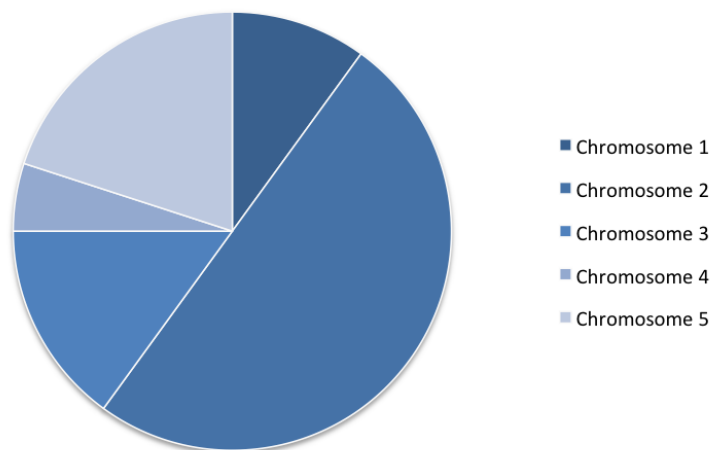


FIGURE 2.8 – Schéma d'une roulette.

Algorithme

- (a) Calculer la somme, S , des valeurs de fitness de tous les individus de la population,
- (b) Générer une valeur aléatoire r comprise entre 0 et S ,
- (c) Faire la somme des fitness des premiers chromosomes de la roue de 0 à s ,
- (d) Dès que $s > r$, arrêter et retourner le chromosome sur lequel on s'arrête,
- (e) Répéter les étapes de (b) à (d) jusqu'à obtenir une population de la taille voulue.

2. **La sélection par rang** : C'est une variante de la technique de la roulette où les secteurs de la roue représentent des rangs affectés aux individus en fonction de leur qualité. Il s'agit donc de trier les chromosomes de la population suivant leur fitness. La figure 2.9 représente une roulette contenant les individus triés selon un ordre ascendant du fitness. L'individu de moindre qualité aura un rang faible (1) tandis que le rang N_P (N_P étant la taille de la population) sera attribué au meilleur individu. La suite de la méthode consiste à implémenter une roulette (Algorithme 1) basée sur les rangs.

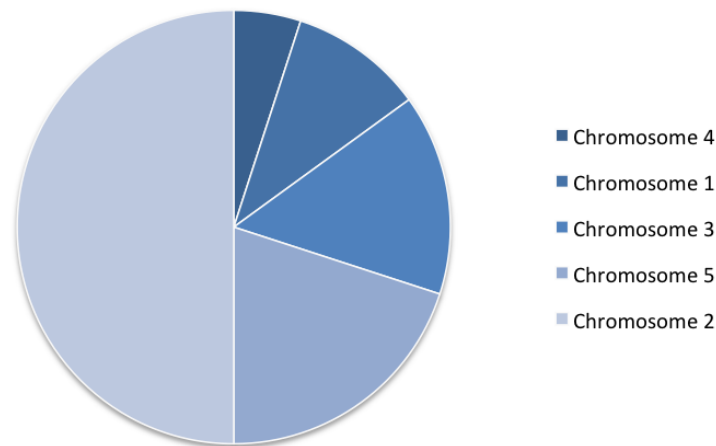


FIGURE 2.9 – Schéma d'une roulette où les chromosomes de la Figure 2.8 sont classés selon un ordre ascendant des rangs.

3. **L'élitisme** Les deux méthodes précédemment citées ont l'inconvénient de permettre la perte des meilleurs chromosomes car bien que ces derniers ont plus de chance d'être sélectionnés, le processus de sélection reste aléatoire et des individus de qualité peuvent ne pas être tirés au sort. Pour ce faire, la méthode dite élitiste vise à choisir d'abord les chromosomes ayant le meilleur taux de fitness. Puis, le reste de la sélection est exécuté suivant des méthodes classiques telles que la roulette ou la sélection par rang.

Cette méthode possède ainsi l'avantage de converger plus rapidement vers la solution souhaitée tout en conservant un taux raisonnable de diversité de la population.

Reproduction Une fois que les individus intervenant dans la génération suivante sont sélectionnés, le principe de l'évolution naturelle consiste à engendrer une nouvelle progéniture. Pour cela, deux opérations principales sont exécutées :

Croisement Durant l'opération de croisement, de nouveaux chromosomes héritant les gènes des parents sont générés avec une probabilité P_c . Généralement $0.1 \leq P_c \leq 0.9$.

Mutation La mutation sert à générer de nouveaux types de gènes qui n'existaient pas chez les parents. Cette opération permet de créer une diversité dans la population et générer ainsi de nouvelles solutions. La diversité est une caractéristique importante dans le principe de l'évolution. Moins fréquente que le croisement, la mutation se produit sur un bit du chromosome avec une probabilité P_m .

Pour l'optimisation de constellations de satellites en utilisant les algorithmes génétiques, chaque chromosome représente un modèle de constellation et les paramètres à optimiser sont les paramètres de constellation : le nombre de plans orbitaux P , le nombre de satellites par plan orbital s , l'altitude h et l'inclinaison i . Suivant les simplifications supposées précédemment (des orbites circulaires et symétriques) les paramètres orbitaux restants sont choisis comme suit : $e = 0$, $\omega = 0$, Ω et M_0 sont uniformément distribués pour toutes les constellations. L'algorithme d'optimisation de constellations de satellites pour la couverture régionale sera décrit en détail dans le chapitre suivant à travers un exemple d'application.

2.5 Conclusion

Dans le présent chapitre, nous avons abordé la problématique de conception de constellations de satellites après un bref descriptif des différents types de couvertures pour lesquelles les constellations sont conçues. Nous avons alors décrit la géométrie des constellations composées de satellites distribués sur des plans orbitaux et les différentes méthodes de conception de ces constellations. Pour la couverture régionale et permanente qui est notre sujet d'intérêt dans ce travail, nous avons présenté une méthode de conception analytique appelé Street-of-

coverage et une méthode d'optimisation par algorithme génétique.

Dans le chapitre suivant, nous présenterons notre cas d'étude où nous étudierons la possibilité de concevoir une constellation de Cubesats pour la couverture permanente de la région du nord algérien dans le cadre d'une application de collecte de données.

CHAPITRE 3

Application à la couverture régionale du réseau de surveillance sismologique algérien

Sommaire

3.1 Introduction	68
3.2 La surveillance sismologique en Algérie	68
3.2.1 Aperçu de la sismicité algérienne	68
3.2.2 Réseau Algérien de surveillance sismologique	70
3.3 Description de la couverture	74
3.4 Contraintes de mission	75
3.4.1 Contrainte liée aux Cubesats	75
3.4.2 Contrainte liée à la durée de vie	76
3.5 Conception par la méthode du Street-of-coverage	77
3.5.1 Couverture mutuelle	82
3.6 Optimisation par algorithme génétique multi-objectif	83
3.6.1 Paramètres à optimiser	85
3.6.2 Objectifs de l'optimisation	85
3.6.3 Optimisation par la méthode de la somme pondérée	87
3.6.4 Optimisation par l'algorithme NSGA-II	93

3.1 Introduction

Dans ce chapitre nous proposons de concevoir puis d’optimiser une constellation de Cubesats pour une application de collecte de donnée sismologique dans la région du nord de l’Algérie. Cette région est connue pour avoir une sismicité modérée mais des évènements passés ont déjà causé des dégâts considérables. Après une brève description de la sismicité algérienne et du réseau actuel de surveillance sismologique en Algérie, les méthodes de conception de satellites vues dans le chapitre précédent sont appliquées au problème de la couverture régionale permanente avec la contrainte de la couverture mutuelle. La méthode analytique de Rider, basée sur la géométrie du Street-of-coverage, permettra de faire une première proposition de constellations. La deuxième partie sera consacrée à l’optimisation de la constellation en utilisant deux types d’algorithmes génétiques pour l’optimisation multi-objectif : la méthode de la somme pondérée et l’algorithme NSGA-II.

3.2 La surveillance sismologique en Algérie

La surveillance sismologique est l’une des techniques utilisées pour l’étude de la structure interne de la Terre afin de comprendre la dynamique de cette dernière et prévenir ainsi contre les catastrophes naturelles destructives telles que les tremblements de Terre.

3.2.1 Aperçu de la sismicité algérienne

Selon les estimations de l’[USGS \(2016\)](#) (United States Geological Survey), environ 500 000 séismes sont enregistrés dans le monde chaque année. 100 000 d’entre eux peuvent être ressentis et 100 causent des dégâts matériels et humains. Ces évènements sont malheureusement imprédictibles et surviennent souvent dans des régions peuplées comme le Japon, la Turquie, l’Inde ou la côte est des Etats Unis d’Amérique. Ce mouvement de la Terre est

principalement causé par la situation géographique de ces régions aux frontières des plaques tectoniques.

Les plaques tectoniques sont des dalles massives de roches solides et de formes irrégulières couvrant la croûte terrestre. Cette dernière se déplace lentement et se déforme à ses frontières avec le temps. Le niveau de sismicité (nombre de secousses et magnitudes maximales) est fortement corrélé au taux de déformation qui est aujourd'hui assez bien identifié à travers plus de 20 années de mesures des mouvements des sols par satellites GPS.

Le nord de l'Algérie est une région à sismicité modérée due au fait que la convergence entre les deux plaques africaine et eurasienne se produisant le long de la chaîne de l'Atlas nord africain est relativement lente. Les longues séries temporelles des mesures GPS présentées dans [Nocquet and Calais \(2004\)](#) montrent que cette convergence est de l'ordre de seulement 1 cm/an. Cependant, étant donnée la nature crustal des failles dans cette région ([ISC \(2011\)](#)), la concentration démographique dans les zones sismiques (comme le montre la Figure 3.1) et la vieillesse des bâtiments, ont été à l'origine de quelques événements destructifs dans le passé causant d'énormes pertes matérielles et humaines. La figure 3.1 illustre la carte de

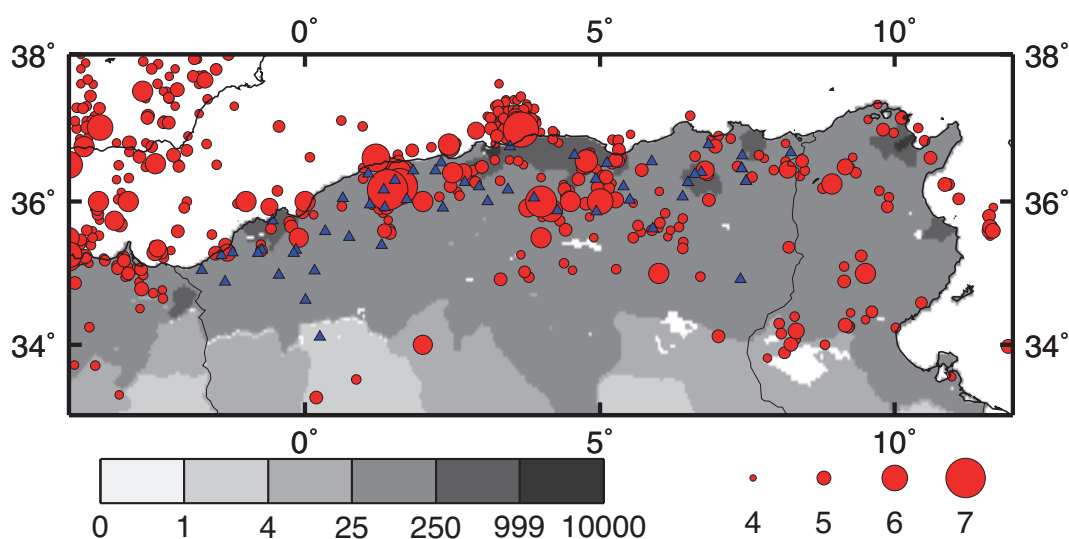


FIGURE 3.1 – Carte de densité démographique (personnes/km²) au nord de l'Algérie et les pays voisins telle que reportée par le CIESIN (Center for International Earth Science Information Network) et le CIAT (International Center for Tropical Agriculture) ([CIESIN and CIAT \(2005\)](#)) pour l'an 2000. Les cercles rouges représentent la sismicité de 1900 à 2010 telle que reportée par l'ISC (International Seismological Center; [ISC \(2011\)](#)) : seuls les événements de magnitude supérieure à 4.3 sont présentés. La taille des symboles augmente avec la magnitude. Les triangles bleus représentent les stations sismologiques opérationnelles en Algérie telles que reportées par le ISC station book. [A. Deschamps]

sismicité historique du nord de l'Algérie entre 1900 et 2010. Les séismes les plus destruc-

teurs étaient : El Asnam, le 10 octobre 1980 (M=7.3, 2633 victimes, [Ouyed et al. \(1981\)](#)) et Boumerdes le 21 mai 2003 (M=6.8, 2300 victimes, [Yelles et al. \(2004\)](#)).

Depuis le séisme d'El Asnam en 1980, des efforts conséquents sont entrepris en Algérie afin d'améliorer la compréhension de la sismicité et la gestion des risques dans la région et tenter ainsi, d'atténuer les pertes lors des tremblements de Terre. La solution clé pour atteindre cet objectif est de déployer un réseau de surveillance sismologique efficace afin d'assurer la collecte continue et sans interruptions des signaux enregistrés.

Dans ce chapitre, nous donnons un aperçu de l'état actuel du réseau algérien de surveillance sismologique avant de faire une proposition d'amélioration du système de transmission des données en utilisant une solution qui repose sur un système de communication par satellites du type Cubesat.

3.2.2 Réseau Algérien de surveillance sismologique

Un réseau de surveillance sismologique est composé d'un certain nombre de stations équipées de capteurs sismologiques, d'un ou plusieurs centres de données et d'un ou de plusieurs systèmes de communication afin de connecter les différentes stations et d'échanger les données de façon sécurisée et efficace.

Le réseau algérien est représenté dans la Figure 3.1 par les triangles bleus. Il est actuellement composé de 69 stations numériques ([Yelles-Chaouche et al. \(2013\)](#)). Le centre de données principal est situé dans la capitale Alger (36.7°Nord, 3.02°Est). Actuellement, un réseau GSM (Global System for Mobile Communication) est utilisé pour la transmission permanente des données. Les stations sismologiques génèrent des paquets de 512 Octets toutes les secondes. Ce qui représente environ 50 MO quotidiens de données brutes pour chaque station. Rappelons que dans un système de surveillance, le but est de collecter toutes ces données dans un dépôt centralisé afin de permettre un traitement, une interprétation et un archivage rapides pour ensuite détecter des événements inhabituels tels que des tremblements de Terre.

Les problèmes liés au transfert de données en temps réel sont toujours d'actualité et étant donné l'aspect probabiliste des canaux de transmission, plusieurs solutions ont été testées pour assurer une transmission efficace des données collectées. Le Tableau 3.1 montre une

comparaison exhaustive entre les différents moyens de transmission utilisés jusqu'à aujourd'hui dans les réseaux de surveillance sismologiques. Deux moyens de communication terrestre sont comparés à deux autres moyens de communication par satellite en fonction de plusieurs critères de performance tels que le débit, la tolérance aux pannes ou encore les frais de mise en service. Les données relatives aux débits et aux coûts sont tirées de la récente étude comparative réalisée dans [Guenther and Strollo \(2013\)](#).

Dans les zones urbaines où des infrastructures sont déjà installées, les communications filaires semblent offrir les meilleurs avantages en termes de coûts, de débits et de facilité d'installation. Néanmoins, afin de bénéficier d'une couverture plus large où les connexions physiques ne sont pas prévues, les communications sans fils peuvent outrepasser cette restriction. En effet, les réseaux mobiles tels que le réseau GSM ont été utilisés dans certains réseaux régionaux de surveillance sismologique. Les débits et les frais d'abonnement sont satisfaisants. Mais, en cas de crise, les liaisons sont plus susceptibles aux interruptions telles que reporté durant des séismes précédents ([Hooper \(1999\)](#); [Kroll-Smith \(2001\)](#); [Kaigo \(2013\)](#)). Ces coupures sont dues à la saturation de ces réseaux publiques après une alerte généralement suivie par la rupture intentionnellement commandée par les autorités dans la zone de secours.

Afin de récupérer les très importantes données post-sismiques dans ce genre de situations, le recours aux communications spatiales permanentes ou de secours a été proposé dès les années 80 ([Calvit and Heitman \(1980\)](#)). Tout d'abord en utilisant les satellites géostationnaires tels qu'Eutelsat ou Intelsat avec des terminaux VSAT ([Murthy et al. \(1989\)](#)), puis des constellations de satellites LEO ont été envisagées afin de réduire les délais de propagation des satellites géostationnaires estimés à environ 240 ms mais aussi la consommation d'énergie dans les stations sismologiques.

Débits	Délais de propagation (ms)	Points intermédiaires	Tolérance aux pannes durant les catastrophes naturelles	Coûts d'infrastructures (\$US)	Coûts de fonctionnement (\$US)	Consommation d'énergie (W)
Filaire (VDSL)	< 100 3 Mbps	Plusieurs routeurs	Basse	Carte PCI < 200	Très basse (abonnement mensuel)	< 5
Sans fils (GSM/GPRS)	< 53.6 3 Kbps	Minimum de 4 passerelles	Basse	Modem Antenne 100 – 1000	Bas < 0.5 /MBytes	< 5
Satellite GEO (VSAT)	< 5 Mbps 240	Relais unique	Elevée	Modem Antenne 1500 – 4000	Bas < .05 /MBytes	> 25
Satellite LEO (Iridium)	< 128 4-10 Kbps	Un relais ou plus	Elevée	Modem Antenne 4000	Très élevé > 5 /MBytes	< 25

TABLE 3.1 – Tableau comparatif des différents moyens de communication utilisés dans la surveillance sismologique.

Le système de communication Iridium offre une couverture globale et permanente avec 66 satellites autour de la Terre sur des orbites LEO situées à 780 km d'altitude. Les avantages de ce système basé sur des satellites LEO sont donc la couverture globale et les délais de propagation relativement courts (5.2 ms pour un aller-retour). Cependant, l'utilisation du système Iridium peut s'avérer coûteuse. La bande passante la moins coûteuse allouée aux particuliers limite les débits à 2.4 kbps, ce qui est insuffisant pour les stations sismologiques ([Angermann et al. \(2010\)](#)).

Des allocations large bande sont disponibles pour des débits supérieurs à 128 kbps. Mais les coûts de fonctionnement accroissent rapidement (>5 \$US/MO). Ainsi, pour un réseau d'environ 100 stations, seuls les frais de transmission vont théoriquement coûter 25000 \$US par jour.

En outre, la bande passante des satellites Iridium est partagée avec d'autres services (téléphonie, vidéo, etc.) et ceci va automatiquement générer des périodes de saturation ([Nishiyama et al. \(2011\)](#)). Ceci peut être surmonté en configurant des méthodes d'allocation de bande passante. Néanmoins, ceci requiert un certain degré de flexibilité qui n'est pas toujours permis par les constructeurs et c'est le cas, les frais peuvent augmenter considérablement. Nous serons donc à nouveau confrontés à un problème de frais.

Pour toutes les raisons que nous venons de citer, la possibilité de dédier une solution spatiale propriétaire à la collecte de données sismologiques nous intéresse. La question serait : est-il possible de mettre en oeuvre une mission spatiale tout en maintenant un bon rapport fiabilité/prix ?

Il est un fait que les missions spatiales sont très chères à implémenter et à lancer notamment lorsqu'il s'agit de lancer toute une constellation de satellites. Pour cette raison, les satellites de type Cubesats retiennent notre attention. Présentés par leurs inventeurs comme une solution économique pour l'accès à l'espace, cette classe de satellites est en train de connaître un succès remarquable dans les domaines de la technologie et des applications spatiales.

Dans la partie suivante de ce chapitre, nous tenterons d'étudier la première question qui consiste à identifier le nombre minimal de satellites nécessaires à la formation d'une constellation pour la couverture permanente d'une région sismique telle que le nord algérien.

3.3 Description de la couverture

Comme exemple d'application de collecte de données régionales, nous considérons le réseau sismologique Algérien déployé dans la partie nord du pays. Ce réseau comme le montre la carte sur la Figure 3.2 est situé entre les latitudes 33°N (Nord) et 37°N et entre les longitudes 2°O (Ouest) et 8°E (Est). Le centre de données (DC pour Data Center) est quant à lui situé à la position (36.7°N ; 3.02°E).

Pour simplifier la géométrie de couverture, la surface à couvrir est représentée par le poly-

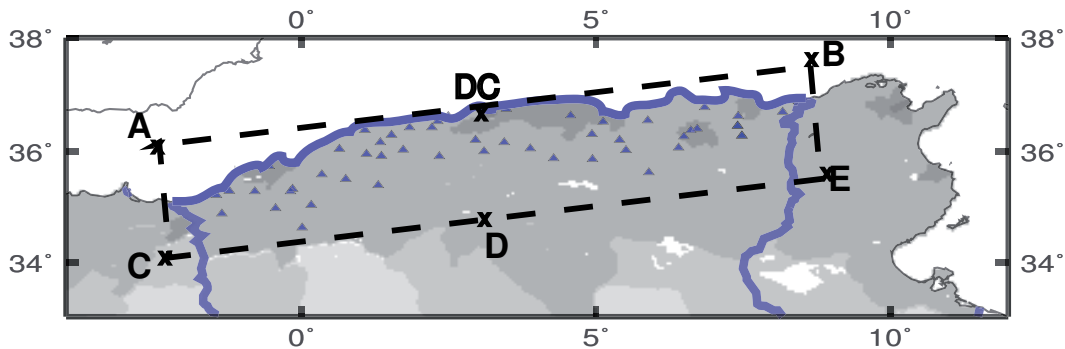


FIGURE 3.2 – Délimitations géographiques de la couverture du réseau sismologique nord algérien.

gone en pointillés couvrant l'ensemble du réseau terrestre composé de 69 stations sismologiques et un centre de données tel qu'il est illustré sur la Figure 3.2. La Table 3.2 contient les coordonnées géographiques des 5 positions : (A, B, C, D et E) qui délimitent la surface ainsi que la position du DC.

Pour la couverture permanente de la surface délimitée, nous faisons les suppositions suivantes :

1. A tout instant t , chaque couple de points [DC-A, DC-B, DC-C, DC-D, DC-E] est couvert par au moins un satellite.
2. Si un satellite couvre simultanément le DC et un des points, par exemple A, alors toutes les stations situées à l'intérieur de cet axe (DC-A) seront aussi visibles par ce satellite.

	Latitude(°N)	Longitude(°E)
DC	36.7	3.02
A	36.32	-2.51
B	37.43	8.52
C	33.67	-2.10
D	34.22	3.41
E	34.78	8.93

TABLE 3.2 – Positions du DC et des points délimitant la surface à couvrir (A, B, C, D, E).

3.4 Contraintes de mission

3.4.1 Contrainte liée aux Cubesats

Les constellations de communication par satellites disposent généralement de liens intersatellites (ISL, voir 1.4.6) pour augmenter la résolution temporelle des satellites LEO. Cependant, afin de maintenir la connexion entre deux satellites en mouvement, une très haute précision du système de contrôle d'attitude du satellite est requise, et un mécanisme de réorientation d'antenne est inévitable. Toutes ces exigences restent limitées sur un Cubesat (Bouwmeester and Guo (2010)) et rendent les ISL difficiles à maîtriser sur ce type de satellites.

En l'absence d'ISL, une couverture mutuelle (2.2.4) doit être maintenue entre toutes les stations émettrices et le centre de données récepteur. Une couverture mutuelle de deux stations terrestres implique qu'à un instant t , un satellite doit être visible à partir de ces deux stations ; dans notre cas, comme illustré sur la Figure 3.3, il s'agit d'une station émettrice et d'un centre de données. La fonction de couverture de la i -ème station et du data center (DC) à partir du j -ème satellite à un instant t est donnée par la formule (3.1).

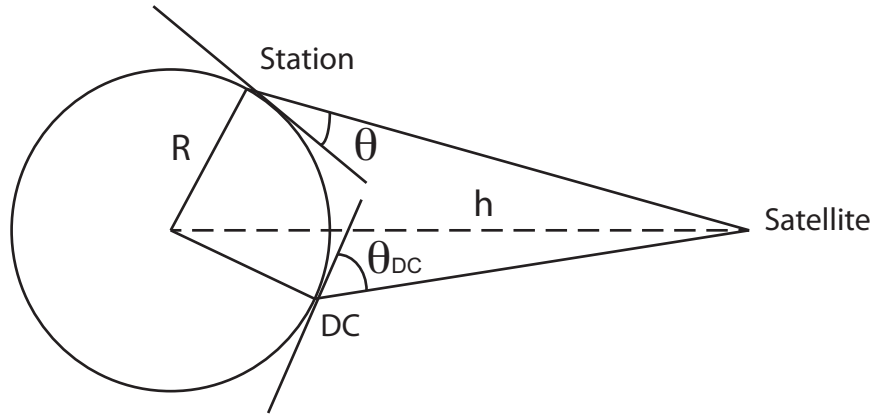


FIGURE 3.3 – Couverture mutuelle de deux stations terrestres du point de vue d'un satellite.

$$c_{i,j,DC}(t) = \begin{cases} 1 & \text{if } \theta_{i,j}(t) \geq \theta_{min} \text{ and } \theta_{i,DC}(t) \geq \theta_{min} \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (3.1)$$

où $\theta_{i,j}(t)$ et $\theta_{i,DC}(t)$ représentent les angles d'élévation du i -ème satellite à partir de la station j et partir du DC, respectivement.

Nous supposons qu'une constellation de N satellites est visible si et seulement si au moins un satellite est visible. La fonction de couverture de la constellation à un instant t pour une station j et le DC est donc définie dans la formule (3.2).

$$C_{j,DC}(t) = \max_{1 \leq i \leq N} c_{i,j,DC}(t) \quad (3.2)$$

3.4.2 Contrainte liée à la durée de vie

Les satellites possèdent une durée de vie orbitale qui dépend de leur forme mais surtout de l'orbite sur laquelle ils ont été lancés. Concernant les orbites basses de type LEO (300 à 2000 km d'altitude), la durée de vie est fortement liée à l'altitude du satellite. Plus l'altitude est basse et plus le satellite est sujet aux frottements atmosphériques qui accéléreront sa rentrée atmosphérique. D'un autre côté, si l'altitude est haute, le satellite aura une durée de vie élevée, ce qui ne représente plus un avantage depuis que l'IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, [IADC \(2007\)](#)) a limité la durée de vie des satellites dans l'espace. En effet, en plus de la durée de vie orbitale, les satellites possèdent une durée de vie

technologique. Une fois cette dernière expirée, garder le satellite en orbite pourrait générer des débris spatiaux pouvant causer des collisions (Rossi et al. (1999)) avec d'autres engins spatiaux et engendrer des pertes considérables comme ce fut le cas lors de la collision en 2009 entre un satellite Iridium et un satellite de type Kosmos (Anselmo and Pardini (2009); Wang (2010)).

L'IADC limite la durée de vie orbitale des satellites LEO à 25 ans. Pour les satellites dépassant cette durée de vie, il existe aujourd'hui des systèmes dits de désorbitation qu'il faudrait prévoir à bord d'un satellite avant de le lancer. Ce système sera déployé une fois que le satellite aura fini sa mission afin d'accélérer sa rentrée atmosphérique.

Dans l'annexe B, nous présentons une estimation de la durée de vie orbitale d'un Cubesat simple de type 1U. En prenant en considération les approximations supposées dans l'annexe, nous constatons que la durée de vie orbitale d'un Cubesat sans système de désorbitation dépasse les 25 ans pour des altitudes supérieures ou égales à 667 km. Nous proposons ensuite un Cubesat équipé d'un système de désorbitation passif de type *Voiles de trainée* (Lücking (2011)) pour réduire la durée de vie d'un Cubesat pouvant avoir jusqu'à 1000 km d'altitude. Ainsi, dans notre démarche de conception de constellation, nous prenons comme objectif de réduire le paramètre d'altitude afin de réduire la durée de vie orbitale. Sachant que pour des altitudes inférieures à 500 km, la durée de vie est très faible. Pour notre application, nous supposons donc une altitude minimale de 500 km pour une durée de vie supérieure ou égale à 3 ans.

D'un autre côté, une altitude maximale de 1000 km est considérée afin de réduire la durée de vie orbitale et aussi d'éviter les radiations émises par la ceinture de Van Allen qui pourrait affecter les composants électroniques des Cubesats. C'est d'ailleurs pour cette raison que ce type de satellites est généralement lancé à une altitude inférieure au seuil de 1000 km.

3.5 Conception par la méthode du Street-of-coverage

En prenant en considération la géométrie de couverture présentée dans la figure 3.2 et les contraintes de mission présentées dans la première partie de ce chapitre, la conception de la constellation, utilisant la méthode analytique de Rider présentée dans la partie 2.4.1, aura les conditions suivantes :

- Latitude inférieure $\phi_L = 30^\circ$,
- Latitude supérieure $\phi_U = 40^\circ$,
- Elévation minimale $\theta_{min} = 5^\circ$,
- Altitude $500 \leq h \leq 1000$ km

L'objectif est de trouver les paramètres de la ou les constellation(s) qui satisfont les conditions précédentes. Ces paramètres sont : Le nombre de plans orbitaux P , le nombre de satellites par plan orbital s , le nombre total de satellites et puis l'inclinaison optimale i .

La méthode présentée dans la partie 2.4.1 permet de résoudre analytiquement le problème de la couverture simple d'un point donné telle que définie par Rider. Rappelons que dans notre cas, nous supposons une couverture mutuelle dans la zone prise en considération. Ainsi, après conception des constellations nous évaluerons ces dernières pour le cas d'une couverture mutuelle.

Les graphes présentés dans la Figure 3.4 montrent la variation des différents paramètres de constellation (P , s , N) en fonction de l'altitude h . Les formules (2.1a), (2.1b) et (2.3) sont utilisées pour le calcul de ces trois paramètres, respectivement.

Tout d'abord, nous constatons que ces paramètres diminuent lorsque l'altitude augmente. En effet, le champ de vision des satellites augmente avec l'altitude et dans ce cas, le nombre de satellites par plan orbital diminue ainsi que pour le nombre de plans orbitaux. Le nombre total de satellites dans une constellation est alors inversement proportionnel à l'altitude. Par exemple sur une orbite géostationnaire (parmi les altitudes les plus élevées des orbites terrestres), 3 satellites suffisent pour avoir une couverture globale de la Terre.

L'inclinaison i telle qu'elle est définie dans la formule (2.5) dépend des deux latitudes ϕ_L et ϕ_U , du paramètre m et du nombre de plans orbitaux P qui dépend à son tour de h . Avant de calculer i , nous devons fixer la valeur du paramètre m . Comme déjà expliqué dans la section 2.4.1, m est le numéro de maille où se situe la zone à couvrir après une projection en 2D des plans orbitaux de la constellation sur une carte de la Terre. Dans le développement analytique de Rider, il est démontré que l'inclinaison optimale i est donnée pour la plus grande valeur de m vérifiant la condition (2.4c). Une solution possible est alors donnée en considérant les formules (2.4a) et (2.4b) avec des signes d'équivalence.

Nous proposons donc de tracer les courbes des inéquations (2.4a), (2.4b) et (2.4c) en fonction de l'inclinaison i et ce, pour différentes valeurs de P et m sachant que m est un entier qui varie

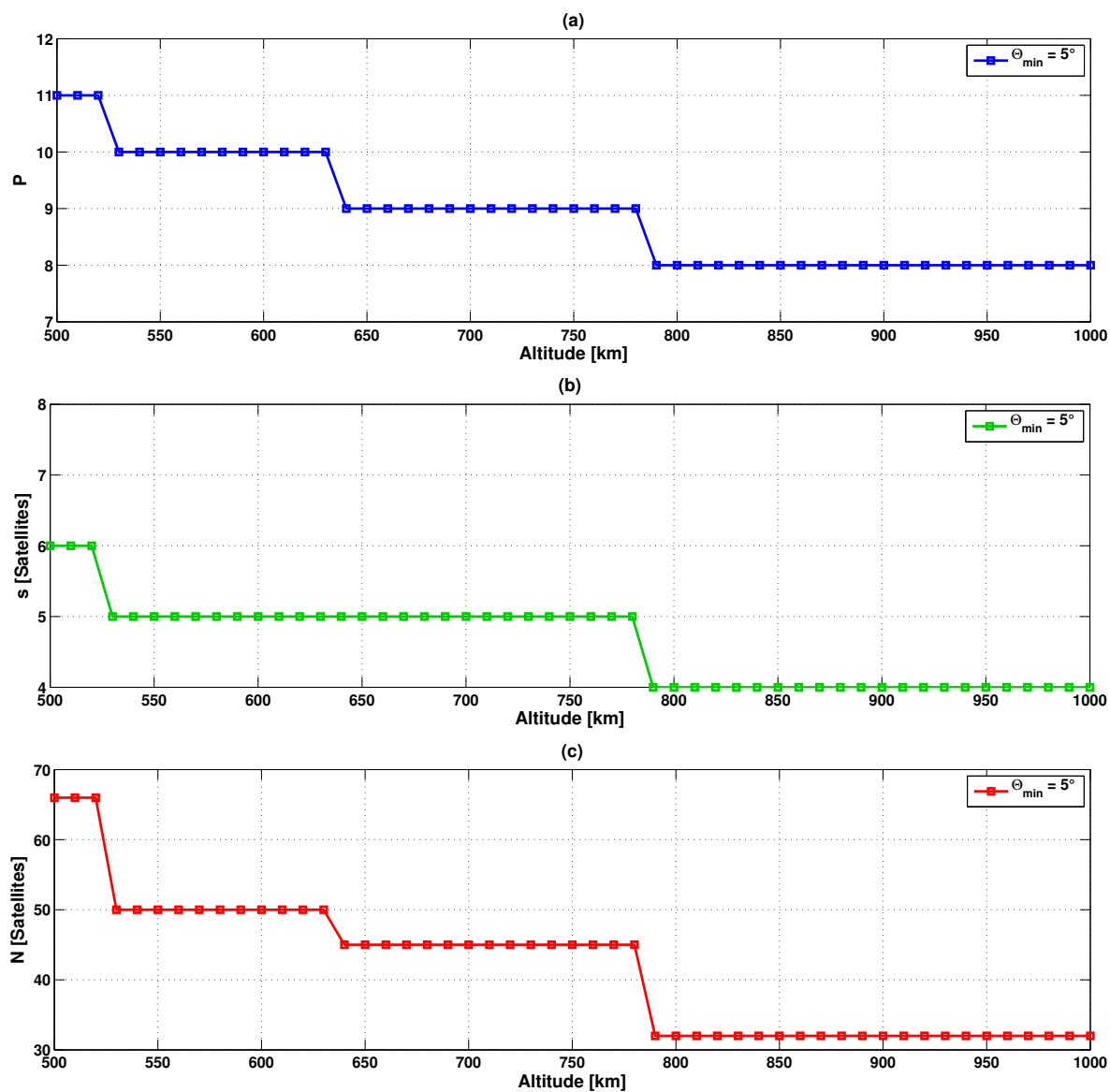


FIGURE 3.4 – Paramètres de constellation (P, s, N) en fonction de l'altitude h . (a) : Nombre de plans orbitaux P , (b) : Nombre de satellites par plan orbital ; (c) : Nombre total des satellites.

comme suit : de 0 à $\frac{P}{2} + 1$ quand P est pair et m varie de 0 à $\frac{P-1}{2} + 1$ quand P est impair.

Les différentes valeurs de P sont : 8, 9, 10 et 11 (Figure 3.4.(a)).

Comme il a été démontré dans Rider (1986), une solution possible est donnée par l'intersection entre la courbe de la condition 1 et la condition 2 qui reste supérieure à la courbe de la condition 3. L'inclinaison optimale est donnée pour ce point d'intersection. Nous retenons alors le cas où la courbe de la condition 3 est au dessous de l'intersection des courbes des conditions 1 et 2. Les autres cas sont rejetés. Mais nous les affichons à titre indicatif dans l'annexe C. Les Figures 3.5a, 3.5b, 3.5c et 3.5d représentent les solutions optimales donnant l'inclinaison optimale pour les différentes valeurs de $P = 8, 9, 10, 11$. Nous remarquons que pour ces différents P , la valeur retenue est : $m = 2$.

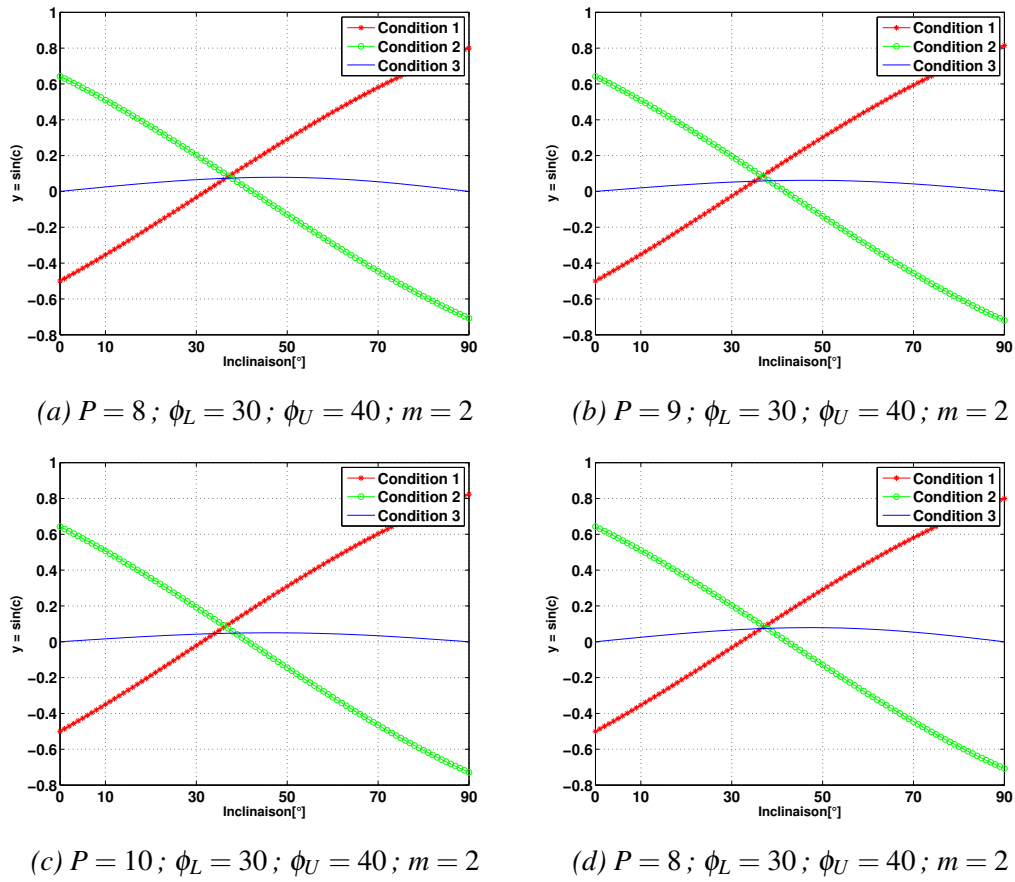


FIGURE 3.5 – Tracé des courbes permettant de calculer le paramètre m pour différentes valeurs de P .

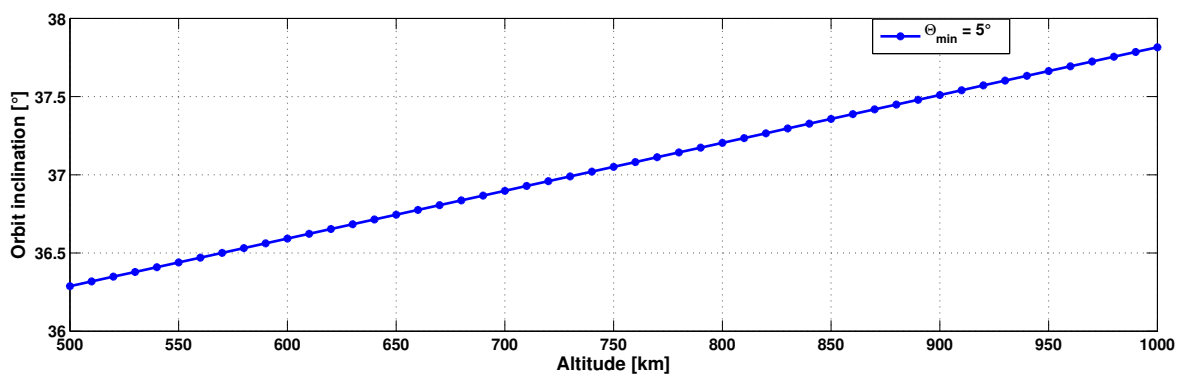


FIGURE 3.6 – Variation de l'inclinaison i en fonction de l'altitude h pour $m=2$.

La Figure 3.6 présente la variation de l'inclinaison i en fonction de l'altitude h . Nous constatons que cette inclinaison ne varie pas considérablement. En effet, entre les altitudes de 500 km à 1000 km, l'inclinaison augmente de moins de 2° . A ce stade, nous pouvons dire que la modélisation géométrique associée à la méthode analytique de Rider ont permis de concevoir 4 constellations différentes dans l'intervalle d'altitudes [500-1000]km. Les paramètres de ces constellations sont regroupés dans la Table 3.3.

	h_{min} [km]	h_{max} [km]	N [satellites]	P	$i[^\circ]$
Constellation 1	500	530	66	11	36.5
Constellation 2	530	640	50	10	37
Constellation 3	640	790	45	9	37.5
Constellation 4	790	1000	32	8	38

TABLE 3.3 – Constellations résultantes avec la méthode du Street-of-coverage.

3.5.1 Couverture mutuelle

Dans ce qui suit, nous proposons d'évaluer numériquement les performances des constellations développées avec la méthode de Rider pour une couverture mutuelle permanente du réseau algérien de surveillance sismologique présenté dans la Figure 3.2. Des simulations numériques ont été effectuées afin d'évaluer la visibilité mutuelle des satellites à partir du centre de données et des 5 points (A, B, C, D, E) délimitant le réseau sismologique.

En marge de ce travail, nous avons développé un simulateur de propagation d'orbite quasi-circulaire en utilisant le framework Matlab. La principale perturbation d'orbite considérée a été l'effet de l'aplatissement terrestre associé aux coefficients du J_2 . Notre programme estime les périodes de visibilité des satellites d'une constellation à partir de chaque couple de stations terrestres durant une période $T = 24$ heures. Pour une couverture permanente, les écarts de visibilité doivent être nuls.

Le pas d'échantillonnage est estimé égal à 30 secondes. En effet, il est convenu qu'un écart de 30 secondes dans la transmission de données n'est pas considéré comme critique dans le cas de la surveillance sismologique. De plus, nous avons constaté que le choix de ce pas

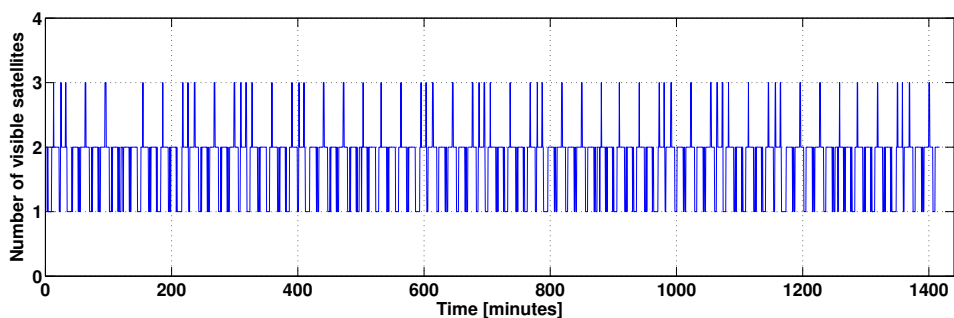
d'échantillonnage permet d'accélérer le temps de simulation étant donné que les programmes d'intégration d'orbite sont généralement gourmands en temps de calcul.

Les constellations qui sont évaluées sont les constellations de la Table 3.3 développée avec la méthode du Street-of-coverage. Les figures 4.2a, 4.2b, 4.2c, 4.2d représentent chacune la visibilité des satellites des différentes constellations pendant une période de 24 heures. A chaque instant t , nous calculons le nombre de satellites visibles mutuellement par le DC et une des 5 positions (A, B, C, D, E). Sur les figures, nous affichons le nombre minimal de satellites visibles. Nous remarquons que ce nombre est toujours supérieur à zéro, ce qui veut dire qu'à chaque pas d'échantillonnage, il existe au moins un satellite visible à partir des couples de positions : DC-A, DC-B, DC-C, DC-D et DC-E. Nous obtenons ainsi une couverture mutuelle permanente de tout le réseau. Pour résumer la conception par Street-of-coverage, nous pouvons dire que cette méthode permet de concevoir des constellations de satellites pour la couverture régionale permanente. Des simulations numériques ont permis de constater que les constellations ainsi conçues fournissent une couverture permanente mutuelle dans cette région. Nous expliquons ceci par le fait que la méthode analytique est une méthode qui utilise plusieurs approximations comme les arrondis utilisés dans les formules (2.1a) et (2.1b). D'un autre côté, la région à couvrir n'est pas très large. En effet, par rapport au DC, les stations se trouvent à une distance maximale d'environ 5° de latitudes et 4° de longitudes. La condition de visibilité mutuelle n'est donc pas très contraignante pour cette méthode.

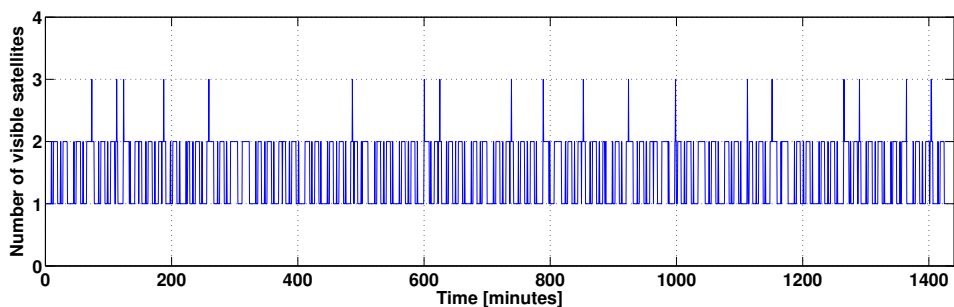
La question qui se pose à présent : est-ce que les constellations développées par cette méthode sont optimales ? La réponse à cette question se trouve dans la partie suivante de ce chapitre où nous essayerons de rechercher des configurations de constellations plus optimales en utilisant une méthode d'optimisation par algorithmes génétiques.

3.6 Optimisation par algorithme génétique multi-objectif

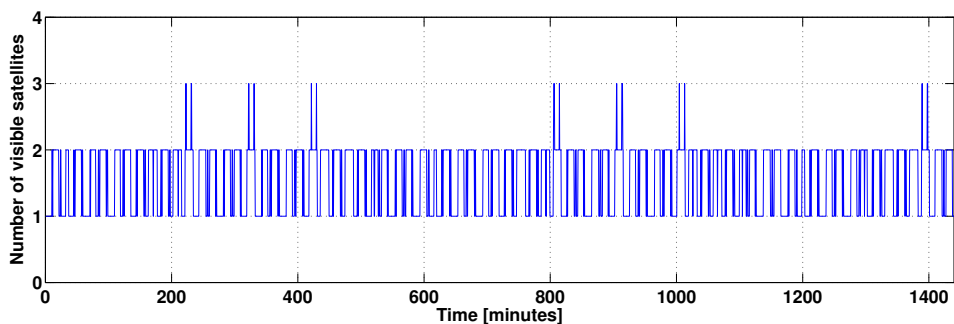
Dans cette partie, nous nous donnons comme objectif de trouver des constellations plus optimales au problème posé dans cette application, à savoir la couverture régionale mutuelle et permanente du réseau sismologique algérien présenté dans la Figure 3.2. La méthode d'op-



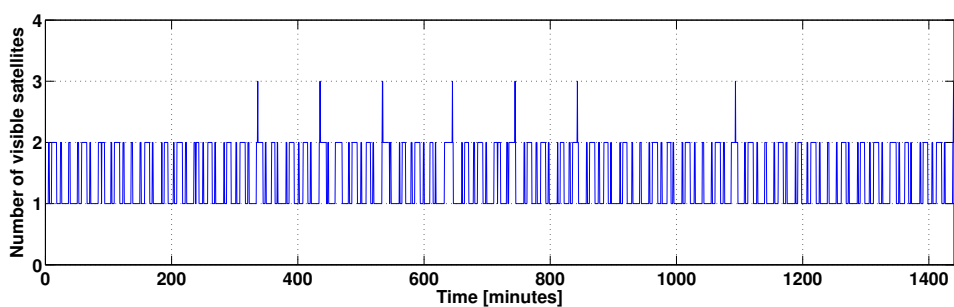
(a) Constellation 1 : $h = 500 \text{ km}$, $N = 66$, $P = 11$, $i = 36.5^\circ$



(b) Constellation 2 : $h = 530 \text{ km}$, $N = 50$, $P = 10$, $i = 37^\circ$



(c) Constellation 3 : $h = 640 \text{ km}$, $N = 45$, $P = 9$, $i = 37.5^\circ$



(d) Constellation 4 : $h = 790 \text{ km}$, $N = 32$, $P = 8$, $i = 38^\circ$

FIGURE 3.7 – Visibilité des satellites de la constellation en fonction du temps. Durée : 24 heures. Pas d'échantillonnage : 30 secondes.

timisation par algorithmes génétiques est utilisée.

3.6.1 Paramètres à optimiser

Optimiser une constellation consiste à optimiser les différents paramètres de la constellation. Dans notre cas, les paramètres à optimiser sont : Le nombre de plans orbitaux P , le nombre de satellites par plan orbital s , l'altitude h et l'inclinaison i . Ainsi chaque individu (constellation) de la population est représenté par un chromosome contenant les différents paramètres cités. La figure 3.8 représente la configuration d'un chromosome de notre AG. Les contraintes sur les paramètres sont les suivantes :

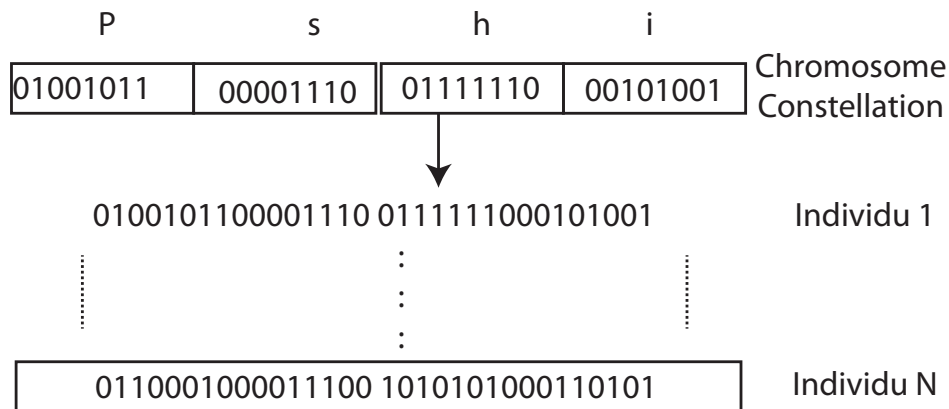


FIGURE 3.8 – Chromosome représentant une constellation.

- $3 \leq P \leq 11$
- $3 \leq s \leq 11$
- $500km \leq h \leq 1000km$
- $30^\circ \leq i \leq 50^\circ$

3.6.2 Objectifs de l'optimisation

Les objectifs de l'optimisation sont la réduction de la taille de la constellation mais aussi la diminution de l'altitude des Cubesats pour diverses raisons (réduire la durée de vie

orbitale, trouver des opportunités de lancement, etc.) tout en maximisant le taux de visibilité afin d'offrir une couverture permanente.

Nous avons vu que la réduction de l'altitude entraîne une diminution du champ de visibilité et augmente ainsi la taille de la constellation. Ainsi, l'algorithme génétique multi-objectif (MOGA pour Multi-Objective Genetic Algorithm) permet de trouver un compromis entre ces trois objectifs :

1. Maximiser le taux de visibilité, R_v ;
2. Minimiser le nombre de satellites total, N ;
3. Minimiser l'altitude, h .

En optimisation multi-objectif, il est impossible d'améliorer un objectif sans dégrader un autre. C'est pour cette raison qu'il n'existe pas de solution unique mais un ensemble de solutions formant ce qu'on appelle une *frontière de Pareto*. Cette frontière illustrée dans la figure 3.9 représente l'ensemble de solutions qui ne sont dominées par aucune autre solution. Une solution est dite dominée par une autre si elle n'est pas meilleure que les solutions comparées pour tous les objectifs.

Dans un premier temps, nous proposons notre propre implémentation d'un MOGA basé

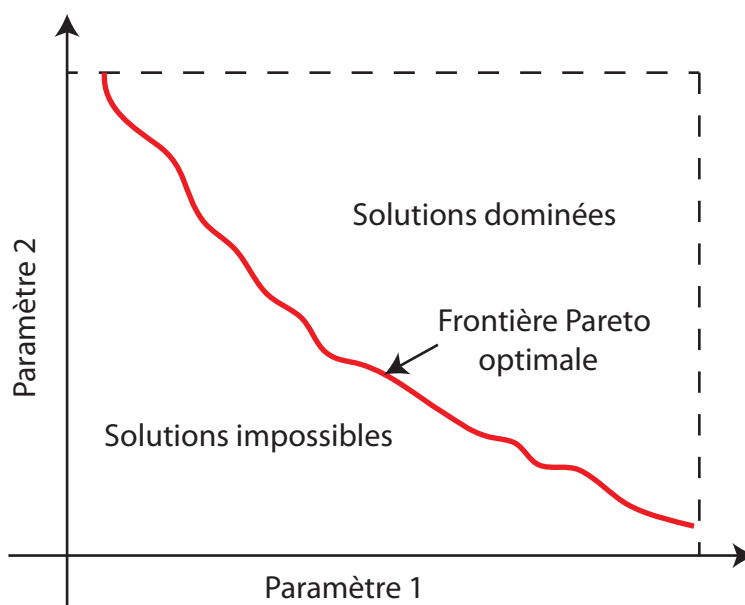


FIGURE 3.9 – *Frontière de Pareto pour l'optimisation multi-objectif*

sur la méthode de la somme pondérée pour l'évaluation de la fonction fitness. Ensuite, nous comparerons les résultats obtenus avec ceux réalisés en utilisant un algorithme connu et très

utilisé dans le domaine de l'optimisation par algorithmes génétiques, l'algorithme NSGA-II (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm, version 2).

3.6.3 Optimisation par la méthode de la somme pondérée

Fitness La méthode de la somme pondérée réside dans l'évaluation de la fonction coût (fitness) des différents individus de la population. Ces valeurs de fitness sont utilisées pour la sélection des individus élus pour la reproduction et la génération de nouvelles populations. Etant donné que les individus représentent les constellations, la fonction fitness doit prendre en compte le taux de visibilité noté R_v , la taille N et l'altitude h de la constellation. Pour cela, nous appliquons une somme pondérée multi-objective faisant apparaître les différents objectifs. Ainsi, la fonction fitness d'une constellation i sera déterminée par la formule (3.3).

$$f_i = w_{Rv} \times Rv_i + w_N \times \frac{N_{min}}{N_i} + w_h \times \frac{h_{min}}{h_i} \quad (3.3)$$

Où w_{Rv} , w_N et w_h sont les poids relatifs à l'importance de chaque objectif et $w_{Rv} + w_N + w_h = 1$. N_i et h_i sont la taille et l'altitude de la constellation numéro i . Afin de normaliser les objectifs N et h , N_{min} et h_{min} sont les valeurs minimales de N et de h dans leurs espaces de recherche respectifs. Rv_i est le taux de visibilité de la constellation i . Il est défini comme étant la moyenne des taux de visibilité des k stations que nous voulons couvrir mutuellement par rapport au centre de données (Equation (3.4)).

$$Rv_i = \frac{\sum_{j=1}^k R_j}{k} \quad (3.4)$$

où, R_j est le taux de visibilité de la station j et le DC pendant une période T . Il est donné par la formule (3.5).

$$R_j = \frac{DV_{j,DC}}{T} \quad (3.5)$$

et $DV_{j,DC}$ est la durée de visibilité mutuelle d'une constellation à partir de la station j et du centre de données pendant une période T . Cette durée est calculée en utilisant l'équation

(3.2) et est donnée par la formule (3.6).

$$DV_{j,DC} = \int_{t_0}^{t_0+T} C_{j,DC}(t) dt \quad (3.6)$$

Dans notre cas d'étude, nous n'évaluerons pas la couverture mutuelle entre le DC et toutes les stations du réseau. Mais, en considérant les suppositions faites dans la section 3.3, nous nous contenterons de l'évaluation de la couverture entre le DC et les cinq positions présentées dans la Table 3.2 qui délimitent ce réseau.

Pour l'évaluation du taux de couverture Rv_i , le simulateur d'orbites quasi-circulaire que nous avons implémenté est utilisé. Le programme permet d'intégrer les orbites de tous les satellites d'une constellation et évaluer le temps de visibilité mutuelle de ces satellites par rapport à deux points distincts en utilisant les équations (3.2) et (3.6). Le taux de visibilité est ensuite déduit avec les équations (3.5) et (3.4).

Le taux de visibilité mutuelle de chaque constellation par rapport aux couples [DC-A, DC-B, DC-C, DC-D, DC-E] est calculé pendant la durée de $T = 24$ heures. Afin de permettre une comparaison des résultats avec la méthode du Street-of-coverage, le pas d'échantillonnage est le même c'est-à-dire $dt = 30$ secondes.

Sélection Nous avons opté pour une sélection aléatoire par l'implémentation de la méthode de la roulette présentée dans la partie 2.4.2 afin de donner une chance aux individus d'être tirés en fonction de la valeur de leur fitness. Cette méthode basée seulement sur les valeurs de fitness nous permet d'évaluer les performances de la fonction fitness que nous proposons ici. Elle sera ensuite comparée à une autre méthode de sélection implémentée dans l'algorithme NSGA-II.

Reproduction Les paramètres de reproduction sélectionnés sont :

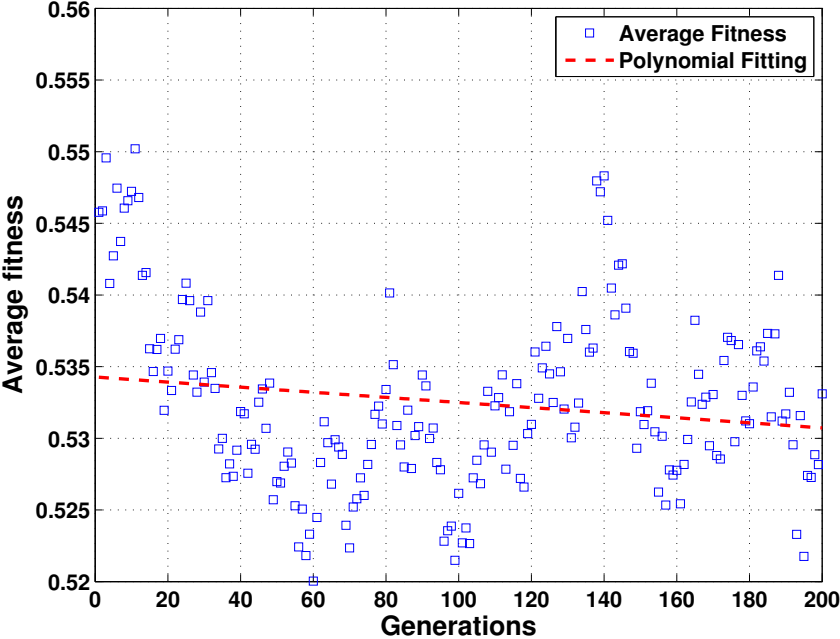
- Taux de croisement : $P_C = 0.5$
- Taux de mutation : $P_m = 0.1$

3.6.3.1 Distribution des poids w_{Rv} , w_N , w_h

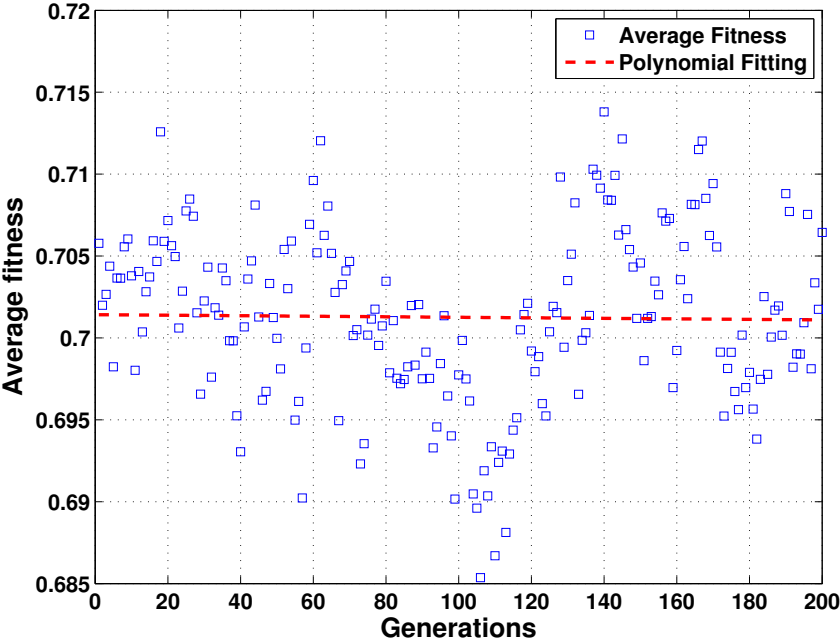
L'un des choix les plus importants qui affecte l'évolution d'un algorithme génétique est la fonction fitness. La fonction fitness moyenne (notée AFF pour Average Fitness Function) doit être améliorée durant l'optimisation. Dans la figure 3.10, nous avons étudié différentes distributions de poids pour la fonction du fitness définie dans l'équation (3.3) afin de maximiser la valeur du AFF d'une génération à une autre. Le but est de trouver la distribution des poids qui donne la meilleure amélioration du AFF. En fonction de l'importance de chaque fonction objective, nous avons considéré que le poids associé à la maximisation du taux de visibilité, w_{Rv} , est toujours plus grand que w_N et w_h , les poids de minimisation de N et de h , respectivement. Pour la normalisation de la fonction fitness, nous avons choisis $N_{min} = 9$ satellites et $h_{min} = 500$ km.

Sur les figures 3.10a, 3.10b et 3.10c, nous remarquons que la tendance de la fonction AFF décroît pour $w_{Rv} \leq 0.6$ alors qu'une amélioration est observée lorsque w_{Rv} est beaucoup plus élevé que w_N et w_h pour $w_{Rv} \geq 0.7$. Cette amélioration est plus significative pour la distribution des poids ($w_{Rv} = 0.9$, $w_N = 0.05$, $w_h = 0.05$) que nous pouvons apercevoir sur la Figure 3.10f. Cette distribution qui donne ainsi la meilleure évolution de notre AG est utilisée dans ce qui suit.

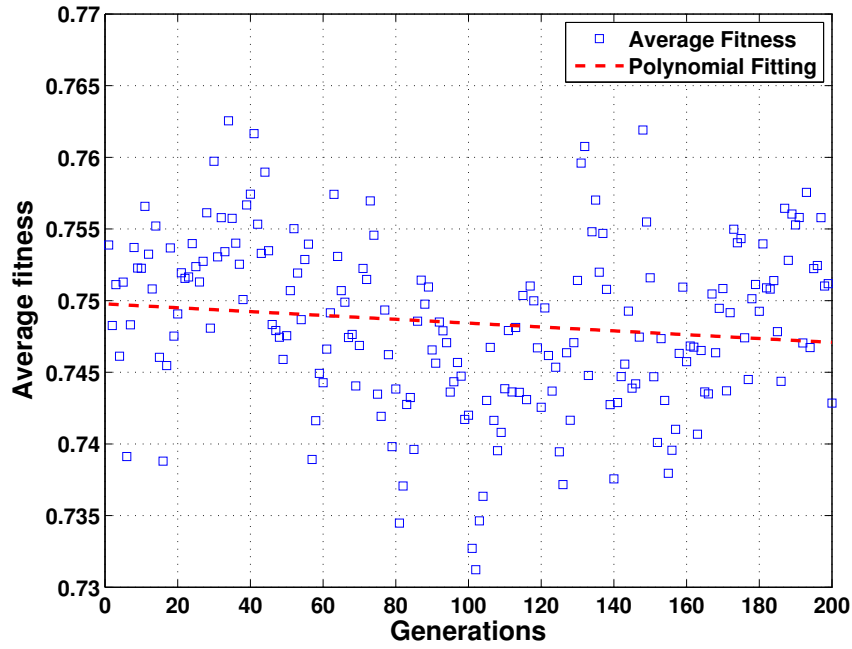
Etant donné que le but de notre application est d'avoir une couverture permanente, la Figure 3.11 montre l'ensemble des solutions obtenues avec un taux de visibilité $Rv = 100\%$ où le nombre de satellites N est tracé en fonction de l'altitude h . De plus, nous nous intéressons à la constellation ayant le minimum N et la plus basse altitude h . Le tracé en courbe continue sur la Figure 3.11 représente la frontière de paréto des solutions obtenues avec notre AG. Pour ne pas citer tous les optimums Paréto, nous avons subdivisé l'intervalle d'altitudes (500-1000 km) en cinq sous intervalles équivalents. La taille minimale de constellation, N , obtenue pour chaque intervalle et son altitude correspondante sont données dans la Table 3.4.



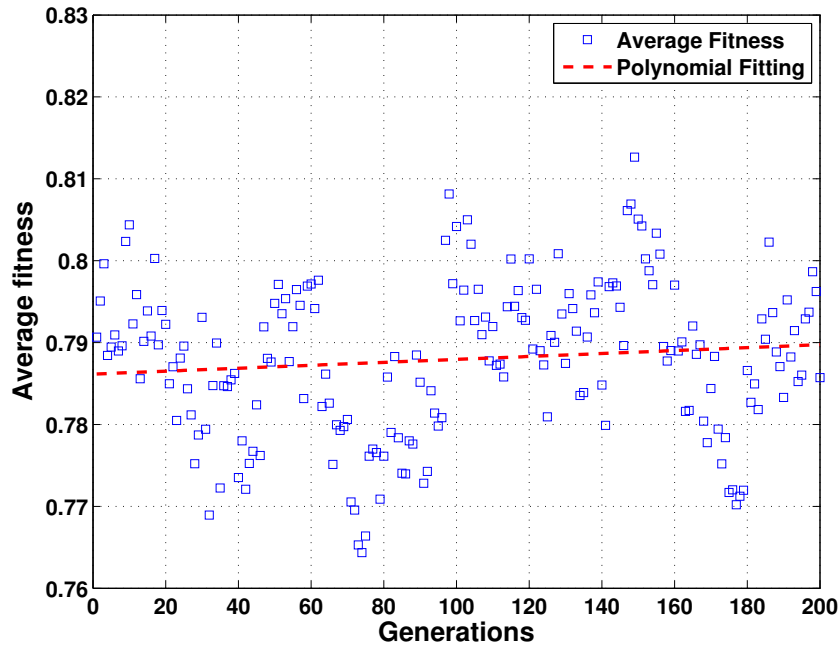
(a) $w_{RV} = 0.4, w_N = 0.4, w_h = 0.2$.



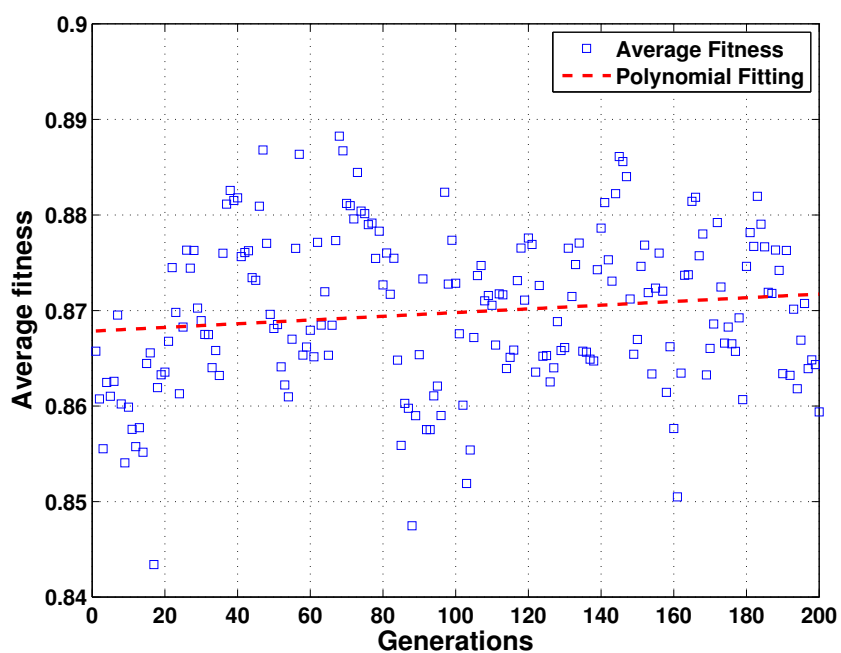
(b) $w_{RV} = 0.5, w_N = 0.3, w_h = 0.2$.



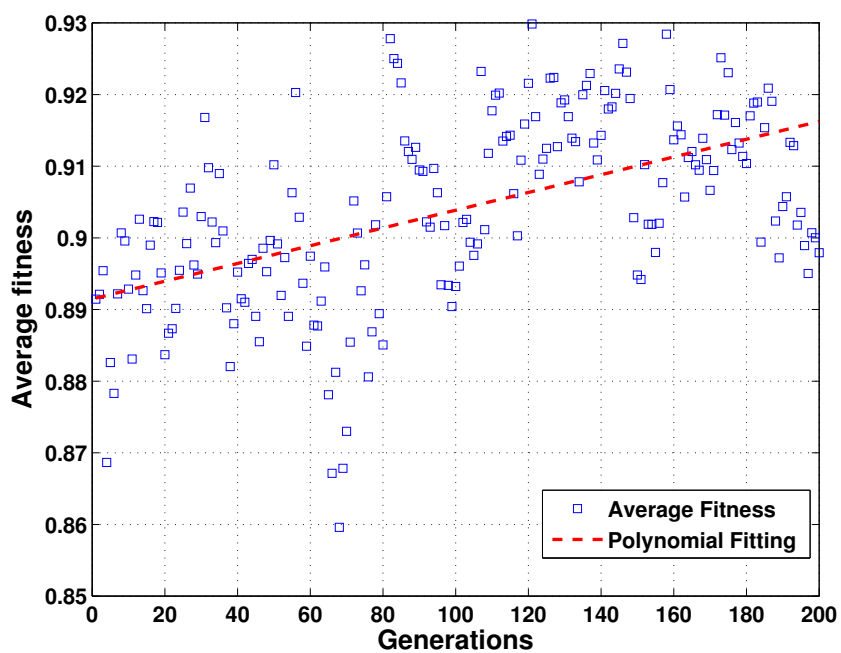
(c) $w_{RV} = 0.6, w_N = 0.25, w_h = 0.15$.



(d) $w_{RV} = 0.7, w_N = 0.2, w_h = 0.1$.



(e) $w_{RV} = 0.8, w_N = 0.1, w_h = 0.1$.



(f) $w_{RV} = 0.9, w_N = 0.05, w_h = 0.05$.

FIGURE 3.10 – Evolution de la valeur du AFF durant 200 générations pour différentes distributions de poids (w_{RV}, w_N, w_h).

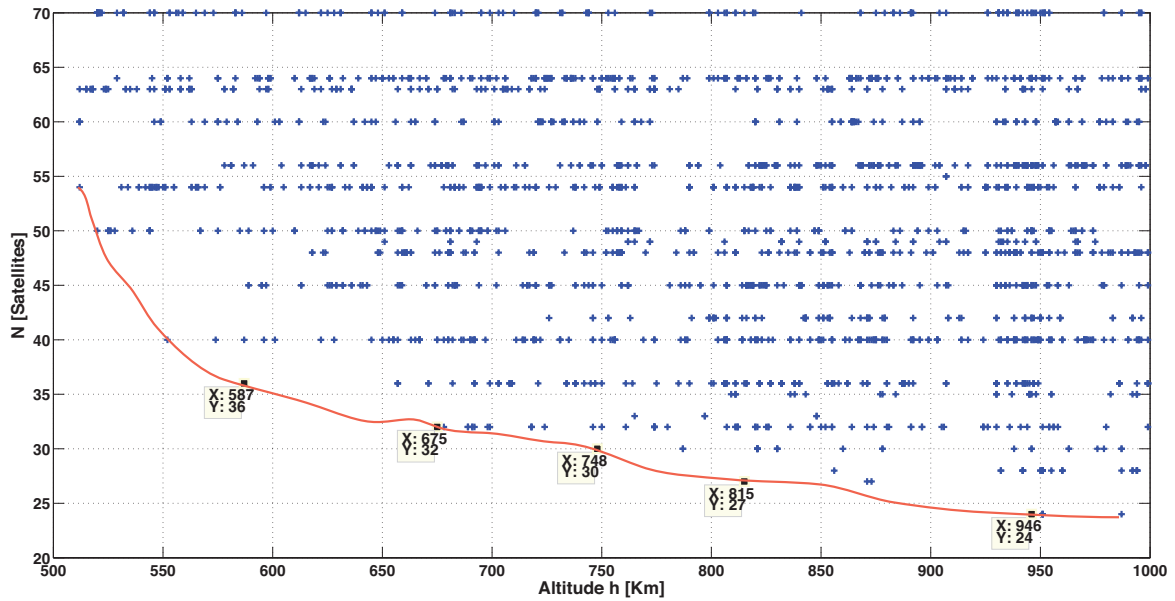


FIGURE 3.11 – N par rapport à h des constellations ayant 100% de taux de visibilité. Les carrés noirs étiquetés représentent les solutions avec le minimum N et le minimum h dans chaque intervalle d'altitudes.

Intervalle h [km]	[500-600]	[600-700]	[700-800]	[800-900]	[900-1000]
Minimum N	36	32	30	27	24
Minimum h [km]	587	675	748	815	946
P	9	8	10	9	8
i [deg]	42	42	49	50	48

TABLE 3.4 – N et h minimaux pour chaque intervalle d'altitudes obtenus avec la méthode de la somme pondérée.

3.6.4 Optimisation par l'algorithme NSGA-II

L'algorithme NSGA-II (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm, version 2) est un standard des algorithmes génétiques multi-objectifs. Il a été développé par le Professeur K. Deb (Deb et al. (2002)) au sein du Kanpur Genetic Algorithm Laboratory de l'institut indien de Technology à Kanpur. Cet algorithme est largement utilisé en optimisation multi-

objectif et ce dans différents domaines d'application. L'algorithme est mis en ligne en libre téléchargement sur le site du Laboratoire sur le lien suivant : <http://www.iitk.ac.in/kangal/codes.shtml>.

L'algorithme NSGA est un algorithme élitiste basé sur le principe du tri non dominé pour la sélection des individus. Il a été démontré que le principe de l'élitisme dans les AG permet une meilleure convergence pour les problèmes multi-objectifs.

La version deux de l'algorithme NSGA est une version accélérée qui permet de passer d'un niveau de complexité de l'ordre $O(MN^3)$ à $O(MN^2)$ où M ici est le nombre d'objectifs et N est la taille de la population. Ce sera cette version que nous utiliserons dans notre travail. L'organigramme du NSGA-II est présenté dans la Figure 3.12.

La force de l'algorithme NSGA-II réside dans l'évaluation et la sélection des individus. En effet, ces derniers sont triés selon un ordre de non-dominance et en fonction d'un paramètre appelé distance de crowding avant d'être sélectionnés par la méthode du tournoi. Ces trois opérations sont expliquées brièvement ci-dessous. Une fois les individus sélectionnés, les opérateurs habituels de croisement et de mutation sont appliqués afin de générer une nouvelle population composée des meilleurs individus de la population courante et de la nouvelle progéniture.

Tri non dominé Chaque population est triée selon le principe de la non dominance. Une solution est dite dominée si celle-ci n'est pas meilleure que les autres solutions comparées pour tous les objectifs. Le principe du tri non dominé consiste à classer l'ensemble des individus dans des fronts où le premier front contient les individus non dominés par aucun autre individu, le second front contient les individus dominés par le premier front et ainsi de suite pour le front 3, 4, etc. Les individus sont ensuite assignés des rangs en fonction du numéro du front auquel ils appartiennent.

Distance de crowding La distance de crowding (*crowding distance* en anglais) permet de comparer les individus se trouvant dans le même front et ayant ainsi le même rang. Cette distance représente la distance euclidienne entre chaque individu et ses voisins du même front en se basant sur leur k objectifs dans un espace à k dimension. La Figure 3.13 représente le calcul de la distance de crowding dans un espace à deux dimensions pour une optimisation

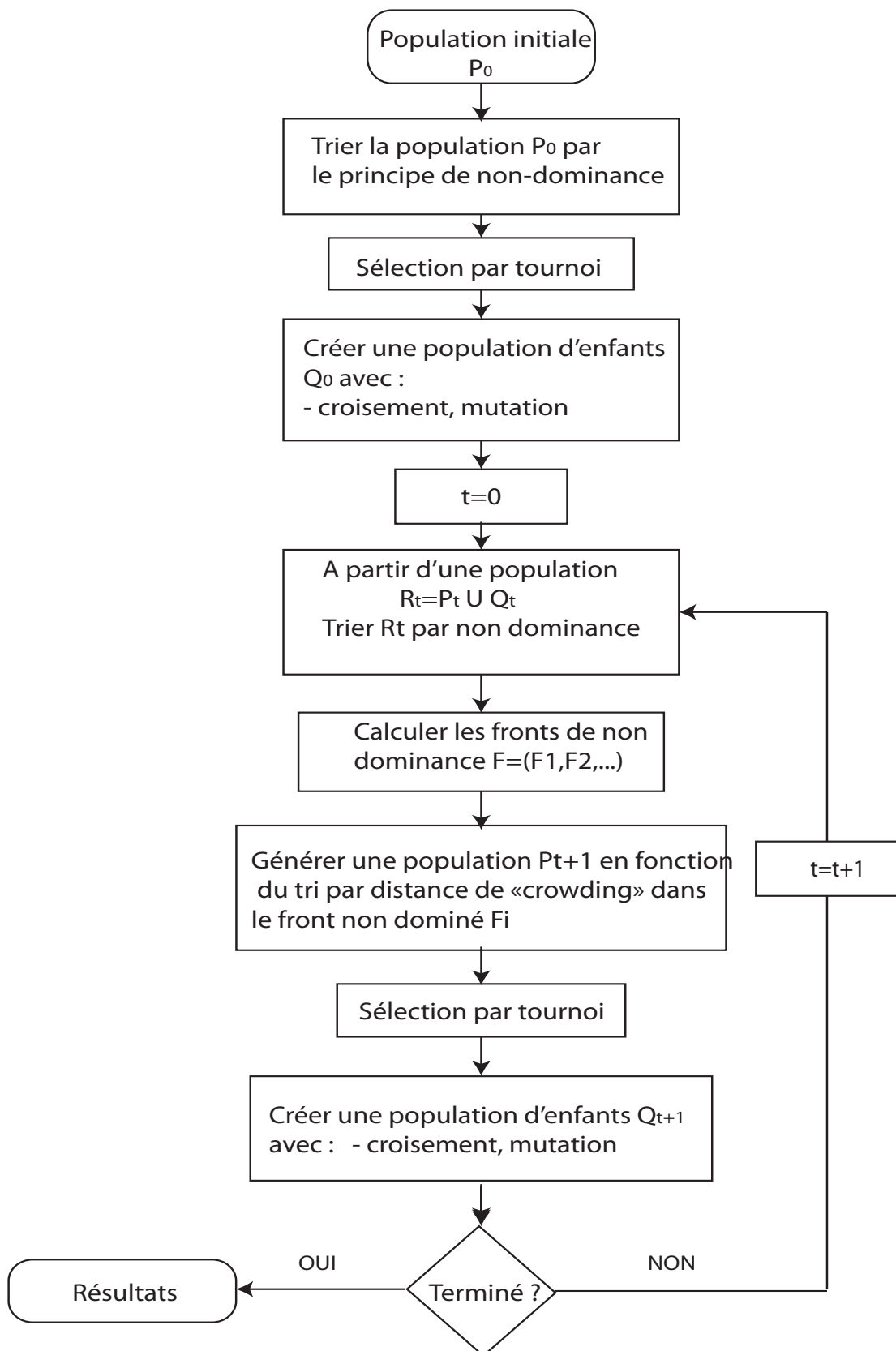


FIGURE 3.12 – Organigramme de l'algorithme NSGA-II. Yang et al. (2012)

à deux paramètres. Dans notre cas, la distance sera calculé par rapport aux trois paramètres que nous proposons d'optimiser à savoir : le taux de visibilité R_v , la taille de la constellation N et l'altitude h . Le taux de visibilité est calculé en utilisant notre programme d'intégration orbitale ($T = 24$ heures, $dt = 30$ secondes) comme ce fut le cas pour l'AG à somme pondérée.

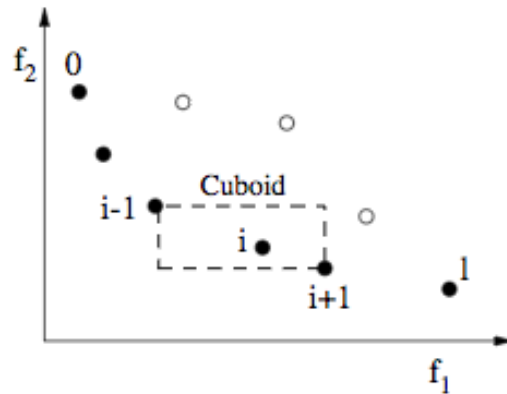


FIGURE 3.13 – Calcul de la distance de crowding pour l'algorithme NSGA-II. *Deb et al. (2002)*

Sélection par tournoi Les individus sont triés en fonction du principe de non dominance (front 1, front 2, etc) et de la distance de crowding qui leur ont été assignés. L'individu ayant le rang le plus faible est sélectionné. Les individus ayant le même rang sont ensuite classés par ordre décroissant de la distance de crowding. L'individu ayant la distance la plus élevée est choisi et sélectionné. Le processus est répété jusqu'à obtenir la taille de la population souhaitée. Le choix de l'individu ayant la plus grande distance de crowding permet d'avoir une plus grande diversité de la population et ce, en choisissant l'individu qui possède les voisins les plus éloignés (dans le même front).

Remarque L'élitisme est assuré par la sélection des meilleurs individus de la population précédente et les meilleurs individus de la population courante.

En considérant les suppositions faites au début de cette section, les paramètres à optimiser sont le nombre de plans orbitaux P , le nombre de satellites par plan orbital s , l'altitude h et l'inclinaison i dans leurs intervalles de recherches respectifs. Il s'agit aussi de trouver

un compromis entre 3 objectifs à optimiser : La maximisation du taux de visibilité R_v , la minimisation du nombre de satellites N et la minimisation de l'altitude h .

Après plusieurs tests, les paramètres de fonctionnement de l'algorithme NSGA-II retenus sont les suivants :

- Taille de la population : $N_P = 100$
- Nombre de générations : $N_G = 100$
- Taux de croisement : $P_C = 0.9$
- Taux de mutation : $P_m = 0.2$

Dans ce qui suit, nous allons observer l'évolution du processus d'optimisation de constellations de satellites pour la couverture mutuelle et permanente du réseau sismologique algérien présenté dans la figure 3.2.

3.6.4.1 Population initiale

La figure 3.14 représente la population initiale générée aléatoirement. Etant donné que nous effectuons une optimisation à trois paramètres, l'espace de recherche est donc tridimensionnel. La Figure 3.14a représente la distribution de la population initiale dans cet espace à trois dimensions. Afin de mieux visualiser la distribution des paramètres des constellations de la population, nous proposons de tracer le paramètre N en fonction de R_v (Figure 3.14b), h en fonction de R_v (Figure 3.14c) et N en fonction de h (Figure 3.14d). Il s'avère que la population générée possède des taux de visibilité R_v assez élevés. Ceci s'explique par le fait qu'à partir de 30 satellites, nous commençons à avoir des couvertures avec des taux de visibilité supérieurs à 70% sachant que le but étant de trouver des constellations ayant des taux de couverture de 100%. La Figure 3.14d permet de vérifier que la population initiale est bel et bien diversifiée dans les espaces de recherche respectifs de N et de h .

3.6.4.2 Population finale

La figure 3.15 présente la population finale après une optimisation de 100 générations. Nous remarquons une convergence vers les solutions souhaitées ayant une altitude h faible, un nombre de satellites N petit et un R_v qui tend vers 1. Rappelons que le but étant de

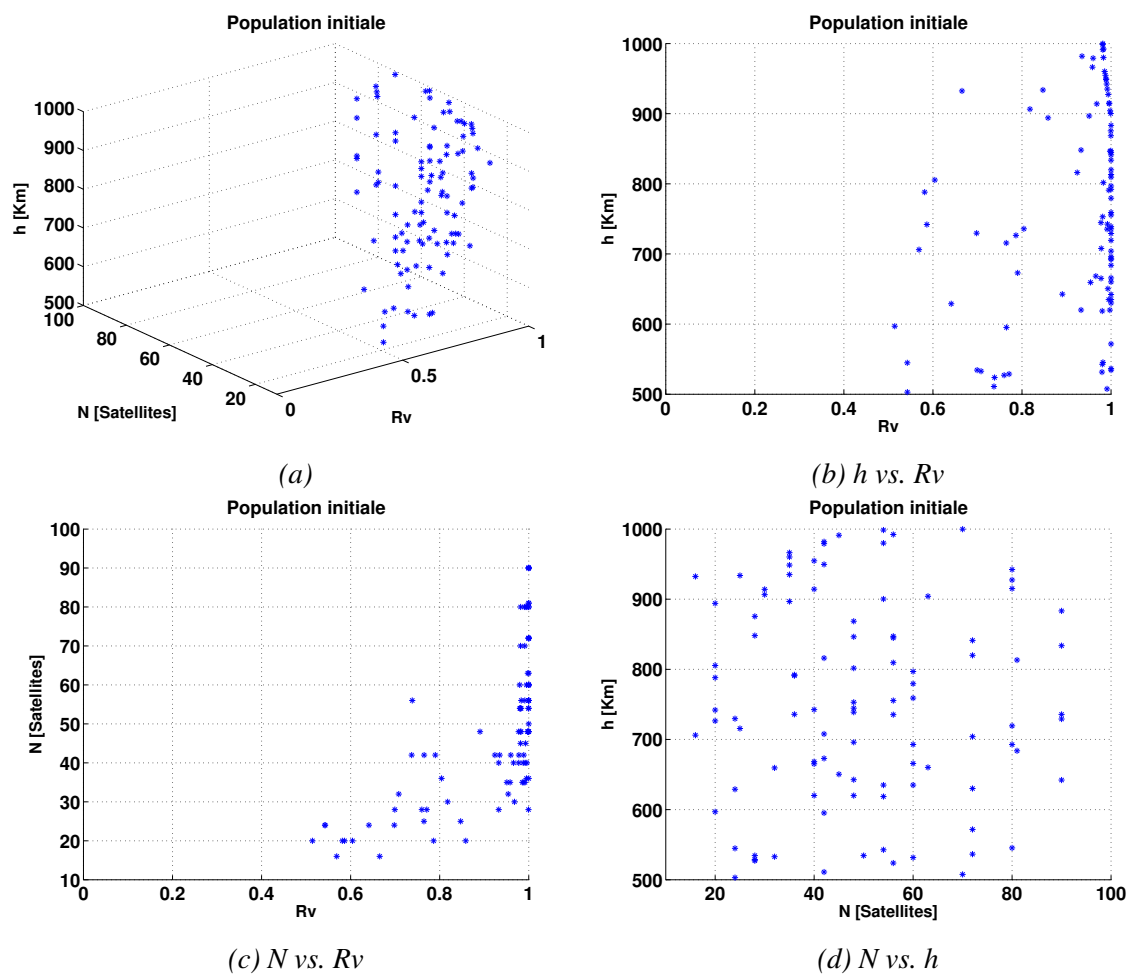


FIGURE 3.14 – Population aléatoire de départ pour l'algorithme NSGA-II.

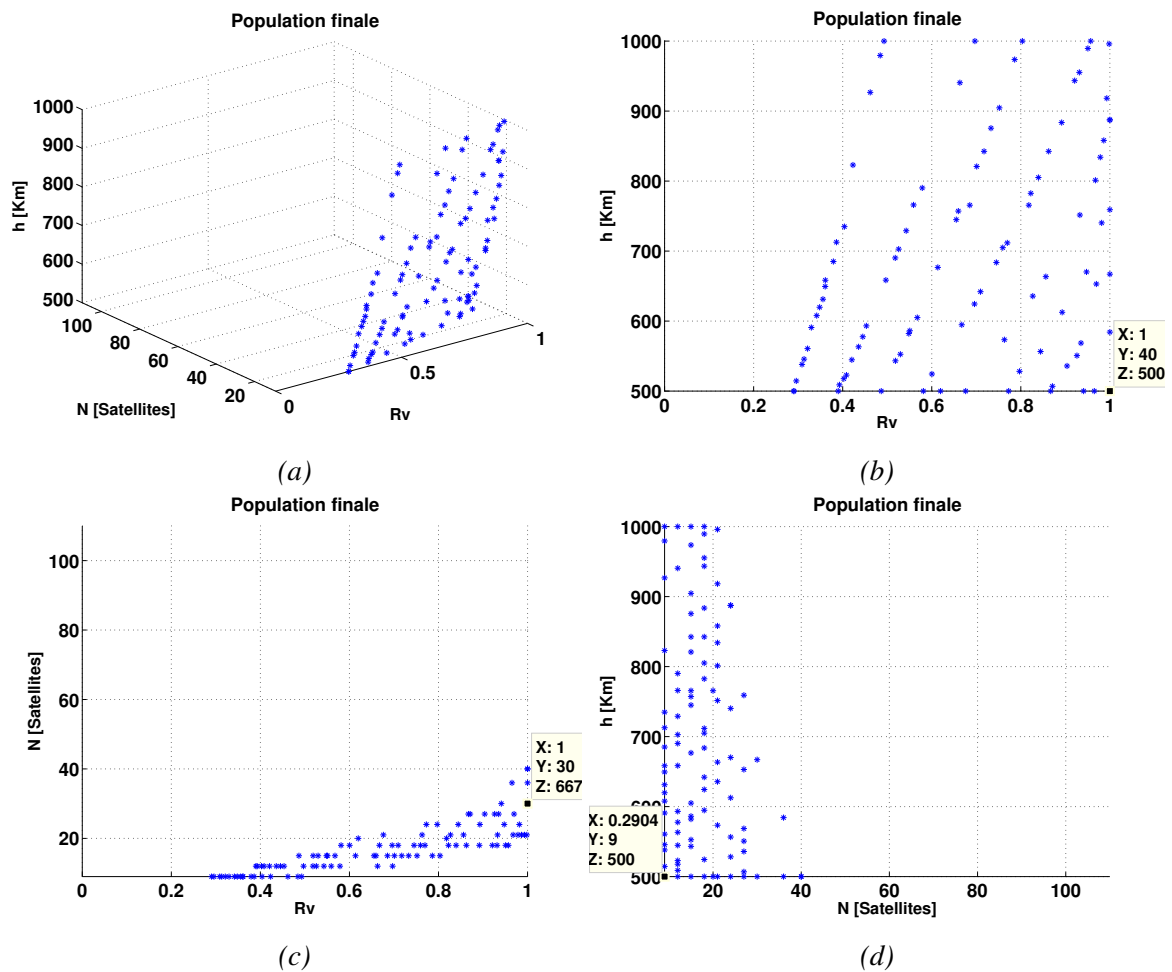


FIGURE 3.15 – Solutions non-dominées obtenues avec l'algorithme NSGA-II après 100 générations.

maximiser R_v tout en minimisant N et h . Rappelons aussi qu'il n'est pas possible d'améliorer un objectif sans détériorer au moins un des deux autres objectifs. Ainsi, la solution $(R_v, N, h) = (1, 9, 500)$ n'est pas possible.

L'optimisation multi-objectif permet de trouver plusieurs solutions. Les solutions les plus optimales, présentant un compromis entre les trois objectifs, peuvent être extraites à partir des graphes des figures 4.7b, 4.7c, 4.7d. La première figure permet d'obtenir la solution ayant un maximum de R_v et le minimum de h (Solution optimale 1), la deuxième figure donne la solution ayant le maximum de R_v et un minimum de N (Solution optimale 2) tandis que la dernière figure donne la solution optimale 3, celle ayant le minimum de N et un minimum de h . Les paramètres optimisés des trois solutions sont regroupés dans la Table 3.5.

La solution optimale 3 est inintéressante pour notre application étant donné que le but est

Solutions optimales	h [km]	N [Satellites]	R_v
Solution optimale 1	500	40	1
Solution optimale 2	667	30	1
Solution optimale 3	500	9	0.2904

TABLE 3.5 – Constellations optimales de la population finale obtenues avec l’algorithme NSGA-II.

de trouver des constellations ayant une couverture permanente c’est-à-dire avec $R_v = 1$. Cependant, pour des raisons de diversité des populations, et afin d’augmenter le nombre de constellations potentielles nous ne garderons pas que les constellations ayant un taux de couverture $R_v = 100\%$ durant l’optimisation.

La solution optimale 1 et la solution optimale 2 ont toutes les deux un taux de visibilité maximum, c’est-à-dire $R_v = 1$. La population finale permet donc d’obtenir une constellation ayant une altitude minimale de 500 km comptant 40 satellites et une constellation ayant un N minimal à une altitude de 667 km.

Pour augmenter le nombre de solutions ayant un taux de visibilité $R_v = 1$, nous choisissons de prendre en considération toutes les solutions obtenues durant les 100 générations. La Figure 3.16 affiche l’ensemble des solutions ayant un taux de visibilité $R_v = 1$ durant les $N_G = 100$ générations. La courbe tracée en continu représente la frontière Pareto. Les solutions optimales obtenues durant l’optimisation pour chaque intervalle d’altitude sont données dans la Table 3.6.

Nous remarquons alors que la solution optimales 1 et la solution optimale 2 de la Table 3.5 ne sont pas les solutions les plus optimales. D’autres solutions Pareto optimales (N minimum et h minimum) ont été trouvées durant l’optimisation telles que la solution $(h_{min}, N)=(584.2, 36)$ et la solution $(h, N_{min})=(924.1, 24)$. L’ensemble des solutions Pareto optimales sont données dans la Table 3.6.

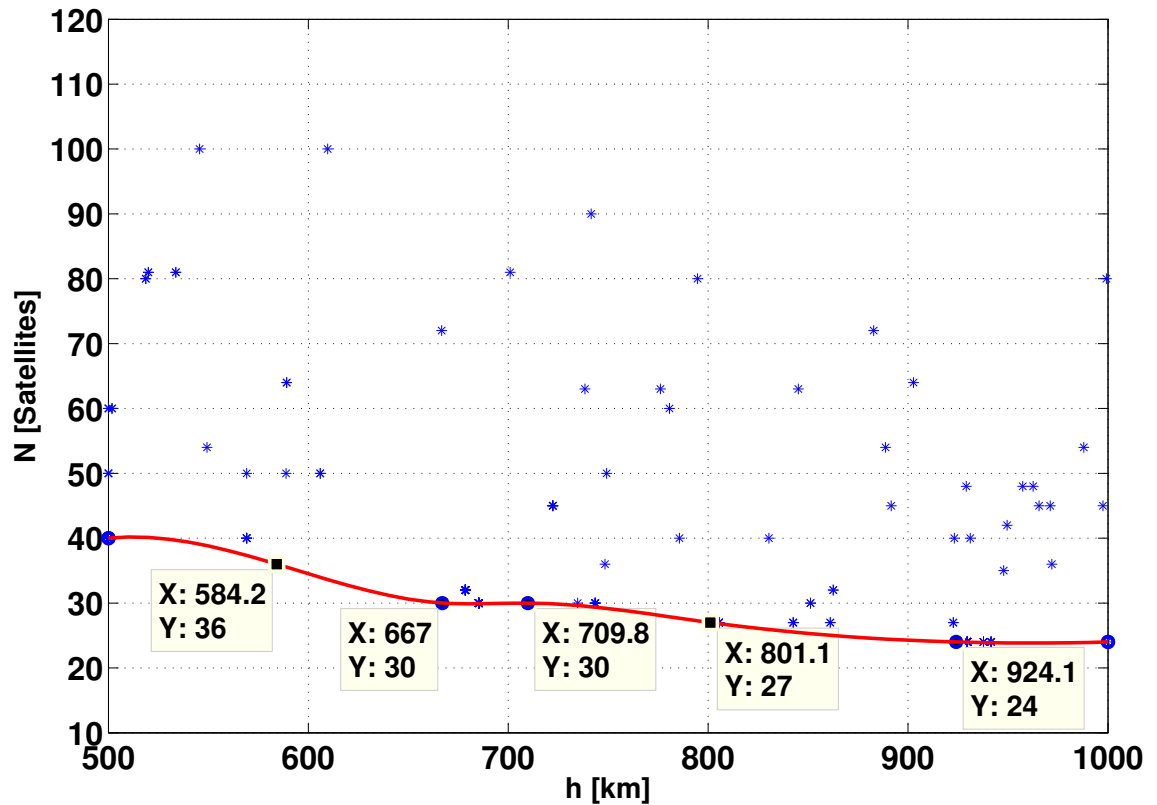


FIGURE 3.16 – Nombre de satellites en fonction de l'altitude pour les constellations ayant un taux de visibilité $R_v = 1$.

Intervalle h [km]	[500-600]	[600-700]	[700-800]	[800-900]	[900-1000]
Minimum N	36	30	30	27	24
Minimum h [km]	584.2	667	709.8	801.1	924.1
P	9	10	10	9	8
i [deg]	42.59	48.51	47.50	49.73	48.10

TABLE 3.6 – N et h minimaux pour chaque intervalle d'altitudes obtenus avec l'algorithme NSGA-II. P et i correspondant sont donnés dans les troisième et quatrième lignes.

3.7 Conclusion

Ce chapitre a été dédié à la conception et à l'optimisation d'une ou de plusieurs constellations de satellites de type Cubesat pour le problème de la couverture régionale du réseau

sismologique algérien. Le but était de trouver des constellations comptant le minimum de satellites et offrant la meilleure couverture permanente possible en prenant en considération les contraintes liées à l'utilisation des Cubesats. Une de ces contraintes fut le problème de la couverture mutuelle. Nous avons d'abord essayé d'appliquer une méthode de conception analytique au problème de la couverture régionale permanente et mutuelle où nous avons pu proposer quelques constellations. Ensuite, un algorithme génétique multi-objectif basé sur la méthode de la somme pondérée pour le calcul de la fonction fitness a été proposé. Cette partie a surtout servi à trouver les meilleures pondérations permettant d'optimiser la convergence de l'algorithme génétique proposé. Quelques constellations ont été alors proposées. Afin d'évaluer ces résultats, nous avons appliqué l'algorithme NSGA-II pour proposer d'autres constellations optimales. La discussion des différents résultats des deux méthodes et une comparaison détaillée feront l'objet du chapitre suivant.

CHAPITRE 4

Discussion des résultats

Sommaire

4.1	Introduction	104
4.2	Vérification et interprétation des résultats	104
4.2.1	Méthode de la somme pondérée	104
4.2.2	NSGA-II	105
4.3	Discussion des résultats	105
4.3.1	NSGA-II	105
4.3.2	Optimisation par l'algorithme R-NSGA-II	110
4.4	Comparaison des résultats	122
4.4.1	Constellations optimales	122
4.4.2	Complexité temporelle	126
4.5	Choix de la constellation en fonction des contraintes de mission	129
4.6	Couverture de la constellation	130
4.7	Evaluation de la constellation sélectionnée	131
4.7.1	Bilan de liaison	131
4.8	Conclusion	134

4.1 Introduction

Ce chapitre sert à discuter et à améliorer les résultats obtenus dans le chapitre 3. Nous commencerons tout d'abord par vérifier la conformité de ces résultats obtenus en utilisant les deux méthodes d'optimisation par algorithme génétique présentées dans le chapitre précédent sous la contrainte de la couverture mutuelle. Avant de comparer entre les différents résultats obtenus par les différentes méthodes (analytique et numériques), nous évaluerons et tenterons d'améliorer la convergence de l'algorithme NSGA-II en effectuant une recherche guidée par l'algorithme R-NSGA-II. Enfin, dans la dernière partie de ce chapitre, nous proposons un bilan de liaison permettant d'évaluer la capacité d'un Cubesat à transmettre les données sismologiques collectées par le réseau de surveillance algérien.

4.2 Vérification et interprétation des résultats

Avant de comparer les résultats des trois méthodes présentées dans le chapitre précédent, nous vérifions si les résultats obtenues avec les optimisations par algorithmes génétiques répondent bel et bien aux exigences de la mission à savoir la couverture mutuelle et permanente du réseau de surveillance présenté dans la figure 3.2.

Cette vérification est effectuée à l'aide des tracés de la visibilité des satellites des différentes constellations obtenues avec les deux méthodes d'optimisation : AG avec somme pondérée et NSGA-II. La période d'intégration est de 24 heures tandis que le pas d'échantillonnage est de 30 secondes.

4.2.1 Méthode de la somme pondérée

La Figure 4.1 représente la visibilité dans le temps des différentes constellations optimales obtenues avec notre AG basé sur la méthode de la somme pondérée et présentées dans la Table 3.4. Sur chacune des sous-figures, le nombre moyen de satellites visibles est calculé

à chaque instant t . Nous constatons que pour l'ensemble des constellations, à chaque instant t , il existe au moins un satellite visible mutuellement par le centre de données et les points délimitant la zone à couvrir (présentés dans la Table 3.2). Nous constatons aussi une certaine redondance des satellites à des instants brefs où le nombre de satellites visibles atteint le nombre de 3 sur la Figure 4.1a. Ces instants sont plus fréquents pour les constellations ayant des altitudes plus élevées comme nous pouvons voir sur les figures 4.1c, 4.1d et 4.1e.

4.2.2 NSGA-II

La Figure 4.2 représente la visibilité dans le temps des différentes constellations optimales obtenues avec l'algorithme NSGA-II et présentées dans la Table 3.6.

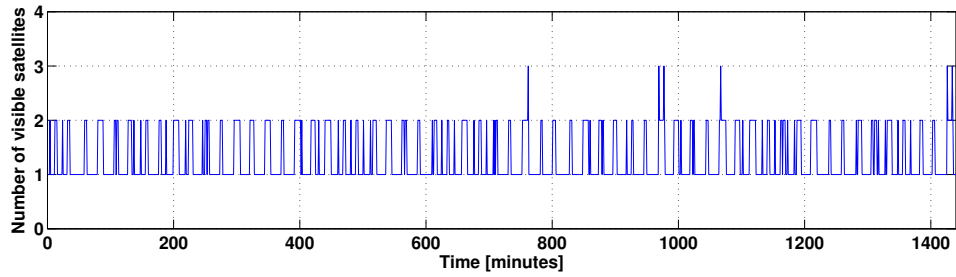
Sur chacune des sous-figures, le nombre moyen de satellites visibles est calculé en fonction du temps. Nous constatons que pour l'ensemble des constellations, à chaque instant t , il existe au moins un satellite visible mutuellement par le centre de données et les points délimitant la zone à couvrir (présentés dans la Table 3.2). Comme ce fut le cas pour la première méthode, nous constatons aussi une certaine redondance des satellites où le nombre de satellites visibles atteint le nombre 3 (Figure 4.2a, 4.2b, 4.2c, 4.2d et 4.2e).

Cependant, ces redondances de visibilité sont moins fréquentes que celles obtenues avec la méthode de la somme pondérée. Ceci peut être un indice sur le fait que les résultats de l'algorithme NSGA-II sont plus optimaux que ceux de la méthode de la somme pondérée. De plus, ces redondances des satellites peuvent aussi signifier que ces différents résultats peuvent encore être optimisés et c'est la question à laquelle nous tenterons de répondre dans la partie suivante de ce chapitre.

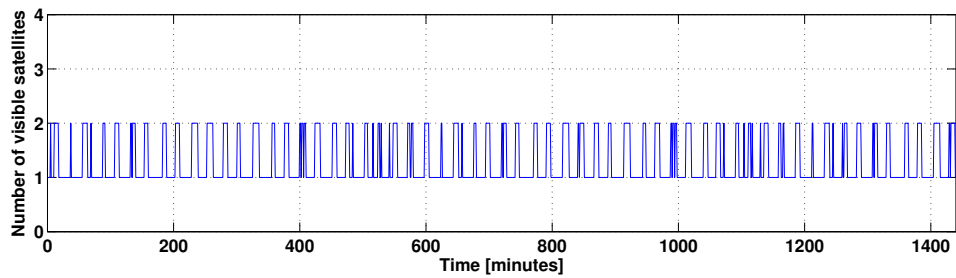
4.3 Discussion des résultats

4.3.1 NSGA-II

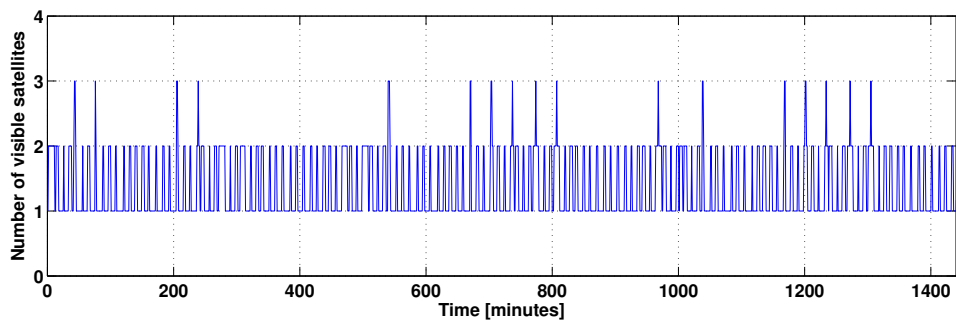
Dans cette partie nous proposons d'observer l'évolution du processus d'optimisation de constellations de satellites par l'algorithme NSGA-II pour le type de couverture abordé ici.



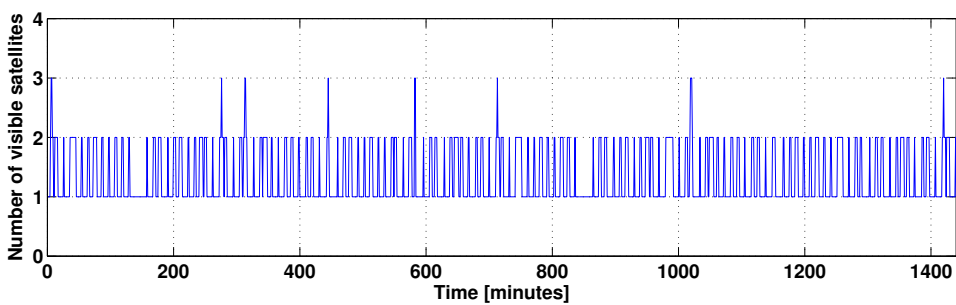
(a) Constellation 1 : $h = 587 \text{ km}$, $N = 36$, $P = 9$, $i = 42^\circ$



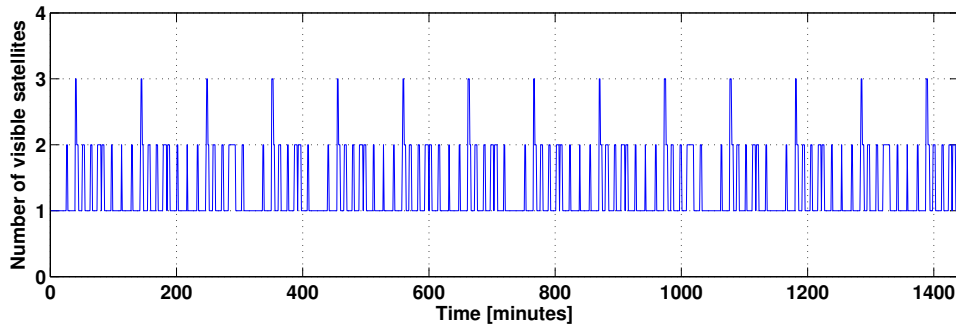
(b) Constellation 2 : $h = 675 \text{ km}$, $N = 32$, $P = 8$, $i = 42^\circ$



(c) Constellation 3 : $h = 748 \text{ km}$, $N = 30$, $P = 10$, $i = 49^\circ$



(d) Constellation 4 : $h = 815 \text{ km}$, $N = 27$, $P = 9$, $i = 50^\circ$



(e) Constellation 5 : $h = 946$ km, $N = 24$, $P = 8$, $i = 48^\circ$

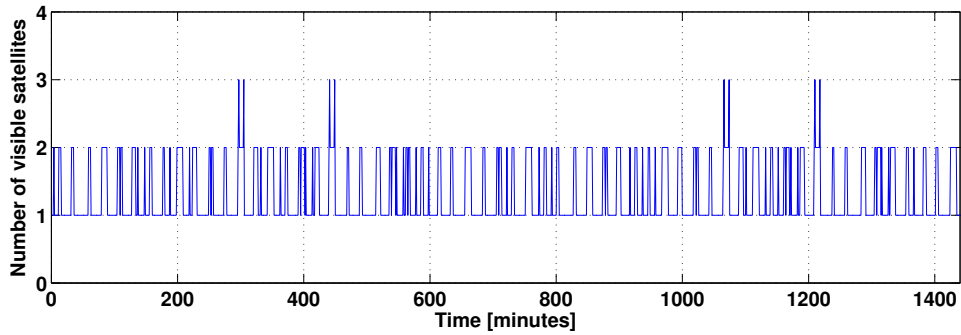
FIGURE 4.1 – Visibilité temporelle des satellites des constellations trouvées avec la méthode de la somme pondérée. Durée : 24 heures. Pas d'échantillonnage : 30 secondes.

A partir de la figure 3.15, nous remarquons une faible convergence de la population. Le but étant de minimiser l'altitude des satellites et la taille des constellations tout en augmentant le taux de visibilité, nous constatons qu'après une optimisation de 100 générations, les deux paramètres h et R_v n'ont pas été considérablement optimisés. A l'issue des 100 générations, la population finale compte un nombre considérable d'individus ayant une altitude et un taux de visibilité non optimisés. Nous constatons donc une faible convergence de l'algorithme par rapport aux deux paramètres h et R_v . Le paramètre N a quant à lui été minimisé et les individus de la centième génération ont tous un $N < 40$ satellites. Ceci traduit une bonne optimisation du paramètre N aux dépens des deux autres paramètres h et R_v .

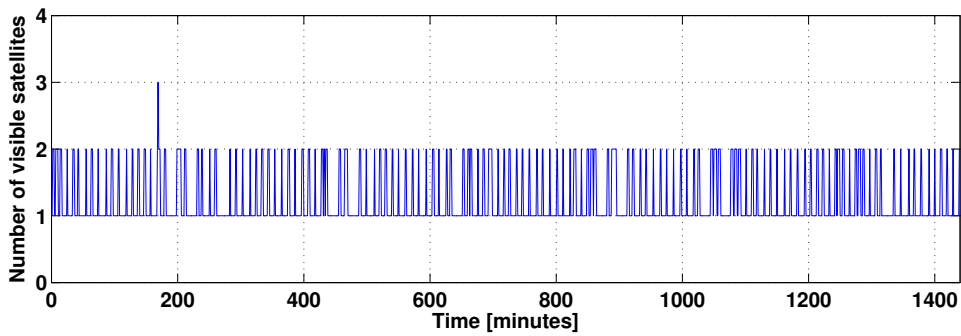
Afin d'évaluer le paramètre de convergence de l'algorithme, le nombre de générations est augmenté à 500. Les résultats d'optimisation sont donnés dans la figure 4.3.

Nous remarquons qu'après une optimisation à 500 générations, la convergence n'a pas été améliorée. En effet, d'après les figures 4.3c et 4.3d, les deux paramètres R_v et h ne sont toujours pas optimisés dans le but de minimiser h et maximiser R_v .

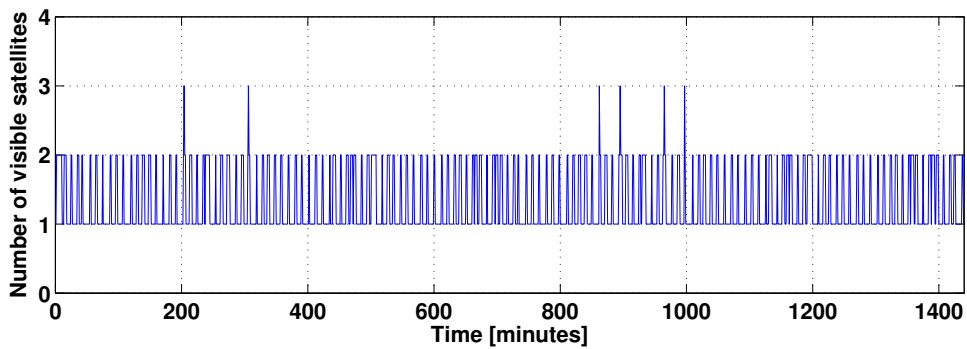
Il existe une version améliorée de l'algorithme NSGA-II permettant une recherche guidée vers les solutions souhaitées. L'algorithme R-NSGA-II (Reference-point-based NSGA-II), proposé par le professeur Deb (Deb and Sundar (2006)), permet ainsi d'améliorer le paramètre de convergence tout en contrôlant la diversité de l'ensemble des solutions Pareto recherchées. Dans ce qui suit, nous proposons de tester une optimisation par l'algorithme R-NSGA-II afin de tenter d'améliorer les résultats obtenus avec l'algorithme NSGA-II.



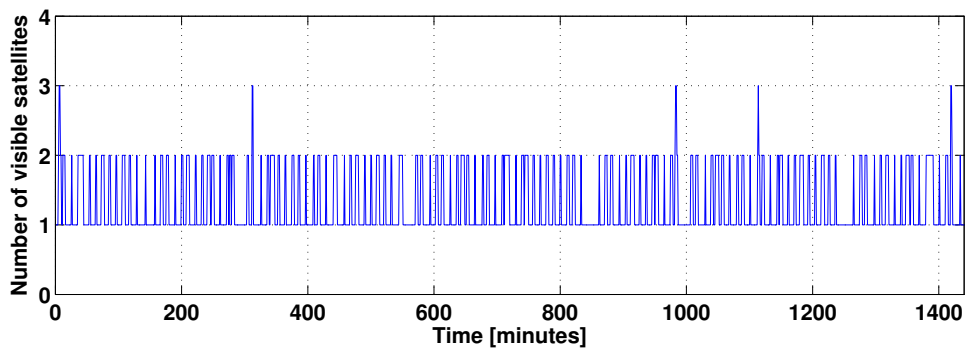
(a) Constellation 1 : $h = 584.2 \text{ km}$, $N = 36$, $P = 9$, $i = 42.59^\circ$



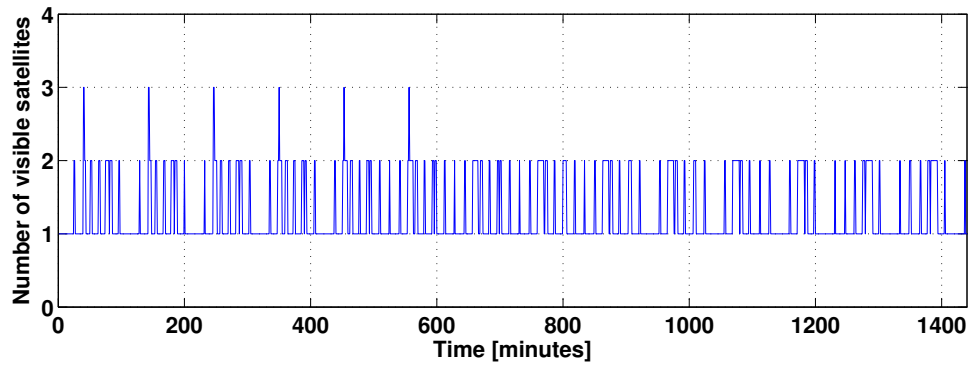
(b) Constellation 2 : $h = 667 \text{ km}$, $N = 30$, $P = 10$, $i = 42^\circ$



(c) Constellation 3 : $h = 709.8 \text{ km}$, $N = 30$, $P = 10$, $i = 47.50^\circ$



(d) Constellation 4 : $h = 801.1 \text{ km}$, $N = 27$, $P = 9$, $i = 49.73^\circ$



(e) Constellation 5 : $h = 924 \text{ km}$, $N = 24$, $P = 8$, $i = 48.1^\circ$

FIGURE 4.2 – Visibilité temporelle des satellites des constellations trouvées avec l'algorithme NSGA-II. Durée : 24 heures. Pas d'échantillonnage : 30 secondes.

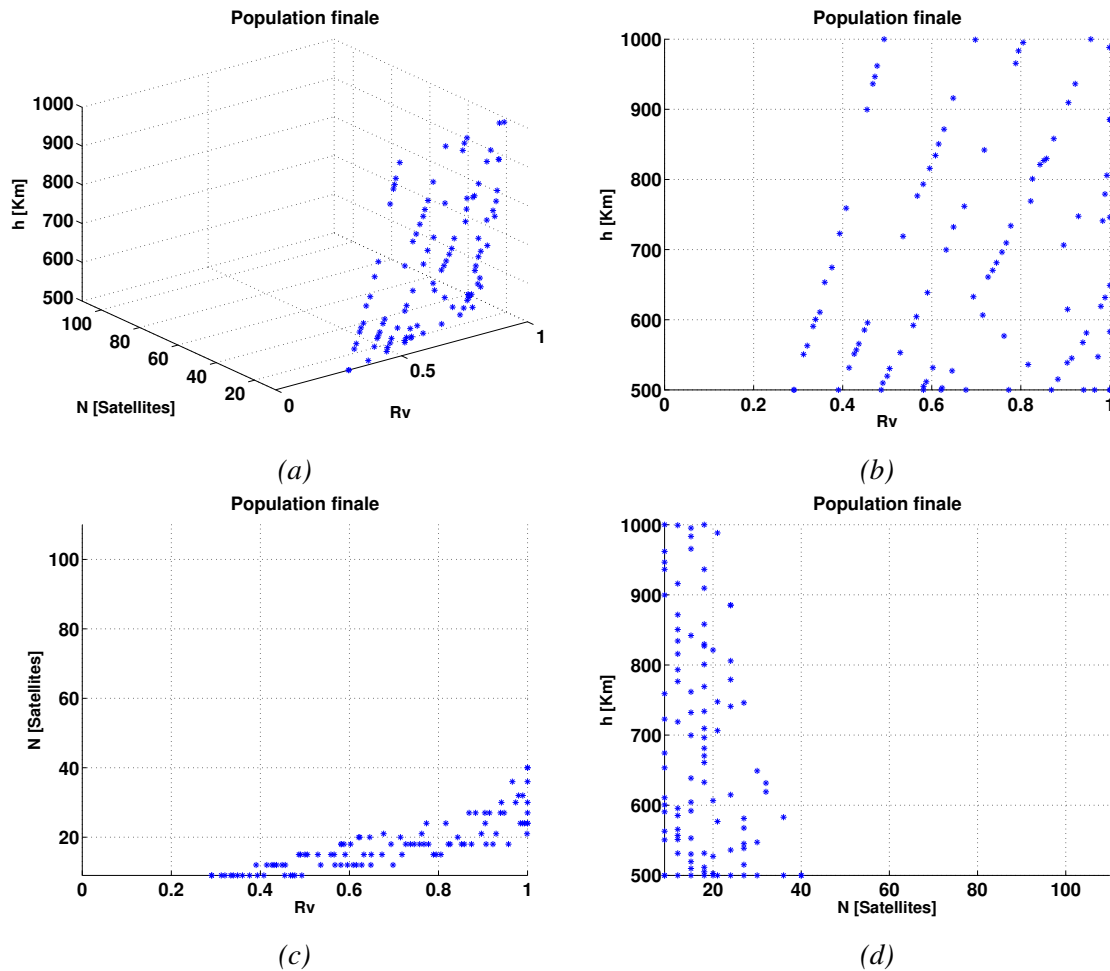


FIGURE 4.3 – Solutions non-dominées obtenues avec l'algorithme NSGA-II après 500 générations.

4.3.2 Optimisation par l'algorithme R-NSGA-II

Dans la description de l'algorithme NSGA-II, nous avons vu que la sélection des individus est effectuée en utilisant deux méthodes de calcul de la fonction fitness : la première étant le tri élitiste non dominé qui consiste à classer les individus dans des fronts séparés en fonction du principe de non dominance, la seconde fonction repose sur le calcul de la distance de crowding qui représente la distance euclidienne entre chaque individu et ses voisins du même front.

Afin de guider la recherche vers de nouvelles solutions, l'algorithme R-NSGA-II permet de spécifier un ou plusieurs points de référence dans l'espace des objectifs de façon à diriger la recherche vers la zone qui entoure le ou les points de référence. Durant l'étape de sélection, les solutions proches des points de référence sont favorisées. Ce critère de sélection remplace la distance de crowding dans l'algorithme NSGA-II.

En guidant la recherche vers les points de référence, un certain degré de diversité doit être préservé. Pour cela, l'algorithme R-NSGA-II utilise un algorithme de regroupement qui permet de filtrer les solutions qui sont très proches les unes des autres et les remplace par les solutions restantes. Afin de contrôler la diversité, un paramètre epsilon (ϵ) est introduit permettant de mesurer le regroupement des solutions autour d'un point de référence. Ainsi, toutes les solutions incluses dans le cercle (ou sphère si optimisation à trois paramètres) à rayon epsilon sont ignorées et remplacées par une solution représentative du groupe afin d'éviter la redondance. La distance epsilon est un paramètre dont les valeurs pouvant être choisies entre 0 et 1 permettent d'avoir différents degrés de diversité.

Dans ce qui suit, nous appliquerons l'algorithme R-NSGA-II à notre cas d'étude afin d'évaluer les résultats d'une recherche guidée. Mais tout d'abord, nous ferons varier le paramètre ϵ pour sélectionner le niveau de diversité souhaité.

Les paramètres de configuration de l'algorithme (N_G, N_P, P_C, P_m) de l'algorithme R-NSGA-II ont été choisis identiques à ceux de l'algorithme NSGA-II pour permettre une comparaison indépendante de ces paramètres communs.

4.3.2.1 Choix du paramètre ϵ

Pour cette partie consacrée à l'évaluation du paramètre ϵ , nous choisissons d'effectuer une optimisation guidée à un seul point de référence.

Le point de référence choisis est le point ($h = 790, N = 32, Rv = 1$) obtenu avec la méthode de conception analytique dite Street-of-coverage (voir la Table 3.3 du chapitre 3). Ce résultat représente la constellation comptant le minimum de satellites qui a été obtenue avec la méthode analytique. Le but étant d'optimiser ce résultat en utilisant la méthode d'optimisation numérique R-NSGA-II.

Les figures 4.4, 4.5, 4.6 et 4.7 représentent les populations finales après une optimisation de 100 générations pour les différentes valeurs d'epsilon et en fixant un seul point de référence. La Figure 4.4 est une vue 3D des trois paramètres à optimiser. Les figures 4.5, 4.6 et 4.7 montrent les mêmes résultats sur un plan à deux dimensions afin de mieux visualiser les paramètres optimisés.

Sur ces différentes Figures, nous remarquons que pour $\epsilon = 0.1$, la population finale (Figure 4.4a) est plus dispersée autour du point de référence que les populations obtenues avec des valeurs d' ϵ plus petites ($\epsilon = 0.01$ 4.4b, $\epsilon = 0.001$ 4.4c, $\epsilon = 0.0001$ 4.4d). Ainsi, plus ϵ est petit, et plus faible est l'étendue de l'ensemble des résultats.

D'un autre coté, à partir des figures 4.6 et 4.7, nous remarquons que la recherche guidée a permis d'obtenir une nette convergence des résultats pour $\epsilon \leq 0.01$ vers le point de référence en comparaison avec les résultats de l'algorithme NSGA-II où les deux paramètres Rv et h n'étaient pas considérablement optimisés (Figure 3.15).

La Figure 4.8 représente les frontières Pareto optimales obtenues en affectant différentes valeurs au paramètre ϵ (0.1, 0.01, 0.001 et 0.0001).

Nous remarquons que pour $\epsilon = 0.1$, les solutions obtenues possèdent une large étendue dans l'intervalle de h [500-1000] et dans celui de N [24-40] étant donné que le point de référence pris en considération se situe à la position (790 ;32).

Lorsque ϵ est plus petit, nous observons un regroupement des solutions proche du point de référence. Ainsi, pour $\epsilon = 0.001$ et $\epsilon = 0.0001$, les résultats se situent dans les intervalles [650 - 980] pour h et [24-36] pour N .

L'espace des solutions pour $\epsilon = 0.0001$ est moins étendu que celui obtenu avec $\epsilon = 0.001$. Cependant, nous remarquons que la frontière Pareto pour ce dernier n'est pas convexe. Ainsi,

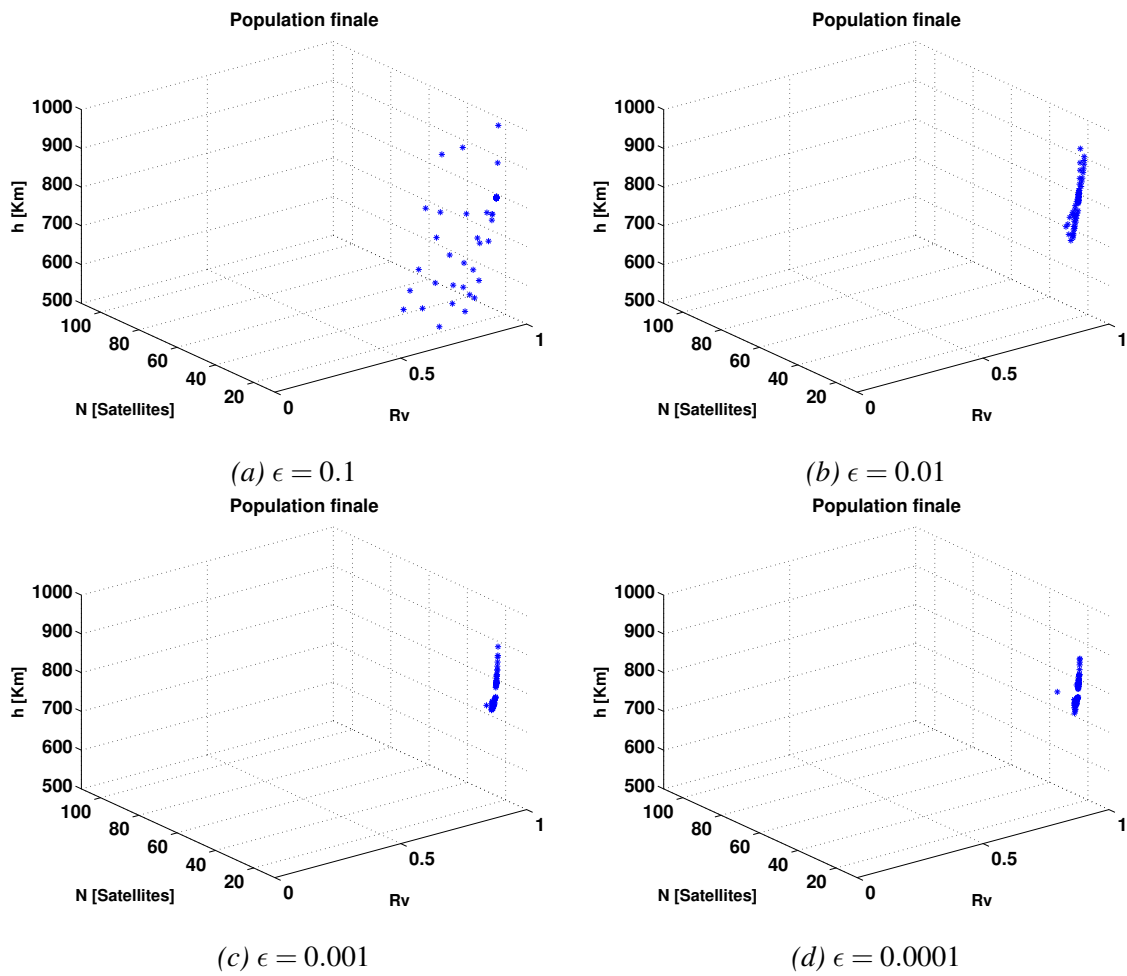


FIGURE 4.4 – Visualisation en 3D des solutions obtenues avec l’algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.

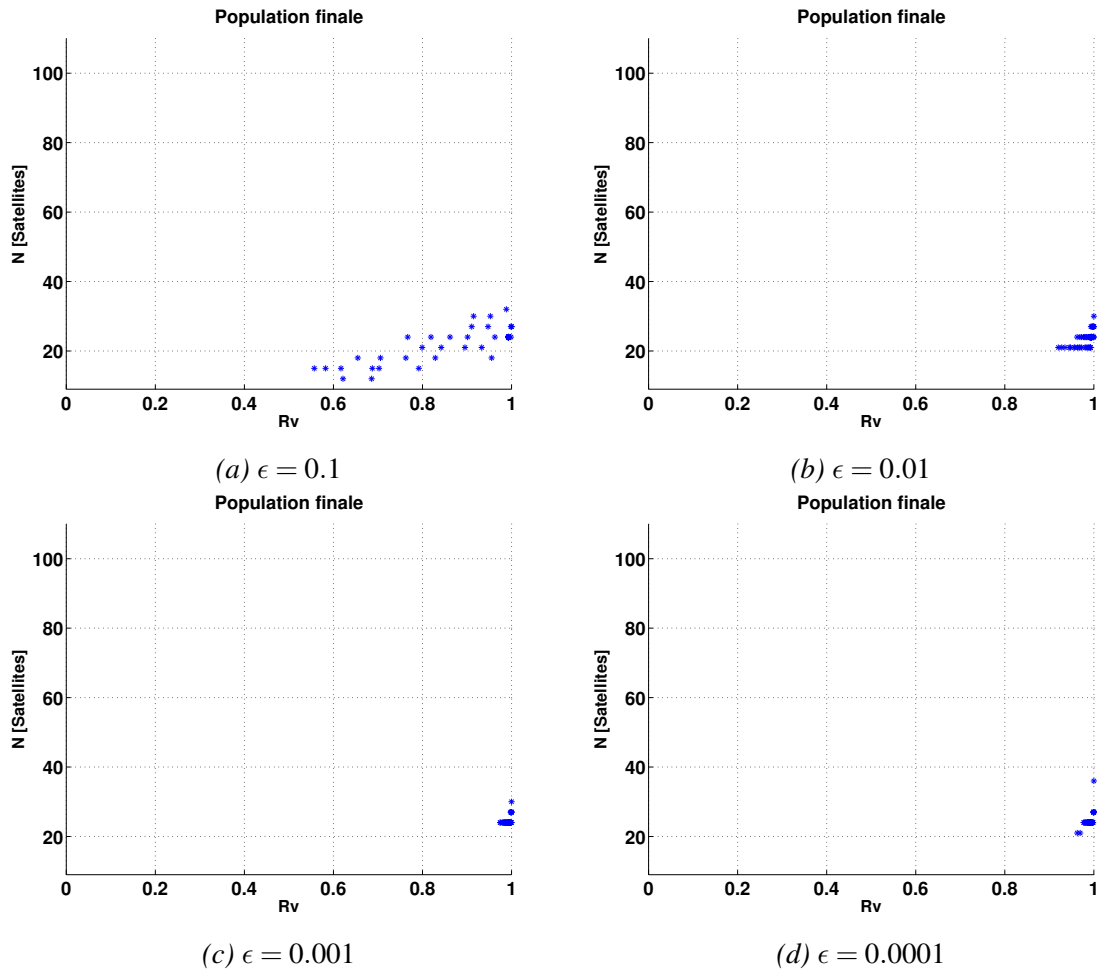


FIGURE 4.5 – N en fonction de R_v des solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.

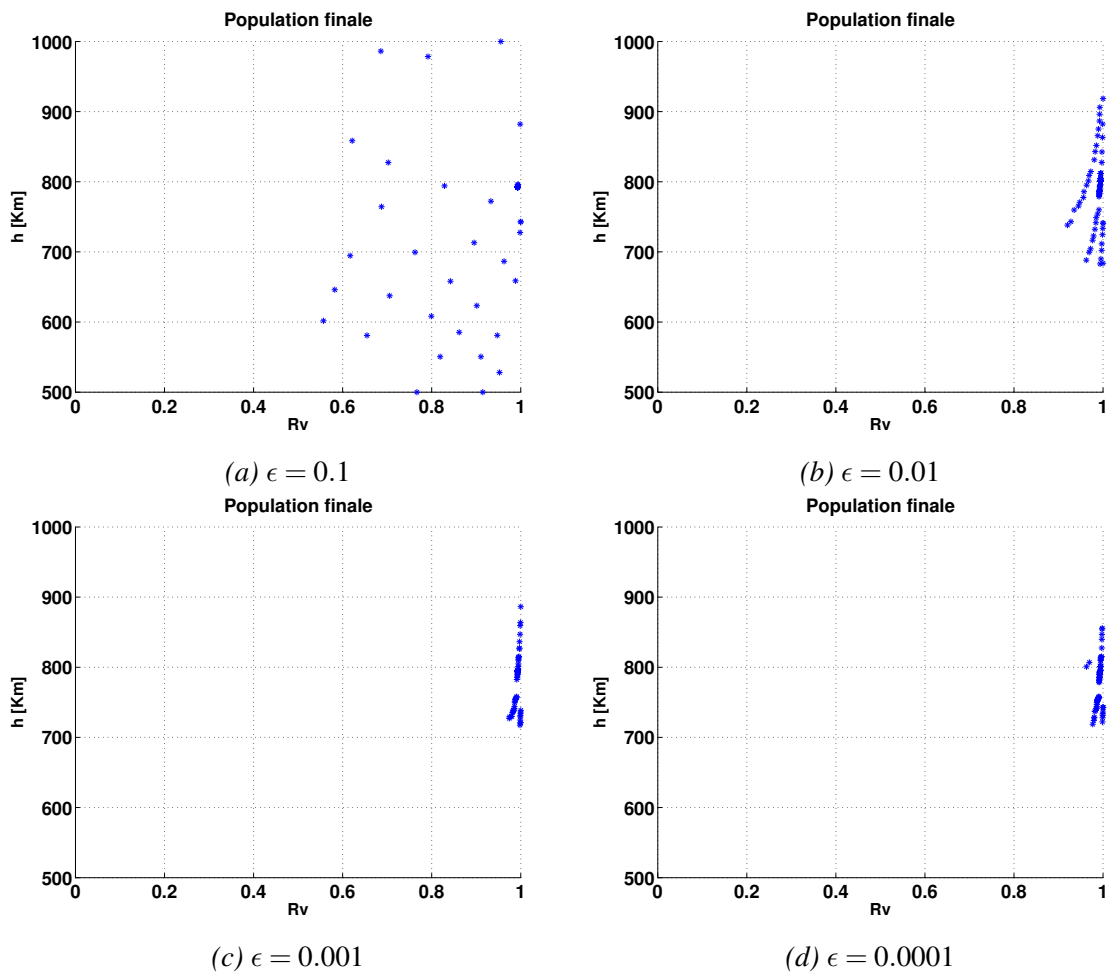


FIGURE 4.6 – h en fonction de R_v des solutions obtenues avec l'algorithme R -NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.

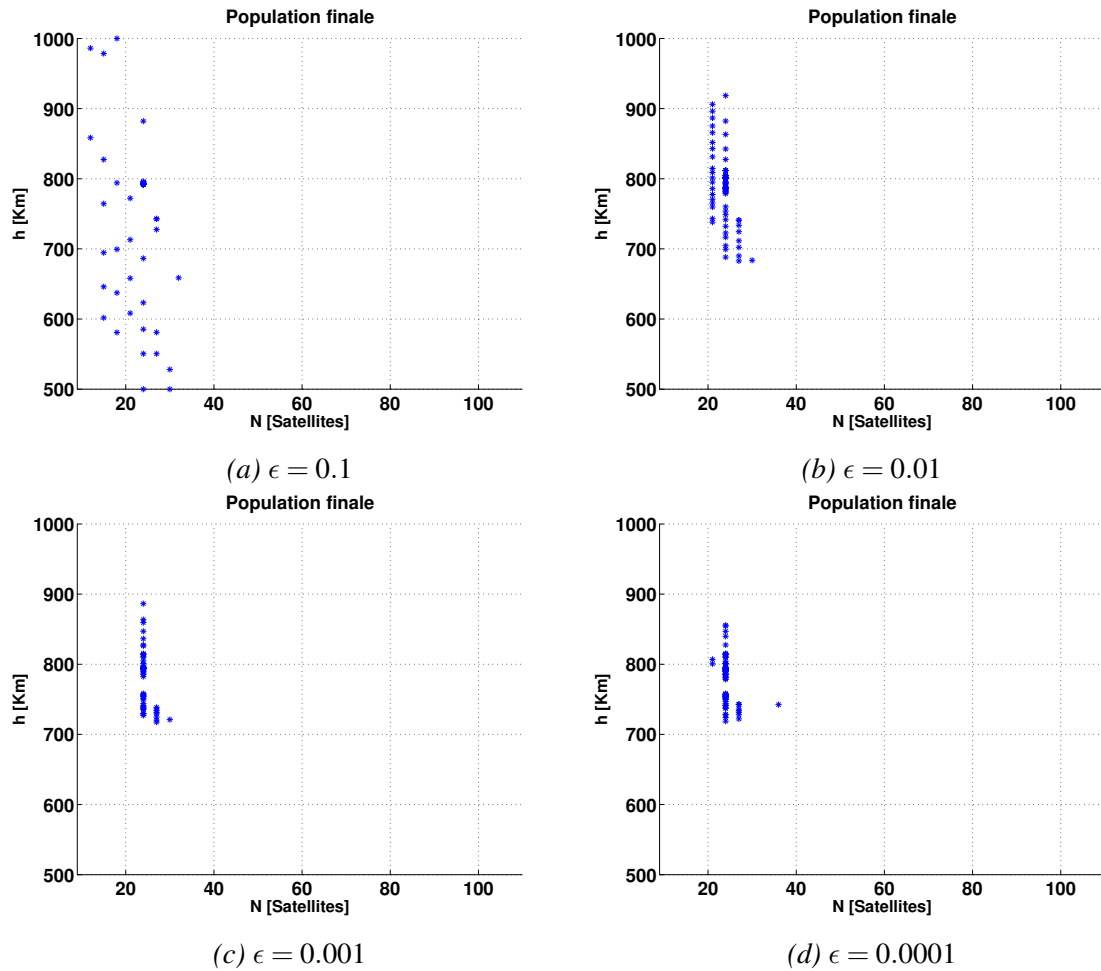


FIGURE 4.7 – h en fonction de N des solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.

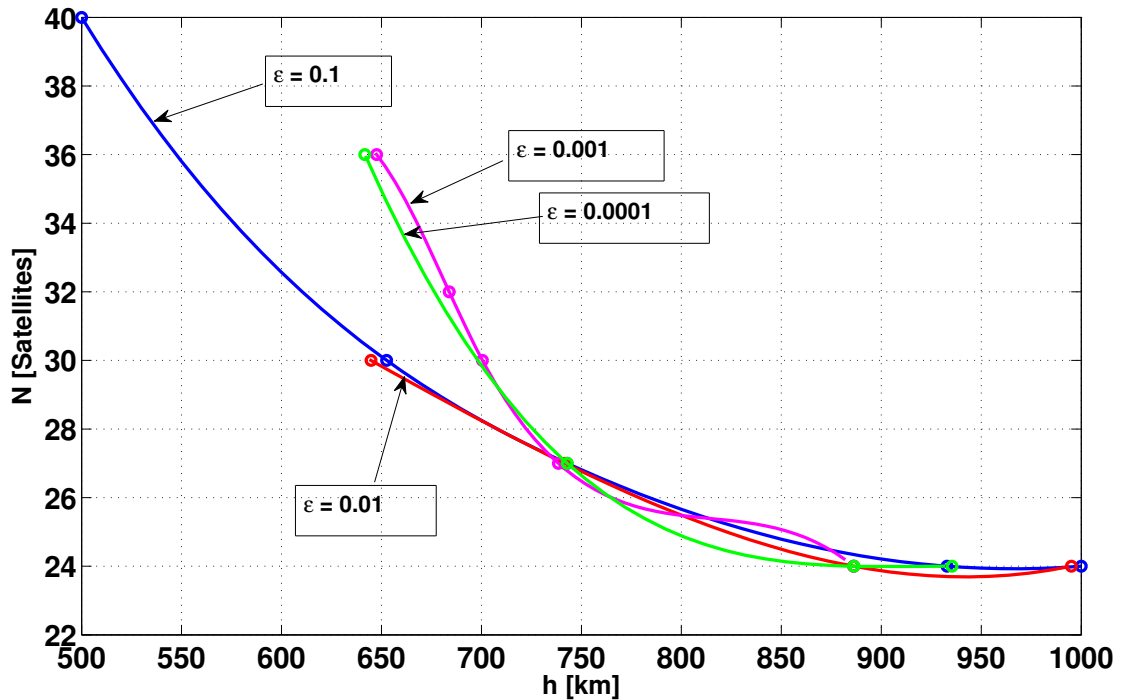


FIGURE 4.8 – Comparaison des solutions Pareto (N en fonction de h , $R_v = 1$) en fonction du paramètre ϵ

pour améliorer la convergence vers les points de référence notre choix se porte sur $\epsilon = 0.0001$ pour le suite de cette discussion.

4.3.2.2 Choix des points de référence

L'algorithme R-NSGA-II repose sur l'idée que le concepteur dispose au préalable d'une ou de plusieurs solutions connues. Ces solutions peuvent être communiquées par un expert du domaine, des solutions théoriques ou tout simplement des solutions obtenues en utilisant une autre méthode de conception dans le but d'optimiser ces résultats. C'est le troisième cas de figure que nous adopterons dans cette étude.

Pour cela, nous prendrons comme points de référence les résultats obtenus analytiquement avec la méthode du Street-of-coverage et qui sont présentées dans la Table 3.3. Les points de référence sont introduits un à un. Leurs coordonnées sont présentées dans la Table 4.1.

Notons que les quatre points de référence choisis possèdent tous des $R_v = 1$ étant donné que nous recherchons des constellations à couverture permanente (visibilité = 100%).

Paramètres	h [km]	N [Satellites]	Rv
Point de référence 1	793.65	32	1
Point de référence 2	500	66	1
Point de référence 3	640	45	1
Point de référence 4	530	50	1

TABLE 4.1 – Coordonnées des points de référence.

Les figures 4.9, 4.10, 4.11 et 4.12 représentent les résultats d'optimisation à un point, deux points, trois points et quatre points de référence, respectivement.

La première remarque que nous pouvons faire est que le nombre de regroupements est proportionnel au nombre de points de référence. Les figures 4.9a, 4.10a et 4.11a contiennent autant de regroupements des solutions que de points de références. Tandis que sur la Figure 4.12a qui présente les résultats d'optimisation guidée à quatre points de référence, nous remarquons seulement trois regroupements. Ceci s'explique par le fait que les deux points de référence (500,66,1) et (530,50,1) sont proches dans l'espace des objectifs.

La deuxième remarque qui n'est pas des moindres est que pour toutes les optimisations, nous constatons une bonne amélioration des résultats obtenus avec la méthode du street-of-coverage. Ceci s'explique par l'obtention de résultats plus optimaux que les points de références. L'optimisation concerne surtout la minimisation des deux paramètres h et du N . Concernant le paramètre Rv , étant donné que tous les points de référence possèdent un $Rv = 1$ qui est maximal, il est impossible de maximiser encore ce paramètre. Par exemple, pour l'optimisation à quatre points de référence dont la population finale est présentée par la figure 4.12d, nous remarquons que les constellations obtenues possèdent toutes des paramètres N et h inférieures à ceux des points de références. Ainsi pour le point de référence (500,66,1), le paramètre N a été pratiquement divisé par 2.

La Table 4.2 contient l'ensemble des solutions Pareto obtenues pour l'ensemble des optimisations (en prenant en considération les résultats de toutes les générations) à un point, deux points, trois points et quatre points de référence, respectivement.

Nous remarquons que les résultats les plus optimaux sont donnés par l'optimisation à trois et à quatre points de référence. Cependant, les résultats obtenus dans l'intervalle des altitudes

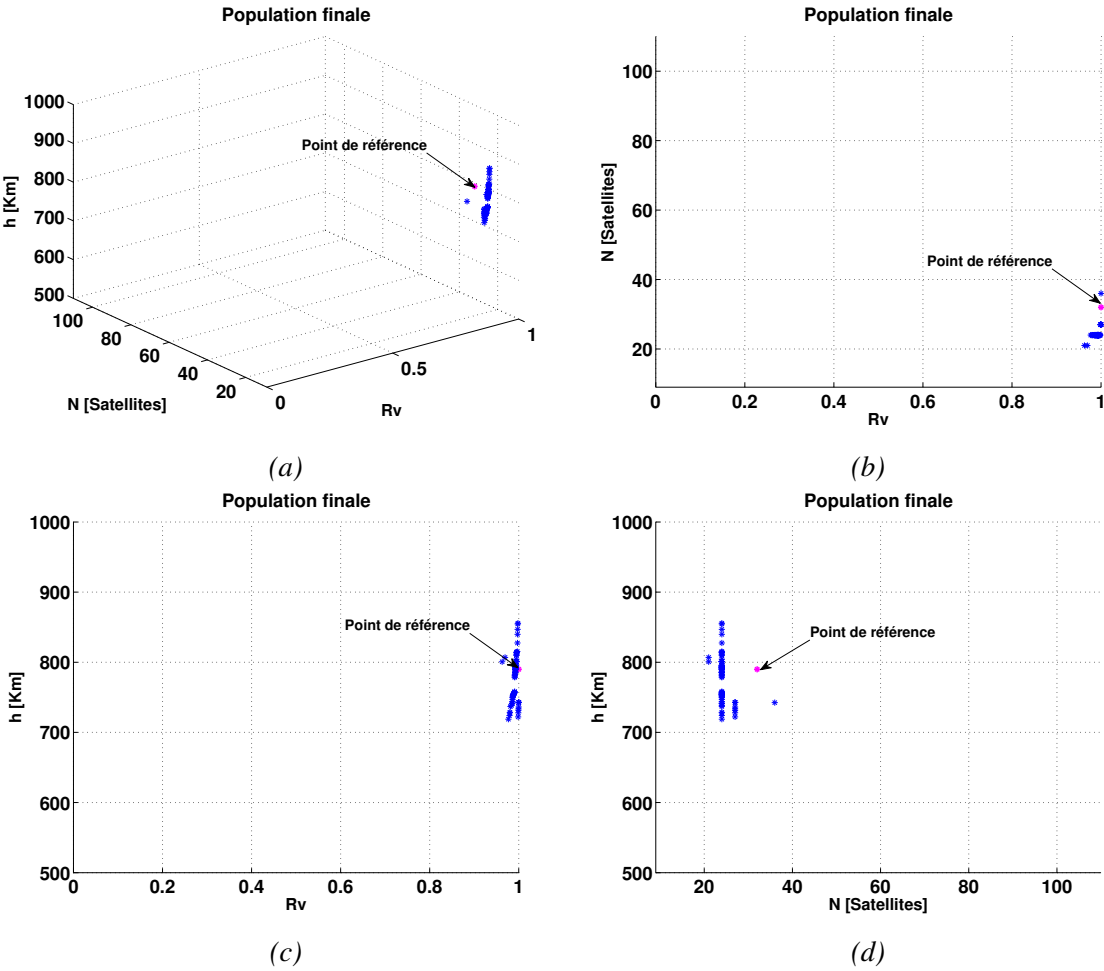


FIGURE 4.9 – Solutions obtenues avec l’algorithme R-NSGA-II. $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1. $\epsilon = 0.0001$.

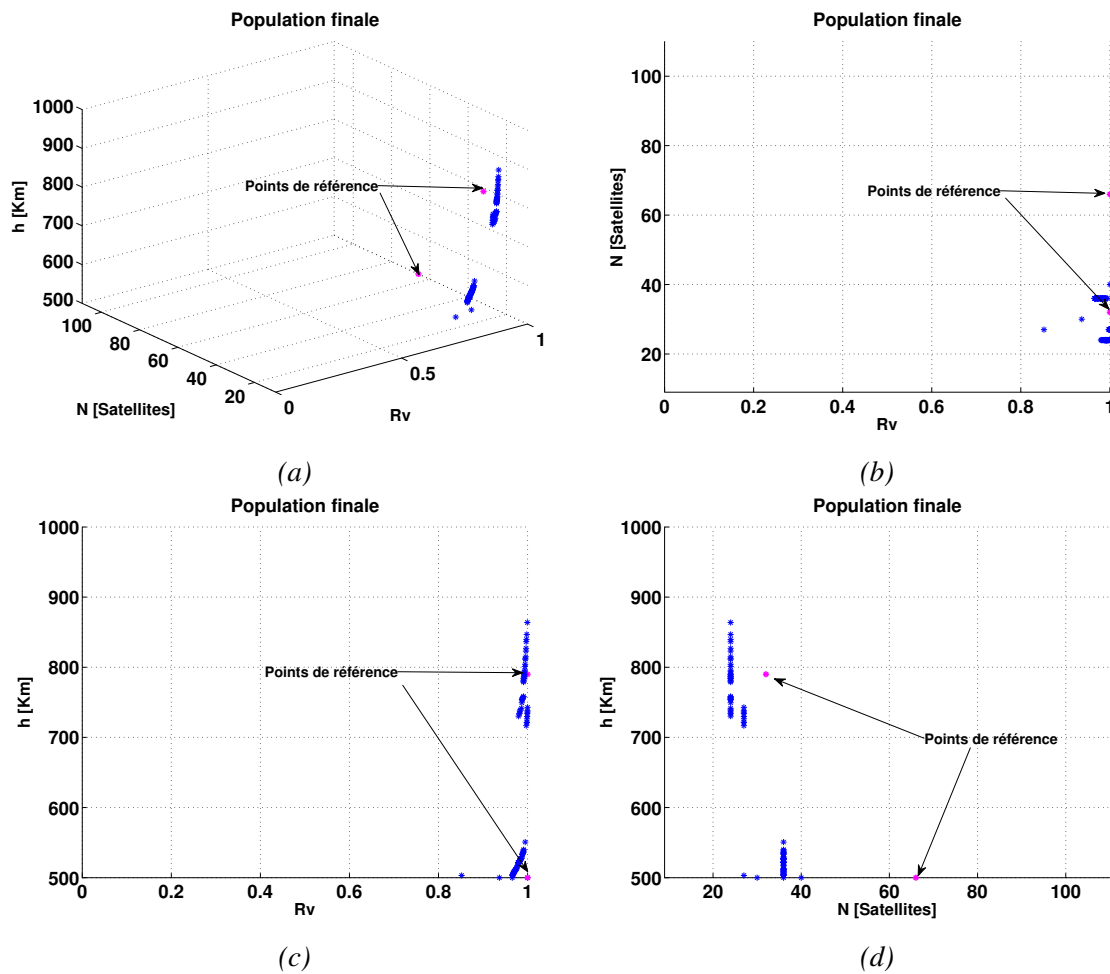


FIGURE 4.10 – Solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II. $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 2. $\epsilon = 0.0001$

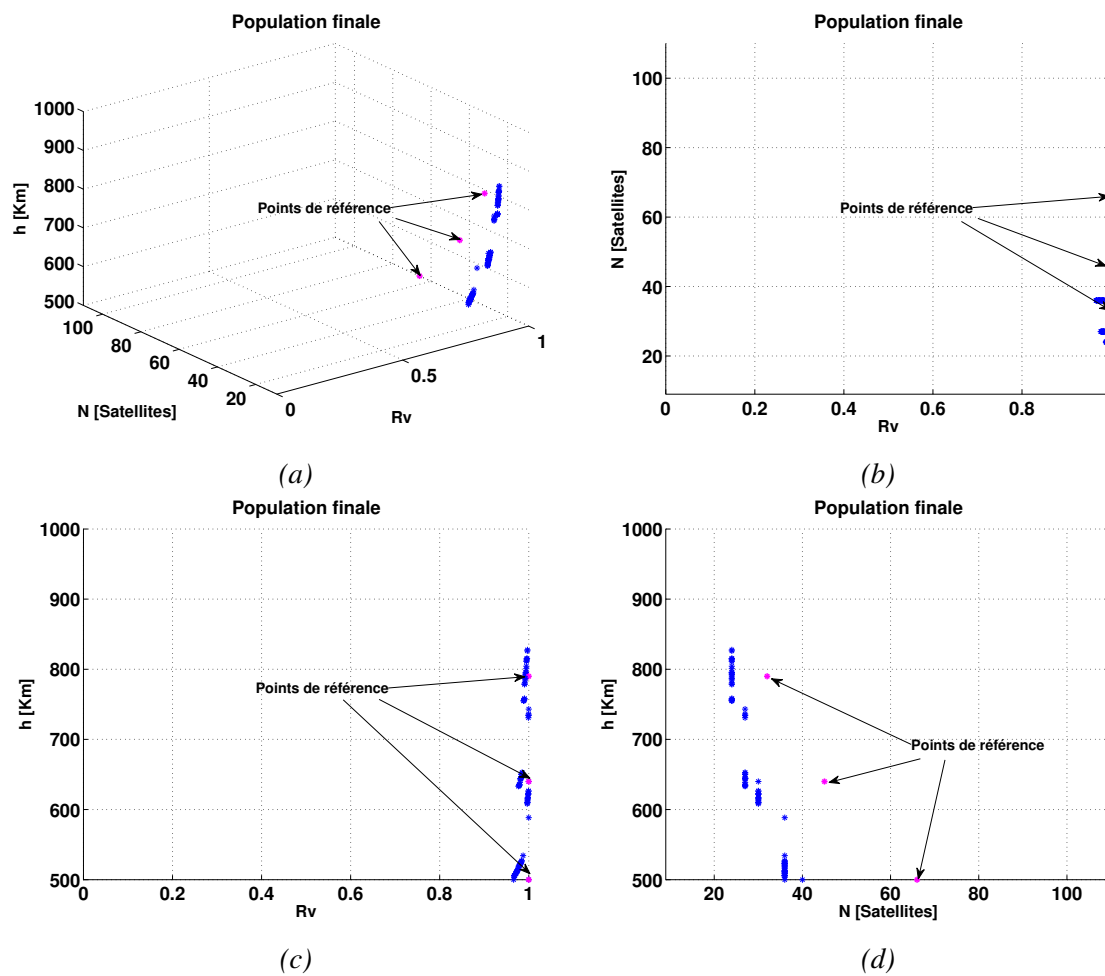


FIGURE 4.11 – Solutions obtenues avec l’algorithme R-NSGA-II. Nombre de points de référence = 3. $\epsilon = 0.0001$. $N_G = 100$.

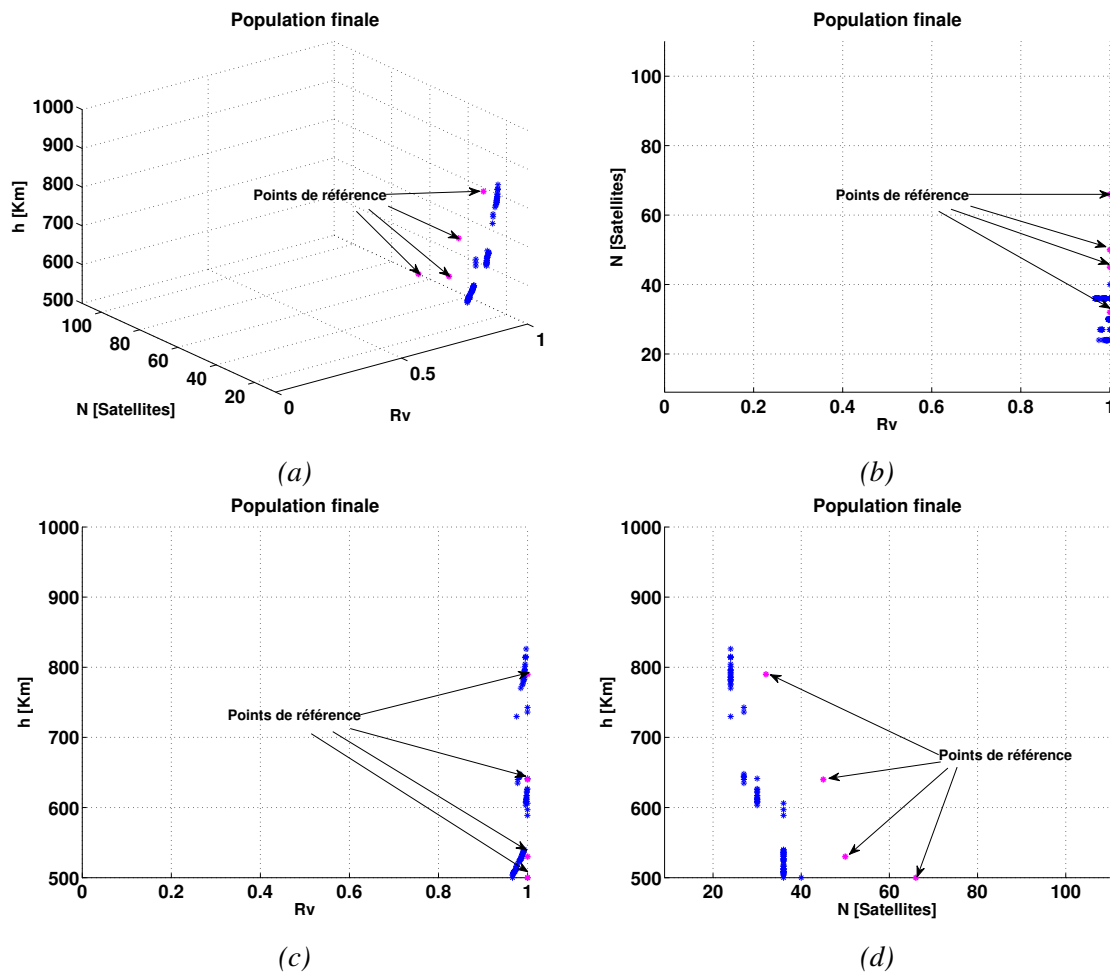


FIGURE 4.12 – Solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II. Nombre de points de référence = 4. $\epsilon = 0.0001$. $N_G = 100$.

Altitude [km]	500-600		600-700		700-800		800-900		900-1000	
Paramètres	N	h	N	h	N	h	N	h	N	h
1 point de référence	63	558.3	36	641.7	27	742.9	24	886.3	24	935.4
2 points de référence	40	500	30	668.5	27	742.9	24	885	24	965.4
3 points de référence	36	583.9	30	640	27	743.2	27	841	35	960.8
4 points de référence	36	582.4	30	641.3	27	742.7	27	852.2	40	903.5

TABLE 4.2 – Comparaison des résultats obtenus en prenant 1, 2, 3 ou 4 points de référence.

[900-1000] ne sont pas optimaux. Ceci s'explique par le fait que les points de référence choisis se trouvent dans les intervalles d'altitude [500-600], [600-700] et [700-800] ce qui favorise l'obtention de solutions optimales à l'intérieure de ces intervalles.

4.4 Comparaison des résultats

Dans cette partie nous proposons de comparer les résultats de notre algorithme génétique basé sur la méthode de la somme pondérée avec les résultats analytiques obtenus avec la méthode analytique de Rider (géométrie du Street-of-coverage) et les résultats d'optimisation obtenus avec l'algorithme NSGA-II ainsi que sa version améliorée R-NSGA-II. Les différentes méthodes sont comparées en fonction de l'optimalité des résultats ainsi qu'en fonction du temps de calcul représenté par la complexité des algorithmes.

4.4.1 Constellations optimales

La Table 4.3 regroupe les différentes constellations optimales obtenues avec les trois méthodes en terme de nombre de satellites N et altitude h . Les constellations présentées possèdent toutes un taux de visibilité $R_v = 1$ afin de respecter l'exigence de la couverture permanente. La première partie du tableau donne les intervalles d'altitude. La seconde partie (les quatre premières colonnes regroupées) représente les résultats obtenus avec notre algorithme génétique basé sur la méthode de la somme pondérée. Elle regroupe les constellations

optimales présentées dans la Table 3.4. La troisième partie du tableau présente les résultats obtenus avec l'algorithme NSGA-II où nous donnons les constellations optimales obtenues dans le même intervalle d'altitudes que pour les résultats de la première méthode. La quatrième partie du tableau présente les résultats obtenus avec l'algorithme R-NSGA-II avec quatre points de référence dans les cinq intervalles d'altitude. Finalement, afin de comparer ces résultats avec ceux de la méthode analytique, nous donnerons les constellations correspondantes aux altitudes minimales obtenues avec notre AG à somme pondérée (deuxième colonne de la seconde partie du tableau).

Intervalle h [km]	AG - Somme pondérée			NSGA-II			R-NSGA-II			Street-of-coverage					
	N	h [km]	P	i [deg]	N	h [km]	P	i [deg]	N	h [km]	P	i [deg]	N	P	i [deg]
500-600	36	587	9	42	36	584.2	9	42.59	36	582.4	9	43	50	10	36.5
600-700	32	675	8	42	30	667	10	48.51	30	640	10	47.95	45	9	36.7
700-800	30	748	10	49	30	709.8	10	47.50	27	742.7	9	48.72	45	9	37
800-900	27	815	9	50	27	801.1	9	49.73	24	886.3	8	48.54	32	8	37.2
900-1000	24	946	8	48	24	924.1	8	48.10	24	935.4	8	45	32	8	37.6

TABLE 4.3 – Comparaison des résultats des trois méthodes d'optimisation par AG et de la méthode Street-of-coverage.

Comparaison entre l'optimisation par AG et Street-of-coverage Nous remarquons que pour les trois méthodes d'optimisation par algorithme génétique multi-objectif utilisées ici (somme pondérée, NSGA-II, R-NSGA-II) les résultats sont nettement meilleurs que ceux obtenus avec la méthode géométrique du Street-of-coverage. Par exemple, pour l'intervalle d'altitudes [500-600], le nombre de satellites minimal obtenu avec les trois méthodes d'optimisation est de 36 satellites alors que pour la méthode du street-of-coverage la constellation minimale compte 50 satellites au même niveau d'altitude. Le gain en nombre de satellites est donc de 28%. Pour les intervalles d'altitude restants, il est de 28%, 33%, 15% et 25%, respectivement.

La dernière colonne du tableau contient les inclinaisons optimales obtenues avec la méthode analytique de Rider pour la couverture zonale. Nous constatons que les inclinaisons optimales obtenues numériquement (avec les méthodes basées sur les AG) sont toutes différentes de ces inclinaisons. Une différence d'environ 10° qui n'est pas négligeable dans une mission spatiale. Nous déduisons donc que la méthode de Rider ne permet pas de trouver l'inclinaison optimale dans le cas d'une couverture zonale et mutuelle.

Comparaison entre la méthode de la somme pondérée et l'algorithme NSGA-II Nous remarquons que les résultats obtenus avec l'algorithme NSGA-II sont proches de ceux obtenus avec la méthode de la somme pondérée à la différence que pour l'intervalle [600-700], N est plus petit dans NSGA-II tandis que P est plus élevé ($s = 3$ satellites par plan orbital dans NSGA-II). Cependant, une légère diminution des altitudes obtenues avec NSGA-II est notée. L'algorithme NSGA-II a donc permis d'obtenir de meilleurs résultats dans notre application.

Comparaison entre les algorithmes NSGA-II et R-NSGA-II Les résultats obtenus avec l'algorithme R-NSGA-II sont plus optimaux que ceux obtenus avec l'algorithme NSGA-II pour les intervalles d'altitude [500-600], [600-700], [700-800] et [800-900]. Pour les deux premiers intervalles, l'altitude h a été réduite et pour les deux autres intervalles, N a été diminué de 3 satellites et P de 1 plan orbital.

Pour l'intervalle [900-1000], les résultats de l'algorithme R-NSGA-II ne sont pas meilleurs pour la simple raison que les altitudes des points de référence pris en considération ne se

situent pas à l'intérieur de cet intervalle. Il est possible d'améliorer ce résultat en effectuant une recherche guidée vers un point de référence se trouvant dans cet intervalle, par exemple le point (900,32,1).

4.4.2 Complexité temporelle

La complexité temporelle d'un algorithme représente le nombre d'instructions machine que cet algorithme doit exécuter une fois écrit dans un langage donné. Ce paramètre sert de substitut à la mesure du temps de calcul d'une machine qui est, en général, un paramètre dépendant de plusieurs facteurs (la puissance de l'unité de calcul, le nombre de processus en cours, etc) et donc difficile à évaluer avec exactitude. Pour une entrée de taille N , la complexité temporelle d'un algorithme, usuellement notée avec un grand O , représente le temps d'exécution le plus long parmi les temps d'exécution des entrées de cette taille, c'est à dire dans le pire cas. Ce cas-ci est obtenu lorsque N est très grand.

4.4.2.1 Méthode de la somme pondérée

Etant donnée que l'évaluation de la fonction fitness des trois objectifs à optimiser est effectuée en utilisant une seule fonction, la complexité temporelle du MOGA est équivalente à celle d'un AG mono-objectif. La complexité temporelle d'un AG mono-objectif est équivalente à $O(N_G N_P (O(Fitness) + (P_C O(croisement)) + (P_m O(mutation)) + O(Selection)))$ où N_G est le nombre de générations de l'algorithme, N_P est la taille de la population, $O(Fitness)$ est la complexité temporelle de la fonction fitness. P_C et P_m sont les probabilités de croisement et de mutation et $O(croisement)$ et $O(mutation)$ sont les complexités de croisement et de mutation. P_C , P_m , $O(croisement)$, $O(mutation)$ et $O(Selection)$ sont constantes et sont donc substituées par 1. L'évaluation de la fonction fitness d'un individu dépend du calcul du taux de visibilité de cet individu (constellation) (Equation (3.3)). La complexité dépend donc de la taille de la constellation qui varie d'une constellation à une autre et qui dépend des intervalles des paramètres P (nombre de plans orbitaux) et S (nombre de satellites par plan orbital) à optimiser. De plus, la fonction qui permet de calculer le taux de visibilité (R_v) d'une constellation est gourmande en temps de calcul et sa complexité ne

peut donc pas être ignorée. La complexité de l'algorithme génétique est donc donnée par $O(N_G N_P + N_G N_P O(\textit{Fitness}))$ avec $O(\textit{fitness}) = O(SP)$.

4.4.2.2 NSGA-II

La complexité de l'algorithme NSGA-II est donnée par $O(MN_G N_P^2)$ (Deb et al. (2002)) où M est le nombre d'objectifs à optimiser. Cette complexité est donnée pour une complexité de calcul négligeable de la fonction fitness. Dans notre cas, en ajoutant la complexité de la fonction fitness, celle de l'algorithme d'optimisation devient $O(MN_G N_P^2 + N_G N_P O(\textit{Fitness}))$ puisque la fonction fitness est évaluée pour les N_P individus de chaque génération.

4.4.2.3 R-NSGA-II

La complexité de l'algorithme R-NSGA-II est donnée par $O(\textit{Max}(N_G N_P^2 \textit{Log}^{M-2} N_P, MN_G N_P^2))$ (Deb and Jain (2014); Curry and Dagli (2014)). En y ajoutant la complexité de la fonction fitness, la complexité de l'algorithme devient $O(\textit{Max}(N_G N_P^2 \textit{Log}^{M-2} N_P, MN_G N_P^2) + N_G N_P O(\textit{Fitness}))$.

En comparant les différents algorithmes, nous remarquons que pour des valeurs de N_G , N_P identiques entre l'algorithme de la somme pondérée et l'algorithme NSGA-II, le premier présente une complexité plus faible et converge donc en un temps plus réduit. D'un autre côté, l'algorithme R-NSGA-II possède une complexité supérieure ou égale à celle de NSGA-II et convergerait donc à une vitesse plus lente.

Afin de vérifier le précédent constat, nous avons évalué les temps de calcul des différentes méthodes pour l'optimisation de constellations de satellites pour l'application décrite dans le chapitre 3.

Nous avons utilisé Matlab version R2013a comme environnement de développement pour l'implémentation de l'algorithme génétique à somme pondérée. Ceci afin de pouvoir comparer les résultats avec ceux du code libre NGPM (Lin (2012)) développé aussi sous Matlab et implémentant les algorithmes NSGA-II et R-NSGA-II.

Le calcul du taux de visibilité utilise un intégrateur d'orbite que nous avons implémenté en langage C afin de réduire le temps d'exécution. Ce programme a été ensuite compilé avec le

Méthode	Somme pondérée	NSGA-II	R-NSGA-II			
Points de référence	-	-	1	2	3	4
Temps de calcul [s]	1421.2	1472.2	1871.8	2143.5	2166.16	2180.07

TABLE 4.4 – Comparaison des temps de calcul moyens.

Points de référence	1	2	3	4
$T_{Fitness}$ [s]	0.1775	0.215	0.223	0.2546

TABLE 4.5 – Comparaison des temps de calcul moyens du fitness pour la méthode R-NSGA-II.

compilateur *Mex* de Matlab pour être utilisé par les algorithmes génétiques sous Matlab.

La machine utilisée pour les calculs est un MacBook Pro muni d'un processeur Intel Core i5, 2.5 GHz et d'une mémoire DDR3 de 6 Go.

Cinq simulations ont été effectuées pour chaque méthode d'optimisation et les temps de calcul moyens en secondes sont affichés dans la Table 4.4. Nous constatons que le temps de calcul de la méthode de la somme pondérés est bel et bien inférieur à celui de la méthode NSGA-II et que la méthode R-NSGA-II est la méthode la plus gourmande en ressources temporelles. Nous remarquons aussi qu'en augmentant le nombre de points de références, l'algorithme R-NSGA-II devient plus lent.

Deux termes apparaissent dans la complexité de l'algorithme R-NSGA-II, l'un qui dépend du calcul de la fonction fitness et le second qui dépend du processus d'optimisation. La différence du temps de calcul provient alors de l'un d'entre eux ou bien des deux.

Complexité de la fonction fitness Pour la complexité de la fonction fitness, nous avons déjà expliqué que celle-ci dépend principalement des deux paramètres S et P et donc de la taille de la constellation $N = S \times P$. Dans notre exemple, les valeurs de S et P varient entre 3 et 10. Nous avons alors évalué le temps de calcul moyen de la fonction fitness pour différentes valeurs de points de référence. Ces temps de calcul ont aussi été estimés pour 5 simulations différentes et les valeurs moyennes sont affichées dans la Table 4.5. Nous constatons que le temps de calcul de la fonction fitness augmente aussi légèrement avec le nombre de points de références. Ceci peut s'expliquer par le fait que les constellations résultantes sont proches des points de référence de sorte que les constellations ayant un N très petit (et donc un temps de calcul de fitness plus réduit) sont éliminées durant l'optimisation.

Complexité du processus d'optimisation Il est clair qu'en augmentant le nombre de points de référence, le processus de sélection des individus devient plus complexe. En effet, à chaque génération, la fonction de sélection élitiste de l'algorithme R-NSGA-II effectue deux principales fonctions, la première consiste à comparer les différents individus de la population avec tous les points de référence et la seconde consiste en un algorithme de regroupement qui consiste à éliminer les différents résultats proches pour les remplacer par une solution représentative. Ainsi, la complexité de la fonction de sélection est multipliée par le nombre de points de référence.

4.5 Choix de la constellation en fonction des contraintes de mission

Dans cette partie, nous exploiterons les différents résultats obtenus avec les différentes méthodes de conception et d'optimisation de constellations de satellites que nous avons testées afin de proposer la constellation la plus optimale qui répond aux exigences de notre mission.

Pour une couverture permanente et mutuelle du réseau de surveillance sismologique algérien, la constellation qui compte le minimum de satellites a été conçue en utilisant l'algorithme NSGA-II : $N = 24$, $h = 924.1$, $P = 8$, $i = 48.10^\circ$ (Table 4.3). Cependant, à cause de la contrainte liée à la durée de vie orbitale des satellites en orbite basse, nous avons vu dans la partie 3.4.2 du chapitre 3 que pour respecter la loi des 25 ans de vie orbitale, un Cubesat doit être mis en orbite à une altitude inférieure à 667 km. Autrement, le satellite doit disposer d'un système de désorbitation permettant de forcer sa rentrée atmosphérique dans les délais exigés.

Nous donnerons alors deux types de constellations :

- Constellation de Cubesats simples : $N = 30$, $h = 640$, $P = 10$, $i = 47.95^\circ$.
- Constellation de Cubesats avec système de désorbitation : $N = 24$, $h = 924.1$, $P = 8$, $i = 48.10^\circ$.

4.6 Couverture de la constellation

Nous avons trouvé que la taille minimale d'une constellation dédiée à la couverture régionale du nord de l'Algérie dans les contraintes citées est de 24 satellites en présence de système de désorbitation sur les Cubesats ou bien 30 satellites dans le cas contraire. Comparé à la constellation commerciale Iridium qui compte 66 satellites, ce nombre est très réduit. Mais, une telle constellation de 30 satellites, même si ces satellites sont de type Cubesat, peut être considérée comme assez large pour une mission de couverture régionale. D'un point de vue budgétaire, un tel système peut sembler trop cher pour ce genre d'applications. En effet, sans tenir compte des opportunités de lancement, le développement d'un Cubesat simple peut coûter environ 10 000 USD. Une constellation de 300 000 USD n'est pas très coûteuse par rapport aux grands satellites qui coûtent des millions de dollars. Mais, l'infrastructure terrestre (antennes et modulateurs, etc) pour équiper les stations sismologiques peut augmenter le coût total. Il est donc intéressant de voir s'il existe un moyen de rentabiliser le lancement d'une telle constellation.

Les figures 4.13 et 4.14 illustrent la trace au sol des constellations optimales prévues pour notre application. La trace au sol est superposée sur une carte de la sismicité mondiale enregistrée durant la période de 2009 à 2010 (ISC (2011)). Les séismes affichés sont de magnitude supérieure ou égale à 4.5. Nous pouvons constater que les deux constellations, conçues pour une couverture régionale du nord de l'Algérie peuvent offrir une couverture multirégionale en permettant de couvrir l'ensemble des régions sismiques se trouvant à la limite des plaques tectoniques que nous pouvons distinguer sur la carte.

Les deux constellations offrant une telle couverture pourraient donc être déployées pour surveiller la sismicité régionale de plusieurs états à sismicité forte ou modérée, en respectant les contraintes liées à la configuration du réseau sismologique terrestre. L'une de ces contraintes est la position du centre de collecte de données qui ne devrait pas se trouver à une distance plus élevée que celle du réseau de surveillance sismologique algérien c'est-à-dire la distance maximale entre DC et les délimitations de la zone présentées dans le tableau 3.2. Avec ces considérations, une constellation multirégionale peut être envisagée avec comme objectif le partage des coûts de réalisation, de lancement et de maintenance.

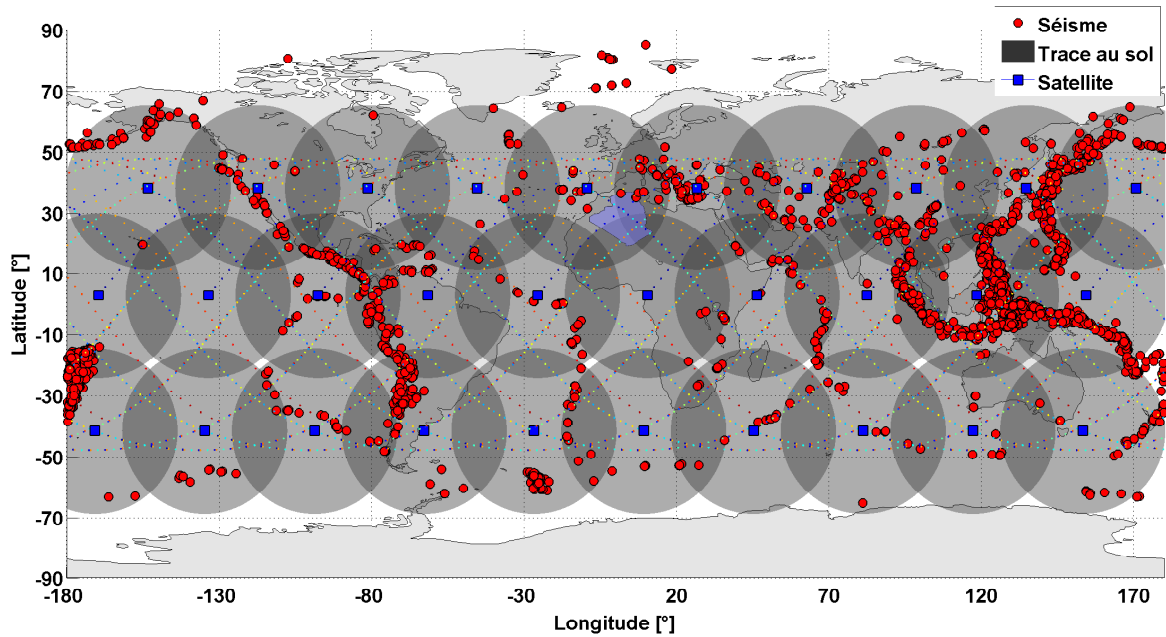


FIGURE 4.13 – Trace au sol de la constellation $(h, N, P, i) = (640, 30, 10, 47.95^\circ)$. Les cercles rouges représentent la sismicité mondiale de 2009 à 2010 telle que reportée par l’ISC (International Seismological Center, ISC (2011)) : seuls les évènements de magnitude supérieure à 4.5 sont présentés.

4.7 Evaluation de la constellation sélectionnée

4.7.1 Bilan de liaison

Le choix de l’altitude minimale et celui de l’angle d’élévation minimal pour un satellite ont tous les deux un impact direct sur la qualité de la transmission, sachant que dans une mission de collecte de données, le débit binaire R_b est un des paramètres les plus importants permettant de caractériser la qualité de la transmission. Dans ce qui suit, un bilan de liaison descendant (satellite-station terrestre) est effectué afin d’évaluer la capacité de transmission d’un Cubesat et du canal de transmission en faisant une estimation du débit R_b . Ce dernier est déduit à partir de l’équation (4.1) et le paramètre C/N_0 est calculé en utilisant l’équation de Friis donnée dans (4.2) (Maral and Bousquet (2009)).

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} R_b \quad (4.1)$$

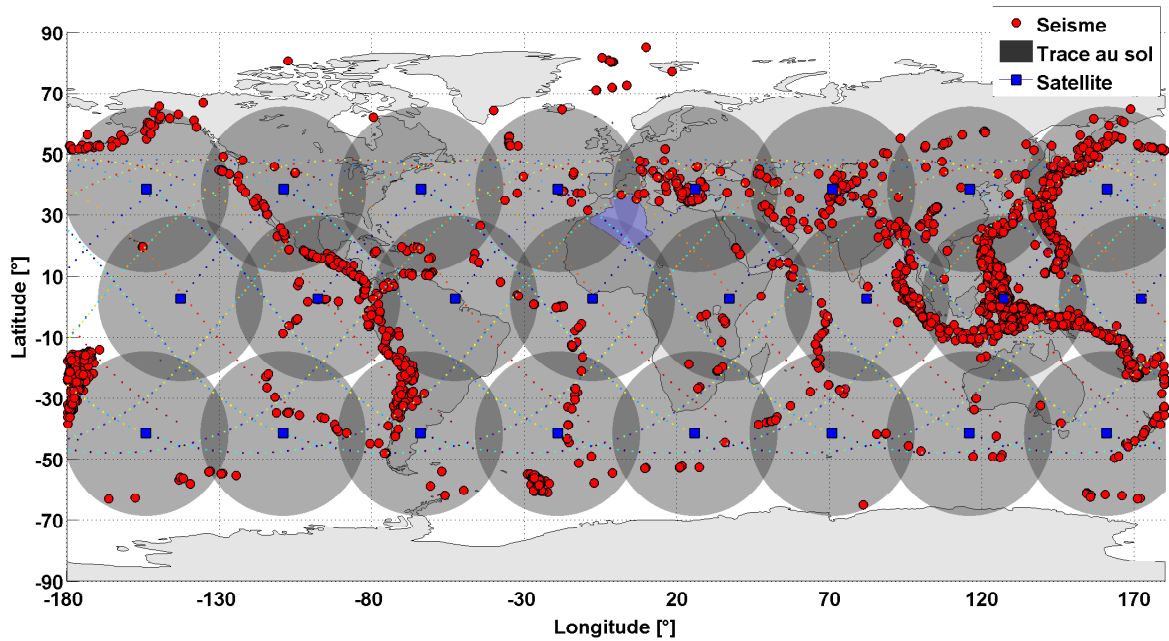


FIGURE 4.14 – Trace au sol de la constellation $(h, N, P, i) = (924, 24, 8, 48.10^\circ)$. Les cercles rouges représentent la sismicité mondiale de 2009 à 2010 telle que reportée par l'ISC (International Seismological Center, ISC (2011)) : seuls les évènements de magnitude supérieure à 4.5 sont présentés.

$$\frac{C}{N_0} = P_T G_T \left(\frac{\lambda}{4\pi D} \right)^2 \left(\frac{G_R}{T} \right) \frac{1}{kB} \quad (4.2)$$

T est la température effective de l'antenne de réception. Elle est considérée égale à 500K. $k = 1.38 \times 10^{-23} \text{W/Hz/K}$ est la constante de Boltzmann. B est la bande passante du bruit et elle est donnée égale à $5.56 \times 10^6 \text{Hz}$.

Un bilan de liaison préliminaire est utilisé pour les différentes raisons : caractériser la chaîne de transmission, le choix de l'antenne et de la technique de modulation ainsi que la sélection de la fréquence de transmission. Plusieurs tests ont été conduits en prenant en considération les caractéristiques des Cubesats existants et notre choix concernant la fréquence de transmission théorique, la technique de modulation et le choix des antennes s'est porté sur les caractéristiques présentées dans les tableaux 4.6 et 4.7 du bilan de liaison.

Deux bilans de liaisons ont été estimés : le premier, présenté dans la Table 4.6, prend en considération un Cubesat orbitant à une altitude $h = 640 \text{ km}$ (la première constellation optimale offrant une couverture permanente et mutuelle) et le deuxième bilan, présenté dans la Table 4.7, considère un Cubesat placé à une altitude $h = 924 \text{ km}$ (la deuxième constellation

optimale).

Chaque table regroupe les paramètres utilisés dans l'équation de Friis pour le calcul du bilan de liaison ainsi que les résultats en termes de rapport signal sur bruit numérique C/N_0 et le débit binaire. La deuxième colonne de chaque tableau contient une description et/ou une formule pour chaque paramètre. La troisième et la quatrième colonne affichent les résultats des paramètres dans le pire et dans le meilleur cas pour l'altitude en question (640 km pour le premier tableau et 924 km pour le second). Le pire cas est obtenu lorsque l'angle d'élévation minimal $\theta = 5^\circ$ tandis que le meilleur cas est obtenu lorsque le satellite passe au zénith de la station terrestre ($\theta = 90^\circ$).

Pour un satellite à une altitude $h = 640$ km, le débit binaire minimal est de 571 kbps et le débit binaire maximal est de 8.2 Mbps. Comme nous avons vu dans la partie décrivant la transmission dans un réseau de surveillance sismologique (Section 3.2.2), le débit binaire d'une station sismologique est de 4.096 kbps (paquets de 512 octets/s). Théoriquement, dans un canal idéal le débit descendant minimal de 571 kbps pourrait relayer les données d'environ 140 stations sismologiques alors que le débit maximal pourrait théoriquement supporter plus de 2000 stations. Nous pouvons déduire que le débit minimal atteint est suffisant pour supporter la transmission de données des 69 stations sismologiques du réseau de surveillance algérien.

Pour un satellite à une altitude $h = 924$ km (Table 4.7), les débits obtenus sont plus faible que ceux obtenus pour l'altitude $h = 640$ km étant donnée la distance satellite-station terrestre qui devient plus importante notamment pour l'élévation minimale $\theta = 5^\circ$. Nous constatons aussi que le débit binaire minimal est de 363 kbps et le débit binaire maximal est de 3.9 Mbps. De ce fait, le débit descendant minimal pourrait relayer les données d'environ 89 stations sismologiques alors que le débit maximal pourrait théoriquement supporter plus de 950 stations.

La figure 4.15 montre une comparaison de la variation dans le temps du débit binaire à deux niveaux d'altitudes de satellites : $h = 640$ km et $h = 924$ km. L'estimation du débit est effectuée pendant une période de 24 heures et pour les caractéristiques du canal de transmission présentées préalablement. Nous déduisons donc que pour les deux constellations optimales le débit minimum atteint est suffisant pour supporter la transmission des 69 stations sismologiques du réseau de surveillance algérien.

Paramètre	Description	Pire cas	Meilleur cas
Puissance de transmission (P_T)	50% de l'énergie collectée sur un CubeSat 1U		0.5 watt
Gain de l'antenne de transmission (G_T)	antenne Patch $G_T = 4\pi\eta\frac{A_T}{\lambda^2}$		-9.52 dB
Gain de l'antenne de réception (G_R)	Antenne parabolique, Diamètre=2m $G_R = 4\pi\eta\frac{A_R}{\lambda^2}$		42.26 dB
Fréquence de transmission (f)		C-Band (ex. 4 GHz)	Palo et al. (2014)
Longueur d'onde de transmission (λ)	$\lambda = \frac{c}{f}$		75 mm
Altitude (h)			640 km
Angle d'élévation (θ)		5°	90°
Distance Satellite-station terrestre (D)	$D = \sqrt{(R+h)^2 - (R\cos(\theta))^2}$ $R\sin(\theta)$	= 2423 km	640 km
Channel to noise ratio (C/N_0)	Equation (4.2)	59.17 dB	70.74 dB
Modulation			DQPSK
Taux d'erreur de bit (BER)			10^{-6}
E_b/N_0	Correspondant à $BER = 10^{-6}$ d'une modulation DQPSK		1.6 dB
Débit estimé (R_b)	Equation (4.1)	571 kbps	8.2 Mbps

TABLE 4.6 – Paramètres et résultats du bilan de liaison entre un satellite de la constellation $(h, N, P, i) = (640, 30, 10, 47.95^\circ)$ et une station terrestre.

4.8 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons tout d'abord amélioré les résultats obtenus avec l'algorithme NSGA-II à l'aide de la version R-NSGA-II. Puis, nous avons comparé entre les méthodes Street-of-coverage, le MOGA basé sur une somme pondérée, l'algorithme NSGA-II et l'algorithme R-NSGA-II. La méthode R-NSGA-II s'est avérée la plus efficace pour trouver les constellations les plus optimales même si elle est légèrement plus gourmande en temps de calcul que les méthodes numériques restantes.

Paramètre	Description	Pire cas	Meilleur cas
Puissance de transmission (P_T)	50% de l'énergie collectée sur un CubeSat 1U		0.5 watt
Gain de l'antenne de transmission (G_T)	antenne Patch $G_T = 4\pi\eta \frac{A_T}{\lambda^2}$		-9.52 dB
Gain de l'antenne de réception (G_R)	Antenne parabolique, Diamètre=2m $G_R = 4\pi\eta \frac{A_R}{\lambda^2}$		42.26 dB
Fréquence de transmission (f)		C-Band (ex. 4 GHz)	
Longueur d'onde de transmission (λ)	$\lambda = \frac{c}{f}$		75 mm
Altitude (h)			924 km
Angle d'élévation (θ)		5°	90°
Distance Satellite-station terrestre (D)	$D = \sqrt{(R+h)^2 - (R \cos(\theta))^2} - R \sin(\theta)$	3042 km	924 km
Channel to noise ratio (C/N_0)	Equation (4.2)	57.18 dB	67.51 dB
Modulation		DQPSK	
Taux d'erreur de bit (BER)		10^{-6}	
E_b/N_0	Correspondant à $BER = 10^{-6}$ d'une modulation DQPSK	1.6 dB	
Débit estimé (R_b)	Equation (4.1)	363 kbps	3.9 Mbps

TABLE 4.7 – Paramètres et résultats du bilan de liaison entre un satellite de la constellation (h, N, P, i) = (924, 24, 8, 48.10°) et une station terrestre.

Afin de respecter les différentes contraintes de mission, deux constellations optimales ont été proposées :

- Constellation 1 : l'altitude $h = 640$ km, la taille de la constellation $N = 30$, le nombre de plans orbitaux $P = 10$ et l'inclinaison $i = 47.95^\circ$
- Constellation 2 : l'altitude $h = 924.1$ km, la taille de la constellation $N = 24$, le nombre de plans orbitaux $P = 8$ et l'inclinaison $i = 48.10^\circ$

Pour les deux constellations, un bilan de liaison théorique a été estimé où nous avons pu constater qu'il est possible de déployer une constellation de Cubesats avec les caractéris-

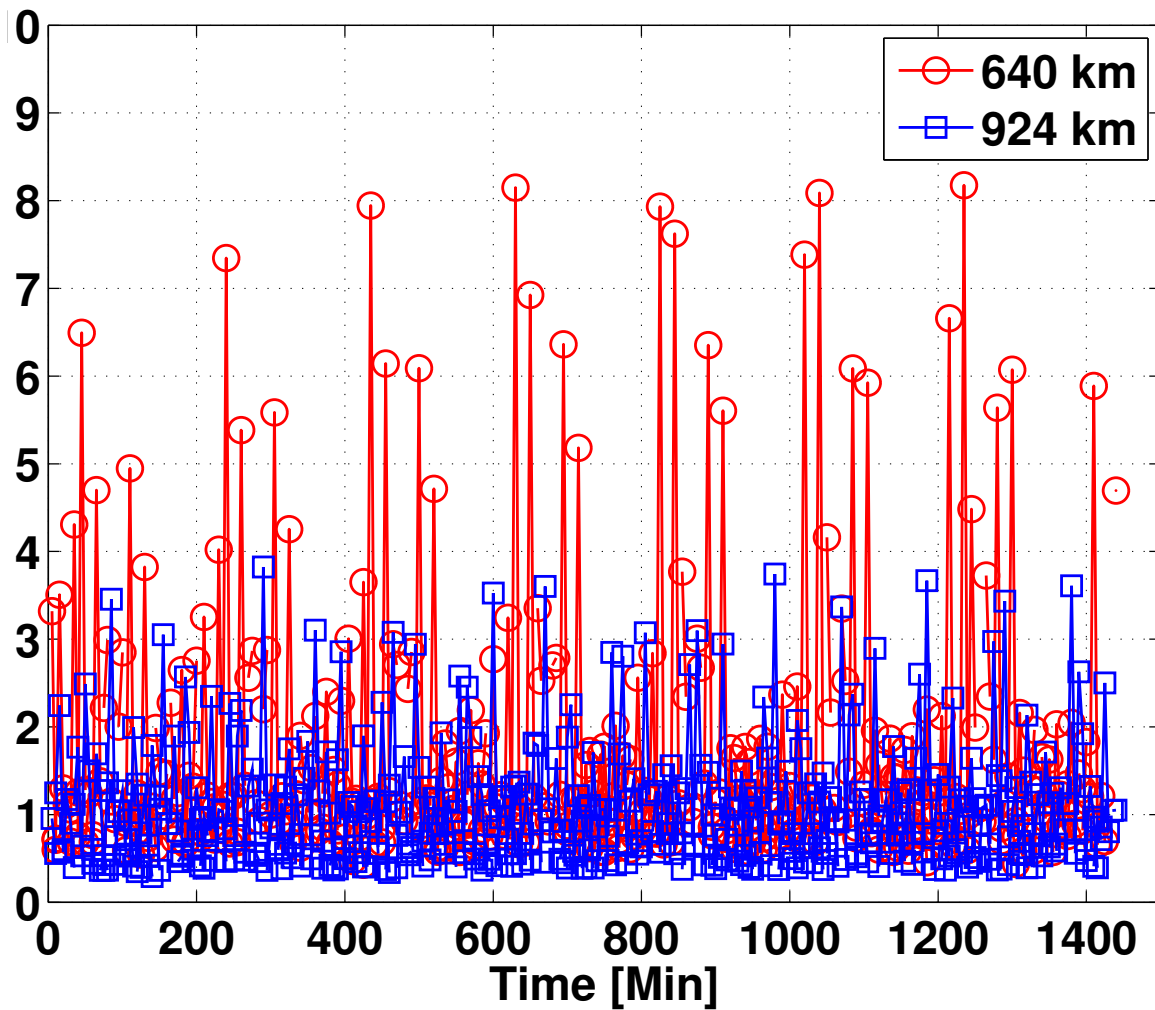


FIGURE 4.15 – Variation du débit descendant Cubesat-Station terrestre pendant une période de 24h.

tiques présentées pour assurer une collecte permanente des données provenant du réseau de surveillance sismologique algérien. La constellation 1 a néanmoins permis d’atteindre des débits plus élevés en plus du fait que cette constellation, qui compte des Cubesats sans sous-système de désorbitation, coûterait moins cher. Nous considérons donc que la meilleure constellation est la Constellation 1 comptant 30 satellites et ayant une altitude minimale de 640 km.

Conclusion générale

Cette thèse propose une solution fiable et relativement peu coûteuse pour le problème de la surveillance sismologique régionale basée sur la transmission de données par nanosatellites de type Cubesat. La fiabilité de la solution est assurée par l'utilisation du segment spatial qui permet de maintenir la transmission en cas de catastrophe. La réduction des coûts de mise en œuvre est quant à elle assurée par l'utilisation des Cubesats. Ces derniers, même s'ils ont été lancés dans l'espace par centaines, présentent quelques limitations techniques qui n'ont pas encore été résolues. La difficulté de maintenir des liens intersatellites dans une constellation de Cubesats est une contrainte qui peut être éliminée en assurant une couverture mutuelle entre la station émettrice et la station réceptrice dans une application de collecte de données régionales.

La problématique de la couverture régionale permanente et mutuelle a été abordée. Le but étant de concevoir une constellation de satellites visant à assurer cette couverture pour le réseau algérien de surveillance sismologique en déployant le minimum de satellites tout en réduisant l'altitude des satellites. Ces objectifs étant contradictoires (quand l'altitude diminue, le nombre de satellites nécessaires augmente et inversement), la conception devient un processus multiparamétrique difficile à résoudre. La réduction de l'altitude est avantageuse pour la réduction des délais de transmission qui sont importants dans une application de surveillance sismologique. Elle est aussi inévitable car elle permet de réduire la durée de vie orbitale des satellites qui est aujourd'hui une condition nécessaire pour l'accès à l'espace.

Pour cette première étude, seules les constellations symétriques ont été étudiées. Une première approche analytique basée sur la méthode géométrique dite Street-of-coverage a permis de trouver des constellations dont la taille varie entre 32 et 66 satellites dans l'intervalle d'altitude [500-1000] km. L'inclinaison optimale varie autour de 37° . Les tests ont montré que ces constellations conçues pour une couverture régionale simple permettent d'offrir une couverture mutuelle de la zone d'étude.

Un outil d'optimisation numérique a été développé par la suite pour résoudre le problème de la couverture régionale permanente et mutuelle où un algorithme génétique multi-objectifs a été implémenté. La fonction fitness est calculée en utilisant une somme pondérée des 3 objectifs d'optimisation : maximiser le taux de visibilité R_v , minimiser la taille de la constellation N et minimiser l'altitude h . Il a été démontré par des simulations numériques que les pondérations qui permettent d'obtenir la meilleure évolution de l'algorithme génétique sont : $w_{R_v} = 0.9$, $w_N = 0.05$, $w_h = 0.05$ c'est à dire en octroyant une priorité maximale au premier objectif visant à maximiser le taux de visibilité. La taille des constellations obtenues varie entre 24 et 36 satellites pour le même intervalle d'altitude [500-1000] km. Les inclinaisons correspondantes à ces constellations varient quant à elles entre 42° et 50° . Nous pouvons alors d'ores et déjà déduire que l'optimisation par algorithme génétique a permis de réduire la taille des constellations de quasiment la moitié. Pour l'inclinaison, nous avons pu constater que la méthode analytique de Rider ne permet pas d'obtenir l'inclinaison optimale dans le cas d'une couverture mutuelle.

Dans le but d'évaluer et de valider les résultats de notre algorithme génétique, nous avons appliqué l'algorithme génétique à tri non dominé NSGA-II qui utilise une méthode de calcul de la fonction fitness basée sur le principe de non dominance entre les individus. Les premiers tests de l'algorithme ont manifesté une faible convergence de la population. Nous avons alors décidé de tester la version de NSGA-II à points de références notée R-NSGA-II qui permet une recherche guidée vers les solutions désirées tout en contrôlant le niveau de diversité de la population. La recherche guidée a permis d'obtenir des résultats proches de ceux obtenus par la méthode de la somme pondérée à savoir des constellations de taille variant entre 24 et 36 satellites dans l'intervalle [500-1000] km et des inclinaison optimale entre 42° et 49° . Cependant, pour des constellations à taille équivalente, l'algorithme R-NSGA-II a permis d'atteindre des altitudes légèrement inférieures à celles obtenues avec le premier algorithme génétique.

L'un des objectifs de l'optimisation numérique est de trouver la solution à un problème complexe en un temps raisonnable. Nous avons alors voulu comparer les temps de calcul des différents algorithmes. Il s'avère que la méthode de la somme pondérée est plus rapide que les deux versions de l'algorithme NSGA-II car elle permet d'évaluer une seule fonction fitness qui représente la somme pondérée de tous les objectifs. Or, dans l'algorithme NSGA-II, une fonction fitness est évaluée pour chaque objectif et ceci augmentera la durée du calcul.

En comparant les durées de calcul des deux méthodes NSGA-II et R-NSGA-II, la deuxième méthode est plus gourmande en temps de calcul que la première car elle inclut en plus l'étape de comparaison avec le ou les points de référence. De plus, le temps de calcul augmente avec le nombre de points de référence.

Finalement, pour répondre à la question consistant à trouver la constellation optimale offrant une couverture régionale permanente et mutuelle du réseau de surveillance sismologique algérien, deux constellations types ont été proposées en tenant compte de la contrainte liée à la limitation de la durée de vie. Constellation 1 utilise des Cubesats simples et la Constellation 2 considère des Cubesats dotés de systèmes de désorbitation pour limiter leur durée de vie.

- Constellation 1 : l'altitude $h = 640$ km, la taille de la constellation $N = 30$, le nombre de plans orbitaux $P = 10$ et l'inclinaison $i = 48.19^\circ$
- Constellation 2 : l'altitude $h = 928.1$ km, la taille de la constellation $N = 24$, le nombre de plans orbitaux $P = 8$ et l'inclinaison $i = 47.91^\circ$

Enfin, pour les deux constellations, un bilan de liaison théorique a été estimé pour vérifier si les débits atteints permettent de couvrir les besoins du réseau algérien de collecte de données sismologiques. Nous constatons en effet que les débits atteints peuvent couvrir la totalité du réseau de surveillance algérien composé de 69 stations sismologiques où un meilleur débit a été atteint pour la constellation 1, c'est-à-dire la constellation comptant 30 satellites situés à une altitude minimale de 640 km.

Cette thèse a permis de présenter une approche détaillée de conception et d'optimisation rapide permettant de trouver des configurations de constellations de Cubesats optimales répondant au problème de la couverture régionale permanente et mutuelle. Cependant, ce travail est un point de départ et plusieurs perspectives peuvent être envisagées :

- Améliorer les outils d'optimisation pour les rendre plus rapides en introduisant par exemple des techniques de parallélisation du code.
- Tester d'autres méthodes d'optimisation numérique pour le problème de la couverture régionale permanente et mutuelle.
- Utiliser l'outil numérique développé pour étudier d'autres objectifs et types de couvertures ou en introduisant d'autres contraintes de conception.

- Profiter des paramètres orbitaux des constellations trouvées et de la position des satellites pour proposer de nouvelles applications visant à rentabiliser ces constellations.

Annexes

ANNEXE A

Calcul du temps de visibilité d'un satellite

L'angle de visibilité d'un satellite S vu du centre de la Terre est donné par l'angle β dans l'équation (A.1). (Voir Figure 2.3

$$\beta = 2 \operatorname{acos} \left(\frac{R}{R+h} \cos(\theta_{min}) \right) - \theta_{min} \quad (\text{A.1})$$

Où θ_{min} est l'angle d'élévation minimal à partir duquel le satellite est visible. R est le rayon moyen de la Terre et h est l'altitude du satellite en kilomètres.

La durée de visibilité, Δt est donnée par :

$$\Delta t = \frac{\beta}{2\pi} T_0 \quad (\text{A.2})$$

Où T_0 est la période orbitale du satellite. Elle est donnée par :

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (\text{A.3})$$

Où, a : le demi-grand axe de l'orbite décrite par le satellite. $a = R + h$

μ : la constante gravitationnelle. Dans le cas de la Terre, $\mu = 398.600,64 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

En remplaçant (A.1) et (A.3) dans (A.2), la formule de la durée de visibilité d'un satellite en fonction de son altitude h est donnée par :

$$\Delta t = \sqrt{\frac{(R+h)^3}{\mu}} (2 \operatorname{acos} \left(\frac{R}{R+h} \cos \theta_{min} \right) - \theta_{min}) \quad (\text{A.4})$$

La Figure A.1 montre la variation de la durée de visibilité d'un satellite à partir d'un point sur Terre et ce, pour différentes valeurs de l'altitude h . Ici, La durée de visibilité calculée représente la durée maximale obtenue pour un passage du satellite au zénith d'une station terrestre. En effet, dans un cas pratique, un satellite n'atteint pas toujours une élévation maximale de 90° .

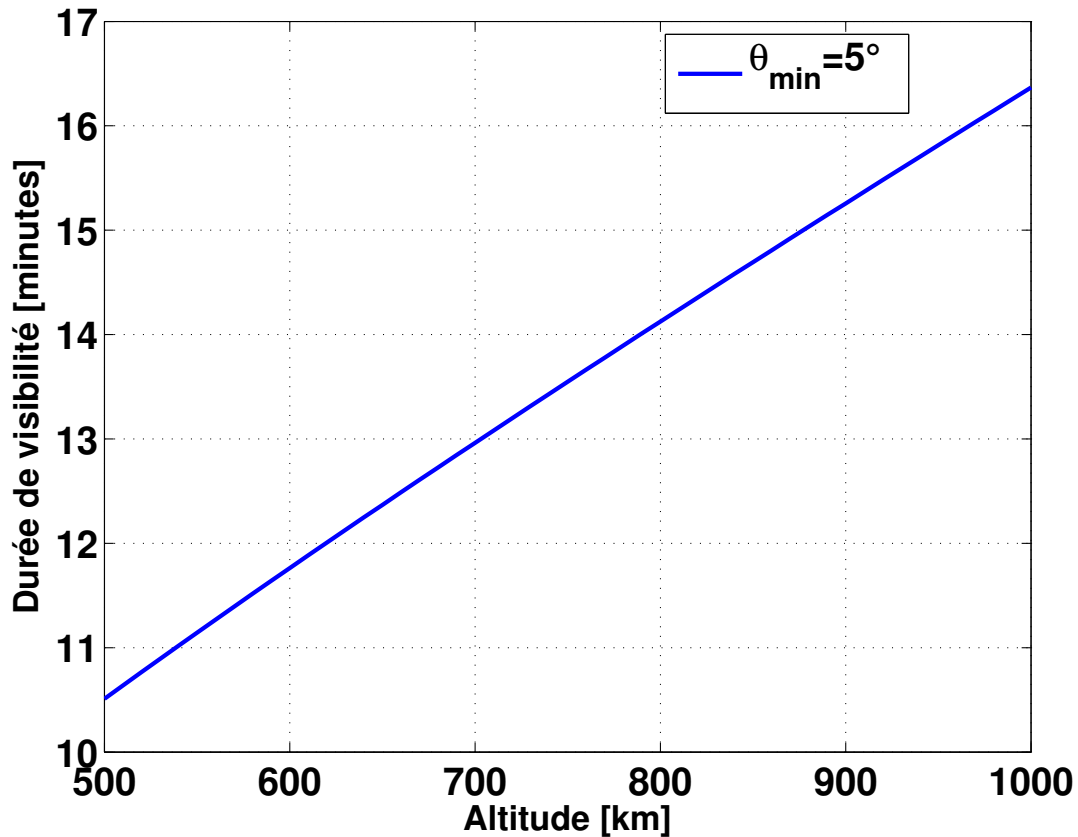


FIGURE A.1 – Durée de visibilité maximale d'un satellite en orbite basse en fonction de l'altitude.

ANNEXE B

Estimation de la durée de vie des satellites

L'IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, [IADC \(2007\)](#)) limite la durée de vie des satellites de type LEO à 25 ans. Des simulations numériques ont été réalisées en utilisant le logiciel STELA ([STELA \(2013\)](#)) pour estimer la fin de vie orbitale d'un Cubesat ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$, 1 kg) lancé à un intervalle d'altitudes (500-1000 km) et avec une inclinaison orbitale moyenne égale à 41° .

La figure [B.1](#) montre la durée de vie orbitale du Cubesat avec et sans sous-système de désorbitation. Le système de désorbitation considéré ici est une voile de freinage passif ([Roberts et al. \(2007\)](#); [Lücking \(2011\)](#)) prévue pour être déployée à la fin de vie du satellite pour permettre d'accélérer sa rentrée atmosphérique en exerçant un frottement sur la voile. Les caractéristiques physiques de la voile sont présentées dans la Table [B.1](#). Il est important de noter que la durée de vie dépend considérablement de l'activité solaire qui varie fortement en fonction du temps et n'est pas parfaitement prévisible. La Table [B.1](#) résume les paramètres d'entrée utilisés dans l'estimation de la durée de vie orbitale d'un Cubesat simple de type 1U.

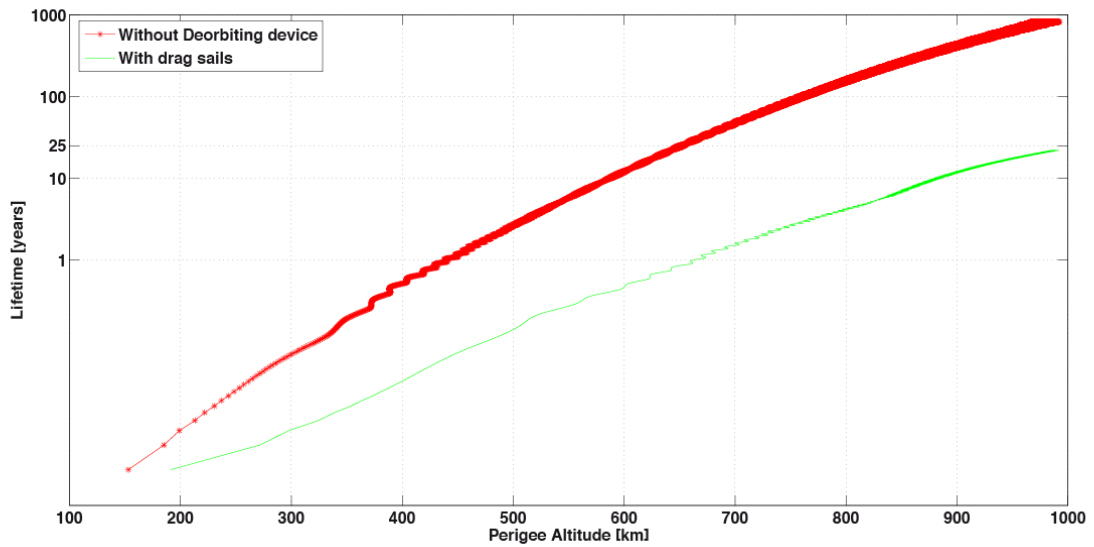


FIGURE B.1 – Durée de vie orbitale d'un Cubesat avec (-) et sans (*) un sous-système de désorbitation.

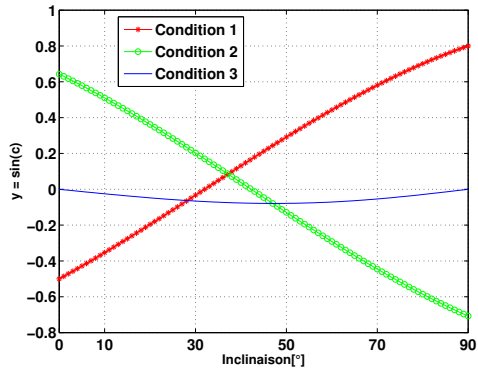
	Paramètre	Valeur
Satellite	Masse	1 kg
	Coefficient de réflexion	1.5
	Surface réfléchissante	1.01 dm ²
	Surface de frottement	1.01 dm ²
Voile	Surface de frottement	25 dm ²
Frottement atmosphérique	Points quadrature	33
	Pas de calcul	2 steps
Pression de radiation solaire	Points de quadrature	11
Simulation	Altitude de rentrée	120 km
	Pas d'intégration	24 hours

TABLE B.1 – Paramètres d'estimation de la durée de vie.

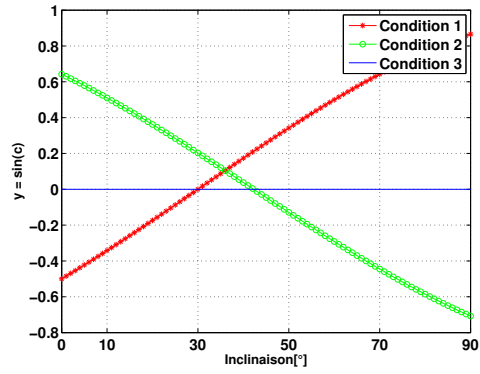
ANNEXE C

Calcul du paramètre m

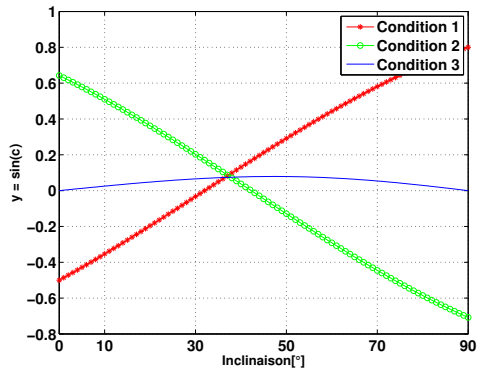
Dans cette annexe, nous présentons les différentes figures obtenues pour la définition du paramètre m utilisé dans la méthode de Rider. Le paramètre m est défini à partir du nombre de plans orbitaux P , de la latitude inférieure ϕ_L et la latitude supérieure ϕ_U de la zone à couvrir. Voir Section [2.4.1](#).



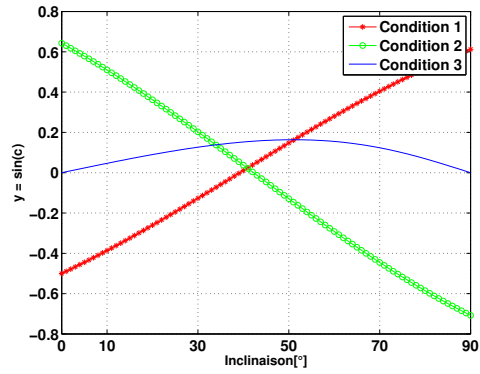
(a) $m = 0$



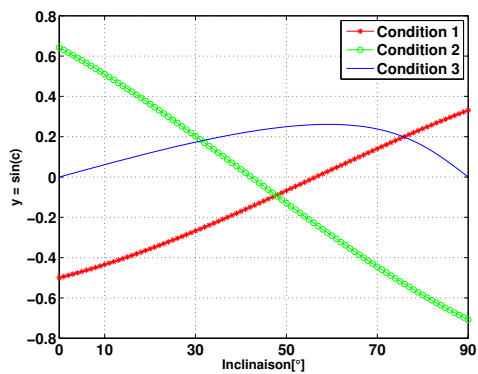
(b) $m = 1$



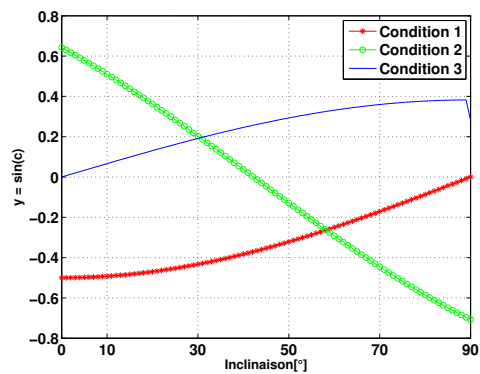
(c) $m = 2$



(d) $m = 3$

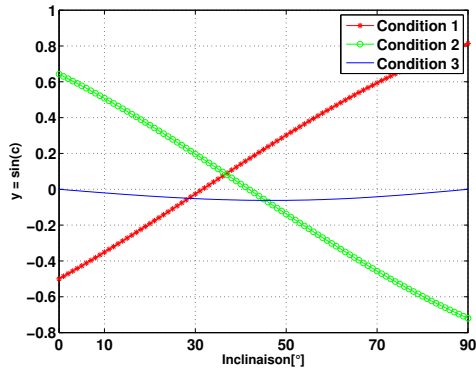


(e) $m = 4$

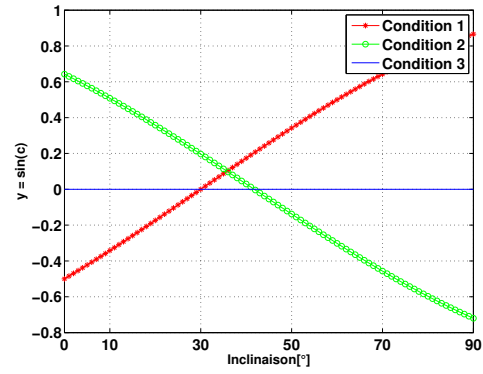


(f) $m = 5$

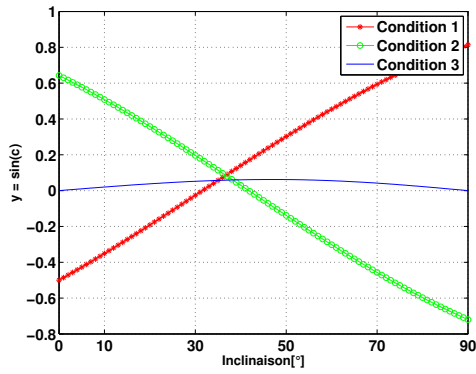
FIGURE C.1 – $P=8$, $\phi_L = 30$, $\phi_U = 40$.



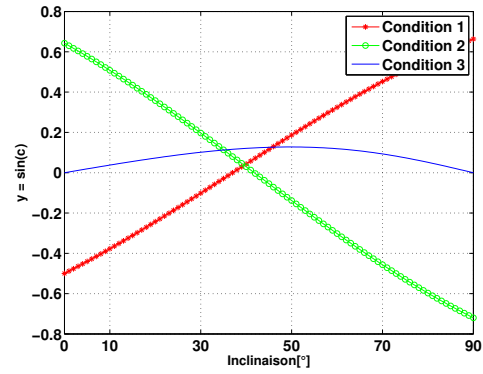
(a) $m = 0$



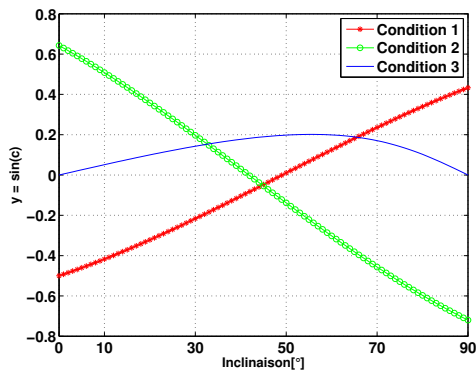
(b) $m = 1$



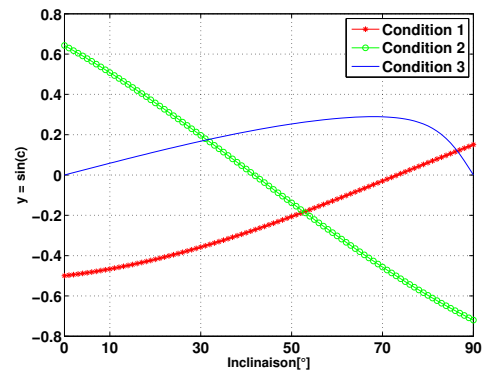
(c) $m = 2$



(d) $m = 3$

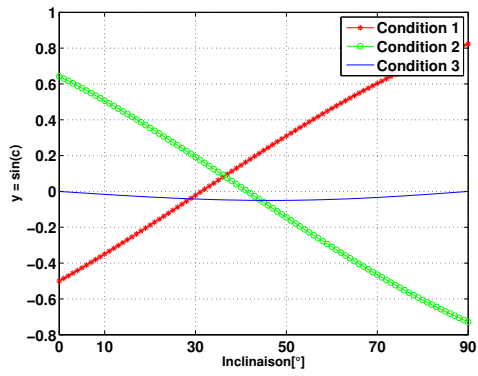


(e) $m = 4$

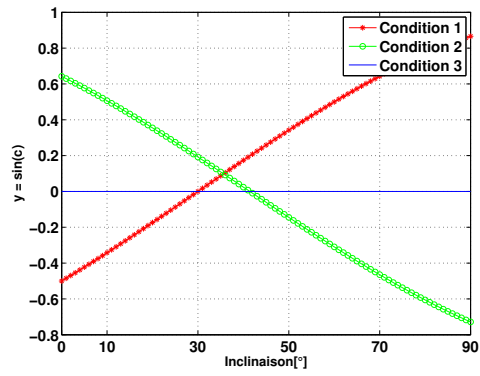


(f) $m = 5$

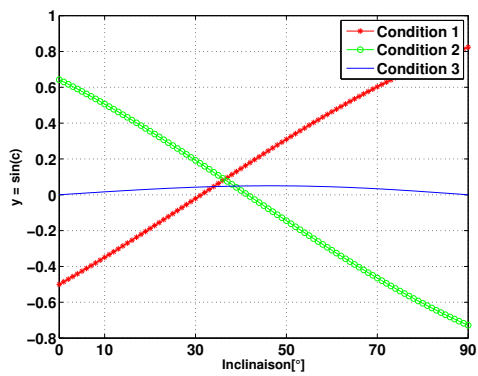
FIGURE C.2 – $P=9$, $\phi_L = 30$, $\phi_U = 40$.



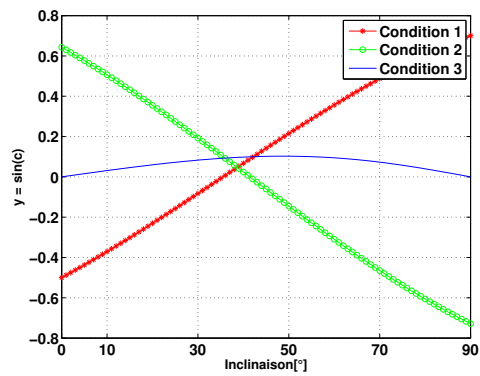
(a) $m = 0$



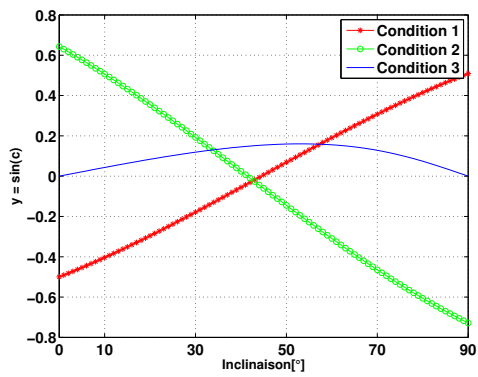
(b) $m = 1$



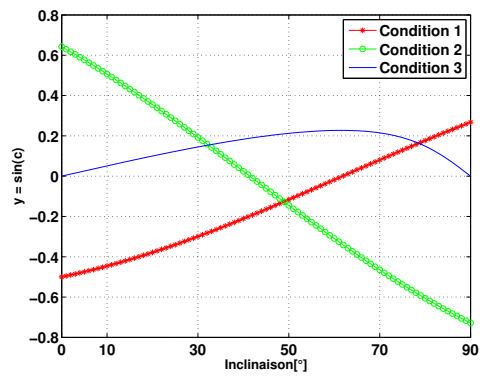
(c) $m = 2$



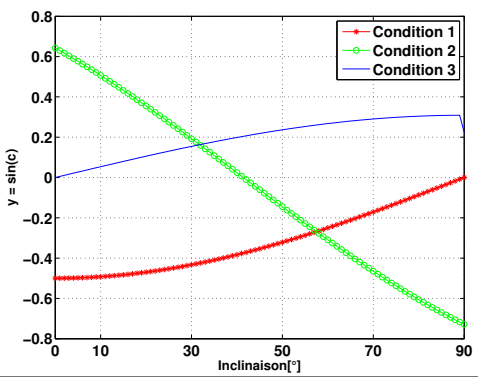
(d) $m = 3$



(e) $m = 4$

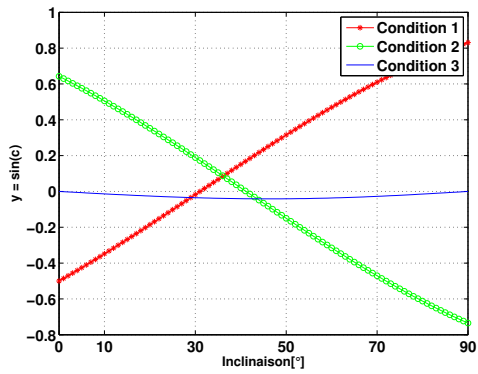


(f) $m = 5$

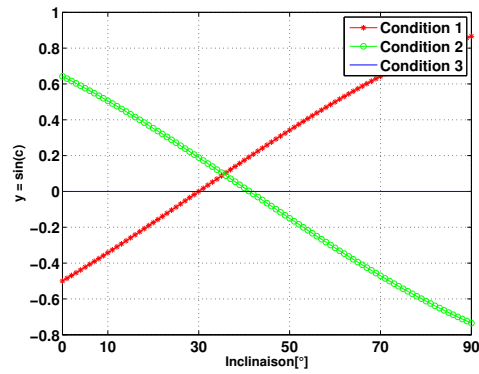


(g) $m = 6$

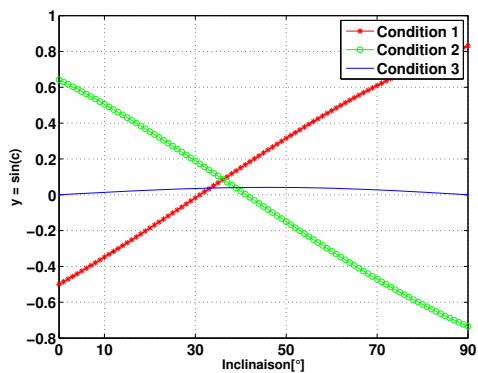
FIGURE C.3 – $P=10$, $\phi_L = 30$, $\phi_U = 40$.



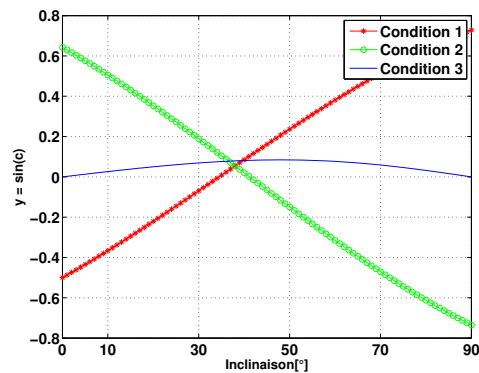
(a) $m = 0$



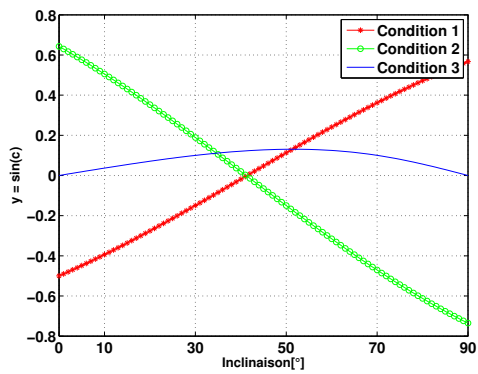
(b) $m = 1$



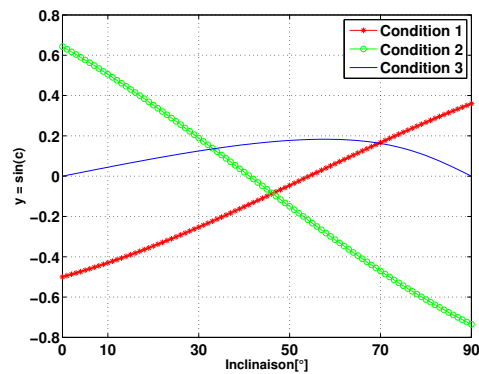
(c) $m = 2$



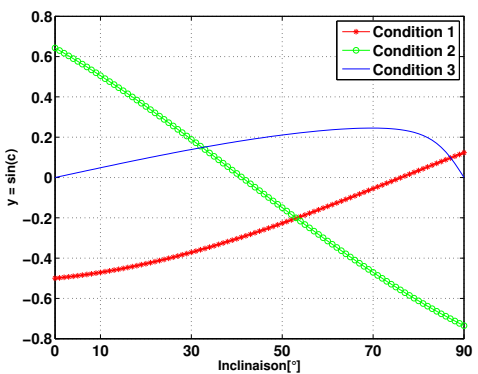
(d) $m = 3$



(e) $m = 4$



(f) $m = 5$



(g) $m = 6$

FIGURE C.4 – $P=11$, $\phi_L = 30$, $\phi_U = 40$.

Table des figures

1.1	Illustration de i et de Ω	23
1.2	Illustration de a et de e	23
1.3	Illustration de ω , de v et de E	25
1.4	Configuration standard d'un Cubesat (Munakata et al. (2009)).	28
1.5	Les différentes classes de Cubesats. Source : Radius space, Url : http://www.radiuspace.com	30
1.6	Le nombre de Cubesats lancés par année. Swartwout (2016).	31
1.7	Le nombre de Cubesats lancés par classe (1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U). (a) : Pour la période de 2003 à 2015. (b) : Pour l'année 2015. Sur les quartiers de la figure (b) sont affichés le couple (classe, pourcentage par rapport au nombre total de Cubesats lancés). Swartwout (2016).	32
1.8	Le nombre de Cubesats lancés par types d'application. (a) : Pour les années de 2003 à 2015. (b) : Pour l'année 2015. Sur les secteurs de la figure (b) sont affichés le couple (type d'application, pourcentage par rapport au nombre total de Cubesats lancés). Swartwout (2016).	34
1.9	L'état des Cubesats lancés durant la période 2003-2015. Swartwout (2016).	36
1.10	L'état de fonctionnement des Cubesats lancés. (a) : Durant la période 2003-2015 . (b) : Durant l'année 2014. Les échecs de lancement ne sont pas pris en compte. Swartwout (2016).	37
1.11	Une vue en 3D de la constellation en orbite moyenne du système de navigation GPS. L'unité est donnée en R : Rayon de la Terre.	38
1.12	Couverture des satellites de la constellation de télécommunications Iridium	41
1.13	Trace au sol des satellites de la constellation chinoise QZSS [G. Lion]	42
1.14	Les différents types d'orbites pouvant être choisies pour des constellations de satellites.	43

1.15	Configuration simplifiée de la première version de la constellation DMC. Chu et al. (2000)	45
1.16	La trace au sol des satellites de la constellation Iridium.	46
1.17	Différents types de liens de communication dans un réseau satellites - stations terrestres.	48
1.18	Configuration des liens inter-satellites.	49
2.1	Zone de couverture mutuelle (Electricity (1998)).	54
2.2	Une vue en 3D d'une constellation LEO ($P = 9, s = 4$). Les carrés noirs : La position des satellites. R : le rayon moyen de la Terre.	55
2.3	Géométrie de couverture d'un satellite avec un champs de vision conique.	56
2.4	La géométrie du Street-of-coverage telle que définie dans Lüders (1961)	59
2.5	Maillage de la projection 2D des plans orbitaux d'une constellation de satellites avec $P=7$. Lüders (1961)	60
2.6	Organigramme d'un Algorithme génétique typique.	62
2.7	Représentation binaire du chromosome d'un individu dans un AG.	63
2.8	Schéma d'une roulette.	63
2.9	Schéma d'une roulette où les chromosomes de la Figure 2.8 sont classés selon un ascendant des rangs.	64
3.1	Carte de densité démographique (personnes/ km^2) au nord de l'Algérie et les pays voisins telle que reportée par le CIESIN (Center for International Earth Science Information Network) et le CIAT (International Center for Tropical Agriculture) (CIESIN and CIAT (2005)) pour l'an 2000. Les cercles rouges représentent la sismicité de 1900 à 2010 telle que reportée par l'ISC (International Seismological Center, ISC (2011)) : seuls les évènements de magnitude supérieure à 4.3 sont présentés. La taille des symboles augmente avec la magnitude. Les triangles bleu représentent les stations sismologiques opérationnelles en Algérie telles que reportées par le ISC station book.[A. Deschamps]	69
3.2	Délimitations géographiques de la couverture du réseau sismologique nord algérien.	74
3.3	Couverture mutuelle de deux stations terrestres du point de vue d'un satellite.	76

3.4	Paramètres de constellation (P,s,N) en fonction de l'altitude h . (a) : Nombre de plans orbitaux P, (b) : Nombre de satellites par plan orbital ; (c) : Nombre total des satellites.	79
3.5	Tracé des courbes permettant de calculer le paramètre m pour différentes valeurs de P	81
3.6	Variation de l'inclinaison i en fonction de l'altitude h pour $m=2$	81
3.7	Visibilité des satellites de la constellation en fonction du temps. Durée : 24 heures. Pas d'échantillonnage : 30 secondes.	84
3.8	Chromosome représentant une constellation.	85
3.9	Frontière de Pareto pour l'optimisation multi-objectif	86
3.10	Evolution de la valeur du AFF durant 200 générations pour différentes distributions de poids (w_{Rv}, w_N, w_h).	92
3.11	N par rapport à h des constellations ayant 100% de taux de visibilité. Les carrés noirs étiquetés représentent les solutions avec le minimum N et le minimum h dans chaque intervalle d'altitudes.	93
3.12	Organigramme de l'algorithme NSGA-II. Yang et al. (2012)	95
3.13	Calcul de la distance de crowding pour l'algorithme NSGA-II. Deb et al. (2002)	96
3.14	Population aléatoire de départ pour l'algorithme NSGA-II.	98
3.15	Solutions non-dominées obtenues avec l'algorithme NSGA-II après 100 générations.	99
3.16	Nombre de satellites en fonction de l'altitude pour les constellations ayant un taux de visibilité $Rv = 1$	101
4.1	Visibilité temporelle des satellites des constellations trouvées avec la méthode de la somme pondérée. Durée : 24 heures. Pas d'échantillonnage : 30 secondes.	107
4.2	Visibilité temporelle des satellites des constellations trouvées avec l'algorithme NSGA-II. Durée : 24 heures. Pas d'échantillonnage : 30 secondes.	109
4.3	Solutions non-dominées obtenues avec l'algorithme NSGA-II après 500 générations.	109

4.4	Visualisation en 3D des solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.	112
4.5	N en fonction de Rv des solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.	113
4.6	h en fonction de Rv des solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.	114
4.7	h en fonction de N des solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II en faisant varier le paramètre ϵ . $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1.	115
4.8	Comparaison des solutions Pareto (N en fonction de h , $Rv = 1$) en fonction du paramètre ϵ	116
4.9	Solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II. $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 1. $\epsilon = 0.0001$	118
4.10	Solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II. $N_G = 100$. Nombre de points de référence = 2. $\epsilon = 0.0001$	119
4.11	Solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II. Nombre de points de référence = 3. $\epsilon = 0.0001$. $N_G = 100$	120
4.12	Solutions obtenues avec l'algorithme R-NSGA-II. Nombre de points de référence = 4. $\epsilon = 0.0001$. $N_G = 100$	121
4.13	Trace au sol de la constellation $(h,N,P,i) = (640,30,10,47.95^\circ)$. Les cercles rouges représentent la sismicité mondiale de 2009 à 2010 telle que reportée par l'ISC (International Seismological Center, ISC (2011)) : seuls les évènements de magnitude supérieure à 4.5 sont présentés.	131
4.14	Trace au sol de la constellation $(h,N,P,i) = (924,24,8,48.10^\circ)$. Les cercles rouges représentent la sismicité mondiale de 2009 à 2010 telle que reportée par l'ISC (International Seismological Center, ISC (2011)) : seuls les évènements de magnitude supérieure à 4.5 sont présentés.	132
4.15	Variation du débit descendant Cubesat-Station terrestre pendant une période de 24h.	136
A.1	Durée de visibilité maximale d'un satellite en orbite basse en fonction de l'altitude.	144

B.1	Durée de vie orbitale d'un Cubesat avec (-) et sans (*) un sous-système de désorbitation.	146
C.1	$P=8, \phi_L = 30, \phi_U = 40$	148
C.2	$P=9, \phi_L = 30, \phi_U = 40$	149
C.3	$P=10, \phi_L = 30, \phi_U = 40$	150
C.4	$P=11, \phi_L = 30, \phi_U = 40$	151

Liste des tableaux

1.1	Différentes classes de satellites en fonction de la masse et du coût de fabrication approximatif (Buchen and DePasquale (2014)). $1k\$ = 10^3\$$, $1M\$ = 10^6\$$, $1B\$ = 10^9\$$	27
3.1	Tableau comparatif des différents moyens de communication utilisés dans la surveillance sismologique.	72
3.2	Positions du DC et des points délimitant la surface à couvrir (A, B, C, D, E).	75
3.3	Constellations résultantes avec la méthode du Street-of-coverage.	82
3.4	N et h minimaux pour chaque intervalle d'altitudes obtenus avec la méthode de la somme pondérée.	93
3.5	Constellations optimales de la population finale obtenues avec l'algorithme NSGA-II.	100
3.6	N et h minimaux pour chaque intervalle d'altitudes obtenus avec l'algorithme NSGA-II. P et i correspondant sont donnés dans les troisième et quatrième lignes.	101
4.1	Coordonnées des points de référence.	117
4.2	Comparaison des résultats obtenus en prenant 1, 2, 3 ou 4 points de référence.	122
4.3	Comparaison des résultats des trois méthodes d'optimisation par AG et de la méthode Street-of-coverage.	124
4.4	Comparaison des temps de calcul moyens.	128
4.5	Comparaison des temps de calcul moyens du fitness pour la méthode R-NSGA-II.	128
4.6	Paramètres et résultats du bilan de liaison entre un satellite de la constellation $(h, N, P, i) = (640, 30, 10, 47.95^\circ)$ et une station terrestre.	134

4.7 Paramètres et résultats du bilan de liaison entre un satellite de la constellation $(h,N,P,i) = (924,24,8,48.10^\circ)$ et une station terrestre.	135
B.1 Paramètres d'estimation de la durée de vie.	146

Bibliographie

- Al-Ekabi C. & Baranes B. (2016) :. Chronology : 2014. In *Yearbook on Space Policy 2014*, pages 269–302. Springer.
- Angermann M., Guenther M. & Wendlandt K. (2010) : Communication architecture of an early warning system. *Natural Hazards and Earth System Sciences*, **10**, 2215–2228.
- Anselmo L. & Pardini C. (2009) : Analysis of the consequences in low earth orbit of the collision between cosmos 2251 and iridium 33. In *Proceedings of the 21st International Symposium on Space Flight Dynamics*, pages 1–15. Centre nationale d'études spatiales Paris, France.
- Asal (2016) : Mise à poste et tests en orbite des satellites algériens alsat-1n, alsat-1b et alsat-2b. <http://www.asal.dz/tests-orbite-alsat.php>.
- Ballard A. H. (1980) : Rosette constellations of earth satellites. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, **AES-16**(5), 656–673.
- Bouwmeester J. & Guo J. (2010) : Survey of worldwide pico-and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. *Acta Astronautica*, **67**(7), 854–862.
- Bruno M. J. & Pernicka H. J. (2005) : Tundra constellation design and stationkeeping. *Journal of spacecraft and rockets*, **42**(5), 902–912.
- Buchen E. & DePasquale D. (2014) : 2014 nano/microsatellite market assessment. *SpaceWorks Enterprises, Inc.(SEI), Atlanta, GA*.
- Calvit T. & Heitman L. (1980) : High-speed satellite data transmission of maritime seismic data. In *8th Communications Satellite Systems Conference*, vol. 1, pages 714–722.
- Capderou M. (2005) : *Satellites : Orbits and Missions*. Springer.
- Capderou M. (2006) : *Satellites : Orbits and missions*. Springer Science & Business Media.
- Casanova D., Avendaño M. & Mortari D. (2014) : Seeking gdop-optimal flower constellations for global coverage problems through evolutionary algorithms. *Aerospace Science and Technology*, **39**, 331–337.
- Chu V., da Silva A., Sun W. & Sweeting M. (2000) : Disaster monitoring constellation. In *IAF, International Astronautical Congress, 51 st, Rio de Janeiro, Brazil*.

- CIESIN & CIAT (2005) : Gridded population of the world, version 3 (gpwv3) : Population density grid.
- Clarke A. C. (1945) : Wireless world. *Relays Extra-Terrestrial*.
- Confessore G., Di Gennaro M. & Ricciardelli S. (2001) : A genetic algorithm to design satellite constellations for regional coverage. In *Operations Research Proceedings*, pages 35–41. Springer.
- Crossley W. A. & Williams E. A. (2000) : Simulated annealing and genetic algorithm approaches for discontinuous coverage satellite constellation design. *Engineering Optimization A35*, **32**(3), 353–371.
- Curry D. M. & Dagli C. H. (2014) : Computational complexity measures for many-objective optimization problems. *Procedia Computer Science*, **36**, 185–191.
- Deb K. & Jain H. (2014) : An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point-based nondominated sorting approach, part i : Solving problems with box constraints. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, **18**(4), 577–601.
- Deb K., Pratap A., Agarwal S. & Meyarivan T. (2002) : A fast and elitist multiobjective genetic algorithm : Nsga-ii. *IEEE transactions on evolutionary computation*, **6**(2), 182–197.
- Deb K. & Sundar J. (2006) : Reference point based multi-objective optimization using evolutionary algorithms. In *Proceedings of the 8th annual conference on Genetic and evolutionary computation*, pages 635–642. ACM.
- Devillard A. (2014) : Pourquoi galileo sera plus précis que le système gps américain. *Sciences et Avenir*, **808**.
- Dietrich F. J., Metzen P. & Monte P. (1998) : The globalstar cellular satellite system. *IEEE Transactions on Antennas and propagation*, **46**(6), 935–942.
- Ehrenfreund P., Elsaesser A. & Ricco A. (2013) : Astrobiology research with cubesats ; cubesats : powerful science platforms for space explorations. *Leonardo Times*, *17* (3) 2013.
- Ehrenfreund P., Ricco A., Squires D., Kitts C., Agasid E., Bramall N., Bryson K., Chittenden J., Conley C., Cook A. et al. (2014) : The o/oreos mission—astrobiology in low earth orbit. *Acta Astronautica*, **93**, 501–508.
- Electricity N. (1998) : Electronics training series. *Module 17 - Radio-Frequency Communications Principles*, pages 4–17.
- Ferringer M. P., Clifton R. S. & Thompson T. G. (2006) : Constellation design with parallel multi-objective evolutionary computation. In *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, pages 21–24.
- Ferringer M. P. & Spencer D. B. (2006) : Satellite constellation design tradeoffs using multiple-objective evolutionary computation. *Journal of spacecraft and rockets*, **43**(6), 1404–1411.

-
- Flagg S., Bleier T., Dunson C., Doering J., DeMartini L., Clarke P., Franklin L., Seelbach J., Flagg J., Klenk M. et al. (2004) : Using nanosats as a proof of concept for space science missions : Quakesat as an operational example.
- Frayssinhes E. (1996) : Investigating new satellite constellation geometries with genetic algorithms. In *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Conference*, pages 582–588.
- Garrison J. L., Gardner T. G. & Axelrad P. (1995) : Relative motion in highly elliptical orbits. *Spaceflight mechanics 1995*, pages 1359–1376.
- Guenther M. & Strollo A. (2013) :. Communication systems used in seismology. Technical report.
- Han C., Deng L. & Xu J. (2005) : Improved method of optimal regional coverage constellation. *Aerospace Shanghai*, **22**(1), 11–14.
- Hanson W. A. (2016) : In their own words : Oneweb’s internet constellation as described in their form 312 application. *New Space*, **4**(3), 153–167.
- He Q. & Han C. (2007) : Satellite constellation design with adaptively continuous ant system algorithm. *Chinese Journal of Aeronautics*, **20**(4), 297–303.
- Holland J. H. (1992) : Genetic algorithms. *Scientific american*, **267**(1), 66–72.
- Hooper M. (1999) : Disaster preparedness : An analysis of public safety agency and community preparedness during the northridge earthquake. *International Journal of Public Administration*, **22**(5), 679–710.
- IADC I.-A. S. D. C. C. (2007) : Iadc space debris mitigation guidelines.
- Inaba N., Matsumoto A., Hase H., Kogure S., Sawabe M. & Terada K. (2009) : Design concept of quasi zenith satellite system. *Acta Astronautica*, **65**(7), 1068–1075.
- ISC (2011) :.
- Jennings A. L. & Diniz H. (2015) : Global navigation satellite system design exploration using a multi-objective genetic algorithm. In *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, page 4622.
- Kaigo M. (2013) : New wireless local loops for improving emergency communications systems ? policies on disaster networks for japan after the great east japan earthquake. *Interconnections : Exploring Relationships through Networks and Hyperlinks*.
- Kara O., Brunner M., Birkeland R., Schor D., Yaglioglu B., Smith T. & Hornig A. (2015) : Communication architecture and international policy recommendations enabling the development of global cubesat space networks. In *Proceedings of the 66th International Astronautical Congress, Proceedings of the 66th International Astronautical Congress. International Astronautical Federation*.
- Knapp M., Jensen-Clem R., Seager S., Miller D. & Smith M. W. (2011) : ExoplanetSat Constellation. In *American Astronomical Society Meeting Abstracts #218*, vol. 43 of *Bulletin of the American Astronomical Society*, page 406.01.
-

- Kroll-Smith S. (2001) : *The northridge earthquake : Vulnerability and disaster*. AMER SOCIOLOGICAL ASSOC 1307 NEW YORK AVE NW# 700, WASHINGTON, DC 20005-4712 USA.
- Langley R. B. (1997) : Glonass : review and update. *GPS world*, **8**(7), 46–51.
- Laštovička-Medin G. (2016) : Cubesats as space labs for measurements of ubiquity of biological evolution. In *2016 5th Mediterranean Conference on Embedded Computing (MECO)*, pages 363–368. IEEE.
- Li S., Zhu J. & LI G.-x. (2005) : Optimization of meo regional communication satellite constellation with genetic algorithm. *Journal of System Simulation*, **17**(6), 1366–1470.
- Lin S. (2012) : Ngpm—a nsga-ii program in matlab v1. 4. <http://uk.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/31166-ngpm-ansga-ii-program-in-matlab-v1-4> 0.6 0.7 0.8 0.9, **1**(1.1), 1–2.
- Lücking C. (2011) : A passive high altitude deorbiting strategy. 25 th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA.
- Lüders R. D. (1961) : Satellite networks for continuous zonal coverage. *ARS Journal*, **31**(2), 179–184.
- Lüders R. D. & Ginsberg L. J. (1974) : Continuous zonal coverage : A generalized analysis. *NASA STI/Recon Technical Report N*, **75**, 30218.
- Mao T., Xu Z. & Hou R. (2012) : Efficient constellation design based on improved non-dominated sorting genetic algorithm-ii. *Journal of Computers*, **7**(6), 1337–1344.
- Maral G. & Bousquet M. (2009) : *Satellite communications systems 5th edition*. John Wiley & sons.
- Masumoto Y. (1993) : Global positioning system. US Patent 5,210,540.
- Monte P. A. & Turner A. A. (1992) : Constellation selection for Globalstar - A global mobile communications system. In *AIAA 14th International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit*, pages 1350–1360.
- Montenbruck O., Hauschild A., Steigenberger P., Hugentobler U., Teunissen P. & Nakamura S. (2013) : Initial assessment of the compass/beidou-2 regional navigation satellite system. *GPS solutions*, **17**(2), 211–222.
- Mozo-García Á., Herráiz-Monseco E., Martín-Peiró A. B. & Romay-Merino M. M. (2001) : Galileo constellation design. *GPS Solutions*, **4**(4), 9–15.
- Munakata R. et al. (2009) : Cubesat design specification rev. 12. *The CubeSat Program, California Polytechnic State University*, **1**.
- Murthy K., Alan J., Barry J., Evans B., Miller N., Mullinax R., Noble P., O’Neal B., Sanchez J., Seshagiri N. & et. al (1989) : Vsat user network examples. *IEEE Communications Magazine*, **27**(5).

-
- Nason I., Puig-Suari J. & Twiggs R. (2002) : Development of a family of picosatellite deployers based on the cubesat standard. In *Aerospace Conference Proceedings, 2002. IEEE*, vol. 1, pages 1–457. IEEE.
- Nishiyama H., Kudoh D., Kato N. & Kadowaki N. (2011) : Load balancing and qos provisioning based on congestion prediction for geo/leo hybrid satellite networks. *Proceedings of the IEEE*, **99**(11), 1998–2007.
- Nocquet J.-M. & Calais E. (2004) : Geodetic measurements of crustal deformation in the western mediterranean and europe. *Pure and applied geophysics*, **161**(3), 661–681.
- Ouyed M., Meghraoui M., Cisternas A., Deschamps A., Dorel J., Frechet J., Gaulon R., Hatzfeld D. & Philip H. (1981) : Seismotectonics of the el asnam earthquake. *Nature*.
- Palmade J., Frayssinhes E., Martinot V. & Lansard E. (1998) : The skybridge constellation design. In Ha J., editor, *Mission Design & Implementation of Satellite Constellations*, vol. 1 of *Space Technology Proceedings*, pages 133–140. Springer Netherlands.
- Palo S., O'Connor D., DeVito E., Kohnert R., Schaire S. H., Bundick S., Crum G., Altunc S. & Winkert T. (2014) : Expanding cubesat capabilities with a low cost transceiver.
- Pratt S. R., Raines R. A., Fossa Jr C. E. & Temple M. A. (1999) : An operational and performance overview of the iridium low earth orbit satellite system. *Communications Surveys, IEEE*, **2**(2), 2–10.
- Rider L. (1985) : Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage. *Journal of the Astronautical Sciences*, **33**, 147–161.
- Rider L. (1986) : Analytic design of satellite constellations for zonal earth coverage using inclined circular orbits. *Journal of the Astronautical Sciences*, **34**, 31–64.
- Roberts E., Peter C. & Harkness P. G. (2007) : Drag sail for end-of-life disposal from low earth orbit. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **44**(6), 1195–1203.
- Rossi A., Valsecchi G. & Farinella P. (1999) : Risk of collisions for constellation satellites. *Nature*, **399**(6738), 743–743.
- Russell J. L. (1964) : Kepler's laws of planetary motion : 1609–1666. *The British Journal for the History of Science*, **2**(01), 1–24.
- Selva D. & Krejci D. (2012) : A survey and assessment of the capabilities of cubesats for earth observation. *Acta Astronautica*, **74**, 50–68.
- Shen X., Zhang J. & Yao H. (2015) : A mission-oriented orbit design method of remote sensing satellite for region monitoring mission based on evolutionary algorithm. In *Ninth International Symposium on Multispectral Image Processing and Pattern Recognition (MIPPR2015)*, pages 981104–981104. International Society for Optics and Photonics.
-

- STELA (2013) :. Stela version 2.5.1.
- Swartwout M. (2016) :. Cubesat database. <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/>
[Accessed : 2016-08-30].
- Tubío-Pardavila R., Vigil S. A., Puig-Suari J. & Aguado Agelet F. (2014) : The humsat system : a cubesat-based constellation for in-situ and inexpensive environmental measurements. *AGU Fall Meeting Abstracts*.
- Twiggs R. (2008) :. Origin of cubesat.
- Twiggs R., Malphrus B. & Muylaert J. (2010) : The qb50 program, the first cubesat constellations doing science.
- Udrea B., Nayak M., Allen B., Bourke J., Casariego G., Gosselin S., Hiester E., Maier M., Melchert J., Patel C., Reis L., Smith G., Snow T., Williams S. & Franquiz F. (2015) : Mars Moons Prospector Mission with CubeSats. In *EGU General Assembly Conference Abstracts*, vol. 17 of *EGU General Assembly Conference Abstracts*, page 7881.
- Underwood C., Machin S., Stephens P., Hodgson D., da Silva Curiel A. & Sweeting M. (2005) : Evaluation of the utility of the disaster monitoring constellation in support of earth observation applications. In *Small Satellites for Earth Observation : Selected Proceedings of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics, Berlin, April 4-8 2005*, page 436. Walter de Gruyter.
- USGS (2016) :.
- Walker J. G. (1984) : Satellite constellations. *Journal of the British Interplanetary Society*, **37**, 559–572.
- Wang L., Wang Y., Chen K. & Zhang H. (2008) : Optimization of regional coverage reconnaissance satellite constellation by nsga-ii algorithm. In *Information and Automation, 2008. ICIA 2008. International Conference on*, pages 1111–1116.
- Wang T. (2010) : Analysis of debris from the collision of the cosmos 2251 and the iridium 33 satellites. *Science & Global Security*, **18**(2), 87–118.
- Wei J.-L. & Cen Z.-H. (2006) : Optimization of regional coverage satellite constellations based on ant colony algorithm [j]. *Journal on Communications*, **8**, 012.
- Wertz J. R. (2001) : *Mission geometry : orbit and constellation design and management*. El Segundo, California : Microcosm Press.
- Whittecar W. R. & Ferringer M. P. (2014) : Global coverage constellation design exploration using evolutionary algorithms. In *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, page 4159. AIAA San Diego, CA.

- WU T.-y. & WU S.-q. (2007) : Optimal design of regional coverage common-track satellite constellation via genetic algorithm [j]. *Journal of System Simulation*, **11**, 049.
- Xiao B., Liu Y. & Dai G. (2012) : Improved nsga-ii algorithm and its application in optimization of satellite constellation. *Computer Engineering and Applications*, **48**(10), 47.
- Yang H., Wang A. & Li H. (2012) : Multi-objective optimization for deepwater dynamic umbilical installation analysis. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, **55**(8), 1445–1453.
- Yelles A., Lammali K., Mahsas A., Calais E. & Briole P. (2004) : Coseismic deformation of the may 21st, 2003, mw = 6.8 boumerdes earthquake, algeria, from gps measurements. *Geophysical Research Letters*, **31**(13).
- Yelles-Chaouche A., Allili T., Alili A., Messemen W., Beldjoudi H., Semmane F., Kherroubi A., Djellit H., Larbes Y., Haned S. et al. (2013) : The new algerian digital seismic network (adsn) : Towards an earthquake early-warning system. *Adv. Geosci*, **36**, 31–38.
- Yost B., Hines J., Agasid E., Engelbert D., Ricco A. & Kitts C. (2005) : The genesat-1 test demonstration project : A unique use of smallsats.
- Zandbergen R., Dinwiddy S., Hahn J., Breeuwer E. & Blonski D. (2004) : Galileo orbit selection. In *Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, ION GNSS 2004*, pages 616–623, Long Beach, CA.
- Zaria (2016) :. Soviet, russian and international space flight. <http://www.zarya.info/> [Accessed : 2016-03-23].

Résumé

Ce travail étudie la faisabilité de déployer une constellation de nanosatellites de type Cubesat pour la collecte de données sismologiques en Algérie. Nous-nous sommes intéressés à la problématique de conception et d'optimisation de constellations de satellites dans le cas d'une couverture régionale. La couverture mutuelle est une solution à la contrainte d'absence de liens inter-satellites sur les Cubesats. Le but étant de minimiser le nombre de satellites, minimiser l'altitude minimale et maximiser la durée de visibilité. La méthode analytique Street-of-coverage a d'abord été appliquée au problème de la couverture mutuelle. Puis, nous avons proposé un outil numérique utilisant trois types d'algorithmes génétiques multi-objectifs : Un algorithme génétique basé sur une somme pondérée pour le calcul de la fonction fitness. La deuxième méthode utilise l'algorithme génétique élitiste à tri non dominé (NSGA-II) pour lequel nous avons tenté d'améliorer les résultats avec la version R-NSGA-II qui propose une recherche guidée. Les résultats des quatre méthodes ont été comparés. Les trois algorithmes génétiques ont donné des solutions Pareto plus optimales que la méthode analytique et l'algorithme R-NSGA-II est celui qui permet d'obtenir la constellation la plus optimale.

Mots clés: Collecte de données sismologiques; Cubesat; Conception de constellations de satellites; Algorithmes génétiques multiobjectifs; Somme pondérée; NSGA-II ; R-NSGA-II.

Abstract

The purpose of this work is to study the feasibility of deploying a Cubesat nanosatellites constellation for seismic data acquisition in Algeria. Our interest has been focused on the problematic of satellite constellation optimization in a regional coverage case. The mutual coverage in lack of inter-satellite links is a solution to one of a number of technical challenges encountered with the use of Cubesats. The intent is the conception of a constellation regrouping a minimum number of satellites operating at a minimal altitude with a permanent coverage. We first have made use of an analytical conception method called Street-of-coverage for regional coverage to target the mutual coverage issue. Then, we have proposed a numerical tool, which uses three kind of multi-objective genetic algorithm. In the first algorithm, a fitness function based on a weighted distributed sum is used. The second method applies the Non-dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II) to which we have tried to optimize the results with a guided search in its R-NSGA-II version. The results of the four conception and optimization methods have then been compared. The Pareto solutions obtained with the genetic algorithms are more optimal than the solutions of the analytical method. Of the three genetic algorithms, the R-NSGA-II is the one providing the most optimal constellations.

Keywords: Seismological data collection; Cubesat; Satellite constellation design; Multi objective genetic algorithm; Weighted distribution; NSGA-II; R-NSGA-II.

ملخص

الغرض من هذا العمل هو دراسة الجدوى من نشر كوكبة نانوساتيليت كوسبات للحصول على البيانات الزلزالية في الجزائر. وقد تركز اهتمامنا على إشكالية الأمثل كوكبة أقمار صناعية في حالة التغطية الإقليمية. التغطية المتبادلة في عدم وجود صلات بين الأقمار الصناعية هو أحد الحلول لعدد من التحديات التقنية التي تواجهها مع استخدام الكوسبات. القصد من ذلك هو تجميع أقل عدد من الأقمار الصناعية التي تعمل على أدنى ارتفاع مع تسخير تغطية الدائمة. أولا استخدمنا وسيلة حمل تحليلي تسمى "ستريت أوف كوفراج" للتغطية الإقليمية لاستهداف التغطية المتبادلة. ثم، اقترحنا أداة عديدة تستخدم ثلاثة أنواع من الخوارزمية الجينية متعددة الموضوعية. في الخوارزمية الأولى، تم استخدام وظيفة إختيار ترتكز على مبلغ توزيع المرجح. يطبق الأسلوب الثاني الفرز الغير مسيطر (ن س ج أ - 2) الذي حاولنا تحسين نتائجه مع البحث المرشد (ع - ن س ج أ - 2). ثم جرى مقارنة نتائج الأربعة أساليب التصميم. أمثل الحلول باريتو تم الحصول عليها مع الخوارزميات الجينية التي تبين أنها أكثر مثلى من حلول المنهج التحليلي. من الخوارزميات الوراثة الثلاثة، (ع - ن س ج أ - 2) هو الذي يوفر الكوكبة المثلى.

كلمات البحث: جمع بيانات الزلازل. كوسبات. تصميم كوكبة الأقمار الصناعية. الخوارزمية الجينية متعددة الموضوعية. توزيع مرجح. ن س ج أ - 2. ع - ن س ج أ - 2.

Optimization of small satellite constellation design for continuous mutual regional coverage with multi-objective genetic algorithm

I. Meziane-Tani, G. Métris, G. Lion, A. Deschamps, F. T. Bendimerad & M. Bekhti

To cite this article: I. Meziane-Tani, G. Métris, G. Lion, A. Deschamps, F. T. Bendimerad & M. Bekhti (2016) Optimization of small satellite constellation design for continuous mutual regional coverage with multi-objective genetic algorithm, International Journal of Computational Intelligence Systems, 9:4, 627-637

To link to this article: <http://dx.doi.org/10.1080/18756891.2016.1204112>



Published online: 28 Jun 2016.



Submit your article to this journal [↗](#)



View related articles [↗](#)



View Crossmark data [↗](#)

Optimization of small satellite constellation design for continuous mutual regional coverage with multi-objective genetic algorithm

I. Meziane-Tani^{1 2*}, G. Métris², G. Lion³, A. Deschamps², F. T. Bendimerad¹, M. Bekhti⁴

¹ *Laboratoire de Télécommunications de Tlemcen, Faculty of Technology, University of Tlemcen, BP 230,*

Tlemcen, 13000, Algeria

E-mail: mezianetani.imane@gmail.com

² *Géoazur, Université de Nice Sophia Antipolis, CNRS (UMR 7329), Observatoire de la Côte d'Azur, 250 rue Albert Einstein,*

Sophia Antipolis, 06560, France

³ *LNE-SYRTE, Observatoire de Paris, CNRS (UMR8630),*

61 Avenue de l'Observatoire,

Paris, 75014, France

⁴ *Algerian Space Agency (ASAL), Centre of Satellite Development,*

POS 50 ILOT T12 Bir El Djir,

Oran, 31000, Algeria

Received 22 March 2015

Accepted 6 March 2016

Abstract

This paper describes the application of an evolutionary optimization method to design satellite constellation for continuous regional coverage without intersatellite links. This configuration, called mutual coverage, is related to some technical limitations that exist on small satellite technology. The coverage of the north Algerian seismological network is taken as an example of application. A Multi Objective Genetic Algorithm (MOGA) is used to make a trade-off between the improvement of the coverage rate, the minimization of the total number of satellites and the reduction of the satellites' altitude. First, some experiments have been performed to find the weight distribution of the fitness function that shows the most significant improvement of the average fitness function. Then, some optimized constellation designs are given for different ranges of altitude and it is shown that the size of the MOGA constellation design is significantly reduced compared to the traditional geometrical design.

Keywords: Multi Objective Genetic Algorithm; Constellation Design; Regional Coverage; Mutual Coverage; Small Satellite Constellation

1. Introduction

Designing a constellation of satellites for a given space mission is a complex multi-parametric opti-

mization process. The aim is to find a constellation with a minimum number of satellites, in order to reduce the system's cost and complexity. Besides the number of satellites, the designer has to

* E-mail: mezianetani.imane@gmail.com. Tel.: (+213) 43 28 56 89; fax: (+213) 43 28 56 85

define the configuration of the constellation by specifying the trajectory of each satellite defined by six initial Keplerian orbital elements: semi-major axis a , eccentricity e , inclination i , longitude of the ascending node Ω , argument of perigee ω and mean anomaly M (See e.g.¹).

In order to simplify the design process and to reduce the launch cost and scheduling, symmetrical constellations have been introduced (See²). According to the type of coverage, some models exist based on geometrical approximations. For instance, the *Delta patterns* constellations proposed by Ballard³ and Walker⁴ are the most popular for single global coverage using circular orbits; while the *Street-of-coverage* geometry introduced by Lüders in 1961⁵ is used for single and redundant regional coverage by Rider^{6,7}. However, some missions requiring specific coverage constraints need to be resolved by means of optimization methods⁸.

Evolutionary algorithms like simulated annealing⁹, Ant colony¹⁰ and Genetic Algorithms (GA)¹¹ have been used to propose new satellite constellation geometries and to help for the optimization of existing constellation designs. Most of the applications have studied the global coverage general case. We can cite Ferringer, et al.¹² and Whitticar, et al.¹³.

For a regional coverage problem, which is our object of study, Genetic Algorithms have been mostly employed compared to other methods. In 2001, Confessor, et al.¹⁴ proposed a genetic algorithm to design an elliptical orbit constellation for regional coverage and bands coverage in high latitude regions. The regional coverage has been also deeply explored in the region of China by Wang, et al.¹⁵, Mao, et al.¹⁶ and Xiao, et al.¹⁷ to design constellations increasingly optimal for different mission objectives (communication, navigation, etc.).

In this work, we introduce the design optimization process of constellations of small satellites for regional coverage without intersatellite links (ISLs). As an example, we propose the application of regional data collection. In traditional communication satellite networks, when the data center is not visible from the satellite forwarding the data, the latter is routed via other intermediate satellites by means of intersatellite links until it reaches the data center.

Small satellites and especially the CubeSats¹⁸ used in this study present some technical limitations. One of them supposes that it is difficult to control ISL because of the low accuracy of the attitude control subsystem¹⁹. Therefore, in order to maintain a continuous coverage of the ground stations and the data center, we consider that the satellites must insure continuously a mutual coverage of all the ground stations and the data center supposed to be within the same area.

For this purpose, this paper is organized as follows: first, the concept of mutual coverage is described in Section 2. Due to the fact that the existing geometrical models do not solve the mutual coverage design problem and most of them treat the instantaneous coverage of a single point on Earth, Section 3 is intended to describe the implementation of a genetic algorithm to design a constellation of satellites dedicated to provide a mutual coverage of a given region. Because we shall take into account many objectives (visibility, number of satellites, orbital altitude) in the fitness function, we are using a multi objective genetic algorithm, called MOGA (for more details, see e.g.^{20, 21}).

Section 4 presents an example of application and describes the design of the area considered for the mutual regional coverage, which is the north Algerian seismological network, as well as the selected GA parameters. Finally, the results are presented and discussed in Section 5 where some optimal constellation designs are computed with the help of the GA. The results obtained are compared with the traditional geometrical approach used in single point coverage.

2. Constellation geometry for regional coverage

2.1. Continuous coverage

The main objective in permanent data collection is to maintain a continuous coverage of the region of interest. Because of the reduced time of visibility due to the Earth's rotation, a constellation organized into $P > 1$ orbital planes, each containing s satellites, is needed in Low Earth Orbits (LEO). For illustration, Figure 1 shows a 3D view of a constellation of

inclined LEO satellites with 9 orbital planes, each containing 4 satellites.

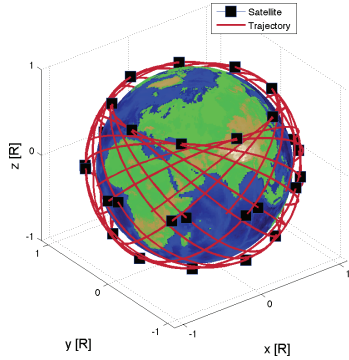


Fig. 1. 3D view of a LEO satellite constellation ($P = 9, s = 4$). Filled squares: the positions of the satellites. R : the Earth’s mean radius.

Near-circular orbits ($e \simeq 0$) are more suitable for communication satellites because the satellite is at a nearly constant altitude resulting in a constant strength signal to communicate. The P orbital planes are chosen with the same inclination angle and regularly distributed in longitude of the ascending node Ω . In what follows, the altitude parameter h is used instead of the semi-major axis a , with $a = R + h$ and $R \simeq 6371$ km the Earth’s mean radius. h is considered to be constant for all the satellites. When considering all these simplifications, Figure 2 illustrates the geometrical coverage configuration of a single point on Earth by a satellite orbiting at an altitude h of a circular orbit.

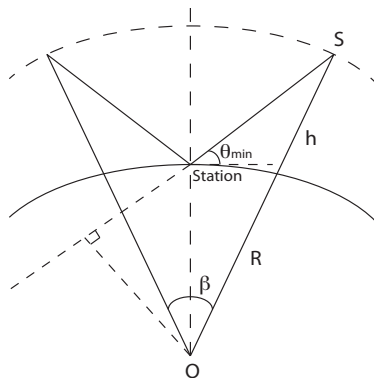


Fig. 2. Coverage geometry of a satellite with a conical field-of-view.

For a constellation covering permanently this point, the number of orbital planes, P , and the number of satellites per orbital plane, s , can be deduced by the expressions,

$$P_{min} = \left\lceil \frac{2\pi}{\beta} \right\rceil \quad (1a)$$

$$s_{min} = \left\lceil \frac{\pi}{\beta} \right\rceil \quad (1b)$$

The symbol $\lceil \cdot \rceil$ denotes the ceiling function and β , the Earth’s central angle of visibility viewed from its center, is defined by

$$\beta = 2 \arccos \left(\frac{R}{R+h} \cos(\theta_{min}) \right) - \theta_{min} \quad (2)$$

with θ_{min} the minimum elevation angle. From ², it is supposed that the minimum elevation angle θ_{min} must be typically equal to 5° for satellite-station communications.

2.2. Mutual coverage

Intersatellite links are two way communication paths between satellites. They are used to increase the temporal resolution of LEO satellites. However, in order to maintain the communication between two satellites, a high accuracy of the satellite attitude control is required, and because of the relative motion between the satellites, the use of an antenna steering mechanism is unavoidable. All these requirements will make ISL difficult to perform on a simply designed CubeSat as it is supposed here. Thus, we consider that no ISLs are available, meaning that a mutual coverage has to be maintained between all the transmitting stations and the data center.

A satellite mutual coverage of two different Earth stations means that at instant t , a satellite has to be visible from both stations (in our case a transmitting station and the data center DC) as illustrated in Figure 3.

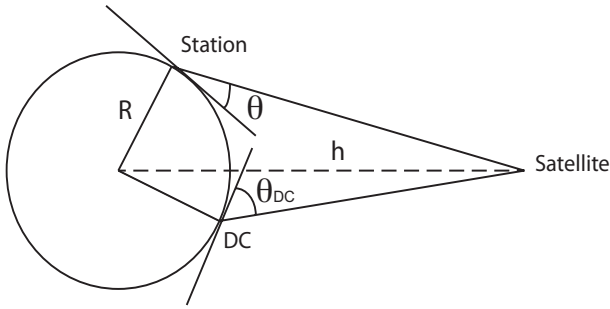


Fig. 3. Mutual coverage of two ground stations from a satellite point of view.

The coverage function from the i -th satellite to the j -th station and the data center (DC) at the instant t is defined by

$$c_{i,j,DC}(t) = \begin{cases} 1 & \text{if } \theta_{i,j}(t) \geq \theta_{min} \text{ and } \theta_{i,DC}(t) \geq \theta_{min} \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (3)$$

where $\theta_{i,j}(t)$ and $\theta_{i,DC}(t)$ are the elevation angles of the i -th satellite from the j -th station and the data center DC, respectively. We suppose that a constellation with N satellites is visible if at least one satellite is visible. Then, the coverage of the constellation from station j and the DC at an instant t is defined as

$$C_{j,DC}(t) = \max_{1 \leq i \leq N} c_{i,j,DC}(t) \quad (4)$$

3. Constellation design using Genetic Algorithm

Genetic algorithms (GA) proved their effectiveness as an optimization method for nonlinear multi-parametric problems²². Starting with a random initial population of solutions, a GA selects individuals with good chances of reproduction (best fitness function) and reproduces the new generation of individuals using operations such as crossover and mutation. The process is repeated several times until it runs a certain number of generations or until a solution considered as optimum is reached.

The parameters of an individual to be optimized are represented by a structure called *chromosome* and a binary coding is adopted here.

For satellite constellation design each chromosome

represents a constellation model and the parameters to be optimized are the constellation parameters P and s , the altitude h and the inclination angle i . For the other orbital parameters, according to the simplifications supposed before, the orbital eccentricity $e = 0$ and the argument of perigee $\omega = 0$. Ω and M are uniformly distributed for all the constellation.

The aim of our optimization is to design a constellation which offers a continuous mutual coverage of a region by reducing the constellation size (and consequently the system cost) and the orbital altitude of the satellites. To reduce the CubeSat's altitude is interesting in order to find easily launch opportunities and also to respect the lifetime restriction law. This point will be discussed later with more details.

A Multi Objective Genetic Algorithm (MOGA) is then implemented to find a trade-off between the following three objectives:

- (i) Maximize the visibility rate, Rv ;
- (ii) Minimize the total number of satellites, N ;
- (iii) Reduce the altitude, h .

3.1. Fitness evaluation

Every individual (constellation) is assigned a value called *fitness* which is used to select the elected individuals for reproduction. The fitness function takes into account the visibility rate, the total number of satellites N and the altitude h . We apply a traditional weighted multi objective function²³. Thus, the fitness function of a constellation i can be expressed as:

$$f_i = w_{Rv} \times Rv_i + w_N \times \frac{N_{min}}{N_i} + w_h \times \frac{h_{min}}{h_i} \quad (5)$$

where w_{Rv} , w_N and w_h are the weights associated with the importance of each objective function and $w_{Rv} + w_N + w_h = 1$. N_i and h_i are the size and the altitude of the constellation i . To normalize and increase the fitness function, N_{min} and h_{min} are the minimum values of N and h in the search range. Rv_i is the visibility rate of a constellation i . It is defined by the mean of the visibility rates of the m stations we would like to cover mutually with respect to the data center:

$$Rv_i = \frac{\sum_{j=1}^m R_j}{m} \quad (6)$$

where, R_j , the visibility rate of a station j during a period T is given by:

$$R_j = \frac{DV_{j,DC}}{T} \quad (7)$$

and $DV_{j,DC}$ is the mutual visibility duration of a constellation from station j and the data center during period T . It is deduced from equation (4) and is given by:

$$DV_{j,DC} = \int_{t_0}^{t_0+T} C_{j,DC}(t) dt \quad (8)$$

3.2. Selection

The individuals are selected according to their probability of reproduction. Among the different selection methods that exist²⁴, we decided to use a random selection that simulates a roulette wheel with fields of different sizes. Each individual is associated to a field. The size of the field is proportional to its fitness (higher fitness: bigger fields; lower fitness: smaller fields).

In a population of size N_p , the probability of selection of an individual with index i is

$$P(i) = \frac{f_i}{S} \quad (9)$$

where $S = \sum_{j=1}^{N_p} f_j$. Then, the i -th individual is selected if it satisfies the condition

$$\sum_{j=1}^i f_j > r \quad (10)$$

with r a random number between 0 and S .

This selection process is then repeated until the number of selected individuals equals the population size.

3.3. Reproduction

To create new offspring from the selected parents, two main operations are usually used.

- (i) Crossover: New offspring which share the parents' genetic inheritance (genes) are generated with probability P_c . (usually $0.1 \leq P_c \leq 0.9$);

- (ii) Mutation: This allows for diversity in the population by generating new types of genes in the chromosomes. This operation is less frequent than crossover and occurs on a chromosome's bits with a probability $P_m \leq 0.05$.

4. Satellite constellation simulation results

4.1. Coverage parameters

As an example of regional data collection application, we consider the Algerian seismological network deployed in the northern part of the country. This area is located between latitudes 33°N and 37°N and longitudes -2°E and 8°E , and the data center (DC) is situated at $(36.7^\circ\text{N}; 3.02^\circ\text{E})$.

In order to simplify the coverage geometry, the area to be covered is represented by the dashed polygon covering the whole ground network as it is illustrated in Figure 4. Table 1 contains the geographical coordinates of the 5 positions (A, B, C, D, E) surrounding this area and the position of the DC.

We suppose that, at an instant t , each couple of points [DC-A, DC-B, DC-C, DC-D, DC-E] is covered by at least one satellite. In addition, if a satellite simultaneously covers the DC and one of the points, then all the stations located within this axis are also visible by this satellite.

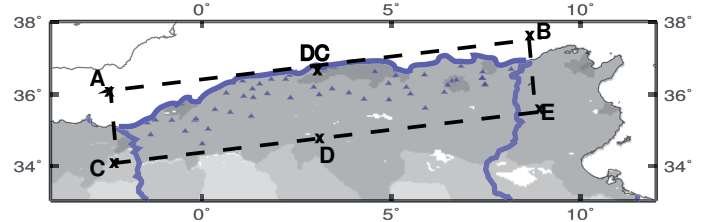


Fig. 4. Geographical delimitation of the coverage of the north Algerian seismological network.

Table 1. Positions of the terrestrial limits (A, B, C, D, E) of the area to be covered as well as the data center DC.

	Latitude(°)	Longitude(°)
DC	36.7	3.02
A	36.32	-2.51
B	37.43	8.52
C	33.67	-2.10
D	34.22	3.41
E	34.78	8.93

4.2. Genetic algorithm parameters

Since we consider only symmetrical constellations, inclined near-circular orbit constellations are designed in this study. Four parameters are to be optimized: the number of orbital planes P , the number of satellites by orbital plane s ($P \times s = N$), the orbit altitude h and the inclination angle i . In order to avoid the radiation emitted by the Van Allen belt which may affect the CubeSat components, the satellites are in general launched at altitudes below 1000 km. Furthermore, in order to reduce the atmospheric drag and thus increase the mission lifetime, we put the minimum altitude at 500 km. The orbit inclination angle is usually chosen close to the maximum latitude of the area to be covered which is bounded by the limits presented in Table 1. Hence, the constraints on the altitude h and inclination angle i are

$$500 \text{ km} \leq h \leq 1000 \text{ km}, \quad 37^\circ \leq i \leq 50^\circ$$

and the selected parameters of the GA are

$$N_{\text{Population}} = 30, \quad N_{\text{Generation}} = 200, \\ P_C = 0.5, \quad P_m = 0.01.$$

$P_m = 0.01$ is a typical value. $P_C = 0.5$ has been chosen because when compared with $P_C = 0.9$ (the value of P_C in Non-dominated Sorting Genetic Algorithm, NSGA-II²⁵) it shows a better evolution of the average fitness function, which is an evaluation parameter that we are discussing in Section 5. The values of $N_{\text{Population}}$ and $N_{\text{Generation}}$ are sufficient for the evaluation below.

The fitness function, defined previously in equation (5), uses the mean value of visibility rate of the mutual coverage between the data center and the positions (A, B, C, D, E). To do that, we have implemented a near-circular orbit propagation simulator using the software Matlab. The effect of the Earth's dynamical flattening linked to the Stokes coefficients J_2 is the main perturbation. Our software evaluates the visibility time of the satellites of the constellation from each couple of ground stations

during a period $T = 24$ hours.

Also, the time sampling is chosen to be 30 seconds. Besides the fact that this choice will reduce the calculation time of our algorithm, it is considered that the occurrence of 30 seconds gaps in the data transmission is not critical in the case of seismological monitoring process. A constellation is considered best when its fitness function is higher than the fitness of the other constellations in the population. To fit perfectly with the continuous mutual coverage objective, the selected constellation must have 100% of visibility rate.

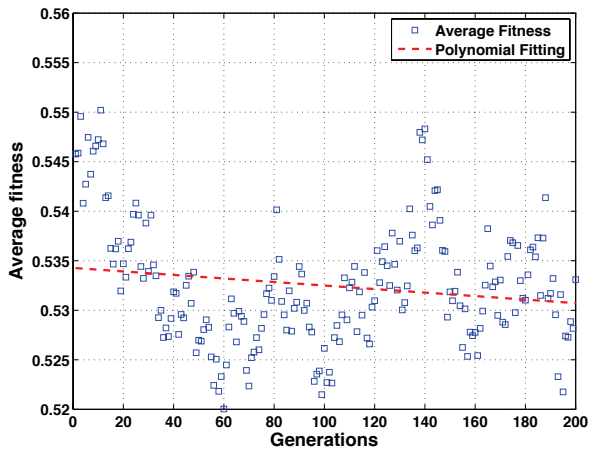
5. Results and Discussion

5.1. Weights distribution of the fitness function

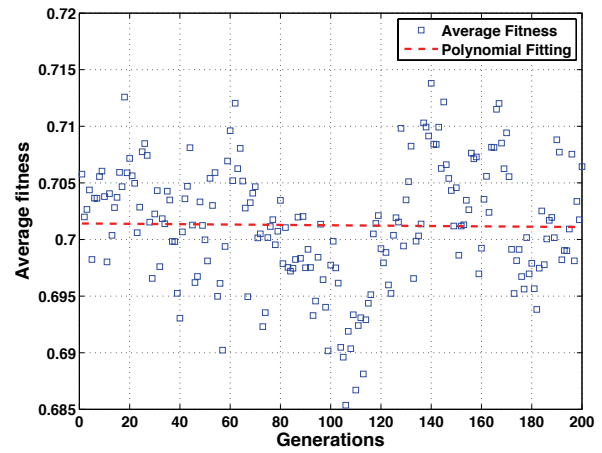
One of the most important choices that affects the GA evolution is the fitness function. The average fitness function (AFF) has to be improved during the optimization process. In Figure 5, we have tested different weight distributions, defined in (5), to maximize the AFF with respect to the number of generations. One way to do that is to choose a weight distribution leading to a good evolution of the GA. According to the importance of each objective function, we have considered that the weight associated to the maximization of the visibility rate, w_{Rv} , is always greater than w_N and w_h : the weights for the minimization of N , and h , respectively. To normalize the fitness function, we have put $N_{\text{min}} = 12$ and $h_{\text{min}} = 500$ km.

We can see in Figures 5a, 5b and 5c that the AFF trend decreases for $w_{Rv} \leq 0.6$. However, an improvement is observed when w_{Rv} is much greater than w_N and w_h for $w_{Rv} \geq 0.7$. This improvement is especially more significant for the weight distribution ($w_{Rv} = 0.9$, $w_N = 0.05$, $w_h = 0.05$) (Figure 5f). For that reason, we shall use this weight distribution in what follows.

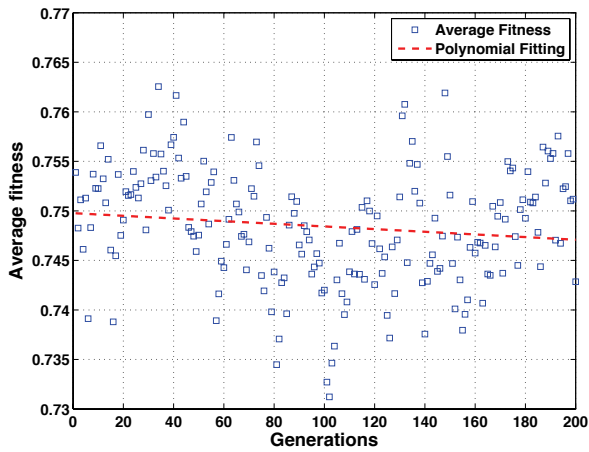
Figure 6 shows the set of solutions with $Rv = 100\%$ where the number of satellites N is plotted versus the altitude h .



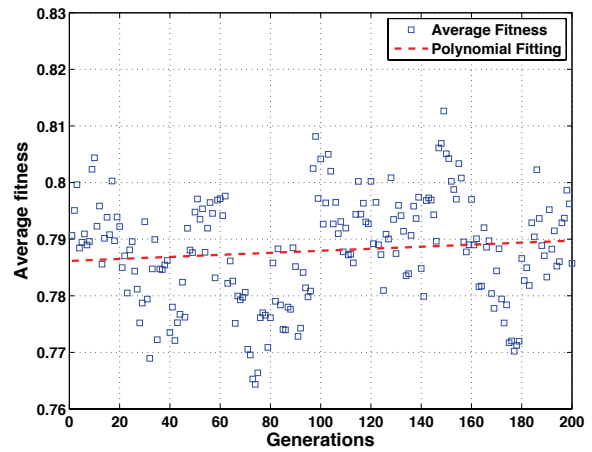
(a) $w_{RV} = 0.4, w_N = 0.4, w_h = 0.2$.



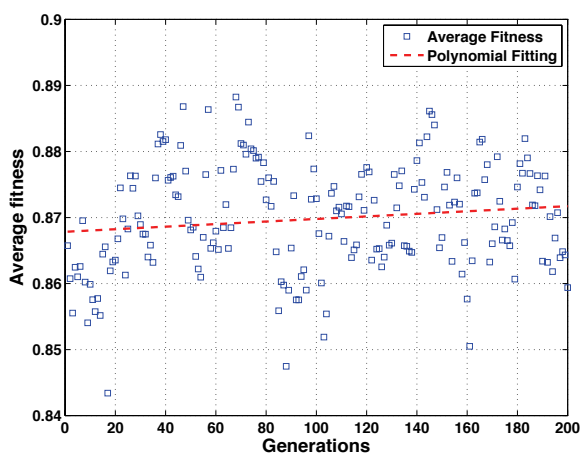
(b) $w_{RV} = 0.5, w_N = 0.3, w_h = 0.2$.



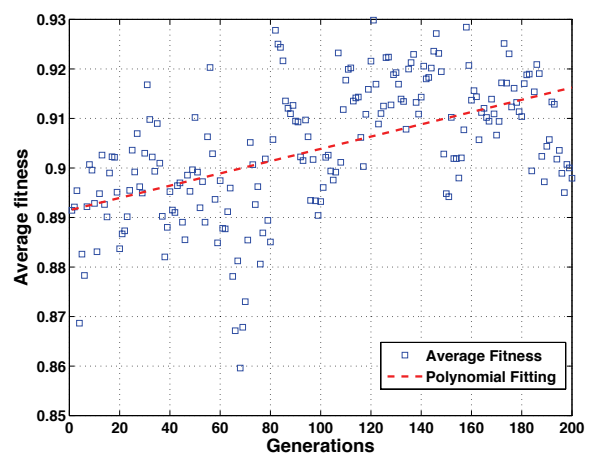
(c) $w_{RV} = 0.6, w_N = 0.25, w_h = 0.15$.



(d) $w_{RV} = 0.7, w_N = 0.2, w_h = 0.1$.



(e) $w_{RV} = 0.8, w_N = 0.1, w_h = 0.1$.



(f) $w_{RV} = 0.9, w_N = 0.05, w_h = 0.05$.

Fig. 5. Evolution of the AFF during 200 generations for different weight distributions.

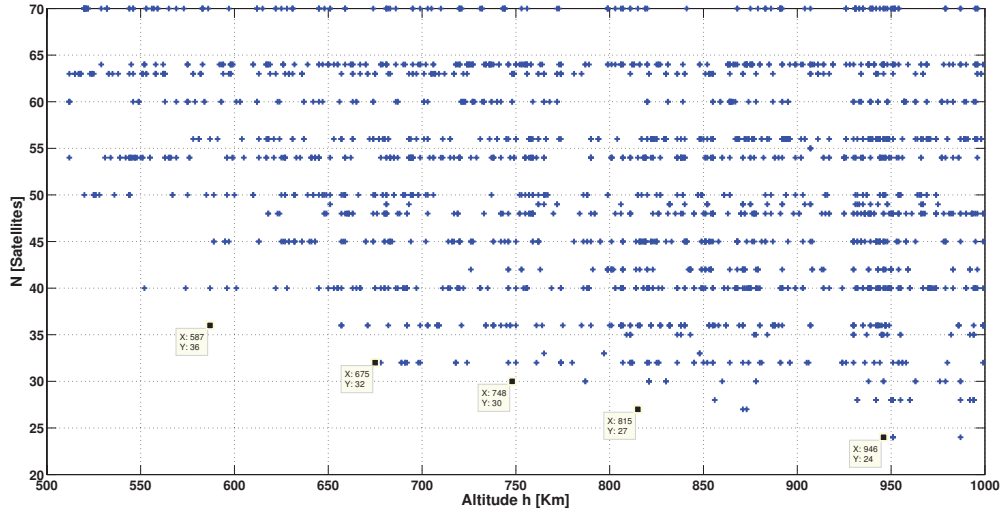


Fig. 6. N versus h of constellations with 100% of visibility rate. The black squares with labels show the solutions with the minimum N and the minimum h in each interval of altitudes.

Since we are interested in constellations with the minimum N and the lowest altitude h , we splitted the interval of altitudes (500-1000 km) into 5 subinter-

vals. The minimum N we obtained for each interval and the corresponding altitude are given in Table 2.

Table 2. Minimum N and h for each interval of altitudes.

h interval [km]	[500-600]	[600-700]	[700-800]	[800-900]	[900-1000]
Minimum N	36	32	30	27	24
Minimum h [km]	587	675	748	815	946

5.2. Optimization

In a practical case, when designing a constellation of satellites we are faced with certain constraints. Some of them are related to the budget that mainly limits the maximum number of satellites, N , and others are related to the selected launcher and orbits to be reached (particularly h and i). For that reason, we suppose that the maximum number of satellites and the maximum altitude are fixed. There is no constraint on the inclination angle since it has not been taken into account in the optimization objectives.

The aim of this step is to improve the results obtained in Table 2. The MOGA is used to find and design an optimum constellation by taking into account these constraints:

- $Rv = 100\%$;
- Constellation size $N \leq N_{max}$;
- Altitude of the satellites orbit $h \leq h_{max}$.

This approach is repeated for the other conditions in Table 2 and the results are summarized in Table 3.

Table 3. Local optimum satellite constellations with two requirements: N_{max} and h_{max} .

Expected solution		Solution found					Geometrical design	
N_{max}	h_{max} [km]	N	h [km]	P	i [deg]	Number of Generations	N	P
36	587	36	584	9	42	7	60	10
32	675	30	672	10	48	46	54	9
30	748	30	705	10	49	24	45	9
27	815	27	812	9	50	13	40	8
24	946	24	928	8	48	12	40	8

The first part of Table 3, "Expected solution", contains N_{max} and h_{max} . In our case, because we know in advance the expected solution, this one is used as a stop condition of the GA. Thus, we have chosen the expected solutions (N_{max} , h_{max}) from the results obtained in the first part of the optimization. Thus we know in advance that these solutions exist. However in a practical case, we have a couple of conditions (N_{max} , h_{max}) and we try to verify if an optimal solution can be found with the MOGA. If so, the constellation parameters (N , P , h , i) are given by the algorithm. Otherwise we conclude that no solution has been found after a certain number of generations.

The second part of Table 3, "Solution found", presents the results of the optimization process and gives the parameters of the designed constellation (N , h , P , i) as well as the number of generations spent to find this solution. We notice that, in all the simulations, the altitude h has been slightly reduced which probably means that the results obtained from the first part of the study was near to the optimum and that $N_{Generation} = 200$ was enough to carry out the optimization. Also, we notice that for the solution of the second simulation (second line of the Table 3), N has been reduced from 32 to 30 satellites. For the other cases, the optimization gives the same results, which means again that the results presented in Table 2 are effective.

The last part of Table 3, "Geometrical design", serves to compare the optimized constellation parameters with the constellation that would be designed with a simple geometrical approach presented in Section 2.1 for continuous coverage design. We notice that the constellation size N is sig-

nificantly optimized using the GA compared to a traditional geometrical approach. Indeed, for an altitude equal to 584 km, the minimum N found with the GA optimization is 36 satellites while it is 60 with a geometrical design. The gain of N is about 40%. This difference is due to the approximations supposed in the geometrical configuration (represented in Figure 2) such as the spherical aspect of the Earth (the Earth's radius R is considered constant at every point on Earth). However, the effect of the Earth's dynamical flattening, J_2 , has been considered in the orbital simulation used by the GA optimization.

5.3. Satellite orbital lifetime

For continuous mutual coverage of the north Algerian seismological network, the minimum constellation designed using our MOGA corresponds to the last line of Table 3: $N = 24$, $h = 928$ km, $P = 8$ and $i = 48^\circ$. However, satellites launched at these altitudes have an orbital lifetime greater than what is allowed by the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC)²⁶. Indeed, for LEO satellites the orbital lifetime is limited to 25 years. Otherwise, the satellite must contain a deorbiting device²⁷ which forces its re-entry. The use of such a system will increase the system cost and complexity. For that reason it is more suitable to opt for a solution without deorbiting system by choosing an appropriate orbital altitude.

The orbital lifetime of a CubeSat, with and without an on-board deorbiting device, is illustrated in Appendix A.1 for altitudes below 1000 km. For altitudes up to 667 km, we can see that the orbital lifetime of a satellite without a deorbiting device is 25

years. Then, the optimum solution corresponding to this altitude is the constellation for which $N = 36$ satellites, $P = 9$, $i = 42^\circ$, $h = 584$ km.

6. Conclusions

In this paper we have presented some numerical results for designing a small satellite constellation using MOGA, intended to insure a continuous mutual coverage of the north Algerian seismological network by reducing, precisely, the constellation size and the orbital altitude. Effects of the weight distribution of the fitness function have been studied and it appears that ($w_{Rv} = 0.9$; $w_N = 0.05$; $w_h = 0.05$) is a good choice. Afterward, the algorithm has been used to design a set of constellations in a range of altitudes from 500 to 1000 km and according to some supposed project requirements: maximum total number of satellites and maximum altitude, and by taking into account the LEO orbital lifetime law, we can propose two solutions:

- Simple CubeSat: $N = 36$, $P = 9$, $i = 42^\circ$ and $h = 584$ km;
- CubeSat with deorbiting device: $N = 24$, $P = 8$, $i = 48^\circ$ and $h = 928$ km.

These first results are satisfying compared to a traditional geometrical design (60 satellites with geometrical design and 36 with the MOGA for $h = 584$ km and $i = 42^\circ$). However, further studies should be done to compare and improve these results. Testing other kinds of MOGA such as Randomly Assigned Weighted Aggregation (RAWA) or Non-dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II²⁵) seems to be more pertinent than studying extensively the effects of other GA parameters (population size, generation size, crossover and mutation probability, etc.).

Acknowledgments

The authors are grateful to Averroes - Erasmus Mundus 2012, a Euro-Maghrebian exchange program for financially supporting this study which has been partially conducted in the laboratory Géoazur of the University of Nice Sophia-Antipolis, France.

References

1. M. Capderou. *Satellites: Orbits and Missions*. Springer, 2005.
2. J R Wertz. *Mission geometry : orbit and constellation design and management*. El Segundo, California: Microcosm Press, 2001.
3. A. H. Ballard. Rosette constellations of earth satellites. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, AES-16(5):656–673, 1980.
4. J. G. Walker. Satellite constellations. *Journal of the British Interplanetary Society*, 37:559–572, December 1984.
5. R. D. Lüders. Satellite networks for continuous zonal coverage. *ARS Journal*, 31(2):179–184, 2013/11/20 1961.
6. L. Rider. Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage. *Journal of the Astronautical Sciences*, 33:147–161, June 1985.
7. L. Rider. Analytic design of satellite constellations for zonal earth coverage using inclined circular orbits. *Journal of the Astronautical Sciences*, 34:31–64, mar 1986.
8. E. Grandchamp and V. Charvillat. Metaheuristics to design satellite constellation. In *Metaheuristics International Conference*, pages 505–510. Citeseer, 2001.
9. W. A. Crossley and E. A. Williams. Simulated annealing and genetic algorithm approaches for discontinuous coverage satellite constellation design. *Engineering Optimization A35*, 32(3):353–371, 2000.
10. Q. He and Ch. Han. Satellite constellation design with adaptively continuous ant system algorithm. *Chinese Journal of Aeronautics*, 20(4):297–303, 2007.
11. E. Frayssinhes. Investigating new satellite constellation geometries with genetic algorithms. In *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Conference*, pages 582–588, 1996.
12. Matthew P. Feringer and David B. Spencer. Satellite constellation design tradeoffs using multiple-objective evolutionary computation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 43:1404–1411, 2006.
13. W. R. Whittecar and M. P. Feringer. *Global Coverage Constellation Design Exploration Using Evolutionary Algorithms*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.
14. G. Confessore, M. Di Gennaro, and S. Ricciardelli. A genetic algorithm to design satellite constellations for regional coverage. In *Operations Research Proceedings*, pages 35–41. Springer, 2001.
15. L. Wang, Y. Wang, K. Chen, and H. Zhang. Optimization of regional coverage reconnaissance satellite constellation by nsga-ii algorithm. In *Information and Automation, 2008. ICIA 2008. International Conference on*, pages 1111–1116, June 2008.

16. T. Mao, Z. Xu, and R. Hou. Efficient constellation design based on improved non-dominated sorting genetic algorithm-ii. *Journal of Computers*, 7(6):1337–1344, 2012.
17. B. Xiao, Y. Liu, and G. Dai. Improved nsga-ii algorithm and its application in optimization of satellite constellation. *Computer Engineering and Applications*, 48(10):47, 2012.
18. R. Munakata et al. Cubesat design specification rev. 12. *The CubeSat Program, California Polytechnic State University*, 1, 2009.
19. J. Bouwmeester and J. Guo. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. *Acta Astronautica*, 67(7):854–862, 2010.
20. Abdullah Konak, David W Coit, and Alice E Smith. Multi-objective optimization using genetic algorithms: A tutorial. *Reliability Engineering & System Safety*, 91(9):992–1007, 2006.
21. Tadahiko Murata, Hisao Ishibuchi, and Hideo Tanaka. Multi-objective genetic algorithm and its applications to flowshop scheduling. *Computers & Industrial Engineering*, 30(4):957–968, 1996.
22. D. E. Goldberg. *Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning*. Number 2. Addison-Wesley, Reading, MA, 1989.
23. T. Murata and H. Ishibuchi. Moga: multi-objective genetic algorithms. In *Evolutionary Computation, 1995., IEEE International Conference on*, volume 1, pages 289–, Nov 1995.
24. D. E. Goldberg and K. Deb. A comparative analysis of selection schemes used in genetic algorithms. *Urbana*, 51:61801–2996, 1991.
25. Kalyanmoy Deb, Amrit Pratap, Sameer Agarwal, and TAMT Meyarivan. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: Nsga-ii. *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, 6(2):182–197, 2002.
26. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee IADC. Iadc space debris mitigation guidelines. 2007. URL: <http://www.iadc-online.org> [Last seen 2014-11-01].
27. E. Roberts, C. Peter, and Patrick G. Harkness. Drag sail for end-of-life disposal from low earth orbit. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(6):1195–1203, 2014/04/13 2007.
28. STELA. Stela version 2.5.1, 2013. URL: <http://logiciels.cnes.fr/STELA/en/logiciel.htm> [Last seen 2014-11-01].
29. C. Lücking. A passive high altitude deorbiting strategy. 25 th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 2011.

Appendix A

A.1. Satellite lifetime estimation

The Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) ²⁶ limits the LEO satellites lifetime to 25 years. Numerical simulations have been performed using the software STELA ²⁸ to estimate the orbital end-of-life of a CubeSat ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$, 1 kg) to be launched in the range of altitudes (500 – 1000 km) and with an orbit inclination angle equal to 41° . Figure A.1 shows the orbital lifetime of the selected CubeSat without and with a deorbiting device (marked with *). The deorbiting device used is a passive drag sail ^{27,29} with the dimensions presented in Table A.1. It is supposed to be deployed after the mission lifetime in order to reduce the orbital lifetime when this one exceeds 25 years.

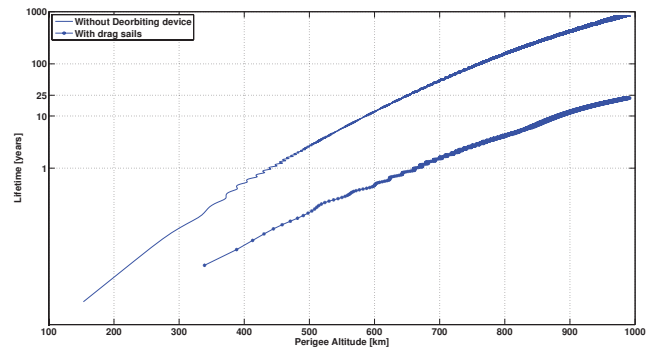


Fig. A.1. CubeSat orbital lifetime (*) without a deorbiting device and (-) with a deorbiting device, example: drag sails.

Table A.1 summarizes the parameters used in the estimation of the orbital lifetime of a 1U CubeSat.

Table A.1. Lifetime estimation parameters

	Parameter	Value
Satellite	Mass	1 kg
	Reflecting coefficient	1.5
	Reflecting area	1.01 dm^2
	Drag area	1.01 dm^2
Drag sails	Drag area	25 dm^2
	Atmospheric drag	Quadrature points 33 Recompute every 2 steps
Solar radiation pressure	Quadrature points	11
Simulation	Re-entry altitude	120 km
	Integrator step	24 hours