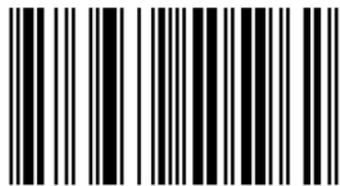


Les communications par satellite qui nous permettent de communiquer à travers le monde ont été développées depuis les années 1960. Aujourd'hui, il est difficile de passer une journée sans l'aide des communications par satellite. Grâce à leurs avantages qui pourraient se résumer par la formule suivante : « Plus rapides, plus petits, meilleurs et moins chers », les nanosatellites sont récemment devenus un sujet de recherche très intéressant dans de nombreux pays développés. Ce mémoire traitera beaucoup d'aspects liés aux nanosatellites, à travers trois parties principales : une partie bibliographique, une partie théorique, et une partie réalisation et simulation. Les points les plus saillants et significatifs dans ce mémoire sont l'étude de la mécanique orbitale des nanosatellites, la détermination de constellations optimales, et le calcul des bilans de liaison pour différents types d'orbite, dont LEO (Low Earth Orbit), VEO (Very Low Earth Orbit) et MEO (Medium Earth Orbit).

J'ai deux diplômes de master: master de recherche parcours RT (Réseaux et Télécoms) à l'INPT/ENSEEIH en France, et master professionnelle CAMSI (l'architecture des systèmes embarqués) à l'université Toulouse III - Paul Sabatier en France. À présent, je travail comme un enseignant à l'Institut de Technologie de Kirirom (KIT), au Cambodge.



978-3-639-50596-2



Vicheka Phor

# Nanosatellite: état de l'art, éléments de conception et simulations

INSTITUT NATIONAL POLYTECHNIQUE DE TOULOUSE

**Master Informatique et Télécommunications  
Parcours Réseaux & Télécoms  
2010-2011**

Année : 2011

Nom du Laboratoire : Télécommunications Spatiales et Aéronautiques (TéSA)

Directeur : M. Francis CASTANIÉ

**Nanosatellite : état de l'art, éléments de conception et simulations**

Auteur : M. Vicheka PHOR

Directeur de Recherche :

Nom du Projet :

Responsable du stage : M. Ponia PECH

Dirigé par : M. Christian FRABOUL

Résumé : Les communications par satellite qui nous permettent de communiquer à travers le monde ont été développées depuis les années 1960. Aujourd'hui, il est difficile de passer une journée sans l'aide des communications par satellite. Grâce à leurs avantages qui pourraient se résumer par la formule suivante : « Plus rapides, plus petits, meilleurs et moins chers », les nanosatellites sont récemment devenus un sujet de recherche très intéressant dans de nombreux pays développés. Ce mémoire traitera beaucoup d'aspects liés aux nanosatellites, à travers trois parties principales : une partie bibliographique, une partie théorique, et une partie réalisation et simulation. Les points les plus saillants et significatifs dans ce mémoire sont l'étude de la mécanique orbitale des nanosatellites, la détermination de constellations optimales, et le calcul des bilans de liaison pour différents types d'orbite, dont LEO (Low Earth Orbit), VEO (Very Low Earth Orbit) et MEO (Medium Earth Orbit).

## REMERCIEMENTS

Étudier à l'étranger nécessite de la détermination, de la patience, de travailler avec acharnement, et surtout des encouragements de la famille, des amis et des professeurs. Ce mémoire a pu être complété grâce à eux.

Tout d'abord, je tiens à remercier l'AUF, l'Agence universitaire de la Francophonie, qui m'a offert une bourse pour poursuivre mon master à l'ENSEEIH, à Toulouse.

Je tiens à remercier vivement M. Christian FRABOUL, directeur du Département d'Informatique et de Télécommunications, qui m'a accepté au sein de la formation de master.

Je voudrais aussi remercier Mme Violette ANTON-ROIG, secrétaire du Département d'Informatique et de Télécommunications, qui m'a beaucoup aidé pendant mes études.

Je voudrais dire un grand merci à M. Francis CASTANIÉ, directeur du laboratoire TésA de recherche en télécommunications spatiales et aéronautiques, qui a accepté que je fasse un stage au sein du laboratoire.

Je tiens à exprimer mes profondes gratitude à M. Ponia PECH, ingénieur de recherche au laboratoire TésA, qui a été aussi mon maître de stage. J'apprécie vraiment son aide, ses conseils et lui suis reconnaissant pour le temps précieux qu'il m'a consacré.

Je voudrais également dire merci à toutes les personnes travaillant au laboratoire TésA, merci pour leur gentillesse et leur bonté.

Enfin, je voudrais dire un grand merci à ma famille qui m'a prodigué de l'amour, à mes amis et à mes professeurs qui ont toujours su me supporter et m'encourager au cours de cette année.

Je vous souhaite à tous tout le bonheur, toujours.

## **RÉSUMÉ**

Les communications par satellite qui nous permettent de communiquer à travers le monde ont été développées depuis les années 1960. Aujourd'hui, il est difficile de passer une journée sans l'aide des communications par satellite. Grâce à leurs avantages qui pourraient se résumer par la formule suivante : « Plus rapides, plus petits, meilleurs et moins chers », les nanosatellites sont récemment devenus un sujet de recherche très intéressant dans de nombreux pays développés. Ce mémoire traitera beaucoup d'aspects liés aux nanosatellites, à travers trois parties principales : une partie bibliographique, une partie théorique, et une partie réalisation et simulation. Les points les plus saillants et significatifs dans ce mémoire sont l'étude de la mécanique orbitale des nanosatellites, la détermination de constellations optimales, et le calcul des bilans de liaison pour différents types d'orbite, dont LEO (Low Earth Orbit), VEO (Very Low Earth Orbit) et MEO (Medium Earth Orbit).

## GLOSSAIRE

### A

ACS	Attitude Determination System
ADC	Attitude Determination and Control subsystem
AFB	Air Force Base
AFSK	Audio Frequency Shift Keying
AGI	Analytical Graphics, Inc.
AMBE	Advanced Multi-Band Excitation
API	Application Programming Interface
Arg.	Argument
AX.25	Amateur X.25

### B

BER	Bit Error Rate
BPSK	Binary Phase Shift Keying

### C

C&DH	Command and Data Handling subsystem
CCITT	Center for the Commercialization of Innovative Transportation Technology
CNES	Centre National d'Études Spatiales
COM	Communication Subsystem

### D

DD	Digital Data
deg	degrés
D-STAR	Digital Smart Technology for Amateur Radio
DV	Digital Voice

### E

ENAC	École Nationale de l'Aviation Civile
ENSICA	École Nationale Supérieure des Ingénieurs de la Construction Aéronautique
ENST	École Nationale Supérieure de Télécom
EPS	Electrical Power Systems

### F

FCS	Frame Check Sequence
FEC	Forward Error Correction
FSK	Frequency Shift Keying

### G

G/T	Figure de mérite (d'une antenne)
GEO	GEostationary Orbit
GMSK	Gaussian Minimum Shift Keying
GNC	Guidance and Navigation Control subsystem
GS	Ground Station
GS	Ground Station

### H

HEO	High Earth Orbit
HF	High Frequency
INPT	Institut National Polytechnique de Toulouse
ISAE	Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace
ISL	Inter-Satellite Link

### J

JARL	Japanese Amateur-Radio League
------	-------------------------------

### L

LCLG	LoCaL Gregorian
LEO	Low Earth Orbit

Li-Po	Lithium-Polymer
LNA	Low Noise Amplifier
LOS	Line Of Sight
M	
MCC	Mission Control Center
MECH	MECHAnism Subsystem
MEO	Medium Earth Orbit
min	minutes
O	
OBC	On-Board Computer
OUFTEI-1	Orbital Utility For Telecommunication Innovation-1
P	
PID	Protocol ID
PIRE	Puissance Isotrope Rayonnée Equivalente
PMAS	Passive Magnetic Attitude Stabilization
P-POD	Poly-PicoSatellite Orbital Deployer
PU	Pattern Unit
QPSK	Quadrphase Phase Shift Keying
R	
R.A.A.N	Right Ascension of the Ascending Node (Ascension droite du nœud ascendant)
Rx	Receiver (Récepteur)
S	
sec	seconds
SL	Satellite
SNR	Signal to Noise Ratio
STK	Satellite Tool Kit
STNA	Service Technique de la Navigation Aérienne
T	
TC	Telecommand
TCS	Thermal Control Subsystem
TCS	Thermal Control Subsystem
TEB	Taux d'Erreur Binaire
TM	Telemetry
TNC	Terminal Node Controller
TNOS	Total Number of Satellites
TOF	Time Of Flight (Temps de vol)
TT&C	Tracking, Telemetry and Command subsystem
TTC	Tracking, Telemetry and Command
Tx	Tranceiver (émetteur)
U	
UHF	Ultra High Frequency
UTCg	Universal Coordinated Time Gregorian
UV	Ultra Violet
V	
VHF	Very High Frequency
VLEO	Very Low Earth Orbit
VSAT	Very Small Aperture Terminal
W	
WPM	Words Per Minute (mots par minute)
X	
xEPS	Experimental EPS

## LISTE DES ILLUSTRATIONS

Figure I.1 : Partenaires de TésA.....	1
Figure II.1 : Classification des satellites miniaturisés.....	4
Figure II.2 : Architecture d'un système de communication par satellite .....	5
Figure II.3 : Types d'orbite des satellites.....	6
Figure III.1 : Architecture du segment spatial.....	12
Figure III.2 : Architecture du segment terrestre .....	12
Figure III.3 : Eléments orbitaux classiques .....	16
Figure III.4 : Onglet « Orbit & Fréquence » de l'outil Excel de calcul des bilans de liaison .....	23
Figure III.5 : Onglet « Downlink Budget » de l'outil Excel de calcul des bilans de liaison .....	23
Figure III.6 : Structure des bilans de liaison.....	24
Figure III.7 : Courbe d' $E_b/N_0$ théorique en fonction du TEB pour différents types de modulation.....	30
Figure IV.1 : Tableau des produits STK .....	32
Figure IV.2 : Licences actives dans la version enseignement de STK.....	32
Figure IV.3 : Scénario de simulation pour l'orbite LEO elliptique .....	34
Figure IV.4 : Organigramme pour trouver la constellation optimale de satellites pour la couverture continue de la Terre .....	40
Figure IV.5 : Graphiques 2D et 3D de la constellation « Walker Delta » de l'orbite LEO elliptique définie par $71^\circ : 6/8/1$ .....	41
Figure IV.6 : Graphiques 2D et 3D de la constellation « Walker Delta » de l'orbite LEO elliptique définie par $71^\circ : 5/9/1$ .....	42
Figure IV.7 : Organigramme de l'algorithme permettant de trouver la constellation optimale de satellites pour une couverture continue d'une zone spécifiée .....	45

## LISTE DES TABLEAUX

Tableau II.1 : Comparaison des orbites pour les communications par satellite.....	6
Tableau II.2 : Bandes de fréquences des communications par satellite .....	7
Tableau II.3 : Caractéristiques des nanosatellites .....	8
Tableau II.4 : Avantages et inconvénients des nanosatellites.....	9
Tableau III.1 : Caractéristiques du nanosatellite KAMPUCH-1 .....	11
Tableau III.2 : Performances en $E_b/N_0$ suivant le schéma de modulation et codage .....	14
Tableau III.3 : Éléments orbitaux classiques.....	15
Tableau III.4 : Différents types d'orbites .....	15
Tableau III.5 : Zone de couverture, durée de visibilité et nombre de satellites pour assurer une couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite .....	18
Tableau III.6 : Zone de couverture, durée de visibilité et nombre de satellites pour assurer une couverture continue de la Terre pour différents angles d'élévation .....	18
Tableau III.7 : Temps de vol du périégée à l'anomalie vraie initiale pour différents types d'orbite .....	18
Tableau III.8 : Détermination des constellations optimales par la méthode « Walker Star » .....	20
Tableau III.9 : Détermination de la constellation « Walker Delta » pour différents types d'orbite .....	21
Tableau III.10 : Bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège .....	26
Tableau III.11 : Pertes en espace libre pour différents types d'orbite.....	26
Tableau III.12 : Pertes en espace libre pour différentes bandes de fréquence.....	27
Tableau III.13 : Impact des fréquences sur les bilans de liaison avec le protocole AX.25.....	29
Tableau III.14 : Performances de différents schémas de modulation et codage pour le protocole AX.25.....	30
Tableau IV.1 : Caractéristiques des différents types d'orbite utilisés dans les scénarii de simulation STK .....	33
Tableau IV.2 : Périodes orbitales des différents types d'orbite.....	33

Tableau IV.3 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite LEO elliptique .....	34
Tableau IV.4 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite VLEO elliptique .....	35
Tableau IV.5 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite MEO « Molniya » elliptique .....	35
Tableau IV.6 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite MEO « Tundra » elliptique .....	35
Tableau IV.7 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite LEO « inclinée » circulaire .....	36
Tableau IV.8 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite LEO « polaire » circulaire.....	36
Tableau IV.9 : Valeurs choisies de $P_{min}$ , $P_{max}$ , $N_{min}$ et $N_{max}$ pour trouver les constellations optimales en couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite .....	37
Tableau IV.10 : Résumé des résultats de mécanique orbitale sans la contrainte de l'angle d'élévation minimal.....	38
Tableau IV.11 : Résumé des résultats de mécanique orbitale avec une contrainte de l'angle d'élévation minimal à 6 degrés .....	39
Tableau IV.12 : Constellations « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite LEO elliptique.....	41
Tableau IV.13 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite VLEO elliptique .....	42
Tableau IV.14 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite MEO « Molniya » elliptique .....	43
Tableau IV.15 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite MEO « Tundra » elliptique .....	43
Tableau IV.16 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour des orbites LEO « inclinées » circulaires .....	44
Tableau IV.17 : Constellation « Walker Star » en couverture continue de la Terre pour des orbites LEO « polaires » circulaires.....	44
Tableau IV.18 : Constellations optimale en couverture continue de la Terre .....	44
Tableau IV.19 : Valeurs choisies de $P_{min}$ , $P_{max}$ , $N_{min}$ et $N_{max}$ pour trouver la constellation optimale en couverture continue d'une zone spécifique pour des orbites LEO elliptiques et LEO « inclinées » circulaires .....	46
Tableau IV.20 : Constellation optimale par la méthode « Walker Delta » pour des orbites LEO elliptiques en couverture continue d'une zone spécifique .....	46
Tableau IV.21 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue d'une zone spécifique (Toulouse-Liège) pour des orbites LEO « inclinées » circulaires .....	46

Tableau IV.22 : Constellations « Walker Delta » optimales en couverture continue d'une zone spécifique entre Toulouse et Liège .....	47
Tableau IV.23 : Principales caractéristiques du système de communication étudié.....	49
Tableau IV.24 : Bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique pour le canal AX.25.....	49
Tableau IV.25 : Bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique pour le canal D-STAR .....	49
Tableau IV.26 : Bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique pour le canal de balise .....	50
Tableau IV.27 : Bilans de liaison pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sur le canal AX.25.....	51
Tableau IV.28 : Bilans de liaison pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sur le canal D-STAR .....	51
Tableau IV.29 : Bilans de liaison pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sur le canal de balise .....	51

## TABLE DES MATIERES

REMERCIEMENTS

RÉSUMÉ

GLOSSAIRE

LISTE DES ILLUSTRATIONS

LISTE DES TABLEAUX

### CHAPITRE I

#### Introduction

I.1	Introduction au sujet de recherche.....	1
I.2	Présentation de TéSA .....	1
I.3	Objectif du stage.....	2
I.4	Thématique générale du Master IT-RT .....	2

### CHAPITRE II

#### Partie bibliographique : état de l'art du développement des nanosatellites – technologies et applications

II.1	Introduction aux nanosatellites.....	4
II.1.1	Historique des nanosatellites.....	4
A.	Satellites miniaturisés .....	4
B.	Naissance des nanosatellites.....	4
II.1.2	Caractéristiques générales d'un système nanosatellitaire .....	5
A.	Architecture d'un système de communication par satellite.....	5
B.	Types d'orbite .....	6
C.	Bandes de fréquences .....	7
II.2	Technologies nanosatellitaires .....	7
II.2.1	Caractéristiques des nanosatellites .....	7
II.2.2	Sous-systèmes des nanosatellites .....	8
II.2.3	Avantages et inconvénients des nanosatellites .....	9
II.2.4	Défis des nanosatellites.....	9
II.3	Applications des nanosatellites .....	9
II.4	Conclusion .....	10

### CHAPITRE III

#### Partie théorique : éléments de conception d'un système nanosatellitaire

III.1	Définition de la mission.....	11
III.2	Architecture système .....	12
III.2.1	Architecture du segment spatial .....	12
III.2.2	Architecture du segment terrestre.....	12
A.	Station terrestre.....	12
B.	Centre de contrôle de mission .....	12
C.	Relais D-STAR.....	13
D.	Module D-STAR de communication par satellite .....	13
III.3	Couche physique et couche liaison.....	13
III.3.1	Protocole AX.25 .....	14

III.3.2	Protocole D-STAR .....	14
III.3.3	Balise .....	14
III.4	Détermination de l'orbite .....	14
III.4.1	Éléments orbitaux classiques .....	14
III.4.2	Caractérisation des orbites .....	15
III.4.3	Zone de couverture, durée de visibilité et nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue.....	16
III.4.4	Temps de vol du périégée à l'anomalie vraie initiale.....	18
III.5	Constellation de satellites .....	18
III.5.1	Constellations d'orbites circulaires .....	19
A.	Walker Star .....	19
B.	Walker Delta .....	20
III.5.2	Constellations d'orbites elliptiques .....	21
III.6	Bilans de liaison .....	22
III.6.1	Outil Excel feuille de calcul de bilans de liaison.....	22
III.6.2	Structure des bilans de liaison.....	23
III.6.3	Bilans de liaison du nanosatellite KAMPUCH-1 .....	24
A.	Bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège.....	24
B.	Impact des types d'orbite sur les bilans de liaison .....	26
C.	Impact des fréquences sur les bilans de liaison .....	27
D.	Impact des types de modulation avec ou sans codage sur le bilan de liaison.....	29

## CHAPITRE IV

### **Partie réalisation et simulation : réalisation d'un simulateur d'analyse orbitographique et d'analyse des performances de communication**

IV.1	Présentation de STK .....	31
IV.2	Mécaniques orbitales pour différents types d'orbite .....	33
IV.2.1	Remarques préliminaires .....	33
IV.2.2	Objectif des simulations de mécanique orbitale.....	33
IV.2.3	Résultats de simulation .....	33
A.	Éléments orbitaux classiques .....	34
B.	Accès et l'AER.....	36
IV.2.4	Synthèse des résultats des simulations de mécanique orbitale.....	36
IV.3	Constellations en couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite.....	37
IV.3.1	Objectif des scénarii de simulation.....	37
IV.3.2	Méthode de recherche de la constellation optimale.....	37
IV.3.3	Constellations optimales en couverture continue de la Terre.....	41
A.	Orbite LEO elliptique .....	41
B.	Orbite VLEO elliptique.....	42
C.	Orbite MEO « Molniya » elliptique.....	43
D.	Orbite MEO « Tundra » elliptique.....	43
E.	Orbite LEO « inclinée » circulaire.....	44
F.	Orbite LEO « polaire » circulaire .....	44
IV.3.4	Résumé de l'optimisation des constellations .....	44
IV.4	Constellation de satellites optimale pour des orbites de basse altitude pour couvrir une région spécifique.....	45
IV.4.1	Description des scénarii de simulation .....	45
IV.4.2	Méthode pour trouver la constellation optimale.....	45
IV.4.3	Constellations optimales en couverture continue sur une zone spécifique .....	46
A.	Orbite LEO elliptique .....	46
B.	Orbite LEO « inclinée » circulaire.....	46

IV.4.4 Synthèse des résultats d'optimisation des constellations .....	47
IV.5 Bilans de liaison entre un nanosatellite en basse orbite terrestre et une station terrestre située à Liège .....	47
IV.5.1 Description des scénarii de simulation .....	47
IV.5.2 Bilans de liaison du système satellitaire en orbite terrestre basse .....	49
A. Orbite LEO elliptique .....	49
B. Orbite LEO « inclinée » circulaire.....	50
IV.6 Conclusion .....	52

<b>CONCLUSION.....</b>	<b>53</b>
------------------------	-----------

**REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES**

**ANNEXES**

# CHAPITRE I

## Introduction

Ce chapitre présentera trois points importants : introduction au sujet de recherche, présentation de TéSA, objectif du stage et thématique générale du Master IT-RT.

### **I.1 Introduction au sujet de recherche**

Les communications par satellite sont le résultat de la recherche dans le champ des communications et des technologies spatiales dont l'objectif est d'augmenter la distance et les capacités des communications avec les plus bas coûts possibles.

La Deuxième Guerre mondiale a stimulé l'expansion de deux technologies bien distinctes : les missiles et les micro-ondes. L'expertise définitivement acquise dans l'utilisation combinée de ces deux techniques a ouvert l'ère des communications par satellite.

Avant les années 2000, il y avait beaucoup de satellites traditionnels lancés et placés sur une orbite terrestre, ainsi que des minisatellites (< 500 kg) et des microsatsellites (< 100 kg).

Depuis les années 2000, grâce aux progrès des microtechnologies, l'industrie aérospatiale et la communauté de la recherche ont engagé des missions qui impliquent de nombreux satellites, petits et peu coûteux tels que les nanosatellites (< 10 kg) et les picosatellites (< 1 kg) car les missions des satellites traditionnels sont extrêmement coûteuses (les coûts se chiffrent en milliards de dollars) et le développement de ces derniers nécessite beaucoup de temps.

De fait, les nanosatellites ont été l'objet d'un immense intérêt renouvelé à travers le monde ces tous dernières années grâce à leurs avantages énumérés ci-dessous :

- durée de développement plus rapide ;
- possibilité de rendre redondants les satellites, ce qui augmente la fiabilité du système ;
- réduction de la taille et du coût des stations terrestres ;
- solution idéale pour tester de nouvelles technologies ;
- possibilité d'être lancés en groupe ou en « Piggyback » avec de plus grands satellites ;
- réduction des coûts de fabrication et de lancement ;
- pertes financières minimisées en cas d'échec.

Les nanosatellites sont donc une solution bien ciblée aux problèmes de budget, de temps de développement, et de fiabilité d'un système de communications par satellite.

### **I.2 Présentation de TéSA**

TéSA (Télécommunications Spatiales et Aéronautiques) est un laboratoire privé et coopératif créé en 1998, et situé au 14-16, port Saint-Etienne à Toulouse. TéSA rassemble les partenaires académiques ENAC, ENSEEIHT, ENSICA et Supaero (tous deux maintenant regroupés au sein de l'ISAE), ENST, INPT ; les industriels Thales Alenia Space et Rockwell Collins France ; et les institutionnels CNES et STNA (Service Technique de la Navigation Aérienne).



Figure I.1 : Partenaires de TéSA

### **I.3 Objectif du stage**

Les potentialités technologiques et économiques des nanosatellites qui offrent des perspectives d'avenir novatrices dans la conception des systèmes spatiaux et qui sont susceptibles de devenir une filière technologique et industrielle concurrente de la filière traditionnelle justifient quelque anticipation stratégique dans la recherche. L'objectif de ce stage est de contribuer à l'étude des nanosatellites dans cette perspective.

Le travail de stage, d'une durée de 6 mois et réalisé entre début mars et septembre 2011, se découpe en trois parties :

- 1. Partie bibliographique :** état de l'art du développement des nanosatellites, de leurs technologies et de leurs applications. Cette partie présentera les éléments ci-dessous :
  - introduction aux nanosatellites : historique des nanosatellites et caractéristiques générales d'un système nanosatellitaire ;
  - technologies nanosatellitaires : caractéristiques des nanosatellites, sous-systèmes des nanosatellites, avantages, inconvénients et défis des nanosatellites ;
  - applications des nanosatellites.
  
- 2. Partie théorique :** éléments de conception d'un système nanosatellitaire. Cette partie consiste à étudier quelques éléments bien ciblés de conception préliminaire d'un système nanosatellitaire, en vue d'un futur démonstrateur éventuel, en partant au préalable d'une claire définition de la mission qui a été faite en étroite conjonction avec le laboratoire TéSA. Les éléments suivants de conception seront pris en compte :
  - définition de la mission ;
  - architecture système ;
  - couche physique et couche liaison ;
  - détermination de l'orbite ;
  - constellation de satellites ;
  - bilans de liaison.
  
- 3. Partie réalisation et simulation :** réalisation d'un simulateur d'analyse orbitographique. Les études bibliographique et théorique menées dans les parties précédentes seront complétées dans cette troisième partie par la mise en œuvre, sous l'environnement logiciel STK, de scénarii représentatifs du système nanosatellitaire étudié (segment spatial, segment terrestre et architecture réseau) qui permettront de simuler, analyser et valider la conception du système. Cette partie abordera les thèmes ci-dessous :
  - présentation de STK ;
  - mécanique orbitale pour différents types d'orbite ;
  - constellations en couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite ;
  - constellations pour un système satellitaire optimisé et rentable en basse orbite terrestre entre deux endroits précis ;
  - bilans de liaison entre un nanosatellite en basse orbite terrestre et une station terrestre.

### **I.4 Thématique générale du Master IT-RT**

Le vaste sujet des nanosatellites traité dans ce stage, s'il est nouveau, fait intervenir de nombreux champs multidisciplinaires de recherche et diverses disciplines des sciences de l'ingénieur :

- systèmes électriques et énergétiques (exemples : pico-cellules solaires, batteries, capteurs, etc.) ;
- mécanique (exemple : structure du nanosatellite, antennes, etc.) ;
- automatique (exemple : contrôle d'attitude du nanosatellite, contrôle de la vitesse du nanosatellite, contrôle thermique, etc.) ;
- réseaux et télécommunication (exemples : protocoles de communication, performances des communications, bilans de liaison, etc.).

Plus précisément, au cours de ce stage, les différents éléments de conception d'un système nanosatellitaire ont été abordés, depuis la définition de mission, jusqu'à l'analyse des performances de communication, en passant par l'étude du segment terrestre et du segment spatial. Un bref survol des divers sous-systèmes embarqués est

donné, ce qui offre l'opportunité de se placer dans la situation de la conception préliminaire d'un système nanosatellitaire complet.

Les points suivants :

- détermination de l'attitude du satellite, avec la comparaison des différents types d'orbite (VLEO, LEO et MEO),
- détermination de la constellation optimale, et analyse des performances des communications sous l'angle des bilans de liaison

sont davantage orientés vers les aspects communications et orbitographiques et donneront lieu au développement d'un simulateur d'analyse orbitographique et de constellations sous STK et à des simulations sous MATLAB.

Il s'avère donc que l'étude d'un système nanosatellitaire réalisée au cours de ce stage rentre parfaitement dans le cadre de la thématique du Master Recherche Informatique et Télécoms, parcours Réseaux et Télécoms (Master IT-RT).

## CHAPITRE II

### Partie bibliographique : état de l'art du développement des nanosatellites – technologies et applications

Ce chapitre décrit trois points principaux :

1. Introduction aux nanosatellites : historique des nanosatellites et caractéristiques générales d'un système nanosatellitaire;
2. Technologies nanosatellitaires : caractéristiques des nanosatellites, sous-systèmes des nanosatellites, avantages, inconvénients et défis des nanosatellite;
3. Applications des nanosatellites.

#### II.1 Introduction aux nanosatellites

##### II.1.1 Historique des nanosatellites

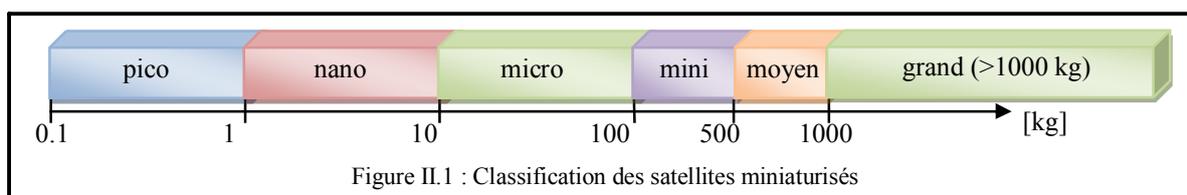
###### A. Satellites miniaturisés

Les satellites miniaturisés ou petits satellites sont des satellites artificiels avec des poids exceptionnellement faibles, généralement moins de 500 kg, et des petites dimensions. La technologie des satellites miniaturisés a ouvert une nouvelle ère de l'ingénierie satellitaire en diminuant le coût des missions spatiales et sans réduire les performances.

Les satellites miniaturisés peuvent être classés en quatre groupes basés sur leur masse :

- minisatellites (entre 100 et 500 kg) ;
- microsatsellites (entre 10 et 100 kg) ;
- nanosatellites (entre 1 et 10 kg) ;
- picosatellites (entre 0,1 et 1 kg).

Les satellites miniaturisés traditionnels sont des minisatellites ou des microsatsellites. Le CubeSat, avec une masse maximale de 1 kg, est un exemple de grand picosatellite ou de petit nanosatellite.



###### B. Naissance des nanosatellites

Les communications par satellite sont le résultat de la recherche dans le champ des communications et des technologies spatiales dont l'objectif est d'augmenter la distance et les capacités des communications avec les plus bas coûts possibles.

La Deuxième Guerre mondiale a stimulé l'expansion de deux technologies bien distinctes : les missiles et les micro-ondes. L'expertise définitivement acquise dans l'utilisation combinée de ces deux techniques a ouvert l'ère des communications par satellite.

Le premier satellite traditionnel avec émetteur radio destiné aux études atmosphériques, Spoutnik, de masse 83,6 kg, a été lancé et placé sur une basse orbite elliptique terrestre (LEO: Low Earth Orbit, apogée : 947 km, périégée: 215 km, inclinaison : 65°) par l'Union soviétique, le 4 octobre 1957. Le Spoutnik n'est resté en orbite que pendant trois mois avant d'être consommé alors qu'il pénétrait dans l'atmosphère terrestre.

Les missions des satellites traditionnels sont extrêmement coûteuses (les coûts se chiffrent en milliards de dollars), depuis la phase de conception jusqu'à l'exploitation, en passant par la construction et le lancement. Par conséquent, l'industrie aérospatiale et la communauté de la recherche ont commencé à diriger leur attention sur

des missions qui impliquent de nombreux satellites, petits et peu coûteux tels que les nanosatellites et les picosatellites.

Le 12 décembre 1961, le premier nanosatellite nommé « Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio » (OSCAR) de masse 4,5 kg a été lancé et placé sur une très basse orbite terrestre (VLEO : Very Low Earth Orbit, apogée : 431 km, périégée : 245,30 km, et inclinaison : 81,14°) à Vandenberg AFB (Vandenberg Air Force Base, Californie, aux États-Unis) et n'est resté en orbite que pendant 22 jours.

Le 27 janvier 2000, le lancement d'ASU-OSCAR37, pesant 6 kg, à bord d'une fusée Minotaure-1, à partir de Vandenberg AFB, et sa mise sur orbite basse (apogée : 799 km; périégée : 746,30 km ; inclinaison : 100,19°) ont fait renaître les nanosatellites pour radio amateur. Ce satellite est actuellement non-opérationnel.

Le 30 juin 2003, CubeSat-OSCAR 55, le premier nanosatellite réussi pour radio amateur qui ait fonctionné jusqu'à présent, a été lancé depuis la base de Baikonur Cosmodrome, au Kazakhstan, à bord d'un Dnepr et a été inséré en orbite basse terrestre (apogée : 831 km et périégée : 816,30 km ; inclinaison : 98,72°). Ce satellite est de taille  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ , et pèse 1 kg. Il s'agissait d'un projet du laboratoire Matunaga LSS (Laboratory for Space Systems) du Tokyo Institute of Technology, au Japon.

Un historique plus étendu des nanosatellites [8] est montré dans l'Annexe I, Tableau A.I.1.

## II.1.2 Caractéristiques générales d'un système nanosatellitaire

### A. Architecture d'un système de communication par satellite

Le système satellitaire est composé d'un segment spatial, d'un segment de contrôle et d'un segment terrestre. [1]

- Segment spatial : contient un ou plusieurs satellites actifs et satellites de secours organisés en constellation.
- Segment de contrôle : composé de toutes les installations terrestres dédiées au contrôle et à la surveillance des satellites, également nommées stations TTC (*Tracking, Telemetry, Command*), et également à la gestion du trafic et des ressources associées à bord du satellite (stations de gestion du réseau).
- Segment terrestre : se compose de toutes les stations terrestres.

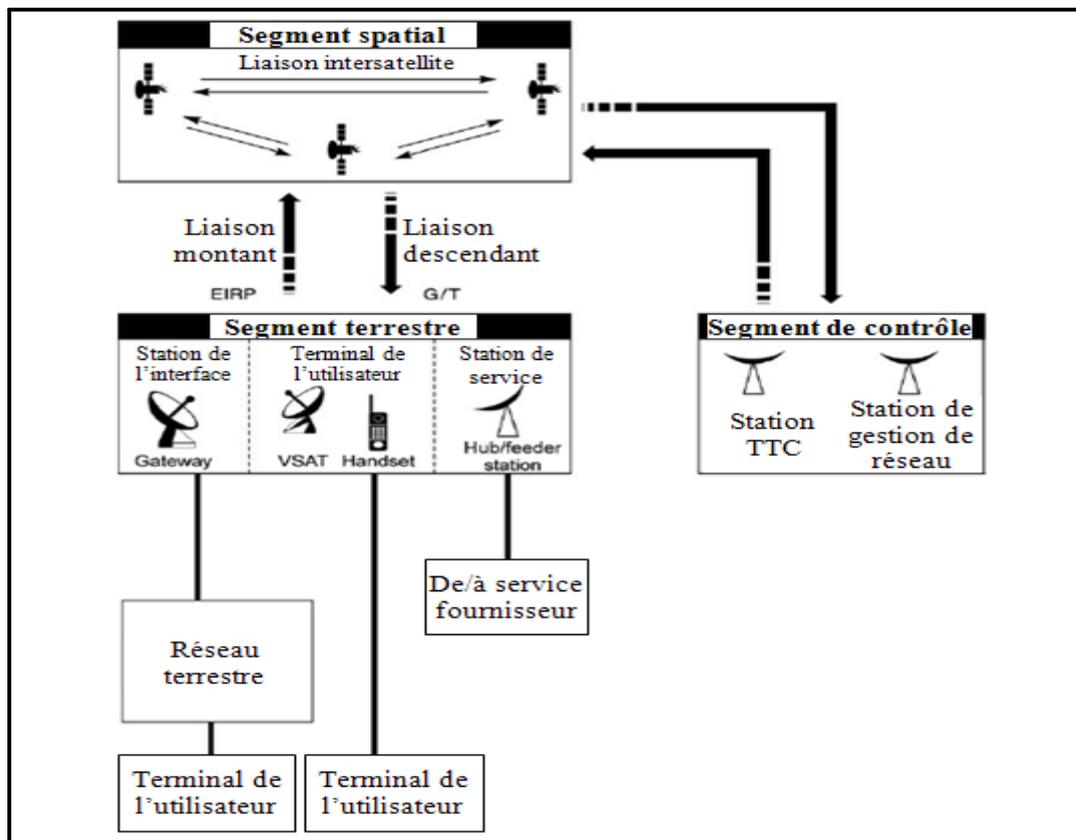
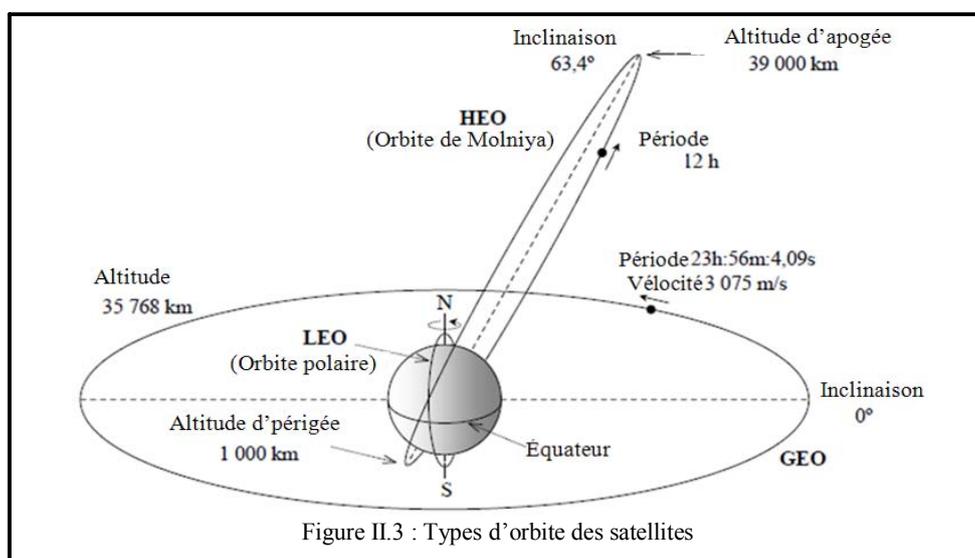


Figure II.2 : Architecture d'un système de communication par satellite

## B. Types d'orbite

La trajectoire du satellite dans l'espace est appelé son orbite, l'orientation du satellite dans l'espace est appelée son attitude. Il y a quatre types d'orbite principaux pour les communications par satellite [2] : LEO, MEO, GEO et HEO qui sont illustrés sur la Figure II.3 et caractérisés dans le Tableau II.1.



Types d'orbite	LEO (orbite polaire)	MEO	HEO (orbite de Molniya)	GEO
<b>Inclinaison</b>	90°	Environ 50°	Environ 64°	0°
<b>Altitude</b>	200 – 2000 km	2000 – 35 786 km	500 – 39 900 km	35 786 km
<b>Vélocité</b>	6,5 – 8,2 km/s	6,9 - 7,8 km/s	1,5 – 10 km/s	3,1 km/s
<b>Période orbitale</b>	1,5 – 2 h	5 – 10 h	12 h	24 h
<b>Durée de visibilité</b>	15 – 20 mn	2 – 8 h	8 – 11 h	Permanente
<b>Retard de propagation</b>	Quelques millisecondes	Dizaines de millisecondes	Centaines de millisecondes	>250 millisecondes
<b>Bilan de liaison</b>	Favorable, compatible avec les petits satellites et les terminaux utilisateurs portables	Moins favorable	Pas favorable pour les petits terminaux portables	Pas favorable pour les petits terminaux portables
<b>Contraintes de l'environnement</b>	Faibles	Faibles / moyennes	Moyennes / fortes	Faibles
<b>Couverture terrestre instantanée (diamètre à 10° d'élévation)</b>	≈ 6000 km	≈ 12 000 – 15 000 km	16 000 km (apogée)	16 000 km
<b>Exemples de systèmes</b>	IRIDIUM, GLOBALSTAR, TELEDESIC, SKYBRIDGE, ORBCOMM, etc.	ODYSSEY, INMARSAT P2, etc.	MOLNYA, ARCHIMEDE, etc.	INTELSAT, INTERSPOUTNIK, INMARSAT, etc.
<b>LEO : Low Earth Orbit</b> <b>MEO : Medium Earth Orbit</b> <b>HEO : High Earth Orbit</b> <b>GEO : GEostationary Orbit</b>				

Tableau II.1 : Comparaison des orbites pour les communications par satellite

### C. Bandes de fréquences

Les bandes de fréquences sont attribuées aux satellites selon les services de radiocommunications avec comme objectif de permettre une utilisation compatible avec les systèmes existants.

Les différentes bandes de fréquence utilisées dans les communications par satellite selon la norme IEEE américaine sont indiquées dans le Tableau II.2.

<b>Appellation</b>	<b>Bande de fréquence</b>
Bande HF (High Frequency)	3 – 30 MHz
Bande VHF (Very High Frequency)	30 – 300 MHz
Bande UHF (Ultra High Frequency)	300 – 1000 MHz
Bande L (Long Wave)	1 – 2 GHz
Bande S (Short Wave)	2 – 4 GHz
Bande C	4 – 8 GHz
Bande X	8 – 12 GHz
Bande Ku (Kurz-Under)	12 – 18 GHz
Bande K (Kurz)	18 – 27 GHz
Bande Ka (Kurz-Above)	27 – 40 GHz
Bande V	40 – 75 GHz
Bande W	75 – 110 GHz
Bande mm	110 – 300 GHz

Tableau II.2 : Bandes de fréquences des communications par satellite

## II.2 Technologies nanosatellites

Au cours des dernières années, l'industrie aérospatiale, la communauté de la recherche et beaucoup de projets spatiaux menés dans les laboratoires universitaires et se sont concentrés sur le développement de nanosatellites qui constituent une technologie récente et aux très grandes potentialités.

Cette partie abordera les thèmes des caractéristiques des nanosatellites, de leurs avantages et inconvénients par rapport aux satellites traditionnels, du défi représenté par les nanosatellites et les sous-systèmes des nanosatellites.

### II.2.1 Caractéristiques des nanosatellites

Les caractéristiques des nanosatellites [7] sont indiquées dans le Tableau II.3.

<b>Masse</b>	1 – 10 kg
<b>Dimensions</b>	1 unité CubeSat (longueur × largeur × hauteur : environ $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ ) 1,5 unité CubeSat ( $10 \times 10 \times 15 \text{ cm}^3$ ), 2 unités CubeSat ( $10 \times 10 \times 20 \text{ cm}^3$ ), 3 unités CubeSat ( $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$ ), 4 unités CubeSat ( $10 \times 10 \times 40 \text{ cm}^3$ ), 5 unités CubeSat ( $10 \times 10 \times 50 \text{ cm}^3$ ), 6 unités CubeSat ( $10 \times 20 \times 30 \text{ cm}^3$ )
<b>Types d'orbite</b>	VLEO (Very Low Earth Orbit, altitude inférieure à 500 km) ou LEO (500 à 800 km)
<b>Source d'énergie</b>	3,3 V ; 5 V ; 6,5 V ; 8,2 V ; 12 V ; 12,5 V ou 24 V DC suivant la technologie de conception de l'alimentation de puissance.
<b>Bande de fréquence</b>	VHF (130-160 MHz) ou UHF (400-450 MHz)
<b>Types de modulation</b>	BPSK, FSK, AFSK ou GMSK
<b>Puissance émise</b>	750 mW ou 28,75 dBm en moyenne
<b>Sensibilité du récepteur</b>	Environ -100 dBm pour un TEB de $10^{-5}$

<b>Débit descendant</b>	1200, 2400, 4800 ou 9600 bit/s
<b>Débit montant</b>	De 300 à 1200 bit/s
<b>Types de protocole de communication</b>	Nombreux protocoles disponibles (AX. 25 pour la plupart des usages)
<b>Nombre de nanosatellites nécessaires pour couvrir la Terre</b>	30 à 60 nanosatellites, suivant l'altitude de l'orbite. Exemple : une constellation d'environ 60 nanosatellites israéliens en orbite terrestre basse (LEO) peut couvrir la Terre.
<b>Coût</b>	Inférieur à 1 million de dollars
<b>Durée de vie</b>	2 à 5 ans, suivant de nombreux paramètres tels que le type d'orbite, la charge utile, les cycles de l'alimentation, le lancement, etc.

Tableau II.3 : Caractéristiques des nanosatellites

## II.2.2 Sous-systèmes des nanosatellites

Un système nanosatellitaire comprend un certain nombre de sous-systèmes [4] décrits ci-dessous :

- Sous-système de détermination et de contrôle de l'attitude (ADC : *Attitude Determination and Control subsystem*) :
  - Stabilisation et orientation du satellite dans la direction souhaitée (pour maintenir le faisceau de l'antenne RF pointé sur les zones destinées à la Terre) au cours de la mission, malgré les couples de perturbations externes et les forces agissant sur lui.
- Sous-système d'orientation et de navigation (GNC : *Guidance and Navigation subsystem*) :
  - La *navigation* ou *détermination de l'orbite* signifie la détermination de la position et de la vitesse du satellite ou, de façon équivalente, des éléments orbitaux en fonction du temps.
  - L'*orientation* ou *contrôle d'orbite* signifie ajustement de l'orbite pour satisfaire à certaines conditions prédéterminées.
- Sous-système de poursuite, télémesure et commande (TT&C : *Tracking, Telemetry and Command*). Il assure l'interface entre les systèmes spatial et terrestre :
  - La fonction de *poursuite* désigne la détermination de la position du vaisseau spatial et le suivi de ses déplacements en utilisant l'angle, la distance et la vitesse de l'information.
  - La fonction de *télémesure* permet de collecter, coder et transmettre des informations pour les autres sous-systèmes.
  - L'élément de *commande* reçoit et exécute des commandes de contrôle à distance (télécommande) visant à effectuer des changements sur les fonctions de la plate-forme : configuration, position et vitesse.
- Sous-système de commande et de traitement des données (C&DH : *Command and Data Handling subsystem*) :
  - Réception, validation et décodage des commandes, et distribution des commandes vers les sous-systèmes et constituants appropriés du satellite.
  - Réception des données scientifiques et des données d'opération courante venant des autres sous-systèmes et composants du satellite, et emballage des données en vue de leur stockage sur un enregistreur de données ou transmission de ces données vers le sol via le sous-système communications.
- Sous-système d'alimentation électrique (EPS : *Electrical Power Subsystem*) :
  - Le sous-système d'alimentation est constitué des panneaux solaires, des batteries de secours et des systèmes d'alimentation électrique qui délivrent la puissance électrique pour les divers sous-systèmes du satellite.
- Sous-système de contrôle thermique (TCS : *Thermal Control Subsystem*) :
  - Maintien de la température de l'équipement intérieur et autour de la structure du satellite à l'intérieur des limites requises de température pour chaque phase de la mission.
- Sous-système structures et mécanismes :
  - Supporte tous les autres sous-systèmes du véhicule spatial, attache le véhicule spatial à l'infrastructure de lancement.

- Sous-système antenne :
  - Réception et transmission des signaux micro-ondes, transmis dans une bande de fréquence donnée et avec une polarisation donnée par les stations terrestres situées dans une région particulière sur la surface de la Terre.
- Sous-système communication de la charge utile :
  - Réception des signaux micro-ondes venant d'une zone terrestre donnée.
  - Amplification de la fréquence porteuse.
  - Conversion de la fréquence porteuse de la liaison montante vers la liaison descendante.
  - Transmission des signaux micro-ondes vers une zone terrestre donnée.

### II.2.3 Avantages et inconvénients des nanosatellites

Les avantages et les inconvénients des nanosatellites par rapport aux satellites traditionnels [9] sont résumés dans le Tableau II.4.

<b>Avantages</b> « Plus rapide, plus petit, meilleur et moins cher »	<b>Inconvénients</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Temps de construction plus rapide.</li> <li>▪ Possibilité de rendre redondants les satellites, ce qui augmente la fiabilité du système.</li> <li>▪ Réduction de la taille et du coût des stations terrestres.</li> <li>▪ Solution idéale pour tester de nouvelles technologies.</li> <li>▪ Possibilité d'être lancés en groupe ou en « Piggyback » avec de plus grands satellites.</li> <li>▪ Réduction des coûts de fabrication et de lancement.</li> <li>▪ Pertes financières minimisées en cas d'échec.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Décroissance orbitale plus rapide.</li> <li>▪ Durée de vie plus courte.</li> <li>▪ Puissance d'émission plus faible.</li> <li>▪ Plus faible capacité d'emport matériel.</li> </ul>

Tableau II.4 : Avantages et inconvénients des nanosatellites

### II.2.4 Défis des nanosatellites

Les nanosatellites qui sont de masse réduite, à bas coût et dédiés à des missions en orbites VLEO ou LEO ont présenté des nouveaux défis pour la recherche tels que :

- Une nécessité de progrès dans les microtechnologies, la miniaturisation électronique, la manipulation et le stockage des données, la disponibilité de l'énergie, les technologies d'imagerie, l'intelligence autonome et les performances associées.
- L'apparition de nouveaux petits lanceurs sur le marché (par exemple : missiles militaires modifiés de longue portée et intercontinentaux, structure spéciale pour les charges utiles auxiliaires qui permet de lancer simultanément plusieurs petits satellites), requérant des innovations dans les systèmes de propulsion et d'autres technologies, ainsi que dans la mise en service et la gestion d'applications plus vastes dans les futurs systèmes de lancement.
- Une réduction continue de la complexité et des coûts des missions.
- L'émergence de nouveaux marchés potentiels avec les états et les clients commerciaux ou académiques.

## II.3 Applications des nanosatellites

Les nanosatellites ont été utilisés dans diverses applications telles que [9] :

- Les *télécommunications*. De nombreuses applications peuvent être mentionnées, telles que :
  - Voix : téléphonie, téléphonie personnelle, téléphones publics distants.
  - Messagerie : radiomessagerie, relevé de compteur (*meter reading*).
  - Données : distribution de logiciels, bases de données, email, réseau de terminaux VSAT, etc.
  - Diffusion : radio numérique, télévision radiodiffusée, télédiffusion directe.
  - Multimédia : télémédecine, téléenseignement, téléconférence, télétravail, vidéo à la demande, téléachat,
  - Internet.
- L'*observation de la Terre*. Cela couvre les activités liées à la collecte des données et des images pour les prévisions de tremblements de terre, de tempêtes et d'activités volcaniques.

- La *recherche scientifique*. Les nanosatellites peuvent être un moyen économique et rapide d'explorer des objectifs scientifiques à petite échelle et bien ciblés (par exemple : surveillance de l'environnement des rayonnements dans l'espace, mise à jour du champ de référence géomagnétique international, etc.) ou de fournir un démonstrateur de concepts opérationnels avant le développement de l'instrumentation à grande échelle.
- Les *démonstrations des technologies*. Les nanosatellites peuvent être un moyen attrayant et à faible coût de tester, vérifier et évaluer des nouvelles technologies ou des services sur un environnement orbital réel avec des risques acceptables avant la mise en œuvre d'une mission coûteuse en grandeur nature.
- Les *applications militaires*. Les nanosatellites peuvent être utilisés dans un but militaire, le plus souvent pour rassembler des renseignements (satellites de communication), ou alors comme une arme militaire.
- La *formation académique*. Les programmes dédiés aux nanosatellites sont un moyen de renforcer l'expertise industrielle et de former des étudiants, des scientifiques et des ingénieurs dans les compétences liées à l'espace, en leur permettant d'avoir une expérience pratique de toutes les étapes (techniques et de gestion) d'une mission spatiale particulière (depuis la conception, la production, le test, jusqu'au lancement et à l'exploitation orbitale).

## **II.4 Conclusion**

Au travers de ce chapitre, la problématique des nanosatellites a été introduite, en commençant par un bref historique ; les technologies des nanosatellites et leurs applications ont été décrites en passant par une vue ensemble d'un système nanosatellitaire incluant, les caractéristiques générales d'un tel système, les caractéristiques des nanosatellites, leurs sous-systèmes, les avantages et inconvénients des nanosatellites, les défis des nanosatellite, et les applications des nanosatellites. Ces informations de base nous aideront à entrer dans le prochain chapitre qui décrira des éléments de conception d'un système nanosatellitaire.

## CHAPITRE III

### Partie théorique : éléments de conception d'un système nanosatellitaire

Dans le chapitre II, une vue d'ensemble d'un système nanosatellitaire, avec ses technologies et applications associées, a été décrite. Ce chapitre III abordera quelques éléments de conception d'un système nanosatellitaire liés à son architecture générale, à sa couche physique et sa couche liaison, à la détermination de l'orbite, à l'optimisation d'une constellation de nanosatellites, et aux bilans de liaison.

#### III.1 Définition de la mission

Pour simplifier le travail, on s'appuiera sur les hypothèses prises pour le nanosatellite OUFIT-1 qui a été développé pour des applications de télécommunications (radio amateur) par l'Université de Liège en Belgique. Les principales hypothèses sont résumées dans le Tableau III.1. Le nanosatellite fictif qui sera l'objet de l'étude sera appelé, par la suite et tout au long du rapport, KAMPUCH-1.

<b>Masse</b>	1 kg
<b>Dimensions</b>	1 unité CubeSat (longueur × largeur × hauteur : environ 10 × 10 × 10 cm <sup>3</sup> )
<b>Type d'orbite</b>	LEO Apogée ( $h_a$ ) : 1447 km Périgée ( $h_p$ ) : 354 km
<b>Inclinaison (<math>i</math>)</b>	71°
<b>Argument de périgée (<math>\Omega</math>)</b>	30° (défini pour les simulations)
<b>R.A.A.N (<math>\omega</math>)</b>	45° (défini pour les simulations)
<b>Anomalie vraie (<math>V</math>)</b>	15° (défini pour les simulations)
<b>Élévation (<math>\delta</math>)</b>	5°
<b>Bande de fréquence</b>	- Bande VHF : 145 MHz pour la liaison descendante - Bande UHF : 435 MHz pour la liaison montante
<b>Source d'énergie</b>	Batterie : de 3,3 à 7,2 V. Elle se compose de trois convertisseurs fournissant trois tensions différentes (3,3 V ; 5 V ; 7,2 V) pour alimenter les divers sous-systèmes suivant la tension requise.
<b>Types de protocole</b>	- D-STAR : utilisé dans les communications de radio amateur de la charge utile - AX.25 : utilisé pour la télémétrie / télécommande (TM/TC) - Balise : utilisée pour envoyer 12 paramètres critiques en code Morse
<b>Débits</b>	- D-STAR : 4800 bit/s - AX.25 : 9600 bit/s - Balise : 12 mots par minute
<b>Types de modulation</b>	- D-STAR : GMSK <sup>1</sup> - AX.25 : FSK - Balise : GMSK or FSK (défini par l'utilisateur)
<b>Puissance émise</b>	- D-STAR; AX.25 : environ 750 mW ou +28,7 dBm - Balise : environ 100 mW ou +20 dBm
<b>Sensibilité du récepteur</b>	Inférieure à -100 dBm pour un TEB (Taux d'Erreur Binaire) de 10 <sup>-5</sup>
<b>Coût</b>	Inférieure à 1 million de dollars
<b>Durée de vie</b>	1 à 2 ans (4,8 ans estimé par STK)

Tableau III.1 : Caractéristiques du nanosatellite KAMPUCH-1

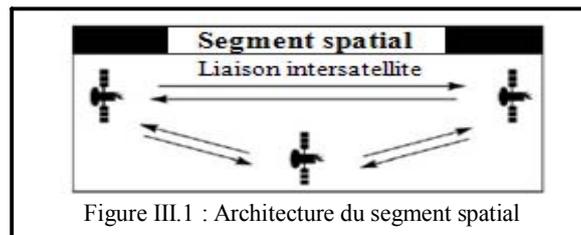
<sup>1</sup> GMSK (*Gaussian Minimum Shift Keying*) est une modulation FSK à phase continue. Les informations numériques sont filtrées par un filtre gaussien afin de diminuer la bande passante (ou la puissance de la bande latérale) avant d'être appliquées à une modulation FSK. 0,5-GMSK désigne la modulation GMSK caractérisée par un produit bande passante × durée symbole de 0,5, lequel offre une haute efficacité spectrale. La réduction de la bande passante vient cependant aux dépens des interférences inter-symboles (*Inter-Symbol Interference*, ISI). C'est pourquoi la modulation GMSK requiert un rapport signal sur bruit  $E_b/N_0$  plus élevé pour obtenir le même TEB.

## III.2 Architecture système

Un système satellitaire comporte trois segments : le segment spatial, le segment de contrôle et le segment terrestre. Dans notre cas de figure, il n'y aura que deux segments : le segment spatial et le segment terrestre car le segment de contrôle est considéré inclus dans le segment terrestre. Cette section va aborder l'architecture du segment terrestre, en donnant un aperçu de la station terrestre, du centre de contrôle de mission (*Mission Control Center*, MCC) et du relais D-STAR [4].

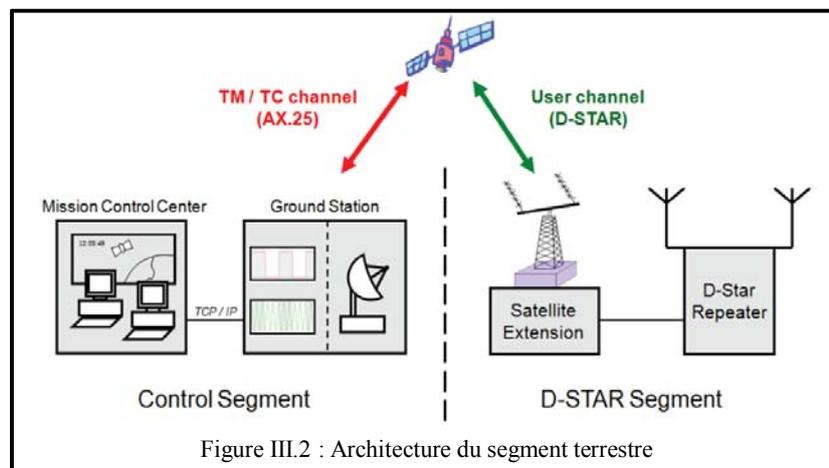
### III.2.1 Architecture du segment spatial

L'architecture du segment spatial, qui est illustrée sur la Figure III.1, comprend un ou plusieurs satellites actifs et des satellites de secours organisés en constellation.



### III.2.2 Architecture du segment terrestre

L'architecture du segment terrestre se compose des quatre éléments : la station terrestre (en anglais : *Ground Station*), le centre de contrôle de mission (en anglais : *Mission Control Center*, MCC), le relais D-STAR (en anglais : *D-Star Repeater*), et le module D-STAR de communication par satellite (en anglais : *Satellite Extension*). L'architecture du segment terrestre est illustrée sur la Figure III.2.



#### A. Station terrestre

La station terrestre est responsable de :

- la liaison RF entre les satellites et le système terrestre. Elle contrôle les rotors d'antenne, le contrôleur du nœud terminal (en anglais : *Terminal Node Controller*, TNC), et les émetteurs-récepteurs utilisés ;
- la liaison entre la station MCC et toutes les stations terrestres ou tous les réseaux des stations terrestres.

#### B. Centre de contrôle de mission

Le centre de contrôle de mission du système KAMPUCH-1 permet aux opérateurs de commander et de contrôler les nanosatellites depuis des terminaux via le serveur opérationnel. Il est conçu pour exécuter les fonctions suivantes :

- préparation et transmission des télécommandes manuellement et automatiquement ;
- réception et traitement des télémesures manuellement et automatiquement ;
- collecte et récupération des données ;

- affichage des données ;
- mises à jour en temps réel.

### C. Relais D-STAR

Le système D-STAR (en anglais : « *Digital Smart Technologies for Amateur-Radio* ») est un système de télécommunications numériques développé par le « *Japanese Amateur-Radio League* » (JARL) en 2003. C'est la charge utile principale du système de communication du nanosatellite KAMPUCH-1 et qui est utilisée pour les communications de radio amateur (en anglais : *ham-radio communication*).

#### ▪ Caractéristiques du D-STAR

Les principales caractéristiques du D-STAR sont décrites ci-dessous :

- Il offre deux modes de communication, le mode DD (en anglais : *Digital Data*) et le mode DV (en anglais : *Digital Voice*). Le mode DD transmet et reçoit seulement des données, avec un débit de 128 kbit/s, tandis que le mode DV transmet des voix et des données simultanément, avec un débit de 4,8 kbit/s (données : 1,2 kbit/s et voix : 3,6 kbit/s avec codage AMBE et modulation GMSK). Le mode DV peut fonctionner dans la bande 144 MHz (VHF), 440 MHz (UHF), et 1,2 GHz (bande L), tandis que le mode DD n'exige que la bande 1,2 GHz (bande L). Le mode DV qui présente un intérêt à KAMPUCH-1 fournit une bande passante limitée d'environ 6 kHz.
- Le D-STAR utilise la modulation GMSK avec un produit de 0,5 de la durée symbole et de la bande passante, dénotée 0,5-GMSK qui offre une grande efficacité de la bande passante.

### D. Module D-STAR de communication par satellite

Le module D-STAR de communication par satellite (en anglais : *Satellite Extension*) doit être ajouté entre le relais D-STAR et le satellite KAMPUCH-1 pour rendre le système de communication complètement compatible avec le réseau D-STAR.

## III.3 Couche physique et couche liaison

Cette section abordera succinctement la couche physique et la couche liaison, et décrira le protocole AX.25, le protocole D-STAR et la balise ([7], [8]). Une description plus détaillée est fournie en Annexe II, A.II.1.

Le nanosatellite KAMPUCH-1 utilise deux types de modulation : avec le protocole AX.25 et la balise, la modulation 2-FSK pour la voie de télémétrie et télécommande (TM/TC), et avec le protocole D-STAR la modulation 0,5-GMSK pour les communications de radio amateur. Les valeurs d' $E_b/N_0$  requises suivant le schéma de modulation et codage et le TEB requis sont montrées dans le Tableau III.2. Les options sélectionnables dans l'outil de calcul de bilan de liaison Excel développé et utilisé au cours de ce stage (cf. section §III.6 Bilans de liaison) sont : AFSK/FM (en anglais : *Audio Frequency Shift Keying on an FM Carrier*), une forme spéciale de la modulation FSK développée par M. James Miller et nommée « G3RUH », la démodulation FSK non-cohérente (en anglais : *Non-Coherent FSK*), GMSK, BPSK et QPSK.

Type de modulation	Codage	TEB	$E_b/N_0$ requis [dB]
AFSK/FM	aucun	$10^{-5}$	23,2
AFSK/FM	aucun	$10^{-4}$	21,0
G3RUH FSK	aucun	$10^{-5}$	18,0
G3RUH FSK	aucun	$10^{-4}$	16,7
FSK non-cohérente	aucun	$10^{-5}$	13,8
FSK non-cohérente	aucun	$10^{-4}$	13,4
FSK cohérente	aucun	$10^{-5}$	11,9
FSK cohérente	aucun	$10^{-4}$	10,5
BPSK	aucun	$10^{-6}$	10,5
QPSK	aucun	$10^{-6}$	10,5
GMSK	aucun	$10^{-5}$	9,6
BPSK	aucun	$10^{-5}$	9,6
QPSK	aucun	$10^{-5}$	9,6
GMSK	aucun	$10^{-4}$	8,4

BPSK	Codage convolutionnel <sup>2</sup> (R=1/2, K=7)	10 <sup>-6</sup>	4,8
BPSK	Convolutionnel (R=1/2, K=7) et RS <sup>3</sup> (255,223)	10 <sup>-6</sup>	2,5
BPSK	Convolutionnel (R=1/6, K=15) et RS (255, 223)	10 <sup>-7</sup>	0,8

Tableau III.2 : Performances en  $E_b/N_0$  suivant le schéma de modulation et codage

### III.3.1 Protocole AX.25

Le nom AX.25 provient de la recommandation X.25 du CCITT, l'ajout de la lettre *A* signifiant « Amateur ». Par conséquent, AX.25 est un protocole de la couche liaison pour la radio amateur en mode paquet. Pour KAMPUCH-1, le protocole AX.25 sera utilisé pour la voie TM/TC avec la modulation 2-FSK, et un débit de 9,6 kbit/s. Il y a trois types généraux de trame AX.25 (structure montrée en Annexe II, A.II.1 A) :

1. trame utile (trame I, en anglais : *Information frame, I frame*) ;
2. trame de surveillance (trame S, en anglais : *Supervisory frame, S frame*) ;
3. trame non-numérotée (trame U, en anglais : *Unnumbered frame, U frame*).

### III.3.2 Protocole D-STAR

Le protocole D-STAR offre deux modes de communication : le mode DV (*Digital Voice*) et le mode DD (*Digital Data*). Le mode DV peut opérer dans les bandes de fréquence 144 MHz (bande VHF), 440 MHz (bande UHF), et 1,2 GHz (bande L), tandis que le mode DD n'exige que la bande 1,2 GHz.

KAMPUCH-1 utilise le mode DV (4,8 kbit/s) avec le protocole D-STAR et la modulation GMSK pour des communications de radio amateur. La structure de la trame D-STAR en mode DV est montrée en Annexe II, A.II.1 B.

### III.3.3 Balise

Pour KAMPUCH-1, la balise, avec un débit de 12 mots par minute et la modulation 2-FSK, est utilisée pour transmettre 12 paramètres critiques en code Morse. La structure de la trame de la balise est montrée en Annexe II, A.II.1 C.

## III.4 Détermination de l'orbite

Cette section s'intéresse à la détermination de l'orbite d'un nanosatellite.

### III.4.1 Éléments orbitaux classiques

Les éléments orbitaux dits de Kepler ou classiques [5] sont utiles pour les opérations spatiales et pour déterminer quatre paramètres au sujet de l'orbite, à savoir : la taille de l'orbite, la forme de l'orbite, l'orientation du plan dans l'espace et la position du satellite. Ces éléments orbitaux classiques sont indiqués dans le Tableau III.3 et illustrés sur la Figure III.3.

Il y a lieu de définir maintenant quelques termes courants de mécanique orbitale :

- *Périgée* : Le point où le satellite est le plus proche de la Terre.
- *Apogée* : Le point où le satellite est le plus éloigné de la Terre.
- *Orbite équatoriale* : inclinaison  $i = 0^\circ$  ou  $180^\circ$ , le plan de l'orbite est contenu dans le plan équatorial.

<sup>2</sup> Codage convolutionnel : un code convolutionnel opère au niveau de l'octet, et les bits complémentaires sont ajoutés à chaque mot. Cependant, les erreurs sont corrigées sur une base séquentielle (bit par bit). Le plus populaire de ces méthodes est le système de codage ou de décodage convolutionnel de Viterbi, ainsi nommé par référence à son inventeur, Andrew Viterbi. Il y a deux paramètres qui configurent le degré du codage : le taux de codage R et la longueur de contrainte K du code. La longueur de contrainte K est le nombre des symboles en sortie qui sont affectés par les symboles d'entrée. Un exemple de codage convolutionnel est le code de Viterbi (R=1/2, K=7).

<sup>3</sup> Code bloc : un décodeur bloc opère sur un bloc entier de données. Les bits supplémentaires de codage sont ajoutés à la fin du bloc. Le plus populaire des codages bloc est connu sous le nom de « Reed-Solomon » (RS), bien qu'il y ait beaucoup d'autres formes de codage bloc. Pour le codage RS, deux paramètres sont utilisés : la longueur n (en octets) du bloc de symboles de données utiles et la longueur k (en octets) du bloc de symboles du mot code (en anglais : *code word*). L'encodeur code un bloc de n symboles de données utiles (bits) en un mot code de k symboles. Donc les erreurs sont corrigées au niveau bloc (ou trame). Voici un exemple de codeur Reed-Solomon : k = 255 octets, n = 223 octets.

- *Orbite prograde* :  $0^\circ \leq i < 90^\circ$ , le satellite gravite dans la même direction que la Terre (rotation vers l'Est autour de la Terre).
- *Orbite polaire* :  $i = 90^\circ$ , le satellite gravite au-dessus des pôles.
- *Orbite rétrograde* :  $90^\circ < i \leq 180^\circ$ , le satellite gravite dans la direction opposée à la rotation de la Terre (rotation vers l'Ouest autour de la Terre).
- *Axe d'équinoxe vernal* : axe qui est pris comme la direction principale du centre du Soleil au centre de la Terre, le premier jour du printemps.

Élément	Nom	Description	Définition	Remarque
$a$	Demi-grand axe	Taille de l'orbite	La moitié de la distance entre l'apogée et le périégée de l'ellipse	La période orbitale et l'énergie dépendent de la taille de l'orbite.
$e$	Excentricité	Forme de l'orbite	Le rapport de la moitié de la distance séparant les foyers (c) et du demi-grand axe	- Cercle : $e = 0$ - Ellipse : $e < 1$ - Parabole : $e = 1$ - Hyperbole : $e > 1$
$i$	Inclinaison	Orientation du plan orbital (inclinaison du plan orbital)	L'angle entre le plan orbital et le plan équatorial, mesuré dans le sens antihoraire au nœud ascendant.	- Équatorial : $i = 0^\circ$ ou $180^\circ$ - Prograde : $0^\circ \leq i < 90^\circ$ - Polaire : $i = 90^\circ$ - Rétrograde : $90^\circ < i \leq 180^\circ$
$\Omega$	R.A.A.N : ascension droite du nœud ascendant	Rotation du plan orbital autour de la Terre	L'angle, mesuré vers l'Est, entre l'équinoxe vernal et le nœud ascendant	$0^\circ \leq \Omega < 360^\circ$
$\omega$	Argument du périégée	Orientation de l'orbite dans le plan orbital	L'angle, mesuré dans le sens du mouvement du satellite, formé entre le nœud ascendant et le périégée	$0^\circ \leq \omega < 360^\circ$
$v$	Anomalie vraie	Position du satellite sur son orbite	Angle, mesuré dans le sens du mouvement du satellite, du périégée à la position du satellite	$0^\circ \leq v < 360^\circ$

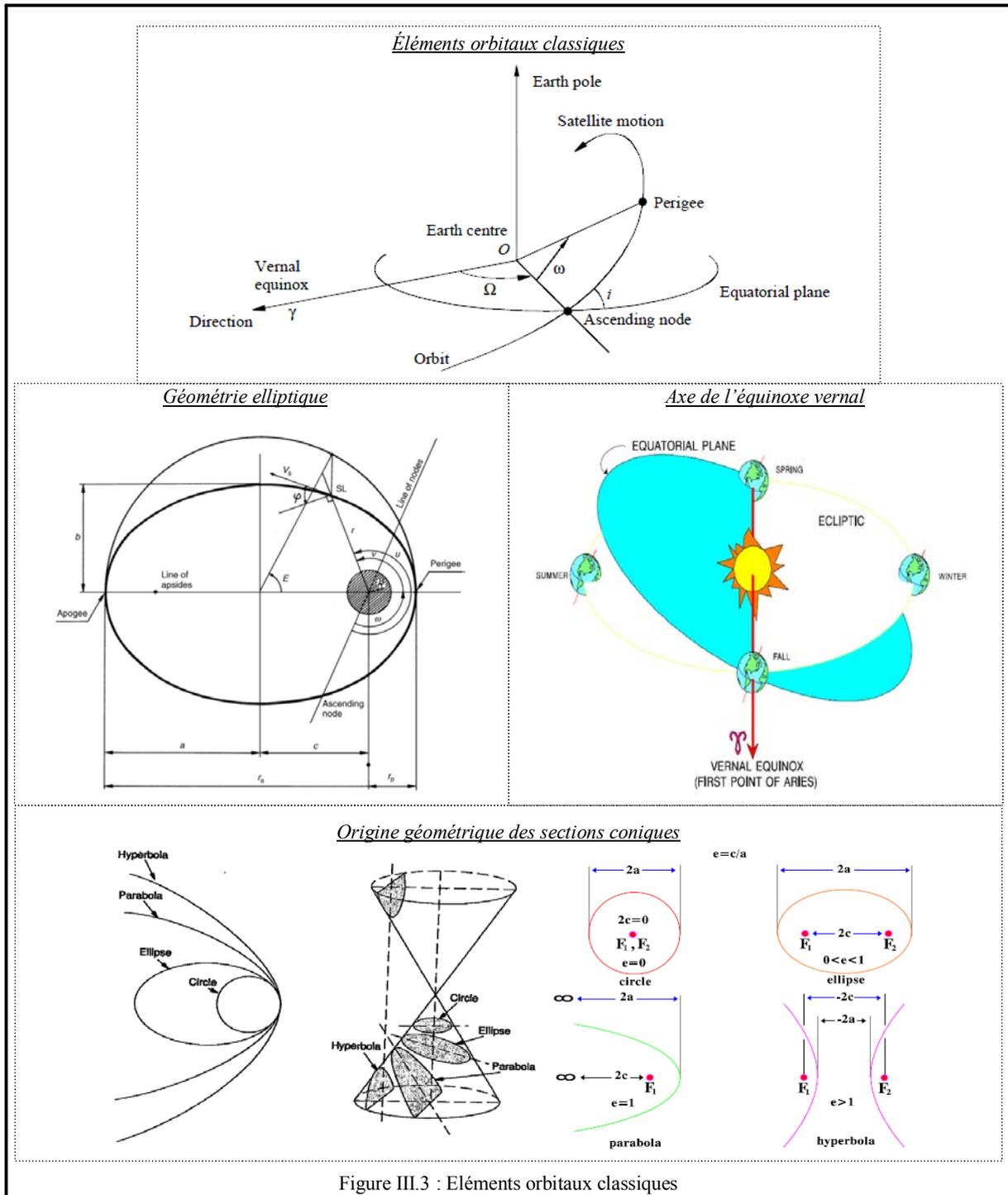
Tableau III.3 : Éléments orbitaux classiques

#### III.4.2 Caractérisation des orbites

Les principaux paramètres caractérisant les différents types d'orbite sont indiqués dans le Tableau III.4 [5]. Les paramètres orbitaux complets sont donnés en Annexe II, A.II.4 A. On y trouvera également une brève explication des relations qui lient certains paramètres à d'autres.

Types d'orbite		Elliptique				Circulaire
		LEO	VLEO	MEO "Molniya"	MEO "Tundra"	LEO
Altitude de l'apogée ( $h_a$ )	[km]	1447,00	370,00	39105,00	46340,00	650,00
Altitude du périégée ( $h_p$ )	[km]	354,00	368,00	1250,00	25231,00	650,00
Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	71,00°	40,02°	63,4°	63,4°	72°
R.A.A.N ( $\Omega$ )	[degrés]	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00
Argument du périégée ( $\omega$ )	[degrés]	30,00	30,00	30,00	30,00	0,00
Anomalie vraie ( $v$ )	[degrés]	15,00	15,00	15,00	15,00	45,00

Tableau III.4 : Différents types d'orbites



III.4.3 Zone de couverture, durée de visibilité et nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue

La zone de couverture et la durée de visibilité dépendent de deux paramètres : l'altitude de l'orbite et l'angle d'élévation.

Les résultats concernant la zone de couverture, la durée de visibilité et le nombre des satellites nécessaires par plan (N) pour assurer une couverture continue sous la trace de l'orbite sont indiqués dans le Tableau III.5. Ils ont été estimés pour les différents types d'orbite aux altitudes minimale, maximale et moyenne (pour les orbites elliptiques) du satellite, ou à une altitude constante du satellite (pour les orbites circulaires), et avec un angle

d'élévation de 5°. L'influence de l'angle d'élévation sur ces mêmes paramètres pour le cas particulier d'une orbite LEO elliptique peut être observée dans le Tableau III.6. Tous ces résultats ont été obtenus sous Matlab en appliquant les formules données dans l'Annexe II, A.II.2. Nous pouvons observer que :

- Si l'altitude d'orbite  $\uparrow \Rightarrow$  la zone de couverture  $\uparrow$  et la vitesse du satellite  $\downarrow \Rightarrow$  la durée de visibilité  $\uparrow \Rightarrow$  le nombre  $N$  de satellites nécessaires pour assurer une couverture continue sous la trace de l'orbite  $\downarrow$ .
- Si l'angle d'élévation  $\downarrow \Rightarrow$  la zone de couverture  $\uparrow \Rightarrow$  la durée de visibilité  $\uparrow \Rightarrow$  le nombre  $N$  des satellites nécessaires pour assurer une couverture continue sous la trace de l'orbite  $\downarrow$ .

Type d'orbite		LEO elliptique, période orbitale (T) = 103,00 minutes		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Altitude de l'orbite	[km]	354,00	1447,00	900,50
Rayon de l'orbite	[km]	6732,14	7825,14	7278,64
Angle de nadir	[Degrés]	54,29	70,70	60,80
Angle central	[Degrés]	14,30	30,71	24,20
Longueur de l'empreinte	[km]	3183,34	6837,25	5387,20
Superficie de l'empreinte	[km <sup>2</sup> ]	7917743,81	35845129,46	22457032,18
Vitesse du satellite	[m/s]	6863,96	7978,36	7400,21
Durée de visibilité	[minutes]	6,65	16,60	12,13
Nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue, $N$		7	16	9
Type d'orbite		VLEO elliptique, période orbitale (T) = 91,93 minutes		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Altitude de l'orbite	[km]	368,00	370,00	369,00
Rayon de l'orbite	[km]	6746,14	6748,14	6747,14
Angle de nadir	[Degrés]	70,32	70,37	70,34
Angle central	[Degrés]	14,63	14,68	14,66
Longueur de l'empreinte	[km]	3258,31	3268,90	3263,61
Superficie de l'empreinte	[km <sup>2</sup> ]	8293032,38	8346703,93	8319866,43
Vitesse du satellite	[m/s]	7685,02	7687,30	7686,16
Durée de visibilité	[minutes]	7,06	7,09	7,08
Nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue, $N$		13	14	13
Type d'orbite		MEO "Molniya" elliptique, période orbitale (T) = 717,79 minutes		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Altitude de l'orbite	[km]	1250,00	39105,00	20177,50
Rayon de l'orbite	[km]	7628,14	45483,14	26555,64
Angle de nadir	[Degrés]	8,03	56,40	13,84
Angle central	[Degrés]	28,60	76,97	71,16
Longueur de l'empreinte	[km]	6366,78	17136,45	15842,27
Superficie de l'empreinte	[km <sup>2</sup> ]	31181392,57	197973707,52	173048953,63
Vitesse du satellite	[m/s]	1586,63	9460,34	3874,28
Durée de visibilité	[minutes]	11,22	180,01	68,15
Nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue, $N$		4	64	11
Type d'orbite		MEO "Tundra" elliptique, période orbitale (T) = 1436,04 minutes		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Altitude de l'orbite	[km]	25231,00	46340,00	35785,50
Rayon de l'orbite	[km]	31609,14	52718,14	42163,64
Angle de nadir	[Degrés]	6,92	11,60	8,67
Angle central	[Degrés]	73,40	78,08	76,33
Longueur de l'empreinte	[km]	16342,54	17383,11	16994,65

Superficie de l’empreinte [km <sup>2</sup> ]	182596906,84	202799432,66	195209174,85
Vélocité du satellite [m/s]	2380,82	3970,76	3074,68
Durée de visibilité [minutes]	68,60	121,69	92,12
Nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue, <i>N</i>	<b>12</b>	<b>21</b>	<b>16</b>
<b>Type d’orbite</b>			
<b>LEO circulaire, période orbitale (T) = 97,73 minutes</b>			
Altitude de l’orbite [km]	650,00		
Rayon de l’orbite [km]	7028,14		
Angle de nadir [Degrés]	64,70		
Angle central [Degrés]	20,30		
Longueur de l’empreinte [km]	4520,21		
Superficie de l’empreinte [km <sup>2</sup> ]	15880252,72		
Vélocité du satellite [m/s]	7530,94		
Durée de visibilité [minutes]	10,00		
Nombre de satellites nécessaires pour une couverture continue, <i>N</i>	<b>10</b>		

Tableau III.5 : Zone de couverture, durée de visibilité et nombre de satellites pour assurer une couverture continue de la Terre pour différents types d’orbite

<b>LEO elliptique, période orbitale (T) = 103,00 minutes</b>					
<b>Angle d’élévation [Degrés]</b>	<b>Longueur de l’empreinte [km]</b>	<b>Superficie de l’empreinte [km<sup>2</sup>]</b>	<b>Vélocité du satellite [m/s]</b>	<b>Durée de visibilité [minutes]</b>	<b>Nombre des satellites nécessaires pour une couverture continue, <i>N</i></b>
5	3183,34	7917743,81	7978,36	6,65	7
10	2468,83	4772173,12	7978,36	5,16	8
15	1953,71	2991997,38	7978,36	4,08	9
20	1578,85	1955314,94	7978,36	3,30	10
25	1299,00	1324138,92	7978,36	2,71	11

Tableau III.6 : Zone de couverture, durée de visibilité et nombre des satellites pour assurer une couverture continue de la Terre pour différents angles d’élévation

#### III.4.4 Temps de vol du périégée à l’anomalie vraie initiale

Les valeurs du temps de vol (*Time Of Flight : TOF*) du périégée à l’anomalie vraie initiale pour les différents types d’orbite sont indiquées dans le Tableau III.7, et ont été obtenues en appliquant les formules de l’Annexe II, A.II.2.

	<b>Valeur initiale de l’excentricité (E) [rad]</b>	<b>Anomalie moyenne (M) [rad]</b>	<b>Anomalie vraie initiale (v) [degrés]</b>	<b>Temps de vol [minutes]</b>
<b>LEO elliptique</b>	0,24	0,22	15	3,69
<b>VLEO elliptique</b>	0,26	0,26	15	3,83
<b>MEO “Molniya” elliptique</b>	0,11	0,03	15	3,55
<b>MEO “Tundra” elliptique</b>	0,20	0,15	15	34,89
<b>LEO circulaire</b>	0,79	0,79	45	12,22

Tableau III.7 : Temps de vol du périégée à l’anomalie vraie initiale pour différents types d’orbite

### III.5 Constellation de satellites

Comme un satellite peut couvrir seulement une portion limitée de la Terre à un instant particulier, une constellation de satellites, qui est un groupe de satellites semblables qui sont synchronisés pour graviter autour de la Terre d’une certaine façon optimale (au sens du nombre total de satellites nécessaires qui doit être minimal), est nécessaire pour garantir une couverture continue de la Terre ou une couverture (continue) pour une zone spécifique. Par conséquent, le problème de la conception d’une constellation se résume à la question : « Quelle est la combinaison d’orbites qui fournit la couverture optimale pour toutes les stations au sol? » Une combinaison d’orbites est liée à de nombreux paramètres qui doivent être envisagés, parmi lesquels les

caractéristiques des orbites (excentricité, inclinaison, altitude, etc.), la durée de visibilité, l'espacement relatif entre les satellites dans les plans adjacents ou l'espacement  $F$  entre les plans dans une constellation de Walker, etc.

Pour simplifier le problème de la conception d'une constellation de satellites, un ou plusieurs paramètres sont supposés fixes comme l'inclinaison, l'espacement  $F$  entre les plans dans une constellation de Walker, l'altitude de l'orbite du satellite, etc. pour trouver la constellation optimale. Les constellations de satellites sont classées en deux catégories : *constellations d'orbites circulaires* et *constellations d'orbites elliptiques*. Les résultats obtenus pour ces deux types de constellation sont donnés dans les sections qui suivent.

### III.5.1 Constellations d'orbites circulaires

Il y a deux types de base de méthodes de conception de constellations d'orbites circulaires : elles relèvent de la méthode générale appelée « rue de couverture » (*street of coverage*) : constellations « Walker Star » et « Walker Delta » [3].

#### A. Walker Star

On se reportera à l'Annexe A.II.5 A pour une description de ce type de constellation. Le nombre approximatif de plans et le nombre total approximatif de satellites sont donnés dans le Tableau III.8. Les résultats dans ce tableau ont été estimés pour différents types d'orbite, respectivement aux altitudes minimale, maximale et moyenne (pour les orbites elliptiques) du satellite, ou à une altitude constante du satellite (pour les orbites circulaires), et avec un angle d'élévation de  $5^\circ$ , et calculés sous Matlab avec une valeur approximative de l'angle central de la Terre et un nombre  $N$  de satellites requis par plan tels qu'estimés dans la section III.4.3, et indiqués dans le Tableau III.5.

Type d'orbite	LEO elliptique		
	Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Angle central [degrés]	14,30	30,71	24,20
Nombre de satellites requis par plan, $N$	<b>7</b>	<b>16</b>	<b>9</b>
Largueur de la rue [degrés]	8,88	17,40	13,91
Rue de la couverture ( $SOC$ ) [degrés]	17,76	34,79	27,82
$D_{SD}$ [degrés]	23,18	48,11	38,11
$D_{OD}$ [degrés]	17,76	34,79	27,82
Nombre de plans, $P$	<b>5</b>	<b>8</b>	<b>5</b>
Nombre total de satellites, $TNOS$	<b>35</b>	<b>128</b>	<b>45</b>
Type d'orbite	VLEO elliptique		
	Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Angle central [degrés]	14,63	14,68	14,66
Nombre de satellites requis par plan, $N$	<b>13</b>	<b>14</b>	<b>13</b>
Largueur de la rue [degrés]	4,93	7,05	4,86
Rue de couverture ( $SOC$ ) [degrés]	9,87	14,10	9,72
$D_{SD}$ [degrés]	19,57	21,73	19,52
$D_{OD}$ [degrés]	9,87	14,10	9,72
Nombre de plans, $P$	<b>9</b>	<b>10</b>	<b>10</b>
Nombre total de satellites, $TNOS$	<b>117</b>	<b>140</b>	<b>130</b>
Type d'orbite	MEO "Molniya" elliptique		
	Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Angle central [degrés]	28,60	76,97	71,16
Nombre de satellites requis par plan, $N$	<b>4</b>	<b>64</b>	<b>11</b>
Largueur de la rue [degrés]	28,47	71,41	70,33
Rue de couverture ( $SOC$ ) [degrés]	56,94	142,81	140,66
$D_{SD}$ [degrés]	57,07	148,38	141,49
$D_{OD}$ [degrés]	56,94	142,81	140,66
Nombre de plans, $P$	<b>2</b>	<b>4</b>	<b>2</b>
Nombre total de satellites, $TNOS$	<b>8</b>	<b>256</b>	<b>22</b>

Type d'orbite	MEO "Tundra" elliptique		
	Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Angle central [degrés]	73,40	78,08	76,33
Nombre de satellites requis par plan, $N$	<b>12</b>	<b>21</b>	<b>16</b>
Largueur de la rue [degrés]	73,21	77,65	76,06
Rue de couverture ( $SOC$ ) [degrés]	146,42	155,30	152,12
$D_{SD}$ [degrés]	146,61	155,73	152,39
$D_{OD}$ [degrés]	146,42	155,30	152,12
Nombre de plans, $P$	<b>2</b>	<b>2</b>	<b>2</b>
Nombre total de satellites, $TNOS$	<b>24</b>	<b>42</b>	<b>32</b>
Type d'orbite	LEO circulaire		
Angle central [degrés]	20,30		
Nombre de satellites requis par plan, $N$	<b>10</b>		
Largueur de la rue [degrés]	9,55		
Rue de couverture ( $SOC$ ) [degrés]	19,10		
$D_{SD}$ [degrés]	29,85		
$D_{OD}$ [degrés]	19,10		
Nombre de plans, $P$	<b>7</b>		
Nombre total de satellites, $TNOS$	<b>70</b>		

Tableau III.8 : Détermination des constellations optimales par la méthode « Walker Star »

Il faut se garder à l'esprit un certain nombre de limitations de la constellation « Walker Star » :

- La distance de séparation perpendiculaire  $D_{SD}$  ou  $D_{OD}$  est minimale au niveau du pôle et maximale à l'équateur. Par conséquent, pour couvrir la Terre, la rue de couverture de chaque plan orbital doit être espacée uniformément d'une distance d'environ la moitié de l'équateur afin que chaque rue de couverture touche sa voisine.
- La constellation « Walker Star » nécessite considérablement plus de satellites que les autres types de constellation pour couvrir la Terre quand il y a beaucoup de points de croisements (ou chevauchement des empreintes des satellites).
- Aux pôles, le chevauchement des empreintes des satellites vont provoquer des interférences et des couvertures multiples. De plus, les vitesses relatives plus élevées des satellites traversant les plans voisins vont rendre le maintien des liaisons inter-satellites (*Inter-Satellite Link : ISL*) très difficile à cause du décalage Doppler (*Doppler shift*). Pour éviter ces problèmes, certaines empreintes doivent être désactivées, et cela nécessite également des moyens sophistiqués de poursuite des satellites, de commutation entre deux satellites voisins et de rétablissement des liens.

#### B. Walker Delta

Le principe de la constellation « Walker Delta » est explicitée en Annexe A.II.5 B.

Le nombre approximatif de plans et de satellites requis par plan pour les différents types d'orbite en utilisant cette constellation sont donnés dans le Tableau III.9.

Constellation « Walker Delta » ( $i : T/P/F$ )				
Type d'orbite	LEO elliptique			
Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	71		
Espacement des plans ( $F$ )		1		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Nombre de plans ( $P$ )		<b>5</b>	<b>8</b>	<b>5</b>
Nombre total de satellites ( $T$ )		<b>35</b>	<b>128</b>	<b>45</b>
Unité modèle ( <i>Pattern Unit, <math>PU=360^\circ/T</math></i> )	[degrés]	10,29	2,81	8
Espacement des nœuds	[degrés]	72	45	72
Espacement des satellites dans le plan	[degrés]	51,43	22,5	40
Différence de phase entre les plans adjacents	[degrés]	10,29	2,81	8
Type d'orbite	VLEO elliptique			

Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	40,02		
Espacement des plans ( $F$ )		1		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Nombre de plans ( $P$ )		<b>9</b>	<b>10</b>	<b>10</b>
Nombre total de satellites ( $T$ )		<b>117</b>	<b>140</b>	<b>130</b>
Unité modèle ( <i>Pattern Unit, PU</i> )	[degrés]	3,08	2,57	2,77
Espacement des nœuds	[degrés]	40,00	36,00	36
Espacement des satellites dans le plan	[degrés]	27,69	25,71	27,69
Différence de phase entre les plans adjacents	[degrés]	3,08	2,57	2,77
<b>Type d'orbite</b>		<b>MEO "Molniya" elliptique</b>		
Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	63,40		
Espacement des plans ( $F$ )		1		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Nombre de plans ( $P$ )		<b>2</b>	<b>4</b>	<b>2</b>
Nombre total de satellites ( $T$ )		<b>8</b>	<b>256</b>	<b>22</b>
Unité modèle ( <i>Pattern Unit, PU</i> )	[degrés]	45,00	1,41	16,36
Espacement des nœuds	[degrés]	180,00	90,00	180,00
Espacement des satellites dans le plan	[degrés]	90,00	5,63	32,73
Différence de phase entre les plans adjacents	[degrés]	45,00	1,41	16,36
<b>Type d'orbite</b>		<b>MEO "Tundra" elliptique</b>		
Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	63,40		
Espacement des plans ( $F$ )		1		
		Altitude minimale	Altitude maximale	Altitude moyenne
Nombre de plans ( $P$ )		<b>2</b>	<b>2</b>	<b>2</b>
Nombre total de satellites ( $T$ )		<b>24</b>	<b>42</b>	<b>32</b>
Unité modèle ( <i>Pattern Unit, PU</i> )	[degrés]	15,00	8,57	11,25
Espacement des nœuds	[degrés]	180,00	180,00	180,00
Espacement des satellites dans le plan	[degrés]	30,00	17,14	22,50
Différence de phase entre les plans adjacents	[degrés]	15,00	8,57	11,25
<b>Type d'orbite</b>		<b>LEO circulaire</b>		
Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	72,00		
Espacement des plans ( $F$ )		1		
		7		
Nombre de plans ( $P$ )		<b>70</b>		
Nombre total de satellites ( $T$ )	[degrés]	5,14		
Unité modèle ( <i>Pattern Unit, PU</i> )	[degrés]	51,43		
Espacement des nœuds	[degrés]	36,00		
Espacement des satellites dans le plan	[degrés]	5,14		

Tableau III.9 : Détermination de la constellation « Walker Delta » pour différents types d'orbite

Les limitations de la méthode de constellation « Walker Delta » viennent du fait qu'elle ne permet pas d'obtenir une couverture au-dessus d'une certaine latitude (qui dépend de la valeur constante de l'inclinaison  $i$ ), ce qui signifie que généralement la couverture polaire est négligée.

### III.5.2 Constellations d'orbites elliptiques

Les constellations d'orbites elliptiques sont utilisées pour couvrir une zone spécifique (définie entre des emplacements spécifiques) à cause du changement de nombreux paramètres de conception de la constellation avec l'altitude du satellite le long de son orbite, tels que l'empreinte de la couverture (la plus grande empreinte de la couverture étant à l'apogée et la plus petite au périégée), la durée de visibilité du satellite et la vitesse du satellite.

Pour une constellation d'orbites elliptiques, afin de limiter le nombre de variables dans la conception de la constellation, et ainsi sa complexité, la constellation « Walker Star » et « Walker Delta » peuvent être utilisées. Cependant, ces deux méthodes ne peuvent pas fournir une constellation optimale pour une constellation d'orbites elliptiques pour une couverture (continue) de la Terre, car il y aurait de nombreux chevauchements des empreintes des satellites et, en outre, la couverture ne serait pas assurée au-dessus d'une certaine latitude (qui dépend de la valeur constante de l'inclinaison  $i$ ). Mais une fois que les deux méthodes sont utilisées pour la couverture (continue) d'une zone spécifique qui est bien choisie, elles fourniraient une constellation d'orbites elliptiques bien plus optimale que celle d'orbites circulaires, parce que la couverture en orbites circulaires ne s'étend pas vers son apogée comme celle en orbites elliptiques.

### **III.6 Bilans de liaison**

Les bilans de liaison seront établis dans cette section pour évaluer la marge système suivant les qualités de service (QoS : *Quality of Service*) requises en termes de taux d'erreur de bit, et en fonction de la valeur des paramètres clés du système comme la puissance émise, la *Puissance Isotrope Rayonnée Equivalente (PIRE)*, les pertes de propagation, etc., ce qui permet de vérifier si les liens de communication sont valides. Les bilans de liaison doivent prendre en compte l'atmosphère terrestre et les effets de l'environnement spatial sur les satellites. Les effets de propagation ont été calculés à partir d'hypothèses très simplificatrices. Mais en Annexe II, A.II.6, un rapide sommaire de l'environnement spatial est donné, et le lecteur est prié de s'y reporter.

#### **III.6.1 Outil Excel feuille de calcul de bilans de liaison**

Afin de calculer les bilans de liaison du système KAMPUCH-1, un outil Excel de feuille de calcul de bilans de liaison entièrement paramétrable a été développé. C'est un outil très puissant permettant de :

- configurer l'ensemble du système nanosatellitaire entre le satellite et la station au sol ;
- calculer les bilans de liaison sur les liens descendant et montant.

La feuille de calcul Excel est composée de treize onglets :

1. « *Title Page* » (page de titre)
2. « *I.I.R.R* » (Introduction, Instructions, Référence, Révisions);
3. « *Orbit & Frequency* » (propriétés de l'orbite et choix des fréquences);
4. « *Uplink Budget* » (bilan de liaison sur le lien montant);
5. « *Downlink Budget* » (bilan de liaison sur le lien descendant);
6. « *System Performance Summary* » (résumé des performances du système);
7. « *Transmitters* » (systèmes d'émission et pertes en lignes);
8. « *Receivers* » (systèmes de réception et pertes en lignes);
9. « *Antenna Gains* » (gains d'antenne);
10. « *Antenna Pointing Losses* » (pertes de dépointage des antennes);
11. « *Antenna Polarization Loss* » (pertes de dépolarisation des antennes);
12. « *Atmos. & Ionos. Losses* » (perte atmosphériques, pertes ionosphériques et pertes dues à la pluie);
13. « *Modulation-Demodulation Method* » (sélection des schémas de modulation et codage).

A titre d'exemple, un aperçu des deux onglets « *Orbit & Fréquence* » et « *Downlink Budget* » est montré sur la Figure III.4 et la Figure III.5 respectivement.

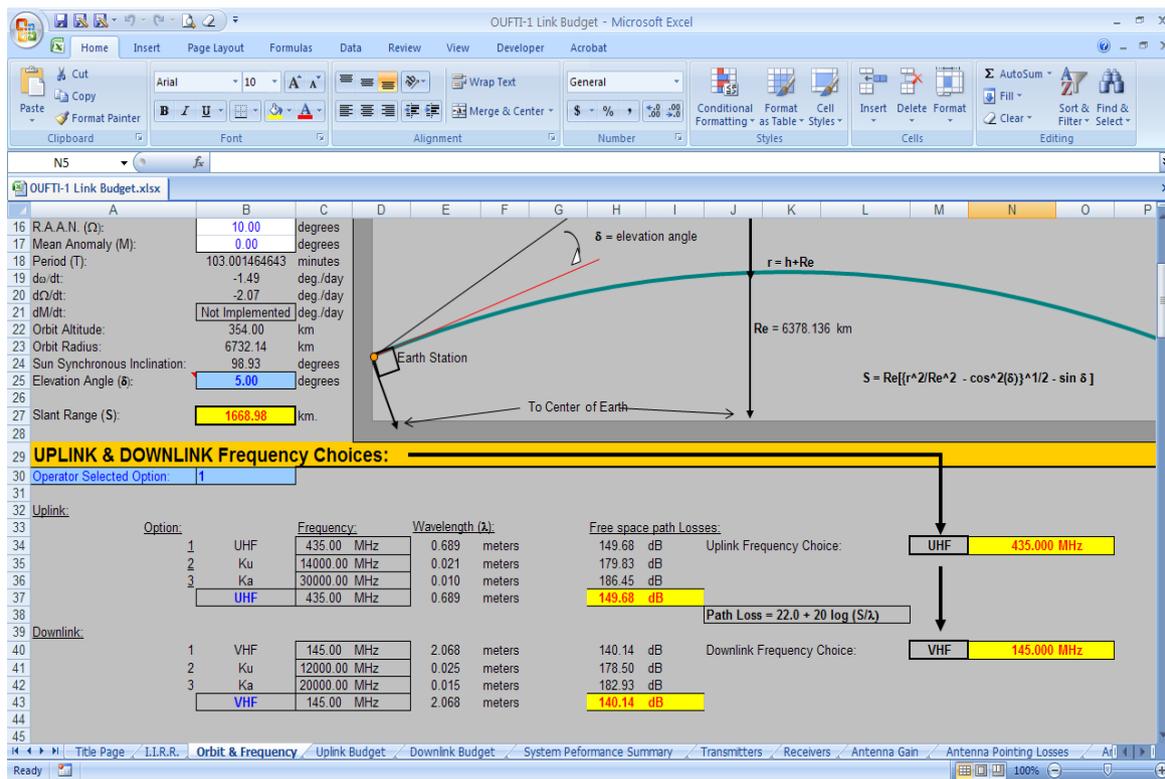


Figure III.4 : Onglet « Orbit & Fréquence » de l’outil Excel de calcul des bilans de liaison

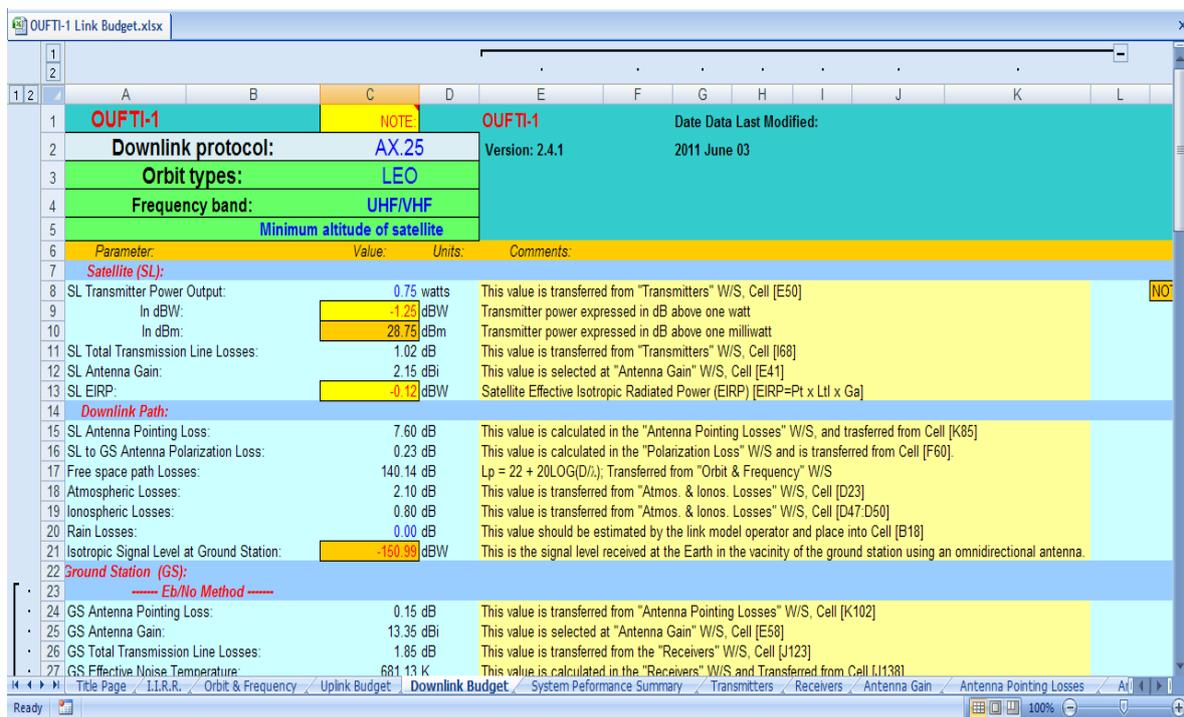


Figure III.5 : Onglet « Downlink Budget » de l’outil Excel de calcul des bilans de liaison

### III.6.2 Structure des bilans de liaison

La structure des bilans de liaison du nanosatellite KAMPUCH-1 est illustrée sur la **Erreur ! Source du renvoi introuvable.** ci-après.

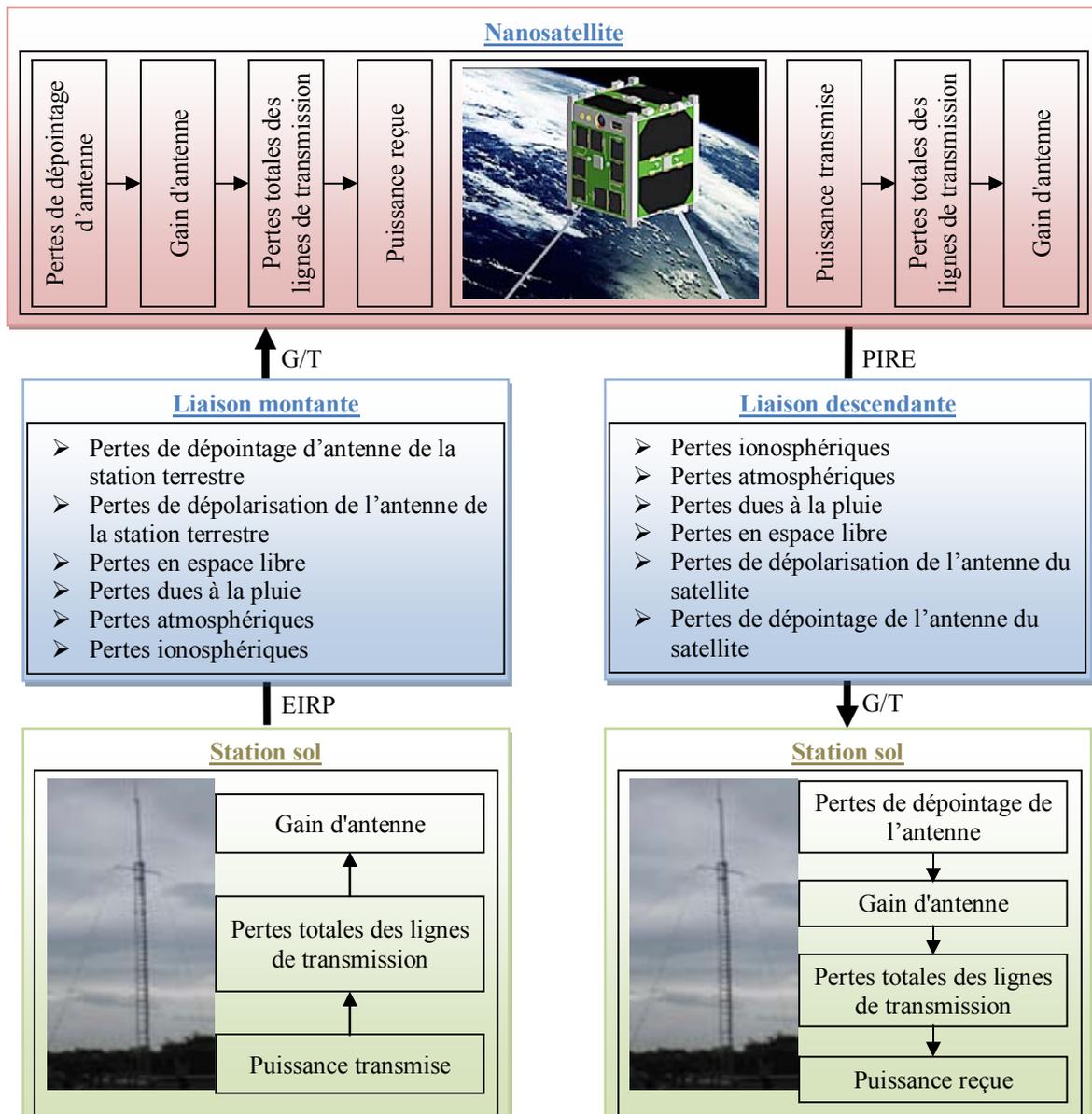


Figure III.6 : Structure des bilans de liaison

### III.6.3 Bilans de liaison du nanosatellite KAMPUCH-1

Dans cette section, nous allons observer l'impact des différents types d'orbite, des fréquences et des types de modulation avec ou sans codage, sur les bilans de liaison du système nanosatellitaire KAMPUCH-1, en nous focalisant sur la marge système et la puissance minimale admissible de l'émetteur en prenant une marge système désirée de 6 dB requis pour un système professionnel.

#### A. Bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège

Les caractéristiques du nanosatellite et de la station terrestre supposée située à Liège, en Belgique, qui ont été utilisées pour calculer les bilans de liaison sont fournies dans l'Annexe II, A.II.7, dans le Tableau A.II.9 et le Tableau A.II.10 respectivement. Rappelons que les principales caractéristiques du nanosatellite KAMPUCH-1 sont également résumées dans le Tableau III.1.

Les bilans de liaison entre un nanosatellite KAMPUCH-1 et la station sol de Liège représentés dans le Tableau III.10 ont été établis en utilisant l'outil Excel de calcul des bilans de liaison présenté précédemment.

D'après le Tableau III.10, nous pouvons observer que :

- Pour les liaisons montante et descendante, la marge système pour le protocole D-STAR est de 6,46 dB meilleure que celle du protocole AX.25 parce que le protocole D-STAR utilise la modulation GMSK, qui est plus performante que la modulation FSK non-cohérente et que le débit des données transmises est plus faible que celui du protocole AX.25.
- La marge système pour le canal de balise est de 18,06 dB et 11,42 dB plus élevée que celle du protocole AX.25 et D-STAR respectivement parce que la balise utilise un débit de données transmises beaucoup plus faible et la modulation FSK non-cohérente.

Type d'orbite	LEO (à l'altitude minimale du satellite)				
Bande de fréquence	UHF/VHF				
	Liaison montante (UHF)		Liaison descendante (VHF)		
Protocole	AX.25	D-STAR	AX.25	D-STAR	Balise
	Station terrestre		Satellite		
Puissance transmise [W]	20	20	0,75	0,75	0,10
[dBW]	13,01	13,01	-1,25	-1,25	-10,00
Pertes totales des lignes de transmission [dB]	3,09	3,09	1,02	1,02	1,02
Gain d'antenne [dBi]	13,35	13,35	2,15	2,15	2,15
PIRE [dBW]	<b>23,27</b>	<b>23,27</b>	<b>-0,12</b>	<b>-0,12</b>	<b>-8,87</b>
	Liaison montante		Liaison descendante		
Pertes de dépointage d'antenne [dB]	0,15	0,15	7,60	7,60	7,60
Pertes de dépolarisation d'antenne [dB]	0,23	0,23	0,23	0,23	0,23
Pertes en espace libre [dB]	149,68	149,68	140,14	140,14	140,14
Pertes atmosphériques [dB]	2,10	2,10	2,10	2,10	2,10
Pertes ionosphériques [dB]	0,40	0,40	0,80	0,80	0,80
Pertes dues à la pluie [dB]	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Niveau du signal isotrope [dBW]	<b>-129,29</b>	<b>-129,29</b>	<b>-150,99</b>	<b>-150,99</b>	<b>-159,74</b>
	Satellite		Station terrestre		
Pertes de dépointage d'antenne [dB]	7,60	7,60	0,15	0,15	0,15
Gain d'antenne [dBi]	2,15	2,15	13,35	13,35	13,35
Pertes totales des lignes de transmission [dB]	0,83	0,83	1,85	1,85	1,85
Température de bruit efficace [K]	219,66	219,66	681,13	681,13	681,13
Figure de mérite (G/T) [dB/K]	<b>-22,10</b>	<b>-22,10</b>	<b>-16,83</b>	<b>-16,83</b>	<b>-16,83</b>
Densité de puissance du rapport signal sur bruit (S/N <sub>0</sub> ) [dBHz]	<b>69,60</b>	<b>69,60</b>	<b>60,62</b>	<b>60,62</b>	<b>51,87</b>
Débit des données [bps]	9600,00	4800,00	9600,00	4800,00	20,00
[dBHz]	39,82	36,81	39,82	36,81	13,01
E <sub>b</sub> /N <sub>0</sub> du système [dB]	<b>29,78</b>	<b>32,79</b>	<b>20,80</b>	<b>23,81</b>	<b>38,86</b>
Méthode de démodulation	FSK non-cohérente	GMSK	FSK non-cohérente	GMSK	FSK non-cohérente
Codage	Aucun	Aucun	Aucun	Aucun	Aucun
TEB spécifié	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>
Perte de mise en œuvre du démodulateur	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
E <sub>b</sub> /N <sub>0</sub> requis du système [dB]	13,35	9,72	13,35	9,72	13,35
E <sub>b</sub> /N <sub>0</sub> seuil [dB]	<b>14,35</b>	<b>10,72</b>	<b>14,35</b>	<b>10,72</b>	<b>14,35</b>
Marge système [dB]	<b>15,43</b>	<b>22,07</b>	<b>6,45</b>	<b>13,09</b>	<b>24,51</b>
Marge système désiré [dB]	6,00	6,00	6,00	6,00	6,00
Marge système disponible [dB]	<b>9,43</b>	<b>16,07</b>	<b>0,45</b>	<b>7,09</b>	<b>18,51</b>
Puissance minimale admissible de [dB]	3,58	-3,06	-1,70	-8,34	-28,51

l'émetteur					
	[W]	<b>2,28</b>	<b>0,49</b>	<b>0,68</b>	<b>0,15</b>

Tableau III.10 : Bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège

#### B. Impact des types d'orbite sur les bilans de liaison

Cette section a pour but d'examiner l'impact du changement du type d'orbite sur les bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège, et de déterminer les types d'orbite qui peuvent fournir une liaison de communication valide en supposant que les bandes de fréquence UHF/VHF sont utilisées. Changer le type d'orbite (LEO → MEO, VLEO) entraînera un changement des pertes en espace libre, comme indiqué dans le Tableau III.11.

Bande de fréquence	UHF/VHF	
	Liaison descendante (VHF)	Liaison montante (UHF)
Fréquence	145 MHz	435 MHz
Type d'orbite	Pertes en espace libre [dB]	
	Liaison descendante	Liaison montante
LEO	140,14	149,68
VLEO	140,36	149,90
MEO (Molniya)	146,97	156,51
MEO (Tundra)	165,35	174,89

Tableau III.11 : Pertes en espace libre pour différents types d'orbite

Les bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège pour les différents types d'orbite avec les protocoles de la balise, AX.25 et D-STAR sont présentés dans les tableaux A.II.11, A.II.12 et A.II.13 respectivement de l'Annexe II. Les remarques que nous pouvons faire à partir de ces tableaux sont les suivantes :

- Les pertes en espace libre des liaisons montante et descendante pour une orbite LEO sont meilleures de respectivement **0,22 dB**, **6,84 dB** et **25,21 dB** que celles des orbites VLEO, MEO « Molniya » et MEO « Tundra »,
- Pour les bilans de liaison descendante avec le protocole de la balise, avec une marge système désiré de 6 dB, le lien de communication n'est valide que pour les orbites LEO, VLEO et MEO « Molniya » et la puissance minimale admissible de l'émetteur (du satellite) est de **0,0014 W**, **0,0015 W** et **0,0068 W** respectivement, ce qui montre que la qualité de la liaison est excellente même pour de très faibles puissances d'émission.
- Pour les bilans de liaison descendante avec le protocole AX.25, avec une marge système désiré de 6 dB, le lien de communication n'est valide que pour l'orbite LEO et VLEO avec une puissance minimale admissible de l'émetteur (du satellite) de **0,68 W** et **0,71 W** respectivement. Pour les bilans de liaison montante avec le protocole AX.25, avec une marge système désiré de 6 dB, le lien de la communication n'est valide que pour l'orbite LEO, VLEO et MEO « Molniya » avec la puissance minimale admissible de l'émetteur (de la station sol) de **2,28 W**, **2,40 W** et **11,01 W** respectivement.
- Pour les bilans de liaison descendante avec le protocole D-STAR, avec une marge système désiré de 6 dB, le lien de communication est valide pour les orbites LEO, VLEO et MEO « Molniya » avec une puissance minimale admissible de l'émetteur (du satellite) de **0,1465 W**, **0,1540 W** et **0,7066 W** respectivement. Pour les bilans de liaison montante avec le protocole D-STAR, le lien de communication n'est valide également que pour les orbites LEO, VLEO et MEO « Molniya » avec une puissance admissible minimale de l'émetteur (de la station sol) de **0,49 W**, **0,52 W** et **2,38 W** respectivement.
- Donc, avec la condition d'une marge système de 6 dB, il y a deux types d'orbite, LEO et VLEO, qui peuvent être utilisés pour établir les liens de communication pour tous les trois types de protocole utilisés. Cependant, les bilans de liaison pour l'orbite LEO sont meilleurs que ceux pour l'orbite VLEO en termes de marge système et de puissance de transmission requise. Par conséquent, l'orbite LEO est le meilleur choix pour notre système sous ce rapport.

### C. Impact des fréquences sur les bilans de liaison

Cette section étudiera l'impact du changement des bandes de fréquence sur les bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège avec l'orbite LEO, le satellite étant placé au périégée, et avec seulement le protocole AX.25. Les raisons pour lesquelles nous n'envisageons que le protocole AX.25 est que ce cas constitue celui où la valeur de la marge système est la plus faible parmi tous les types de protocole utilisés. Ainsi, si les bilans de liaison sont valides pour le protocole AX.25, ils le seront pour les autres protocoles.

Le changement des bandes de fréquence UHF/VHF vers les bandes Ka ou Ku donnera lieu à un changement des pertes totales des lignes de transmission (car le type de câble a changé), des types d'antenne et des pertes en espace libre. Les pertes en espace libre pour les différentes bandes de fréquence sont données dans le Tableau III.12. Les pertes en ligne, les gains d'antenne et les autres pertes sont calculées dans les feuilles de calcul Excel.

<b>Remarque : le satellite est placé au périégée de l'orbite LEO</b>						
<b>Bande de fréquence</b>	<b>UHF/VHF</b>		<b>Ku</b>		<b>Ka</b>	
	Liaison descendante	Liaison montante	Liaison descendante	Liaison montante	Liaison descendante	Liaison montante
Fréquence [MHz]	VHF 145 MHz	UHF 435 MHz	12 GHz	14 GHz	20 GHz	30 GHz
Pertes en espace libre [dB]	140,14	149,68	178,50	179,83	182,93	186,45
Pertes atmosphériques [dB]	2,10	2,10	0,71	0,86	3,38	2,77
Pertes ionosphériques [dB]	0,80	0,40	0,00	0,00	0,00	0,00
Pertes dues à la pluie [dB]	0,00	0,00	11,57	16,05	32,09	62,79

Tableau III.12 : Pertes en espace libre pour différentes bandes de fréquence

Le bilan de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège avec le protocole AX.25 pour les bandes de fréquence UHF/VHF, Ku et Ka est donné dans le Tableau III.13.

<b>Type d'orbite</b>		<b>LEO (à l'altitude minimale du satellite)</b>		
<b>Protocole</b>		<b>AX.25</b>		
<b>LIAISON MONTANTE</b>				
<b>Bande de fréquence</b>		<b>UHF/VHF</b>	<b>Ku</b>	<b>Ka</b>
<b>Station terrestre</b>				
Puissance transmise [W]		20	20	20
	[dBW]	13,01	13,01	13,01
Pertes totales des lignes de transmission [dB]		3,09	9,40	14,85
Gain d'antenne [dBi]		13,35	54,20	60,82
PIRE [dBW]		<b>23,27</b>	<b>57,81</b>	<b>58,98</b>
<b>Liaison montante</b>				
Pertes de dépointage d'antenne [dB]		0,15	1,03	5,27
Pertes de dépolarisation d'antenne [dB]		0,23	0,23	0,23
Pertes en espace libre [dB]		149,68	179,83	186,45
Pertes atmosphériques [dB]		2,10	0,86	2,77
Pertes ionosphériques [dB]		0,40	0,00	0,00
Pertes dues à la pluie [dB]		0,00	16,17	63,26
Niveau du signal isotrope [dBW]		<b>-129,29</b>	<b>-140,32</b>	<b>-198,99</b>
<b>Satellite</b>				

Pertes de dépointage d'antenne	[dB]	7,60	0,00	0,00
Gain d'antenne	[dBi]	2,15	5,27	5,27
Pertes totales des lignes de transmission	[dB]	0,83	1,70	2,40
Température de bruit efficace	[K]	219,66	245,16	262,12
Figure de mérite (G/T)	[dB/K]	<b>-22,10</b>	<b>-20,33</b>	<b>-21,31</b>
Densité de puissance du rapport signal sur bruit (S/N <sub>0</sub> )	[dBHz]	<b>69,60</b>	<b>67,95</b>	<b>8,29</b>
Débit des données désiré	[bps]	9600,00	9600,00	9600,00
	[dBHz]	39,82	39,82	39,82
E <sub>b</sub> /N <sub>0</sub> du système	[dB]	<b>29,78</b>	<b>28,13</b>	<b>-31,53</b>
Modulation		FSK non-cohérente	FSK non-cohérente	FSK non-cohérente
Codage		Aucun	Aucun	Aucun
TEB spécifié		10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>
Pertes de mise en œuvre du démodulateur		1,00	1,00	1,00
E <sub>b</sub> /N <sub>0</sub> requis du système	[dB]	13,35	13,35	13,35
E <sub>b</sub> /N <sub>0</sub> seuil	[dB]	14,35	14,35	14,35
Marge système	[dB]	<b>15,43</b>	<b>13,78</b>	<b>-45,88</b>
Marge système désiré	[dB]	6,00	6,00	6,00
Marge système disponible	[dB]	<b>9,43</b>	<b>7,78</b>	<b>-51,88</b>
Puissance minimale admissible de l'émetteur	[dB]	3,58	5,23	64,89
	[W]	<b>2,28</b>	<b>3,34</b>	<b>3085215,08</b>
<b>LIAISON DESCENDANTE</b>				
<b>Bande de fréquence</b>		<b>UHF/VHF</b>	<b>Ku</b>	<b>Ka</b>
		<b>Station terrestre</b>		
Puissance transmise	[W]	0,75	0,75	0,75
	[dBW]	-1,25	-1,25	-1,25
Pertes totales des lignes de transmission	[dB]	1,02	1,81	2,17
Gain d'antenne	[dBi]	2,15	5,59	6,90
PIRE	[dBW]	<b>-0,12</b>	<b>2,53</b>	<b>3,48</b>
		<b>Liaison descendante</b>		
Pertes de dépointage d'antenne	[dB]	7,60	0,00	0,00
Pertes de dépolarisation d'antenne	[dB]	0,23	0,23	0,23
Pertes en espace libre	[dB]	140,14	178,50	182,93
Pertes atmosphériques	[dB]	2,10	0,71	3,38
Pertes ionosphériques	[dB]	0,80	0,00	0,00
Pertes dues à la pluie	[dB]	0,00	11,66	32,33
Niveau du signal isotrope	[dBW]	<b>-150,99</b>	<b>-188,56</b>	<b>-215,40</b>
		<b>Satellite</b>		
Pertes de dépointage d'antenne	[dB]	0,15	0,76	2,17
Gain d'antenne	[dBi]	13,35	52,87	57,30
Pertes totales des lignes de transmission	[dB]	1,85	5,38	7,00
Température de bruit efficace	[K]	681,13	434,15	450,93
Figure de mérite (G/T)	[dB/K]	<b>-16,83</b>	<b>21,11</b>	<b>23,76</b>

Densité de puissance du rapport signal sur bruit ( $S/N_0$ )	[dBHz]	<b>60,62</b>	<b>60,39</b>	<b>34,79</b>
Débit des données désiré	[bps]	9600,00	9600,00	9600,00
	[dBHz]	39,82	39,82	39,82
$E_b/N_0$ du système	[dB]	<b>20,80</b>	<b>20,57</b>	<b>-5,03</b>
Modulation		FSK non-cohérent	FSK non-cohérent	FSK non-cohérent
Codage		Aucun	Aucun	Aucun
TEB spécifié		$10^{-5}$	$10^{-5}$	$10^{-5}$
Pertes de mise en œuvre du démodulateur		1,00	1,00	1,00
$E_b/N_0$ requis du système	[dB]	13,35	13,35	13,35
$E_b/N_0$ seuil	[dB]	14,35	14,35	14,35
Marge système	[dB]	<b>6,45</b>	<b>6,22</b>	<b>-19,38</b>
Marge système désiré	[dB]	6,00	6,00	6,00
Marge système disponible	[dB]	<b>0,45</b>	<b>0,22</b>	<b>-25,38</b>
Puissance minimale admissible de l'émetteur	[dB]	-1,70	-1,47	24,13
	[W]	<b>0,6764</b>	<b>0,7131</b>	<b>258,8751</b>

Tableau III.13 : Impact des fréquences sur les bilans de liaison avec le protocole AX.25

Nous pouvons observer que :

- Pour la liaison descendante, le lien de la communication n'est valide que dans les bandes de fréquence UHF/VHF et Ku avec une puissance minimale admissible de l'émetteur (du satellite) de **0,6764 W** et **0,7131 W** respectivement.
- Pour la liaison montante, seules les bandes de fréquence UHF/VHF et Ku permettent d'établir une communication, avec une puissance minimale admissible de l'émetteur (de la station sol) de **2,28 W** et **3,34 W** respectivement.

#### D. Impact des types de modulation avec ou sans codage sur le bilan de liaison

Cette section examine l'impact du changement du schéma de modulation et codage sur les bilans de liaison entre le nanosatellite KAMPUCH-1 et la station terrestre de Liège, avec le protocole AX.25.

Les modulations comparées pour un TEB de  $10^{-5}$  sont : FSK non-cohérente non codée, FSK cohérente non codée, GMSK non codée, BPSK non codée et BPSK avec un codage convolutionnel. Les performances en  $E_b/N_0$  de ces schémas de modulation et codage ont été données dans le Tableau III.2 plus haut.

Le Tableau III.14 met en comparaison les valeurs de la marge système et de la puissance minimale admissible de l'émetteur pour les liaisons montantes et descendante pour les différents schémas de modulation et codage identifiés.

En liaison montante, la modulation BPSK associée à un codage convolutionnel permet d'obtenir une marge système très confortable de **22,87 dB**, et de réduire la puissance de l'émetteur jusqu'à **0,41 W**.

Les calculs théoriques effectués dans ce chapitre seront complétés dans le prochain chapitre par la mise en œuvre d'une série de simulations sous l'environnement logiciel STK.

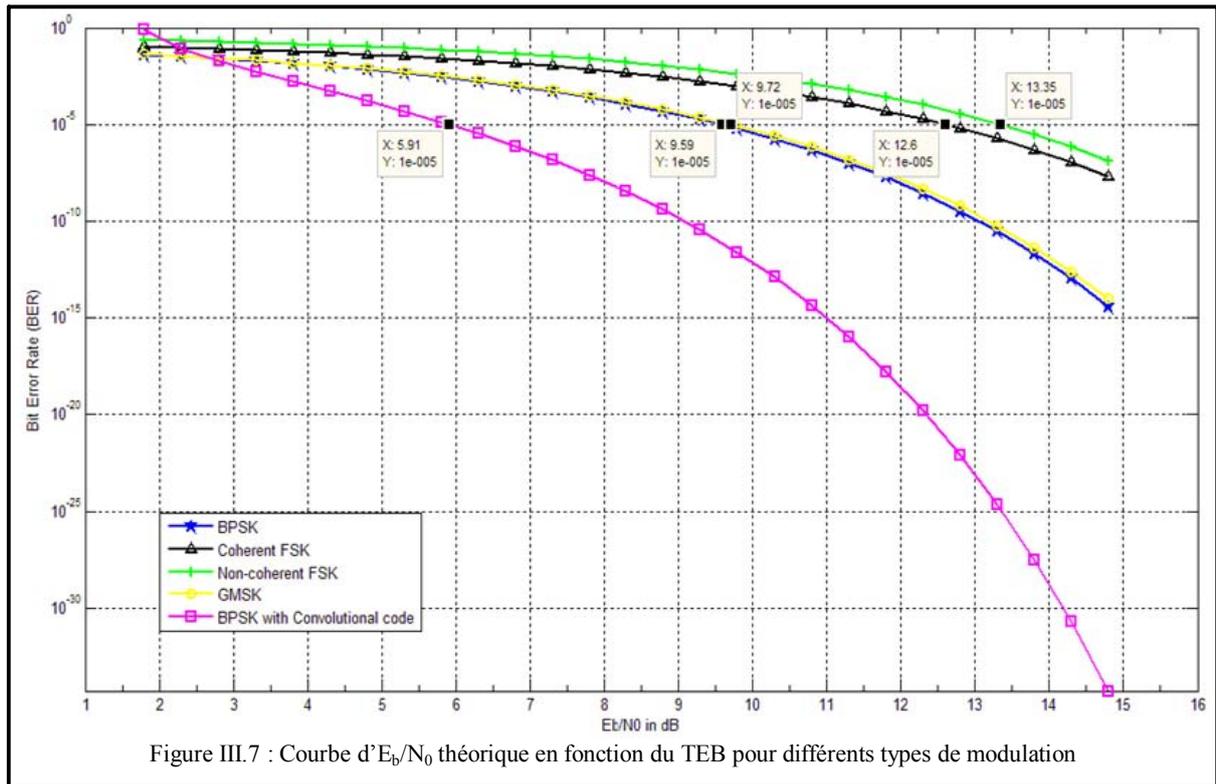


Figure III.7 : Courbe d' $E_b/N_0$  théorique en fonction du TEB pour différents types de modulation

Bande de fréquence	UHF/VHF				
Type d'orbite	LEO (à l'altitude minimale du satellite)				
Protocole	AX.25				
	Liaison montante (UHF)				
Type de modulation	FSK non-cohérente	FSK cohérente	GMSK	BPSK	BPSK
Codage	Aucun	Aucun	Aucun	Aucun	Convolutionnel (R=1/2, K=7)
$E_b/N_0$ du système [dB]	29,78				
$E_b/N_0$ seuil [dB]	14,35	13,60	10,72	10,59	6,91
Marge système [dB]	15,43	16,18	19,06	19,19	22,87
Marge système désiré [dB]	6,00	6,00	6,00	6,00	6,00
Marge système disponible [dB]	9,43	10,18	13,06	13,19	16,87
Puissance minimale admissible de l'émetteur [dB]	3,58	2,83	-0,05	-0,18	-3,86
	2,28	1,92	0,99	0,96	0,41
	Liaison descendante (VHF)				
Modulation	FSK non-cohérente	FSK cohérente	GMSK	BPSK	BPSK
Codage	Aucun	Aucun	Aucun	Aucun	Convolutionnel (R=1/2, K=7)
$E_b/N_0$ du système [dB]	20,80				
$E_b/N_0$ seuil [dB]	14,35	13,60	10,72	10,59	6,91
Marge système [dB]	6,45	7,20	10,08	10,21	13,89
Marge système désiré [dB]	6,00	6,00	6,00	6,00	6,00
Marge système disponible [dB]	0,45	1,20	4,08	4,21	7,89
Puissance minimale admissible de l'émetteur [dB]	-1,70	-2,45	-5,33	-5,46	-9,14
	0,68	0,5685	0,2931	0,2843	0,1219

Tableau III.14 : Performances de différents schémas de modulation et codage pour le protocole AX.25

## CHAPITRE IV

### Partie réalisation et simulation : réalisation d'un simulateur d'analyse orbitographique et d'analyse des performances de communication

Les études bibliographique et théorique menées dans les parties précédentes sont complétées dans cette partie par la mise en œuvre de simulations, sous l'environnement logiciel STK, de mécanique orbitale, de constellations de satellites et de bilans de liaison. Cette partie sera divisée en cinq parties :

1. Présentation de STK
2. Mécanique orbitale pour différents types d'orbite
3. Constellations en couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite
4. Constellations pour un système satellitaire optimisé et rentable en basse orbite terrestre entre deux endroits précis
5. Bilans de liaison entre un nanosatellite en basse orbite terrestre et une station terrestre située à Liège.

#### IV.1 Présentation de STK

Le logiciel STK (Satellite Tool Kit), actuellement dans sa version 9.2.2, est un programme complet de simulation spatiale développé par la société Analytical Graphics, Inc. (AGI). STK a une large gamme de fonctionnalités, et pour cette raison, est largement utilisé dans la communauté spatiale, en particulier pour des applications de télédétection. STK est utilisé dans tous les domaines, dans toutes les branches d'activité de recherche et de développement, depuis les programmes de recherche universitaire, jusqu'aux opérations de développement militaire.

STK est pourvu de bases de données bien fournies de villes, ainsi que de satellites actifs (ou autrefois actifs). Cependant, les utilisateurs ne sont pas limités à ce qui existe, il est également possible de créer de nouveaux satellites ou modèles d'objet basés sur le cahier des charges d'un projet spécifique. Cette flexibilité rend ce programme extrêmement polyvalent.

En outre, STK n'est pas limité aux systèmes satellitaires. Des stations terrestres et des véhicules peuvent être ajoutés aux scénarii de simulation; des avions, des missiles et des navires peuvent également être insérés dans les scénarii. Tous ces objets peuvent être équipés des capteurs, de systèmes radar, d'émetteurs, de récepteurs ou d'antennes, soit possédant des propriétés génériques, soit caractérisés par des modèles définis par l'utilisateur lui-même.

L'interface utilisateur de STK est particulièrement utile et intuitive. Ce logiciel fournit une vue en trois dimensions (3D) de la Terre et des satellites en orbite, ainsi qu'une représentation en deux dimensions (2D). Chaque détail de ces projections peuvent être modifié selon les préférences de l'utilisateur - les images peuvent être réalisées sous forme de simples illustrations en noir et blanc, ou peuvent être associées à des modèles de terrain réalistes.

STK excelle dans ses capacités de traitement et de modélisation des systèmes multi-objets. Il est possible de créer des groupes d'objets dans les constellations, ou de les organiser dans des liens. Cette fonctionnalité a été critique pour les simulations réalisées au cours de ce stage. Les fonctionnalités de STK offrent les outils nécessaires pour déterminer et ajuster la qualité d'un lien de communication, car elles fournissent des données dynamiques sur la qualité du signal, telles que le rapport signal sur bruit (*Signal to Noise Ratio, SNR*), le gain, la durée et le lieu de contact.

La gamme de produits STK a été réorganisée en trois éditions avec des modules STK supplémentaires :

- **L'édition de base de STK** (*STK Basic Edition*) est une application gratuite qui offre les fonctionnalités fondamentales de l'édition professionnelle de STK.
- **L'édition professionnelle de STK** (*STK Professional Edition*) est une application orientée ingénierie à usage général qui tire sa puissance du moteur de mécanique spatiale breveté par AGI muni de capacités de visualisation intégrées. STK Professionnel a une interface utilisateur intuitive, des dizaines de milliers des paramètres de sortie des données et une structure modulaire permettant d'étendre l'application avec des fonctionnalités de modélisation et d'analyse spécialisées.

- L'édition avancée de STK (*STK Expert Edition*) est une suite logicielle qui combine l'édition professionnelle de STK avec tous les modules d'analyse avancée de STK (*STK / Analyzer, STK / Attitude, STK / Communications, STK / Couverture, STK / Radar, STK / Intégration et STK / Terrain, Imagerie et Cartes*) à un coût réduit.
- Les **modules complémentaires de STK** sont des modules qui peuvent être ajoutés aux éditions de base, professionnelle ou avancée de STK.

Un aperçu des éditions et des modules de STK est montré sur la Figure IV.1.

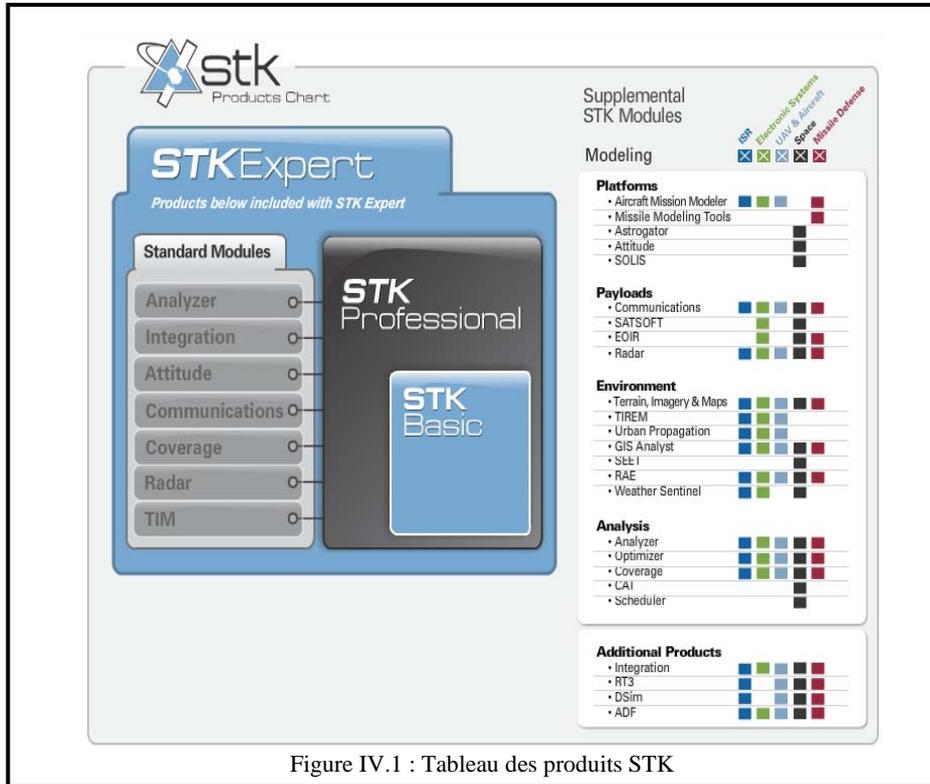


Figure IV.1 : Tableau des produits STK

AGI offre une version enseignement à usage purement éducatif avec une licence gratuite limitée dans le temps pour certains modules STK, pour les établissements universitaires justifiant d'un programme de recherche universitaire. Le programme de simulation STK qui a été utilisé au cours de ce stage est une version enseignement accordée à TESA, et les modules actifs sont montrés sur la Figure IV.2.

Product Licenses			
Product	Description	Version	Status
AMM	Aircraft Mission Modeler <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
ASTG	Astrogator <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
ATT	Attitude <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
CAT	Conjunction Analysis Tool <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
COV	Coverage <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
Comm	Communications <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
Radar	Radar <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
SEET	Space Environment and Effects Tool <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
STK	STK Basic Edition	9.0	Nodelock(NIC)
STKIntegration	STK Integration Module <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
STKProfessional	STK Professional Edition <b>Expires in: 46 days</b>	9.0	LockDemo(30-aug-2011)
DIS	Distributed Interactive Simulation	9.0	No License found
EOIR	Electro-Optical Infrared Sensor Performance	9.0	No License found
MicrosoftVE	Microsoft Bing Maps	9.0	No License found
RT3Client	RT3 Client	9.0	No License found
RdrAdvEn	Radar Advanced Environment - Subject to ITAR	9.0	No License found
SOLIS	Spacecraft Object Library In STK	9.0	No License found
STKCAP	Civil Air Patrol Bundle		No License found
STKEDU	Educational Bundle		No License found
STKExpert	STK Expert Edition	9.0	No License found
STKTIM	Terrain, Imagery & Maps	9.0	No License found
TIREM	TIREM		No License found

Figure IV.2 : Licences actives dans la version enseignement de STK

## IV.2 Mécaniques orbitales pour différents types d'orbite

### IV.2.1 Remarques préliminaires

- ❖ Tous les scénarii de simulation STK, sauf indication explicite, ont été exécutés sur la même période d'analyse de 24 heures, commençant le 7 juillet 2011 à 10:00:00 UTCG (ou 7 juillet 2011 12:00:00 LCLG), et se terminant le 8 juillet 2011 10:00:00 UTCG (ou 8 juillet 2011 12:00:00 LCLG).
- ❖ Les différents types d'orbite utilisés pour tous les scénarii de simulation STK, sauf indication contraire, sont les suivants :
  - orbites elliptiques : LEO, VLEO, MEO (Molniya) et MEO (Tundra) [toutes sont inclinées] ;
  - orbites circulaires : LEO (inclinée), LEO (polaires).

Les caractéristiques des différents types d'orbite pour les scénarii de simulation STK sont présentées dans le Tableau IV.1 ci-dessous.

Types d'orbite Paramètres orbitaux		Elliptique				Circulaire
		LEO	VLEO	MEO "Molniya"	MEO "Tundra"	LEO
Altitude de l'apogée ( $h_a$ )	[km]	1447,00	370,00	39105,00	46340,00	650,00
Altitude du périogée ( $h_p$ )	[km]	354,00	368,00	1250,00	25231,00	650,00
Inclinaison ( $i$ )	[degrés]	71,00°	40,02°	63,4°	63,4°	72°
R.A.A.N ( $\Omega$ )	[degrés]	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00
Argument du périogée ( $\omega$ )	[degrés]	30,00	30,00	30,00	30,00	0,00
Anomalie vraie ( $v$ )	[degrés]	15,00	15,00	15,00	15,00	45,00

Tableau IV.1 : Caractéristiques des différents types d'orbite utilisés dans les scénarii de simulation STK

- ❖ Il n'y a pas de contraintes imposées sur les plans orbitaux pour tous les scénarii de simulation STK, sauf indication contraire, et les satellites sont supposés être capables de contrôler leur attitude ainsi que munis de liens de communication inter-satellites.
- ❖ Pour toutes les constellations dans les scénarii de simulation STK, l'espacement relatif  $F$  entre les satellites dans les plans adjacents est égal à 1.

### IV.2.2 Objectif des simulations de mécanique orbitale

Une station terrestre et une nanosatellite suivant différents types d'orbite sont créés dans STK. Les capacités de calcul de STK sont exploitées afin de déterminer les éléments orbitaux classiques : les temps d'accès, la distance oblique et les autres paramètres orbitaux pour chaque type d'orbite. Toutes les fois que cela sera possible ou applicable, une comparaison avec les résultats du chapitre III sera faite.

### IV.2.3 Résultats de simulation

Les graphiques 3D et 2D des scénarii de simulation pour l'orbite LEO sont présentés sur la Figure IV.3. Pour les autres orbites, se reporter à l'Annexe III, A.III.2. Les valeurs de la période orbitale des différents types d'orbite calculées par STK et montrées dans le Tableau IV.2 sont les mêmes que celles calculées au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A.

Type d'orbite	Période orbitale [minutes]
LEO elliptique	103
VLEO elliptique	91,93
MEO « Molniya » elliptique	717,79
MEO « Tundra » elliptique	1436,04
LEO « inclinée » circulaire	97,73
LEO « polaire » circulaire	97,73

Tableau IV.2 : Périodes orbitales des différents types d'orbite

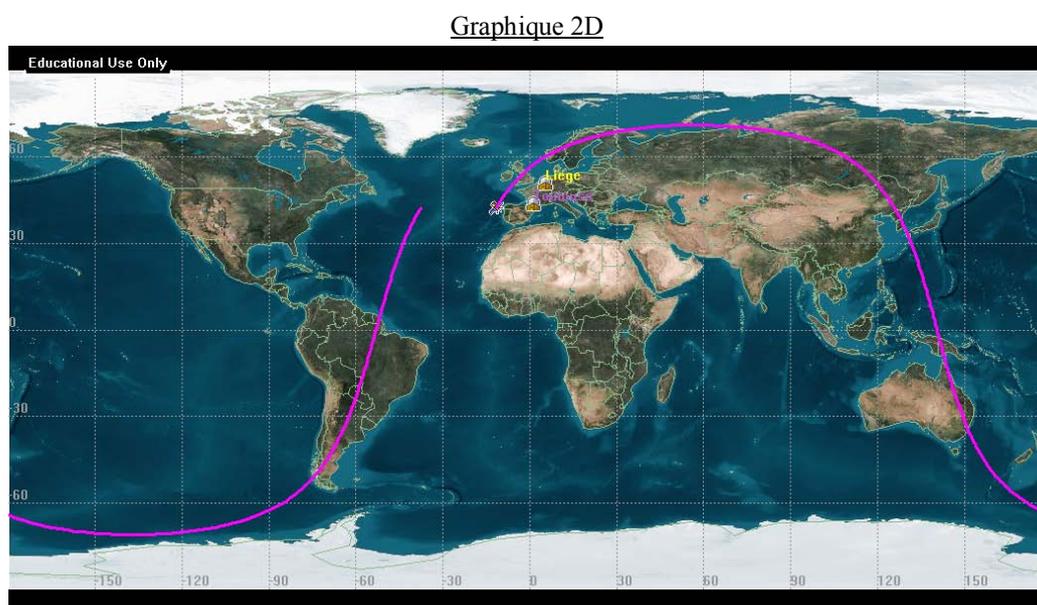
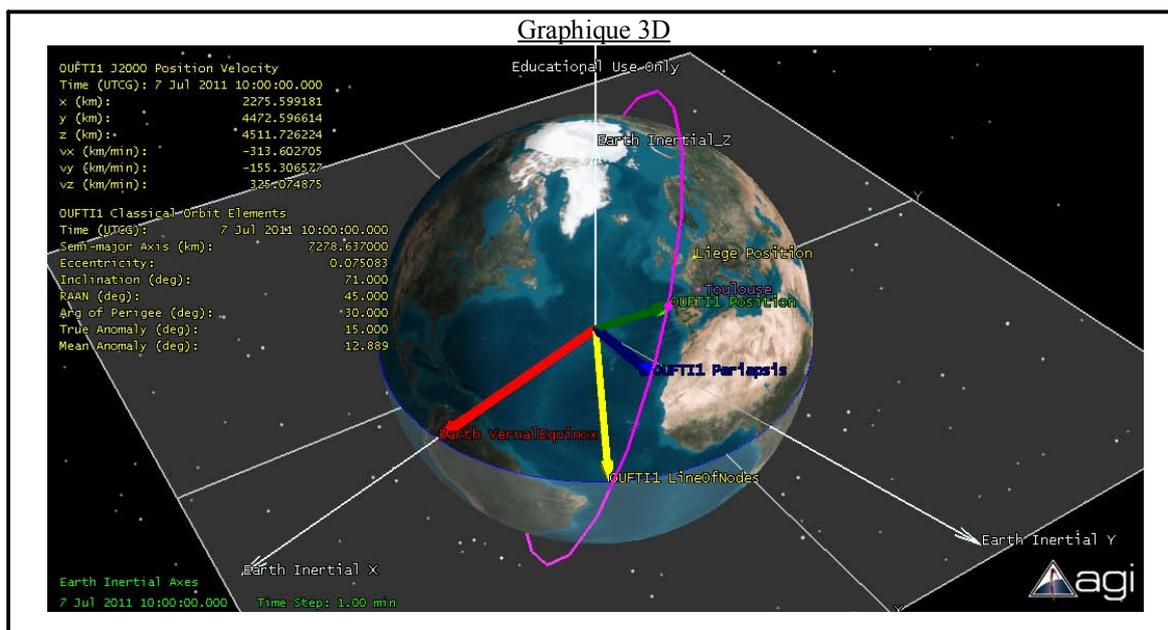


Figure IV.3 : Scénario de simulation pour l'orbite LEO elliptique

#### A. Éléments orbitaux classiques

Les éléments orbitaux classiques obtenus par les simulations STK pour les différents types d'orbite considérés sont présentés dans les tableaux Tableau IV.3, Tableau IV.4, Tableau IV.5, Tableau IV.6, Tableau IV.7 et Tableau IV.8.

Temps (UTCG)	Demi-grand axe [km]	Excentricité	Inclinaison [deg]	RAAN [deg]	Arg. du Périgée [deg]	Anomalie vraie [deg]	Anomalie moyenne [deg]
7/7/11 10:00 AM	7278,637	0,075083	71	45	30	15	12,889
7/8/11 10:00 AM	7278,637	0,075083	71	42,934	28,509	4,392	3,768
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) [degrés/jour]				-2,066			
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ ) [degrés/jour]				-1,491			

Tableau IV.3 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite LEO elliptique

Le Tableau IV.2 montre que, pour l'orbite LEO elliptique, la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) est d'environ  $-1,49^\circ$  par jour, la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) est d'environ  $-2,07^\circ$  par jour, et que l'anomalie moyenne à l'instant de début est d'environ  $12,89^\circ$  : on retrouve les mêmes résultats que ceux calculés au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A.

Temps (UTCG)	Demi-grand axe [km]	Excentricité	Inclinaison [deg]	RAAN [deg]	Arg. du Périgée [deg]	Anomalie vraie [deg]	Anomalie moyenne [deg]
7/7/11 10:00 AM	6747,137	0,000148	40,02	45	30	15	14,996
7/8/11 10:00 AM	6747,137	0,000148	40,02	38,729	37,911	257,397	257,413
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) [degrés/jour]				-6,271			
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ ) [degrés/jour]				7,911			

Tableau IV.4 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite VLEO elliptique

Pour l'orbite VLEO elliptique, la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) est d'environ  $7,91^\circ$  par jour, la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) est d'environ  $-6,27^\circ$  par jour, et l'anomalie à l'instant de début est d'environ  $15^\circ$ . Les résultats du chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A, sont confirmés.

Temps (UTCG)	Demi-grand axe [km]	Excentricité	Inclinaison [deg]	RAAN [deg]	Arg. du Périgée [deg]	Anomalie vraie [deg]	Anomalie moyenne [deg]
7/7/11 10:00 AM	26555,637	0,712749	63,4	45	30	15	1,781
7/8/11 10:00 AM	26555,637	0,712749	63,4	44,875	30	32,216	3,964
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) [degrés/jour]				-0,125			
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ ) [degrés/jour]				0,000			

Tableau IV.5 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite MEO « Molniya » elliptique

Pour l'orbite MEO « Molniya » elliptique, la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) est sensiblement nulle, la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) est d'environ  $-0,13^\circ$  par jour, et l'anomalie à l'instant de début est d'environ  $1,78^\circ$  : ce sont les mêmes résultats que ceux calculés au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A.

Temps (UTCG)	Demi-grand axe [km]	Excentricité	Inclinaison [deg]	RAAN [deg]	Arg. du Périgée [deg]	Anomalie vraie [deg]	Anomalie moyenne [deg]
7/7/11 10:00 AM	42163,637	0,250322	63,4	45	30	15	8,747
7/8/11 10:00 AM	42163,637	0,250322	63,4	44,993	30	16,679	9,737
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) [degrés/jour]				-0,007			
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ ) [degrés/jour]				0,000			

Tableau IV.6 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite MEO « Tundra » elliptique

Pour l'orbite MEO « Tundra » elliptique, la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) est nulle, la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) est d'environ  $-0,01^\circ$  par jour, et l'anomalie à l'instant de début est d'environ  $8,75^\circ$  : ce sont les mêmes résultats que ceux calculés au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A.

Temps (UTCG)	Demi-grand axe [km]	Excentricité	Inclinaison [deg]	RAAN [deg]	Arg. du Périgée [deg]	Anomalie vraie [deg]	Anomalie moyenne [deg]
7/7/11 10:00 AM	7028,137	0	72	45	0	45	45
7/8/11 10:00 AM	7028,137	0	72	42,809	0	305,122	305,122
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) [degrés/jour]				-2,191			
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ ) [degrés/jour]				0,000			

Tableau IV.7 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite LEO « inclinée » circulaire

Pour l'orbite LEO « inclinée » circulaire, la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) est d'environ  $-2.19^\circ$  par jour, et l'anomalie à l'instant de début est d'environ  $45^\circ$  : ce sont les mêmes résultats que ceux calculés au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A. Mais la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) est nulle, alors que la valeur trouvée au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A, est d'environ  $-1,85^\circ$ /jour. Ceci vient du fait que dans STK, pour une orbite circulaire, la valeur de l'argument du périégée est définie à zéro (ex. périastre au nœud ascendant).

Temps (UTCG)	Demi-grand axe [km]	Excentricité	Inclinaison [deg]	RAAN [deg]	Arg. du Périgée [deg]	Anomalie vraie [deg]	Anomalie moyenne [deg]
7/7/11 10:00 AM	7028,137	0	90	45	0	45	45
7/8/11 10:00 AM	7028,137	0	90	45	0	302,414	302,414
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) [degrés/jour]				0,000			
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ ) [degrés/jour]				0,000			

Tableau IV.8 : Éléments orbitaux classiques de l'orbite LEO « polaire » circulaire

Pour l'orbite LEO « polaire » circulaire, la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) est de  $0^\circ$  par jour, et l'anomalie à l'instant de début est d'environ  $45^\circ$  : ces mêmes valeurs ont été trouvées au chapitre III, dans la section III.4.2, l'Annexe II, A.II.4 A. Mais la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) est nulle, tandis que les calculs sous MATLAB ont donné une valeur d'environ  $-3,55^\circ$ /jour. Cet écart vient du fait que dans STK, pour une orbite circulaire, la valeur de l'argument du périégée est définie à zéro (ex. périastre au nœud ascendant).

#### B. Accès et l'AER

STK nous permet de déterminer un « **intervalle d'accès** », c'est-à-dire la période de temps pendant laquelle un objet peut accéder à un autre objet ou le voir. En d'autres termes, c'est le temps pendant lequel le champ de visibilité (*Line Of Sight, LOS*) entre deux objets est possible. En outre, nous pouvons imposer des contraintes sur les accès entre les objets afin de définir ce qui constitue un accès valide. Ces contraintes sont définies comme des propriétés des objets entre lesquels les accès sont calculés. STK peut calculer l'accès depuis tous les types de véhicules, d'installations, de cibles, de zones visées, et des capteurs vers tous les objets (y compris les planètes et les étoiles) dans un scénario.

STK nous permet également de calculer l'ARE [*Azimat, Elevation and Range*] (distance linéaire entre deux points) entre deux objets lors de l'accès pendant l'intervalle de temps compris entre l'instant de début et l'instant d'arrêt et pour chaque point d'éphémérides disponible.

Les valeurs des temps d'accès et de l'AER pour différents types d'orbite sont données dans l'Annexe A.III.3.

#### IV.2.4 Synthèse des résultats des simulations de mécanique orbitale

D'après le Tableau IV.10, nous pouvons observer que :

- La variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ) et la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) sont plus importantes pour des orbites de petite taille (c'est-à-dire ayant une altitude ou un demi-grand axe de faible valeur) comme les orbites LEO et VLEO elliptiques. Et elles sont égales à 0 pour l'orbite « polaire » circulaire.

- Le nombre d'accès et donc la durée totale de visibilité dépendent de l'inclinaison et de l'altitude de l'orbite. La durée totale de visibilité pour un lieu donné est importante quand l'altitude de l'orbite est haute ou quand l'inclinaison du satellite place le satellite à la bonne position au-dessus de la station terrestre.
- En comparaison avec des orbites de petite taille comme les orbites LEO et VLEO, les orbites de plus grande taille comme l'orbite MEO ont une période orbitale plus longue, et donc un nombre de passages et un nombre d'accès par jour plus faibles, mais une durée de visibilité plus longue.
- L'angle d'élévation des stations terrestres de nos scénarii de simulation n'est pas limité a priori par une valeur minimale. Pour éviter que les stations terrestres, à très basse élévation, rencontrent des objets dans leur champ de visibilité, STK permet d'ajouter une contrainte sur l'angle d'élévation minimal d'une station terrestre. Un bon angle d'élévation minimal typique a une valeur comprise entre 5 et 8 degrés, mais la valeur peut augmenter selon la zone considérée, le terrain environnant, et même les bâtiments. Une synthèse des résultats de mécanique orbitale produits avec une contrainte d'angle d'élévation minimal à 6 degrés est donnée dans le Tableau IV.11. Cette contrainte diminue la durée totale de visibilité ou le nombre d'accès, ainsi que les distances maximale et moyenne.

### IV.3 Constellations en couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite

#### IV.3.1 Objectif des scénarii de simulation

Une constellation de nanosatellites est considérée. L'objectif des scénarii de simulation décrits dans cette section est de répondre à la question de savoir s'il est possible, pour différents types d'orbite envisagés dans le Tableau IV.1, de concevoir une constellation (obtenue par la méthode « Walker Star » ou la méthode « Walker Delta ») offrant une couverture continue de la Terre, et si oui, de trouver la constellation optimale pour chaque type d'orbite.

#### IV.3.2 Méthode de recherche de la constellation optimale

Les stations terrestres et les nanosatellites sont tout d'abord créés dans STK. Ensuite, pour trouver la constellation optimale de satellites, deux programmes sont utilisés. L'un est un programme C qui sert à générer une combinaison du nombre de plans  $P$  et du nombre de satellites par plan  $N$  à tester dans STK. L'autre est STK qui est utilisé pour tester si une combinaison du nombre de plans  $P$  et du nombre  $N$  de satellites par plan peut assurer une couverture continue de la Terre (24 heures/jour).

L'organigramme de l'algorithme utilisé pour trouver la constellation optimale de satellites en vue d'une couverture continue de la Terre est montré sur la Figure IV.4. Cet algorithme a été programmé en C. Le code C de cet algorithme est donné dans l'Annexe III, section A.III.4.

Pour trouver la constellation optimale de satellites, les valeurs de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  sont choisies égales ou à peu près égales aux valeurs approximatives calculées au chapitre III, dans la section III.5.1 A. Rappelons que les valeurs approximatives de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  sont calculées pour les différents types d'orbite respectivement aux altitudes minimale, maximale et moyenne (pour une orbite elliptique) du satellite ou à une altitude constante du satellite (pour une orbite circulaire), avec un angle d'élévation de 5 degrés, et pour une vitesse constante du satellite tout au long de l'orbite. Les valeurs choisies de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  pour trouver les constellations optimales en couverture continue de la Terre pour les différents types d'orbite sont montrées dans le Tableau IV.9.

Type d'orbite	Valeur approximative				Valeur choisie			
	$P_{min}$	$P_{max}$	$N_{min}$	$N_{max}$	$P_{min}$	$P_{max}$	$N_{min}$	$N_{max}$
<b>LEO elliptique</b>	5	8	7	16	5	8	7	16
<b>VLEO elliptique</b>	9	10	13	14	9	10	13	14
<b>MEO « Molniya » elliptique</b>	2	4	4	64	2	4	4	64
<b>MEO « Tundra » elliptique</b>	2		12	21	2		4	21
<b>LEO « inclinée » circulaire</b>	7		10		6	8	7	12
<b>LEO « polaire » circulaire</b>	7		10		6	8	7	12

Tableau IV.9 : Valeurs choisies de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  pour trouver les constellations optimales en couverture continue de la Terre pour différents types d'orbite

Conditions initiales du propagateur ( <i>Propagator Initial Conditions</i> )							
Nom de propagateur = J2Perturbation							
Temps de début = 7 Jul 2011 10:00:00,000000000 UTCG							
Temps d'arrêt = 8 Jul 2011 10:00:00,000000000 UTCG							
		Elliptique				Circulaire	
		LEO	VLEO	MEO "Molniya"	MEO "Tundra"	LEO "Incliné"	LEO "Polaire"
Rayon du périégée	[km]	6732,14	6746,14	7628,14	31609,14	7028,14	7028,14
Excentricité		0,08	0,00015	0,71	0,25	0,00	0,00
Inclinaison	[deg]	71,00	40,02	63,40	63,40	72,00	90,00
RAAN	[deg]	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00
Arg. du périégée	[deg]	30,00	30,00	30,00	30,00	0,00	0,00
Anomalie vraie	[deg]	15,00	15,00	15,00	15,00	45,00	45,00
Période orbitale	[min]	103,00	91,93	717,79	1436,04	97,73	97,73
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ )	[deg/jour]	-2,066	-6,271	-0,125	-0,007	-2,191	0,000
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ )	[deg/jour]	-1,491	7,911	0,000	0,000	0,000	0,000
Nombre de passages par jour		14	16	2	1	15	15
Satellite-Liege							
Nombre d'accès par jour		8	4	3	2	9	8
Durée minimale	[min]	8,090	4,455	9,096	196,050	7,902	2,970
Durée maximale	[min]	16,944	8,548	130,930	714,931	13,886	13,471
Durée moyenne	[min]	11,526	7,068	57,484	455,490	11,017	9,831
Durée totale	[min]	92,208	28,274	172,453	910,981	99,155	78,645
Élévation minimale	[deg]	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
Élévation maximale	[deg]	50,874	11,637	87,063	85,475	78,393	57,652
Élévation moyenne	[deg]	11,014	3,891	15,613	39,970	11,395	10,259
Distance minimale	[km]	800,860	1284,078	1646,656	25689,673	675,122	770,399
Distance maximale	[km]	4169,071	2226,929	33573,392	52246,386	2998,981	3000,459
Distance moyenne	[km]	2374,614	1865,168	17604,454	37868,385	2206,953	2258,115
Satellite-Toulouse							
Nombre d'accès par jour		7	6	3	2	7	7
Durée minimale	[min]	1,122	1,907	11,076	222,997	7,493	3,853
Durée maximale	[min]	18,285	10,097	150,481	764,169	13,887	13,435
Durée moyenne	[min]	10,432	7,388	61,578	493,583	10,672	9,433
Durée totale	[min]	73,022	44,331	184,733	987,166	74,701	66,031
Élévation minimale	[deg]	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
Élévation maximale	[deg]	61,429	39,008	80,097	84,771	81,494	56,743
Élévation moyenne	[deg]	11,528	8,824	15,903	38,899	12,613	10,408
Distance minimale	[km]	851,403	575,540	1488,999	25463,743	666,655	774,229
Distance maximale	[km]	4268,75	2227,247	36008,063	51884,671	2995,151	2995,151
Distance moyenne	[km]	2531,46	1614,832	19709,426	38291,899	2185,873	2236,931

Tableau IV.10 : Résumé des résultats de mécanique orbitale sans la contrainte de l'angle d'élévation minimal

Conditions initiales du propagateur ( <i>Propagator Initial Conditions</i> )							
Nom de propagateur = J2Perturbation							
Temps de début = 7 Jul 2011 10:00:00,000000000 UTCG							
Temps d'arrête = 8 Jul 2011 10:00:00,000000000 UTCG							
		Elliptique				Circulaire	
		LEO	VLEO	MEO "Molniya"	MEO "Tundra"	LEO "Incliné"	LEO "Polaire"
Rayon du périégée	[km]	6732,14	6746,14	7628,14	31609,14	7028,14	7028,14
Excentricité		0,08	0,00015	0,71	0,25	0,00	0,00
Inclinaison	[deg]	71,00	40,02	63,40	63,40	72,00	90,00
RAAN	[deg]	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00
Arg. du périégée	[deg]	30,00	30,00	30,00	30,00	0,00	0,00
Anomalie vraie	[deg]	15,00	15,00	15,00	15,00	45,00	45,00
Période orbitale	[min]	103,00	91,93	717,79	1436,04	97,73	97,73
Variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ )	[deg/jour]	-2,066	-6,271	-0,125	-0,007	-2,191	0,000
Variation de $\omega$ ( $d\omega$ )	[deg/jour]	-1,491	7,911	0,000	0,000	0,000	0,000
Nombre de passages par jour		14	16	2	1	15	15
Satellite-Liege							
Nombre d'accès par jour		6	3	3	2	8	5
Durée minimale	[min]	2,082	1,741	7,737	175,588	0,202	4,179
Durée maximale	[min]	13,533	4,912	98,930	676,328	10,924	10,545
Durée moyenne	[min]	8,676	3,546	43,778	425,958	7,174	8,603
Durée totale	[min]	52,057	10,638	131,334	851,916	57,393	43,014
Élévation minimale	[deg]	6,000	6,000	6,000	6,000	6,000	6,000
Élévation maximale	[deg]	50,874	11,637	87,063	85,475	78,393	57,652
Élévation moyenne	[deg]	17,409	7,689	19,324	42,487	17,548	17,282
Distance minimale	[km]	800,860	1284,078	1646,656	25689,673	675,122	770,399
Distance maximale	[km]	3463,247	1657,202	29184,522	51648,059	2403,863	2403,825
Distance moyenne	[km]	1923,877	1537,389	15494,984	37338,468	1818,369	1796,127
Satellite-Toulouse							
Nombre d'accès par jour		5	4	3	2	6	4
Durée minimale	[min]	5,061	5,498	9,555	200,736	4,201	7,557
Durée maximale	[min]	14,957	7,281	118,055	725,892	10,922	10,508
Durée moyenne	[min]	9,256	6,542	48,399	463,314	7,580	9,290
Durée totale	[min]	46,279	26,168	145,198	926,628	45,483	37,159
Élévation minimale	[deg]	6,000	6,000	6,000	6,000	6,000	6,000
Élévation maximale	[deg]	61,429	39,008	80,097	84,771	81,494	56,743
Élévation moyenne	[deg]	17,637	14,317	19,347	41,289	19,072	17,459
Distance minimale	[km]	851,403	575,540	1488,999	25463,743	666,655	774,229
Distance maximale	[km]	3577,479	1657,769	32070,421	51531,301	2398,205	2398,286
Distance moyenne	[km]	2101,613	1249,361	17851,096	37796,872	1801,832	1767,512

Tableau IV.11 : Résumé des résultats de mécanique orbitale avec une contrainte de l'angle d'élévation minimal à 6 degrés

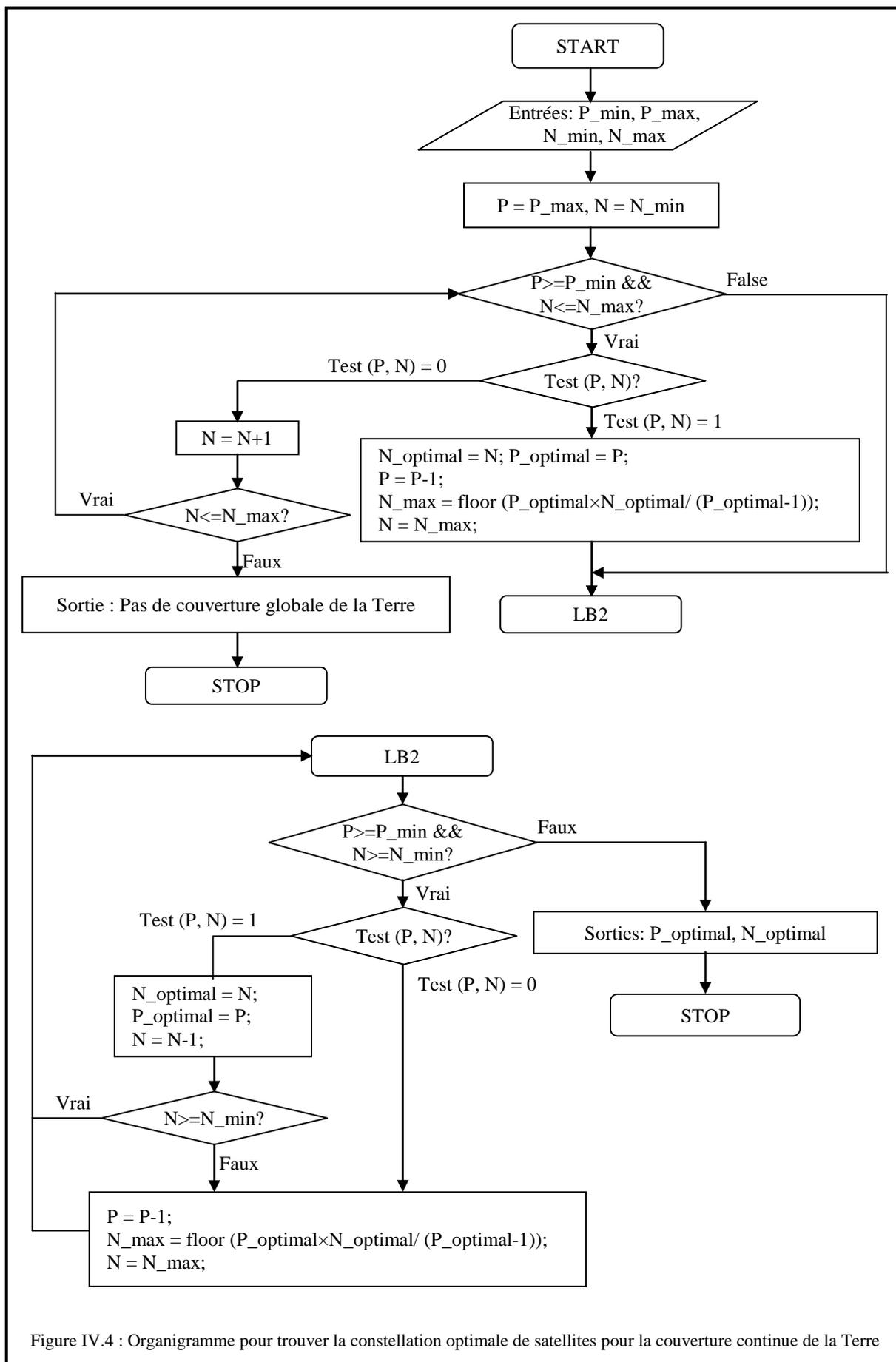


Figure IV.4 : Organigramme pour trouver la constellation optimale de satellites pour la couverture continue de la Terre

### IV.3.3 Constellations optimales en couverture continue de la Terre

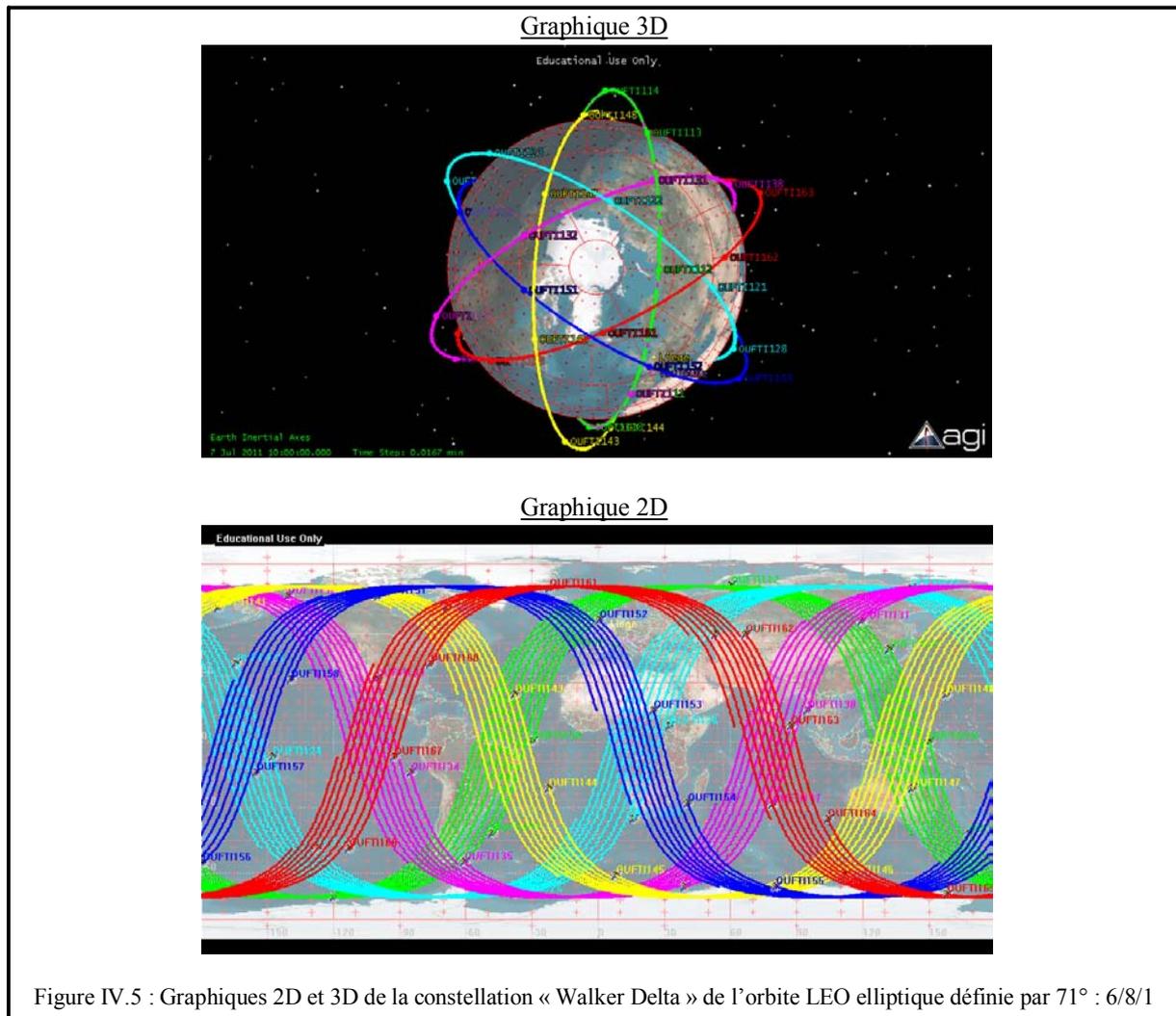
#### A. Orbite LEO elliptique

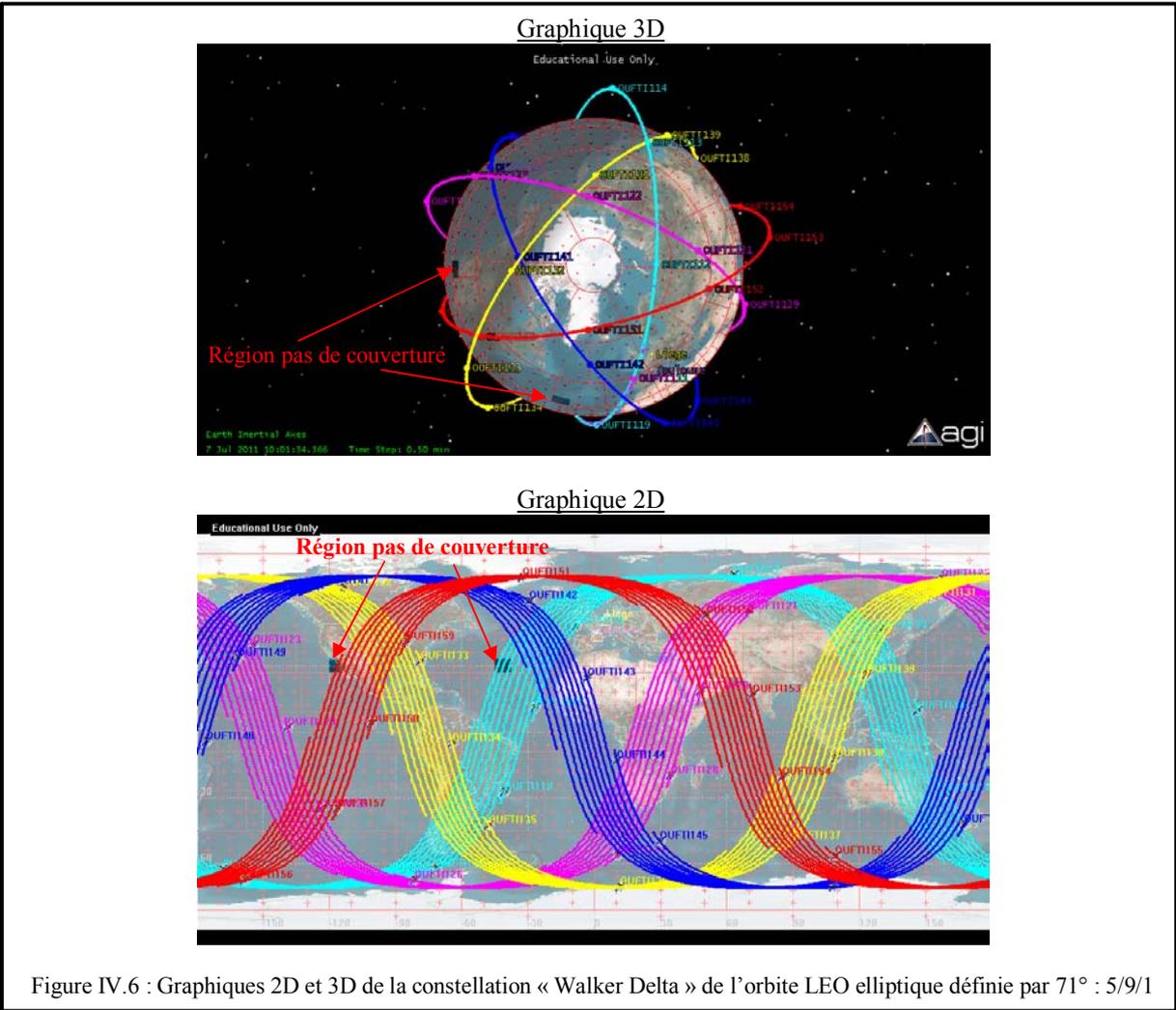
Paramètres de constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Durée totale [min]	Pourcentage total (%)	Couverture continue de la Terre ?
71° : 8/7/1	1440	100	Oui
71° : 7/8/1	1440	100	Oui
71° : 7/7/1	1440	100	Oui
71° : 6/8/1	1440	100	Oui
71° : 6/7/1	1371,9	95,27	Non
71° : 5/9/1	92,8	6,45	Non

La constellation optimale est : 71° : 6/8/1, donc le nombre total minimal de satellites est 48.

Tableau IV.12 : Constellations « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite LEO elliptique

Des graphiques 2D et 3D illustrant la constellation « Walker Delta » de l'orbite LEO elliptique définie par 71° : 6/8/1 et 71° : 5/9/1 sont donnés sur la Figure IV.5 et Figure IV.6 respectivement.





B. Orbite VLEO elliptique

Paramètres de constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Couverture continue de la Terre ?
40,02° : 10/13/1	Aucune période de couverture de la Terre (globale) n'existe
40,02° : 10/14/1	Aucune période de couverture de la Terre (globale) n'existe
Donc, aucune période de couverture globale de la Terre n'existe	

Tableau IV.13 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite VLEO elliptique

Pour une orbite VLEO elliptique, aucune couverture globale continue de la Terre n'est possible à cause de l'inclinaison de l'orbite qui ne peut pas offrir de couverture aux altitudes supérieures à environ  $60^\circ$  et aux altitudes en-dessous d'environ  $-60^\circ$ .

Des graphiques 2D et 3D illustrant la constellation « Walker Delta » de l'orbite VLEO elliptique définie par  $40,02^\circ : 10/14/1$  sont donnés sur la Figure A.III.12 en Annexe III, A.III.6.

C. Orbite MEO « Molniya » elliptique

<b>Paramètres de constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)</b>	<b>Durée totale [min]</b>	<b>Pourcentage total (%)</b>	<b>Couverture continue de la Terre ?</b>
63,40° : 4/4/1	538,9	37,42	Non
63,40° : 4/5/1	635,8	44,15	Non
63,40° : 4/6/1	791,08	54,94	Non
63,40° : 4/7/1	910,26	63,21	Non
63,40° : 4/8/1	1006,08	69,87	Non
63,40° : 4/9/1	1109,01	77,01	Non
63,40° : 4/10/1	1222,56	84,9	Non
63,40° : 4/11/1	1279,47	88,85	Non
63,40° : 4/12/1	1344,93	93,4	Non
63,40° : 4/13/1	1386,06	96,25	Non
63,40° : 4/14/1	1423,231	98,84	Non
63,40° : 4/15/1	1440	100	Oui
63,40° : 3/20/1	1440	100	Oui
63,40° : 3/19/1	1432,05	99,45	Non
63,40° : 2/30/1	704,67	48,94	Non
La constellation optimale est : 63,40° : 3/20/1, donc le nombre total minimal de satellites est 60.			

Tableau IV.14 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite MEO « Molniya » elliptique

Des graphiques 2D et 3D illustrant la constellation « Walker Delta » de l'orbite MEO « Molniya » elliptique définie par 63,40° : 3/20/1 sont donnés sur la Figure A.III.13 en Annexe III, A.III.6.

La constellation « Walker Delta » optimale pour une orbite MEO « Molniya » elliptique, et définie par les paramètres 63,40° : 3/20/1, est un peu plus grande en termes du nombre total de satellites (nombre total de satellites de 60). Ce n'est pas anormal, car comme cela a été explicité au chapitre III.7, dans la section §III.7.2 *Constellation de l'orbite elliptique*, la constellation « Walker Delta » ne peut pas offrir une bonne constellation optimale pour une orbite elliptique et pour une couverture continue de la Terre, car il y aurait de nombreux chevauchements des empreintes des satellites. Pour une constellation d'orbites elliptiques, la méthode « Walker Delta » devrait être utilisée pour assurer une couverture continue d'une zone spécifique.

D. Orbite MEO « Tundra » elliptique

<b>Paramètres de constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)</b>	<b>Durée totale [min]</b>	<b>Pourcentage total (%)</b>	<b>Couverture continue de la Terre ?</b>
63,40° : 2/4/1	1334,764	92,69	Non
63,40° : 2/5/1	1440	100	Oui
La constellation optimale est : 63,40° : 2/5/1, donc le nombre total minimal de satellites est 10.			

Tableau IV.15 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour une orbite MEO « Tundra » elliptique

La constellation « Walker Delta » d'orbites MEO « Tundra » elliptiques définie par les paramètres 63,40° : 2/5/1 est illustrée par les graphiques 2D et 3D de la Figure A.III.14 en Annexe III, A.III.6.

E. Orbite LEO « inclinée » circulaire

Paramètres de constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Durée totale [min]	Pourcentage total (%)	Couverture continue de la Terre ?
72° : 8/7/1	N/A (non applicable)		Non
72° : 8/8/1	1440	100	Oui
72° : 7/9/1	1440	100	Oui
72° : 7/8/1	N/A		Non
72° : 6/10/1	N/A		Non
La constellation optimale est : 72° : 7/9/1, donc le nombre total minimal de satellites est 63.			

Tableau IV.16 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue de la Terre pour des orbites LEO « inclinées » circulaires

La constellation « Walker Delta » d'orbites LEO « inclinées » circulaires définie par 72° : 7/9/1 est illustrée par les graphiques 2D et 3D de la Figure A.III.15 en Annexe III, A.III.6.

F. Orbite LEO « polaire » circulaire

Paramètres de constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Durée totale [min]	Pourcentage total (%)	Couverture continue de la Terre ?
90° : 8/7/1	1,252	0,087	Non
90° : 8/8/1	1440	100	Oui
90° : 7/9/1	1440	100	Oui
90° : 7/8/1	1440	100	Oui
90° : 7/7/1	N/A <sup>1</sup>		Non
90° : 6/9/1	1440	100	Oui
90° : 6/8/1	1329,139	92,301286	Non
La constellation optimale est : 90° : 6/9/1, donc le nombre total minimal de satellites est 54.			

Tableau IV.17 : Constellation « Walker Star » en couverture continue de la Terre pour des orbites LEO « polaires » circulaires

La constellation « Walker Star » d'orbites LEO « polaires » circulaires définie par 90° : 6/9/1 est illustrée sur les graphiques 2D et 3D de la Figure A.III.16 en Annexe III, A.III.6.

IV.3.4 Résumé de l'optimisation des constellations

Type d'orbite	Couverture continue de la Terre ?	Constellation optimale (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Nombre total de satellites
LEO elliptique	Oui	71°: 6/8/1	48
VLEO elliptique	Non	40,02°: NA/NA/NA	N/A
MEO « Molniya » elliptique	Oui	63,40°: 3/20/1	60
MEO « Tundra » elliptique	Oui	63,40°: 2/5/1	10
LEO « inclinée » circulaire	Oui	72°: 7/9/1	63
LEO « polaire » circulaire	Oui	90°: 6/9/1	54

Tableau IV.18 : Constellations optimale en couverture continue de la Terre

<sup>1</sup> N/A : Non applicable.

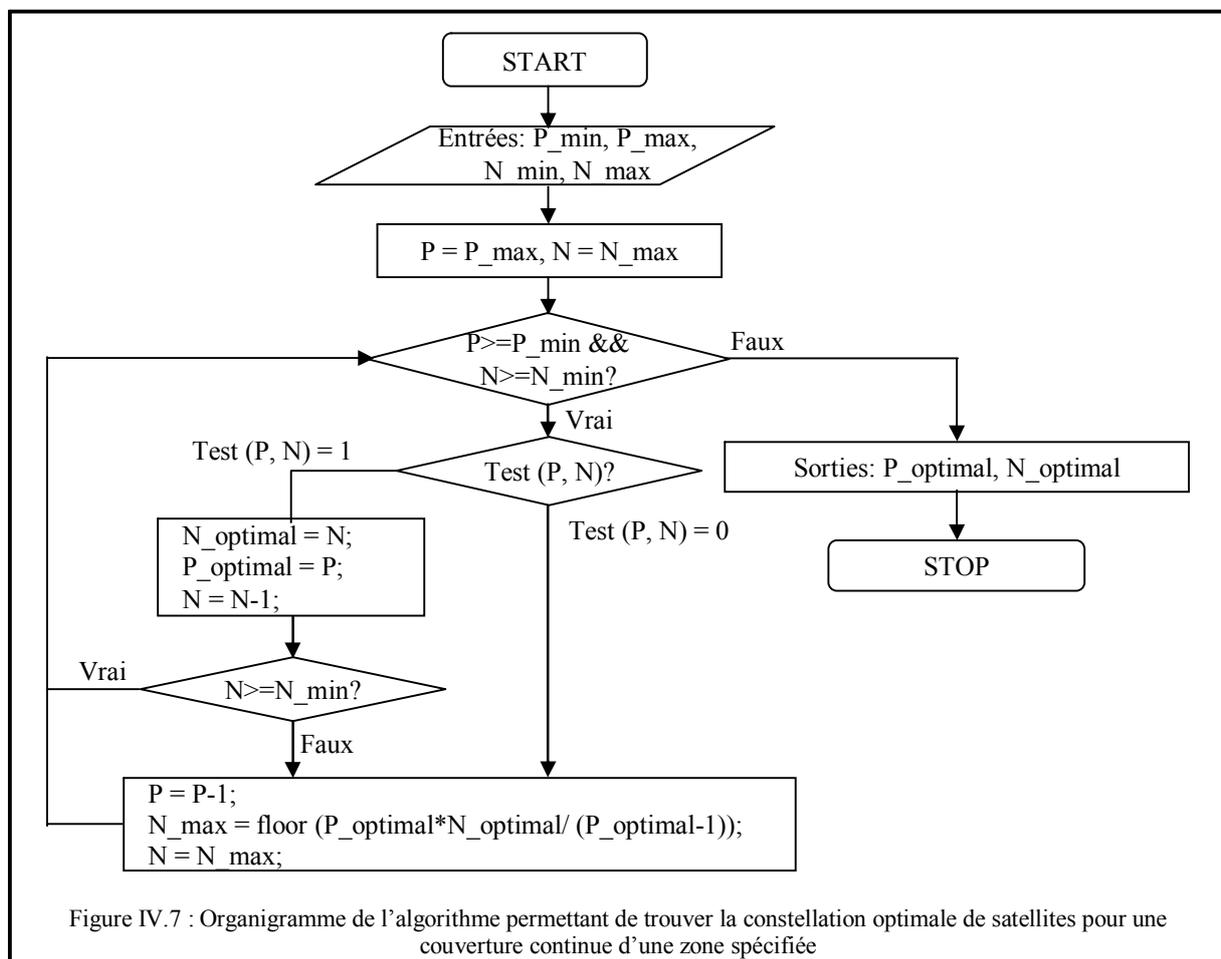
## IV.4 Constellation de satellites optimale pour des orbites de basse altitude pour couvrir une région spécifique

### IV.4.1 Description des scénarii de simulation

Dans cette section, l'objectif des scénarii de simulation mis en place dans STK est de trouver une constellation optimale qui fournit une couverture continue (24 heures/jour) pour une zone spécifiée (entre deux endroits précis). Deux scénarii, l'un pour des orbites LEO « inclinées » circulaires, et l'autre pour des orbites LEO elliptiques, sont créés afin de valider un cas de couverture continue sur une zone spécifique dont les délimitations sont définies par les positions de deux stations terrestres : une station terrestre située à Liège, en Belgique (latitude : 50,62°, longitude : 5,5667°) et une station terrestre située à Toulouse (latitude : 43,60°, longitude : 1,4333°). Les communications entre les deux stations terrestres transitent par un nanosatellite. Ces deux scénarii seront testés et comparés.

### IV.4.2 Méthode pour trouver la constellation optimale

La méthode qui permet d'obtenir les constellations optimales est similaire à celle décrite et utilisée dans la section IV.3.2 . L'organigramme de l'algorithme C utilisé pour produire une combinaison du nombre de plans  $P$  et du nombre  $N$  de satellites par plan à tester dans STK est donné sur la Figure IV.7 ci-après.



Les valeurs de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  sont choisies prudemment. Les valeurs de  $P_{max}$  et  $N_{max}$  sont choisies égales aux valeurs optimales  $P$  et  $N$  de la constellation globale en couverture continue de la Terre, telles qu'indiquées dans le Tableau IV.18 de la section IV.3.4 , car les valeurs  $P$  et  $N$  requises pour une constellation de satellites pour couvrir une zone spécifiée doivent être, à l'évidence, plus faibles que dans le cas de la couverture globale continue de la Terre. Les valeurs choisies de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  pour trouver la constellation optimale en couverture continue d'une zone spécifique pour des orbites LEO elliptiques et LEO « inclinées » circulaires sont présentées dans le Tableau IV.19.

Type d'orbite	LEO elliptique	LEO « inclinée » circulaire
$P_{min}$ , $P_{max}$ , $N_{min}$ et $N_{max}$ choisies pour une couverture globale continue de la Terre	$P_{min} = 5$ $P_{max} = 8$ $N_{min} = 7$ $N_{max} = 16$	$P_{min} = 6$ $P_{max} = 8$ $N_{min} = 7$ $N_{max} = 12$
Valeurs optimales de $P$ et $N$	$P = 6$ $N = 8$	$P = 7$ $N = 9$
$P_{min}$ , $P_{max}$ , $N_{min}$ et $N_{max}$ choisies pour une couverture continue d'une zone spécifique	$P_{max} = 6$ $N_{max} = 8$ $P_{min} = 5$ $N_{min} = 5$	$P_{max} = 7$ $N_{max} = 9$ $P_{min} = 5$ $N_{min} = 5$

Tableau IV.19 : Valeurs choisies de  $P_{min}$ ,  $P_{max}$ ,  $N_{min}$  et  $N_{max}$  pour trouver la constellation optimale en couverture continue d'une zone spécifique pour des orbites LEO elliptiques et LEO « inclinées » circulaires

#### IV.4.3 Constellations optimales en couverture continue sur une zone spécifique

##### A. Orbite LEO elliptique

Constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Durée totale [min]	Couverture continue?
71° : 6/8/1	1440	Oui
71° : 6/7/1	1440	Oui
71° : 6/6/1	1438,13	Non
71° : 5/8/1	1434,23	Non

La constellation optimale est : 71° : 6/7/1, donc le nombre total minimal de satellites est 42.

Tableau IV.20 : Constellation optimale par la méthode « Walker Delta » pour des orbites LEO elliptiques en couverture continue d'une zone spécifique

Une économie de 6 satellites est réalisée par rapport au cas de la couverture globale continue de la Terre, pour le même type d'orbite, avec la constellation « Walker Delta ».

##### B. Orbite LEO « inclinée » circulaire

Constellation (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Durée totale [min]	Couverture continue ?
72° : 7/9/1	1440	Oui
72° : 7/8/1	1440	Oui
72° : 7/7/1	1440	Oui
72° : 7/6/1	1440	Oui
72° : 7/5/1	1437,483	Non
72° : 6/7/1	1440	Oui
72° : 6/6/1	1439,986	Non
72° : 5/8/1	1403,304	Non

La constellation optimale est : 72° : 6/7/1, donc le nombre total minimal de satellites est 42.

Tableau IV.21 : Constellation « Walker Delta » en couverture continue d'une zone spécifique (Toulouse-Liège) pour des orbites LEO « inclinées » circulaires

Une économie de 21 satellites est réalisée par rapport au cas de la couverture globale continue de la Terre, pour le même type d'orbite, avec la constellation « Walker Delta ».

#### IV.4.4 Synthèse des résultats d'optimisation des constellations

Type d'orbite	Constellation optimale en couverture continue de la Terre (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Constellation optimale en couverture continue sur une zone spécifique (Toulouse-Liège) (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Nombre de satellites économisés
LEO elliptique	71°: 6/8/1	71°: 6/7/1	6
LEO «inclinée» circulaire	72°: 7/9/1	72°: 6/7/1	21

Tableau IV.22 : Constellations « Walker Delta » optimales en couverture continue d'une zone spécifique entre Toulouse et Liège

#### **Remarque :**

Pour le cas présent, l'orbite LEO « inclinée » circulaire permet d'avoir un plus faible nombre de satellites que pour l'orbite LEO elliptique. Mais ce résultat dépend de la zone sélectionnée. Car, en réalité, l'orbite LEO elliptique donnerait lieu à une constellation plus optimale que celle de l'orbite circulaire sur certaines zones, parce que la couverture de l'orbite circulaire ne s'étend pas à son apogée comme celle de l'orbite elliptique, comme cela a été expliqué au chapitre III, dans la section III.5.2.

### **IV.5 Bilans de liaison entre un nanosatellite en basse orbite terrestre et une station terrestre située à Liège**

#### IV.5.1 Description des scénarii de simulation

Les scénarii mis en œuvre dans STK et décrits dans cette section ont pour objectif de déterminer les bilans de liaison entre un nanosatellite et une station terrestre située à Liège, en Belgique, dans les deux cas de figure suivants : le nanosatellite est d'abord en orbite LEO elliptique, puis en orbite LEO « inclinée » circulaire.

Un résumé des caractéristiques du système de communication étudié sont présentées dans le Tableau IV.23.

STK est utilisé pour créer les scénarii comprenant les stations terrestres et le nanosatellite, placé sur différentes orbites. Ensuite, pour chaque scénario, les antennes, les émetteurs et les récepteurs du module STK/Communications sont mis en œuvre pour modéliser les communications impliquées dans le système et pour évaluer les bilans de liaison associés.

Émetteurs			
		Vers le satellite	Vers la station terrestre de Liège
<b><u>Bande de fréquence (UHF/VHF)</u></b>			
		Liaison descendante (VHF)	Liaison montante (UHF)
Fréquence	[MHz]	145	435
<b><u>Puissance</u></b>			
Protocole		AX.25 et D-STAR	
Puissance transmise	[W]	0,75	20
	[dBW]	-1,25	13,01
Protocole		Balise	
Puissance transmise	[W]	0,1	0,1
	[dBW]	-10	-10

<b><u>Antenne</u></b>			
Type d'antenne		Monopole	Yagi
Gain d'antenne	[dBi]	2,15	13,35
Pertes de dépointage d'antenne	[dB]	7,6	0,15
Pertes de dépolarisation d'antenne	[dB]	0,2283	0,2283
<b><u>Pertes des lignes de transmission</u></b>			
Pertes totales des lignes de transmission	[dB]	1,02	3,09
<b><u>Débits des données et types de modulation</u></b>			
Protocole	Balise	AX.25	D-STAR
Débit des données	12 WPM ou 20 bps	9,6 kbit/s	DV Mode : 4,8 kbit/s
Type de modulation	FSK non-cohérente	FSK non-cohérente	GMSK
Codage	Aucun	Aucun	Aucun
<b><u>Pertes de propagation</u></b>			
		Liaison descendante (VHF)	Liaison montante (UHF)
Fréquence	[MHz]	145	435
Pertes en espace libre à l'altitude minimale du satellite	[dB]	140,14	149,68
Pertes atmosphériques	[dB]	2,10	2,10
Pertes ionosphériques	[dB]	0,80	0,40
Pertes dues à la pluie	[dB]	0,00	0,00
<b><u>Récepteurs</u></b>			
		Vers le satellite	Vers la station terrestre de Liège
<b><u>Bande de fréquence (UHF/VHF)</u></b>			
		Liaison descendante (VHF)	Liaison montante (UHF)
Fréquence	[MHz]	145	435
<b><u>Antenne</u></b>			
Type d'antenne		Yagi	Monopole
Gain d'antenne	[dBi]	13,35	2,15
Pertes de dépointage d'antenne	[dB]	0,15	7,6
<b><u>Pertes des lignes de transmission</u></b>			
Pertes totales en ligne, de l'antenne jusqu'au LNA	[dB]	1,85	0,83
Gain du LNA	[dB]	20	20
Pertes en ligne, du LNA au récepteur	[dB]	0,5	0
Température de bruit efficace	[K]	681,13	219,66
<b><u>Débits des données et types de modulation</u></b>			
Protocole	Balise	AX.25	D-STAR
Débit des données	12 WPM ou 20 bps	9,6 kbit/s	DV Mode: 4,8 kbit/s
Type de modulation	FSK non-cohérente	FSK non-cohérente	GMSK
Codage	Aucun	Aucun	Aucun
TEB	$10^{-5}$	$10^{-5}$	$10^{-5}$

$E_b/N_0$ requis	13,35 dB	13,35 dB	9,72 dB
Pertes de mise en œuvre du démodulateur	1 dB	1 dB	1 dB
$E_b/N_0$ seuil	14,35 dB	14,35 dB	10,72 dB

Tableau IV.23 : Principales caractéristiques du système de communication étudié

#### IV.5.2 Bilans de liaison du système satellitaire en orbite terrestre basse

##### A. Orbite LEO elliptique

En utilisant les capacités de calcul du logiciel de simulation STK, les bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique indiqués dans les tableaux Tableau IV.24 Tableau IV.25 et Tableau IV.26 ont été obtenus.

Protocole AX.25	Liaison descendante			Liaison montante		
		$E_b/N_0$ Min	$E_b/N_0$ Max		$E_b/N_0$ Min	$E_b/N_0$ Max
Temps [UTCG]	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 7:07:25 PM	7-juil-11 10:03:24 AM	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 7:07:25 PM	7-juil-11 10:03:24 AM
Puissance transmise (Xmtr Power) [dBW]	-1,249	-1,249	-1,249	14,24,0	13,01	13,01
PIRE (EIRP) [dBW]	-0,119	-0,119	-0,119	23,27	23,27	23,27
Distance (Range) [km]	1721,897021	4169,070898	800,860447	1721,8561	4169,070972	800,859346
Perte dans l'espace libre [dB]	-140,3953	-148,0759	-133,7463	-149,9375	-157,6184	-143,2887
Rapport signal sur bruit C/No [dBHz]	60,912165	53,231523	67,561171	69,354424	61,673575	76,003236
$E_b/N_0$ [dB]	21,0895	13,4088	27,7385	29,5317	21,8509	36,1805
BER	6,21E-29	8,68E-06	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30
Retard de propagation [sec]	0,006	0,014	0,003	0,006	0,014	0,003
$E_b/N_0$ seuil [dB]	14,35	14,35	14,35	14,35	14,35	14,35
Marge du système [dB]	6,7395	-0,9412	13,3885	15,1817	7,5009	21,8305
<u>Aucune contrainte</u>						
Nombre d'accès	8			8		
Durée totale d'accès [min]	92,208			92,207		
<u>Avec une contrainte minimale de bilans de liaison (marge du système) de 6 dB</u>						
Nombre d'accès	4			8		
Durée totale d'accès [min]	28,063			92,207		

Tableau IV.24 : Bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique pour le canal AX.25

Protocole D-STAR	Liaison descendante			Liaison montante		
		$E_b/N_0$ Min	$E_b/N_0$ Max		$E_b/N_0$ Min	$E_b/N_0$ Max
Temps [UTCG]	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 7:07:25 PM	7-juil-11 10:03:24 AM	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 7:07:25 PM	7-juil-11 10:03:24 AM
Puissance transmise (Xmtr Power) [dBW]	-1,249	-1,249	-1,249	14,24,0	13,01	13,01
PIRE (EIRP) [dBW]	-0,119	-0,119	-0,119	23,27	23,27	23,27
Distance (Range) [km]	1721,897021	4169,070898	800,860447	1721,8561	4169,070972	800,859346
Perte dans l'espace libre [dB]	-140,3953	-148,0759	-133,7463	-149,9375	-157,6184	-143,2887
Rapport signal sur bruit C/No [dBHz]	60,912165	53,231523	67,561171	69,354424	61,673575	76,003236
$E_b/N_0$ [dB]	24,0998	16,4191	30,7488	32,542	24,8612	39,1908
BER	1,00E-30	3,83E-21	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30
Retard de propagation [sec]	0,006	0,014	0,003	0,006	0,014	0,003
$E_b/N_0$ seuil [dB]	10,72	10,72	10,72	10,72	10,72	10,72
Marge du système [dB]	13,3798	5,6991	20,0288	21,822	14,1412	28,4708
<u>Aucune contrainte</u>						
Nombre d'accès	8			8		
Durée totale d'accès [min]	92,208			92,207		
<u>Avec une contrainte minimale de bilans de liaison (marge du système) de 6 dB</u>						
Nombre d'accès	8			8		
Durée totale d'accès [min]	91,681			92,207		

Tableau IV.25 : Bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique pour le canal D-STAR

Protocole de la balise	Liaison descendante		
		Eb/No Min	Eb/No Max
Temps [UTC]	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 7:07:25 PM	7-juil-11 10:03:24 AM
Puissance transmise (Xmtr Power) [dBW]	-10	-10	-10
PIRE (EIRP) [dBW]	-8,87	-8,87	-8,87
Distance (Range) [km]	1721,897021	4169,070898	800,860447
Perte dans l'espace libre [dB]	-140,3953	-148,0759	-133,7463
Rapport signal sur bruit C/No [dBHz]	52,161552	44,48091	58,810559
Eb/No [dB]	39,1513	31,4706	45,8003
BER	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30
Retard de propagation [sec]	0,006	0,014	0,003
Eb/No seuil [dB]	14,35	14,35	14,35
Marge du système [dB]	24,8013	17,1206	31,4503
<u>Aucune contrainte</u>			
Nombre d'accès	8		
Durée totale d'accès [min]	92,208		
<u>Avec une contrainte minimale de bilans de liaison (marge du système) de 6 dB</u>			
Nombre d'accès	8		
Durée totale d'accès [min]	92,208		

Tableau IV.26 : Bilans de liaison pour l'orbite LEO elliptique pour le canal de balise

D'après les tableaux Tableau IV.24, Tableau IV.25 et Tableau IV.26, on peut observer que :

- Les durées totales des accès en liaison montante et en liaison descendante sont pratiquement identiques à celles obtenues sous Excel et Matlab, égales à environ 92,21 minutes. La faible différence de 0,001 minute vient du fait que, dans STK, les calculs des temps d'accès (dont ceux vers l'objet visé) sont exécutés sur la base du capteur transmettant le signal.
- Il n'y a aucun effet sur la durée totale d'accès quand la marge minimale du système est plus grande que la contrainte minimale de marge système de 6 dB.
- Pour l'orbite LEO elliptique, et pour la liaison descendante avec le protocole AX.25, la marge minimale du système est de -0,9412 dB et la marge maximale du système est de 13,3885 dB. Donc, avec la contrainte minimale de bilans de liaison de 6 dB, la durée totale d'accès est réduite de 92,208 minutes à 28,063 minutes car l'on considère qu'il n'y a pas l'accès quand le lien de communication a une marge système inférieure à 6 dB (le lien de communication est considéré comme non valide).
- Pour l'orbite LEO elliptique, et pour la liaison montante avec le protocole AX.25, la marge minimale du système est de 7,5 dB et la marge maximale du système est de 21,83 dB. La liaison est donc valide tout au long de l'orbite.
- Pour l'orbite LEO elliptique, en liaison montante avec le protocole D-STAR, la marge minimale du système est de 14,14 dB et la marge maximale du système est de 28,47 dB, donc la marge système est supérieure à 6 dB en permanence. La liaison montante est donc valide tout au long de l'orbite pour la configuration système étudiée.
- Pour l'orbite LEO elliptique, en liaison descendante avec le protocole D-STAR, la marge minimale du système est de 5,7 dB et la marge maximale du système est de 20,03 dB. Par conséquent, avec la contrainte minimale de marge système de 6 dB, la durée totale d'accès est réduite de 92,208 minutes à 91,681 minutes.
- Pour l'orbite LEO elliptique, sur le canal de la balise en liaison descendante, la marge minimale du système est de 17,12 dB et la marge maximale du système est de 31,45 dB. La liaison est donc valide tout au long de l'orbite.
- Sans changer l'orbite, dans les cas où les liaisons ne sont pas valides, les bilans de liaison peuvent être améliorés par exemple en augmentant soit le gain d'antenne de l'émetteur ou du récepteur, soit la puissance de transmission de l'antenne d'émission, ou encore en utilisant un schéma de modulation et codage plus performant.

#### B. Orbite LEO « inclinée » circulaire

Les bilans de liaison obtenus pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sont indiqués dans les tableaux Tableau IV.27, Tableau IV.28 et Tableau IV.29.

Protocole AX.25	Liaison descendante			Liaison montante		
		Eb/No Min	Eb/No Max		Eb/No Min	Eb/No Max
Temps [UTCG]	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 11:50:21 AM	8-juil-11 8:51:43 AM	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 11:50:21 AM	8-juil-11 8:51:43 AM
Puissance transmise (Xmtr Power) [dBW]	-1,249	-1,249	-1,249	14,24,0	13,01	13,01
PIRE (EIRP) [dBW]	-0,119	-0,119	-0,119	23,27	23,27	23,27
Distance (Range) [km]	1867,728014	2998,980326	675,121807	1867,68903	2998,982503	675,122047
Perte dans l'espace libre [dB]	-141,1014	-145,2146	-132,2628	-150,6437	-154,757	-141,8052
Rapport signal sur bruit C/No [dBHz]	60,206035	56,092836	69,044665	68,648269	64,534882	77,486715
Eb/No [dB]	20,3833	16,2701	29,222	28,8256	24,7122	37,664
BER	9,56E-25	3,16E-10	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30
Retard de propagation [sec]	0,006	0,01	0,002	0,006	0,01	0,002
Eb/No seuil [dB]	14,35	14,35	14,35	14,35	14,35	14,35
Marge du système [dB]	6,0333	1,9201	14,872	14,4756	10,3622	23,314
<u>Aucune contrainte</u>						
Nombre d'accès	9			9		
Durée totale d'accès [min]	99,154			99,154		
<u>Avec une contrainte minimale de bilans de liaison (marge du système) de 6 dB</u>						
Nombre d'accès	4			9		
Durée totale d'accès [min]	30,63			99,154		

Tableau IV.27 : Bilans de liaison pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sur le canal AX.25

Protocole D-STAR	Liaison descendante			Liaison montante		
		Eb/No Min	Eb/No Max		Eb/No Min	Eb/No Max
Temps [UTCG]	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 11:50:21 AM	8-juil-11 8:51:43 AM	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 11:50:21 AM	8-juil-11 8:51:43 AM
Puissance transmise (Xmtr Power) [dBW]	-1,249	-1,249	-1,249	14,24,0	13,01	13,01
PIRE (EIRP) [dBW]	-0,119	-0,119	-0,119	23,27	23,27	23,27
Distance (Range) [km]	1867,728014	2998,980326	675,121807	1867,68903	2998,982503	675,122047
Perte dans l'espace libre [dB]	-141,1014	-145,2146	-132,2628	-150,6437	-154,757	-141,8052
Rapport signal sur bruit C/No [dBHz]	60,206035	56,092836	69,044665	68,648269	64,534882	77,486715
Eb/No [dB]	23,3936	19,2804	32,2323	31,8359	27,7225	40,6743
BER	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30
Retard de propagation [sec]	0,006	0,01	0,002	0,006	0,01	0,002
Eb/No seuil [dB]	10,72	10,72	10,72	10,72	10,72	10,72
Marge du système [dB]	12,6736	8,5604	21,5123	21,1159	17,0025	29,9543
<u>Aucune contrainte</u>						
Nombre d'accès	9			9		
Durée totale d'accès [min]	99,154			99,154		
<u>Avec une contrainte minimale de bilans de liaison (marge du système) de 6 dB</u>						
Nombre d'accès	9			9		
Durée totale d'accès [min]	99,154			99,154		

Tableau IV.28 : Bilans de liaison pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sur le canal D-STAR

Protocole de la balise	Downlink		
		Eb/No Min	Eb/No Max
Temps [UTCG]	7-juil-11 10:00:00 AM	7-juil-11 11:50:21 AM	8-juil-11 8:51:43 AM
Puissance transmise (Xmtr Power) [dBW]	-10	-10	-10
PIRE (EIRP) [dBW]	-8,87	-8,87	-8,87
Distance (Range) [km]	1867,728014	2998,980326	675,121807
Perte dans l'espace libre [dB]	-141,1014	-145,2146	-132,2628
Rapport signal sur bruit C/No [dBHz]	51,455423	47,342223	60,294053
Eb/No [dB]	38,4451	34,3319	47,2838
BER	1,00E-30	1,00E-30	1,00E-30
Retard de propagation [sec]	0,006	0,01	0,002
Eb/No seuil [dB]	14,35	14,35	14,35
Marge du système [dB]	24,0951	19,9819	32,9338
<u>Aucune contrainte</u>			
Nombre d'accès	9		
Durée totale d'accès [min]	99,154		
<u>Avec une contrainte minimale de bilans de liaison (marge du système) de 6 dB</u>			
Nombre d'accès	9		
Durée totale d'accès [min]	99,154		

Tableau IV.29 : Bilans de liaison pour une orbite LEO « inclinée » circulaire sur le canal de balise

D'après les tableaux Tableau IV.27, Tableau IV.28 et Tableau IV.29, on peut observer que :

- Sur la liaison montante avec le protocole AX.25, le système a une marge minimale de 10,36 dB et une marge maximale de 23,31 dB. Donc la liaison est bien valide tout au long de l'orbite.
- Sur la liaison descendante avec le protocole AX.25, la marge minimale du système est de 1,92 dB et la marge maximale du système est de 14,87 dB. Donc, avec la contrainte minimale de bilans de liaison de 6 dB, la durée totale d'accès est réduite de 99,154 minutes à 30,63 minutes.
- Sur la liaison montante avec le protocole D-STAR, le système a une marge minimale de 17 dB et une marge maximale de 29,95 dB. La liaison est valide en continu tout au long de l'orbite.
- Sur la liaison descendante avec le protocole D-STAR, la marge minimale du système est de 8,56 dB et la marge maximale du système est de 21,51 dB. La liaison est valide en continu sur toute l'orbite.
- Sur la liaison descendante sur le canal de la balise, la marge minimale du système est de 19,98 dB et la marge maximale du système est de 32,93 dB. La liaison est valide en continu tout au long de l'orbite.

## **IV.6 Conclusion**

Dans ce chapitre, à travers des simulations réalisées sous STK, nous avons démontré des éléments de mécanique orbitale ; obtenu des constellations optimales de satellites, tout d'abord pour une couverture terrestre globale continue, puis pour une couverture sur une zone spécifique délimitée entre deux emplacement donnés, pour une orbite terrestre basse ; enfin, nous avons calculé les bilans de liaison entre un nanosatellite KAMPUCH-1 et une station terrestre localisée à Liège, en Belgique. Il a été vérifié que :

- Plus l'orbite est de petite taille, plus importantes sont la variation de  $\omega$  ( $d\omega$ ) et la variation de R.A.A.N ( $d\Omega$ ), et plus courte est la durée de visibilité, ce qui entraîne donc un plus grand nombre de satellites total requis pour une constellation en couverture globale continue de la Terre.
- L'orbite VLEO elliptique d'inclinaison à  $40^\circ$  ne permet pas une constellation en couverture globale continue de la Terre.

## Conclusion

Dans ce mémoire, un certain nombre d'aspects liés aux systèmes nanosatellites ont été abordés et étudiés, avec un découpage du travail en trois parties principales : une partie bibliographique, une partie théorique, et une partie réalisation et simulation.

Dans la partie bibliographique, nous nous sommes attachés à présenter un aperçu sommaire et synthétique de l'histoire des nanosatellites, de l'état de l'art de leur développement, de leur architecture système et de leurs applications scientifiques et commerciales, pour tenter finalement de faire ressortir leurs nombreux avantages qui vont certainement influencer les nouvelles stratégies de développement spatial dans les années à venir. La recherche combinée du faible coût et d'une miniaturisation toujours plus avancée laisse pressentir que des changements dans l'aventure spatiale se dessinent, ou seront nécessaires pour faire face au contexte d'une concurrence internationale très vive, surtout face à la montée en puissance des acteurs spatiaux asiatiques, contexte auquel s'ajoutent des conditions économiques moroses.

A travers la partie théorique, l'idée maîtresse a été de proposer une étude rapide des principaux éléments de conception d'un système nanosatellitaire, en partant de la définition de la mission, puis en déterminant l'architecture globale du système (segment spatial, segment terrestre, environnement spatial, couche physique et couche liaison), pour finalement insister davantage sur des éléments classiques de mécanique orbitale, sur l'optimisation des constellations de satellites, et sur le calcul des bilans de liaison. Nous avons ainsi noté, entre autres, l'effet du choix de l'orbite, des bandes de fréquences et des types de modulation sur la qualité des liens de communication. Notre travail a été un survol bien rapide ; des problématiques très pointues à identifier resteraient à être formulées et résolues et pourraient faire l'objet de travaux de recherche doctorale futurs.

Dans un troisième et dernier volet, nous avons effectué quelques simulations, notamment en utilisant le logiciel STK doté de très nombreuses et intéressantes fonctionnalités. Ce logiciel a été exploité surtout pour des analyses orbitographiques, pour la détermination de constellations nanosatellites et pour le calcul de bilans de liaison. Des scénarii de simulation ont donc été mis en œuvre dans le but de vérifier les résultats obtenus dans la partie théorique.

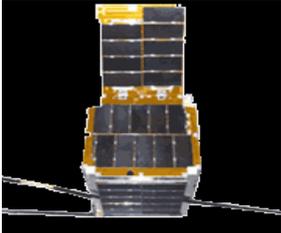
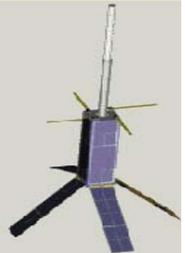
L'étude du système nanosatellitaire fictif que nous avons baptisé KAMPUCH-1 réalisée dans ce mémoire a été personnellement difficile pour nous, et a demandé bien des labeurs, mais le sujet très intéressant, à l'intersection de diverses disciplines des sciences de l'ingénieur, en valait la peine. Seul l'avenir confirmera si le nanosatellite représente un meilleur choix technologique et économique que les satellites traditionnels parce qu'il est « plus rapide, plus petit, meilleur et moins cher », mais j'ai eu le plaisir de contribuer à l'étude de cette problématique. Maintenant qu'il est confirmé que mon pays, le Cambodge, aura son premier satellite de communications en 2013, je souhaite que les nanosatellites soient une technologie qui fasse son chemin dans les futures industries et politiques spatiales cambodgiennes qui ne manqueront pas de se développer dans un proche avenir.

## REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] MARAL, Gérard; BOUSQUET, Michel. *Satellite Communications Systems - Systems, Techniques and Technology*, 5<sup>e</sup> édition. New York: John Wiley & Sons Ltd, 2009.
- [2] ITU-R Study Group 4 (SG 4). *Handbook on Satellite Communications (HSC)*, 3<sup>e</sup> édition. Genève, 1995.
- [3] LARSON, Wiley J.; WERTZ, James R. *Space Mission Analysis and Design*, 3<sup>e</sup> édition. Californie: Microcosm Press, 2005.
- [4] DENIS, A.; PISANE, J. *OUFIT-1 Phase A: Mission definition, Space and ground systems description*. Université de Liège, septembre 2009.
- [5] CURTIS, Howard D., "Orbital Mechanics for Engineering Students", 2<sup>e</sup> édition, Butterworth-Heinemann / Elsevier, 2010, 740 pages.
- [6] "Air University Space Primer", Air University, Maxwell AFB, AL, USA, août 2003.
- [7] BEECH, William A.; NIELSEN, Douglas E.; TAYLOR, Jack. *AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio*, version 2.2. American Radio Relay League, Inc, 1993.
- [8] CROSSET, Nicolas. *Implémentation du relais D-STAR à bord du nanosatellite OUFIT-1*. Université de Liège, 28 juin 2010.
- [9] Innovative Solutions In Space. <http://www.isispace.nl/>.
- [10] A Brief Chronology of Amateur Satellites. <http://www.amsat.org/amsat-new/satellites/history.php>.
- [11] BURLACU, Maria-Mihaela; LORENZ, Pascal. A survey of small satellites domain: challenges, applications and communications key issues. 09/24/2010. <http://icast-magazine.org/2010/09/survey-small-satellites-domain-challenges-applications-and-communications-key-issues>.

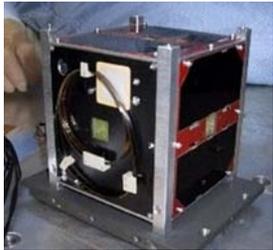
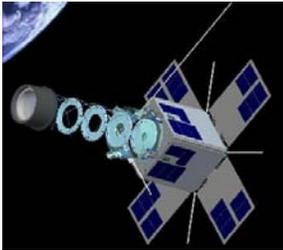
## **ANNEXES**

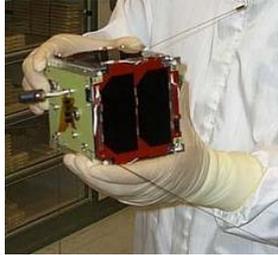
## Annex I History of nanosatellites

Year	1961	2000	2003	
Name	OSCAR	ASU-OSCAR 37 (ASUSAT)	Cubesat-OSCAR 55	Quakesat
Date	12 December, 1961	27 January, 2000	30 June, 2003	June 30, 2003 on Rockot
Mass	4.5 kg	6 kg	1 kg	5 kg
Size	?	?	10 x 10 x 10 cm	10×10×32 cm
Types of orbit	VLEO Apogee:431.00 km Perigee:245.30 km	LEO Apogee: 799.00 km Perigee: 746.30 km	LEO Apogee: 831.00 km Perigee: 816.39 km	LEO Apogee: 837.9 km Perigee: 824.1km
Inclination	81.14°	100.19°	98.72°	98.72°
Period [minutes]	91.30	100.30	101.37	101.53
Launch vehicle	?	Minotaur-1	Dnepr	Rokot/Briz-KM
Launch location	Vandenberg Air Force Base, California, in United States	Vandenberg Air Force Base, California, in United States	Baikonur Cosmodrome, Kazakhstan	Plesetsk Cosmodrome, Arkhangelsk Oblast
Project/organization	OSCAR	Arizona State University	Tokyo Institute of Technology Matunaga LSS	Stanford University
Nation/Country	USA	USA	Japan	USA
Frequency band	VHF (Downlink 144.9830 MHz)	UHF?	UHF (Downlink 437.4000 MHz AFSK 1200 BPS)	UHF (436.675MHz 9600 bps FSK)
Application	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Earth observation (Earthquake detection)
Image				

Year	2003		2005	2006
Name	CubeSat-OSCAR 57 (CubeSat XI-IV)	RS-22	CubeSat-OSCAR 58 (Cubesat XI-V)	GeneSat-1
Date	30 June, 2003	27 September, 2003	27 October, 2005	16 December, 2006
Mass	1 kg	1 kg?	1 kg	4.500 kg
Size	10 x 10 x 10 cm	10 x 10 x 10 cm?	10 x 10 x 10 cm	10cm x 10cm x 30cm
Types of orbit	LEO Apogee: 832.00 km Perigee: 817.00 km	LEO Apogee: 693.00 km Perigee: 675.00 km	LEO Apogee: 709.00 km Perigee: 682.00 km	VLEO Apogee: 370.00 km Perigee: 368.00 km
Inclination	98.72 °	98.10°	98.18°	40.02°
Period [minutes]	101.39	98.44	98.68	91.93
Launch vehicle	Dnepr	Dnepr	Cosmos	Minotaur-1
Launch location	Baikonur Cosmodrome, Kazakhstan	Baikonur Cosmodrome, Kazakhstan	Plesetsk MSC (Multi Space Camera)	NASA Wallops Flight Facility, Mid-Atlantic Regional Spaceport (MARS)
Project/organization	University of Tokyo	Mozhaisky Military Space University	University of Tokyo	National Aeronautics and Space Administration (NASA)
Nation/Country	Japan	Russia	Japan	USA
Frequency band	UHF (Downlink 437.4900 MHz AFSK 1200 BPS)	UHF (Downlink 435.3520 MHz)	UHF (Downlink 437.3450 MHz AFSK 1200 BPS)	UHF (Downlink 437.0750 MHz AFSK 1200 BPS)
Application	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)
Image				

Year	2007	2008		
Name	CAPE-1	Delfi OSCAR-64 (Delfi-C3)	Cubesat Oscar-65 (Cute-1.7 + APD II)	Cubesat Oscar - 66 (SEEDS II)
Date	2007-04-17	28 April, 2008	28 April, 2008	28 April, 2008
Mass	?	2.2 kg	3 kg	1 kg
Size	CubeSat (1U)	10cm x 10cm x 34cm	20cmx15cmx10cm	10 x 10 x 10 cm
Types of orbit	LEO	LEO Apogee: 642.10 km Perigee: 621.60 km	LEO Apogee: 641.90 km Perigee: 622.30 km	LEO Apogee: 642.90 km Perigee: 621.80 km
Inclination	?	98.00°	98.00°	98.00 °
Period [minutes]	?	97.35	97.36	97.36
Launch vehicle	Dnepr	PSLV	PSLV	PSLV
Launch location	Baikonur Cosmodrome, Kazakhstan	Satish Dawan Space Center, India	Satish Dawan Space Center, India	Satish Dawan Space Center, India
Project/organization	University of Louisiana at Lafayette (Students)	Delft University of Technology	Tokyo Institute of Technology	Nihon University
Nation/Country	?	Netherlands	Japan	Japan
Frequency band	?	VHF (Downlink 145.8700 MHz BPSK 1200 BPS )	UHF (437.4750 MHz GMSK 9600 BPS)	UHF (Downlink 437.4850 MHz FM)
Application	Technology Demonstration	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)
Image	?			

Year	2008		2009	
Name	COMPASS-1	PRISM	KKS-1	STARS
Date	28 April, 2008	23 January, 2009	23 January, 2009	23 January, 2009
Mass	1 kg	8 kg	3 kg	8 kg
Size	1U CubeSat	19cm x 19cm x 30cm	15cm x 15cm x 15cm	16cm x 16cm x 16cm
Types of orbit	LEO Apogee: 642.30 km Perigee: 621.50 km	LEO Apogee: 670.00 km Perigee: 660.00 km	LEO Apogee: 670.00 km Perigee: 660.00 km	LEO Apogee: 670.00 km Perigee: 660.00 km
Inclination	98.00°	98.03°	98.00 °	98.00°
Period [minutes]	97.35	98.04	98.04	98.04
Launch vehicle	PSLV	H-IIA F15	H-IIA F15	H-IIA F15
Launch location	Satish Dawan Space Center, India	Tanegashima Space Center, Tanegashima	Tanegashima Space Center, Tanegashima	Tanegashima Space Center, Tanegashima
Project/organization	Aachen University of Applied Sciences	Intelligent Space Systems Laboratory (ISSL) of University of Tokyo	Tokyo Metropolitan College of Industrial Technology	Kagawa University
Nation/Country	Germany	Japan	Japan	Japan
Frequency band	UHF (Downlink 437.4050 MHz AFSK 1200 BPS)	UHF (Downlink 437.4250 MHz AFSK 1200 BPS)	UHF (Downlink 437.4450 MHz AX.25)	UHF (Downlink 437.4850 MHz AX.25)
Application	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)
Image			?	

Year	2009			
Name	SwissCube	ITUpSAT1	UWE-2	BEESAT
Date	23 September, 2009	23 September, 2009	23 September, 2009	23 September, 2009
Mass	1 kg	1 kg	1 kg	1 kg
Size	10cm cube	10cm cube	10cm cube	10cm cube
Types of orbit	LEO Apogee: 752.00 km Perigee: 726.00 km	LEO Apogee: 752.00 km Perigee: 726.00 km	LEO Apogee: 752.00 km Perigee: 726.00 km	LEO Apogee: 752.00 km Perigee: 726.00 km
Inclination	98.28°	98.29°	98.30°	98.30°
Period [minutes]	99.59	99.59	99.59	99.59
Launch vehicle	PSLV-C14	PSLV-C14	PSLV-C14	PSLV-C14
Launch location	Satish Dawan Space Center, India	Satish Dawan Space Center, India	Satish Dawan Space Center, India	Satish Dawan Space Center, India
Project/organization	Ecole Polytechnique Federale De Lausanne	Istanbul Teknik Universitesi	Universitat Wurzburg	Technische Universitat Berlin
Nation/Country	Switzerland	Turkey	Germany	Germany
Frequency band	UHF (Downlink 437.5050 MHz FSK 1200 BPS)	UHF (Downlink 437.3250 MHz)	UHF (Downlink 437.3850 MHz FSK 9600 BPS)	UHF (Downlink 436.0000 MHz GMSK 9600 BPS)
Application	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)
Image				

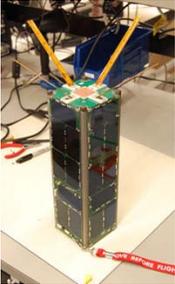
Year	2010			
Name	RAX	O/OREOS		
Date	20 November, 2010	20 November, 2010		
Mass	2.8 kg	5.5 kg		
Size	10cmx10cmx34cm	10cmx10cmx34cm		
Types of orbit	LEO Apogee: 650.00 km Perigee: 650.00 km	LEO Apogee: 650.00 km Perigee: 650.00 km		
Inclination	72.00°	72.00°		
Period [minutes]	97.73	97.73		
Launch vehicle	Minotaur IV	Minotaur IV		
Launch location	Kodiak, Alaska, USA	Kodiak, Alaska, USA		
Project/organization	University of Michigan and SRI International	NASA Ames and Santa Clara University		
Nation/Country	USA	USA		
Frequency band	UHF (Downlink 437.5050 MHz GMSK 9600 BPS)	UHF (Downlink 437.3050 MHz AX.25 1200 BPS)		
Application	Telecommunications (Amateur radio)	Telecommunications (Amateur radio)		
Image				

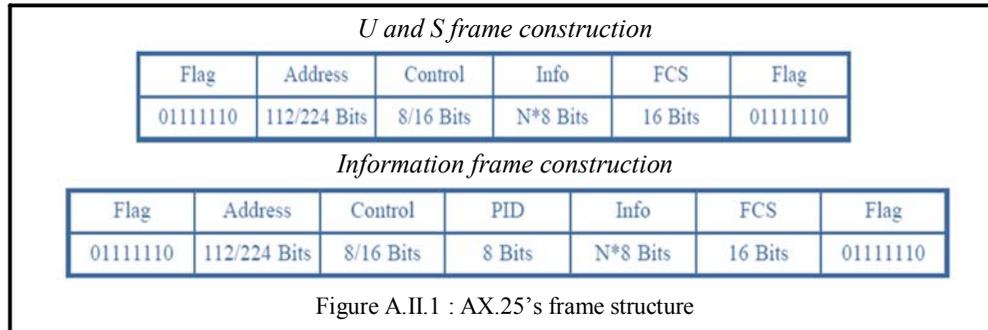
Table A.I.1 : History of nanosatellites

## Annex II

### A.II.1 Frame structure

#### A. AX.25 protocol

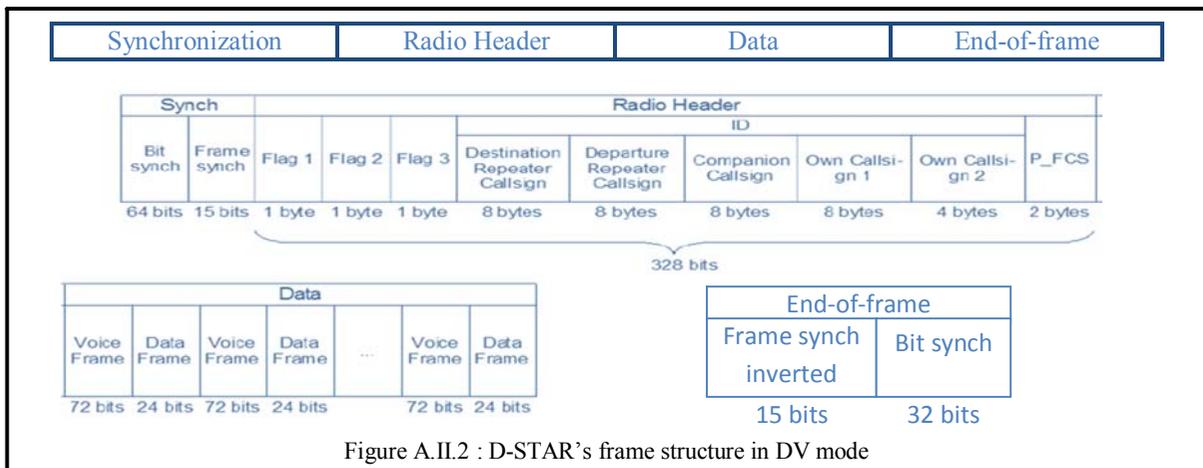
Each frame is made up of several smaller groups, called fields. The AX.25's frame structure is shown in Figure A.II.1. Note that the first bit to be transmitted is on the left side.



- *Flag field*: is a frame delimiter for synchronization, one octet long “01111110”, and occurs at both the beginning and the end of each frame.
- *Address field*: identifies both the source of the frame and its destination in order to route the packet. It can contain 2 to 10 ham calls.
- *Control field*: contains some control information such as the kind of packet, the number of the packet, and much more.
- *Protocol ID (PID) field*: appears in the information frames I (Information) and UI (Unnumbered information) only for identifying which kind of layer 3 protocol used.
- *Information field*: contains data to be sent (up to 256 bytes)
- *Frame Check Sequence (FCS) field*: is a code (16 bits) inserted after data to detect possible transmission errors.

#### B. D-STAR protocol

The DV mode's frame structure of D-STAR is shown in Figure A.II.2.



- *Synchronization*

There are 2 kinds of synchronization fields (or patterns) at the beginning of the frame:

- The bit synchronization pattern (64-bit long in the protocol). For GMSK modulation, this pattern consists in 16 repetitions of the four bits 1010 placed at the beginning of the frame. For QPSK modulation, these four bits are 1001.
- The frame synchronization pattern (15-bit long in the protocol, 111011001010000).

- *Radio header*

The radio header, or simply called header, is 328 bits long (before coding) and contains some information about the frame. The successive fields are:

- Three 1-byte flags that give some information about the kind of communication (flag 1) or are left available for further development of the protocol (flags 2 and 3)
- The ID field (36 bytes) which is used to identify of the sender and destination. It consists of a series of the destination repeater call sign, the departure repeater call sign, the companion call sign, the own call sign 1, and the own call sign 2 used for additional information about the transmitter.
- P\_FCS (Frame Check Sequence) which is an error-detection code (2 bytes). It permits one to detect the presence of some type of errors but not to correct them.

- *Data*

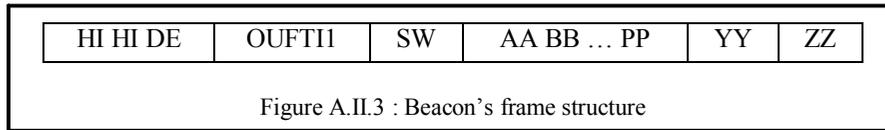
The data part of the D-STAR frame consists in an alternance of voice frame (72 bits) and data frame (24 bits), always starting with a voice frame.

- *End-of-frame pattern*

The end-of-frame pattern is composed of 32 synchronization bits 1010 followed by the beginning-of-frame pattern inverted: 000100110101111.

### C. Beacon

The Beacon's frame structure is illustrated in the Figure A.II.3.



- HI HI DE and ZZ: Synchronization
- OUFTI1: Identification
- SW (Status Word): 8 bits of status
- AA BB ... PP: 16 value of 8 bits
- YY: Checksum

## A.II.2 Formulas of orbital mechanics

Input parameters				
Variable inputs		Fixed inputs		
Name	Name of orbit type	Earth gravity constant	$u = 398600,607$	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]
f <sub>up</sub>	Frequency uplink [MHz]	Earth Radius	$Re = 6378,136$	[km]
f <sub>down</sub>	Frequency downlink [MHz]	Second zonal harmonic of the Earth planet	$J2 = 1,08263 \times 10^{-3}$	[Unit less]
elev	Elevation angle [degrees]	Radians to degrees	$rad2deg = 180/\pi$	[Unit less]
ha	Height of apogee [km]	Degrees to radians	$deg2rad = \pi/180$	[Unit less]
hp	Height of perigee [km]	Seconds to minutes	$sec2mn = 1/60$	[Unit less]
Relative spacing between satellites in adjacent planes F (0 ≤ F ≤ P-1)		[Unit less]		
Inclination (i)		[degrees]		
Argument of perigee (w)		[degrees]		
R.A.A.N: Right Ascension of the Ascending node (o)		[degrees]		
True anomaly initial (v)		[degrees]		
Calculation parameters				
1/ Orbital Parameters				
Semimajor axis (a)	$a = (ha+hp+2 \times Re)/2$			[km]
Eccentricity (e)	$e = [(ha+Re)-(hp+Re)]/[(ha+Re)+(hp+Re)]$			[Unit less]
Orbit period (T)	$T = (2 \times \pi) \times a \times \sqrt{a/u} \times sec2mn$			[minutes]
Initial Value of eccentric (E)	$E_{ini} = 2 \times \text{atan}(\sqrt{(1-e)/(1+e)} \times \tan(v/2 \times deg2rad));$			[rad]
Mean anomaly (M)	$M_{ini} = E_{ini} - e \times \sin(E_{ini});$			[rad]
Time rate of change of w (dw)	$dw = -[3/2 \times (\sqrt{u} \times J2 \times Re^2) / ((1 - e^2)^2 \times (a^{(7/2)}))] \times (5/2 \times (\sin(i \times deg2rad))^{2-2})$			[rad/s]
	$dw\_DegPerDay = dw \times rad2deg \times 3600 \times 24$			[deg/day]
Time variation of R.A.A.N (do)	$do = -[3/2 \times (\sqrt{u} \times J2 \times Re^2) / ((1 - e^2)^2 \times (a^{(7/2)}))] \times \cos(i \times deg2rad)$			[rad/s]
	$do\_DegPerDay = do \times rad2deg \times 3600 \times 24;$			[deg/day]
Sun-synchronous inclination	$X = -0.098919152 \times (1 - e^2)^2 \times (a/Re)^{3.5};$ if $-1 \leq X \ \&\& \ X \leq 1$ $i\_SunSynchro = \text{acos}(X) \times rad2deg;$ $\text{fprintf}(\backslash'n \text{Sun-synchronous inclination } \backslash't \ %.2f \backslash't \text{ degrees}', i\_SunSynchro);$ else $\text{fprintf}(\backslash'n \text{Sun-synchronous inclination } \backslash't \text{ None}');$ end;			[degrees]
Orbit radius				
Minimum orbit radius	$r_{min} = hp + Re$			[km]
Maximum orbit radius	$r_{max} = ha + Re$			[km]
Mean orbit radius	$r_{mean} = a$			[km]
2/ Slant Range and Free Space Path Loss				
Slant range				
Slant range	$S = \sqrt{r^2 - Re^2 \times (\cos(elev \times deg2rad))^2} - Re \times \sin(elev \times deg2rad)$			[km]
Minimum slant range	$S_{min} = \sqrt{r_{min}^2 - Re^2 \times (\cos(elev \times deg2rad))^2} - Re \times \sin(elev \times deg2rad)$			[km]
Maximum slant range	$S_{max} = \sqrt{r_{max}^2 - Re^2 \times (\cos(elev \times deg2rad))^2} - Re \times \sin(elev \times deg2rad)$			[km]
Mean slant range	$S_{mean} = \sqrt{r_{mean}^2 - Re^2 \times (\cos(elev \times deg2rad))^2} - Re \times \sin(elev \times deg2rad)$			[km]
Propagation delay				
Propagation delay	$\text{Propagation\_delay} = S \times 10^3 / c$			[sec]
Minimum Propagation delay	$\text{Propagation\_delay}_{min} = S_{min} \times 10^3 / c$			[sec]
Maximum Propagation delay	$\text{Propagation\_delay}_{max} = S_{max} \times 10^3 / c$			[sec]

Mean Propagation delay	$\text{Propagation\_delay\_mean} = S\_mean \times 10^3 / c$	[sec]
<b>Wavelength</b>		
Wavelength uplink	$\text{Lambda\_up} = c / (f\_up \times 10^6)$	[m]
Wavelength Downlink	$\text{Lambda\_down} = c / (f\_down \times 10^6)$	[m]
<b>Free Space (FS) path loss</b>		
<b>Uplink</b>		
Uplink FS path loss	$L\_up = 22 + 20 \times \log_{10}((S \times 1000) / \text{Lambda\_up})$	[dB]
Minimum FS path loss	$L\_min\_up = 22 + 20 \times \log_{10}((S\_min \times 1000) / \text{Lambda\_up})$	[dB]
Maximum FS path loss	$L\_max\_up = 22 + 20 \times \log_{10}((S\_max \times 1000) / \text{Lambda\_up})$	[dB]
Mean FS path loss	$L\_mean\_up = 22 + 20 \times \log_{10}((S\_mean \times 1000) / \text{Lambda\_up})$	[dB]
<b>Downlink</b>		
Downlink FS path loss	$L\_down = 22 + 20 \times \log_{10}((S \times 1000) / \text{Lambda\_down})$	[dB]
Minimum FS path loss	$L\_min\_down = 22 + 20 \times \log_{10}((S\_min \times 1000) / \text{Lambda\_down})$	[dB]
Maximum FS path loss	$L\_max\_down = 22 + 20 \times \log_{10}((S\_max \times 1000) / \text{Lambda\_down})$	[dB]
Mean FS path loss	$L\_mean\_down = 22 + 20 \times \log_{10}((S\_mean \times 1000) / \text{Lambda\_down})$	[dB]
<b>3/ Zone Coverage, Duration of Visibility and Number of Satellite Required for Continuous Coverage</b>		
<b>Nadir angle</b>		
Nadir angle	$\alpha = \text{asin}(\text{Re}/r \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad})) \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Minimum nadir angle	$\alpha\_min = \text{asin}(\text{Re}/r\_max \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad})) \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Maximum nadir angle	$\alpha\_max = \text{asin}(\text{Re}/r\_min \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad})) \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Mean nadir angle	$\alpha\_mean = \text{asin}(\text{Re}/r\_mean \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad})) \times \text{rad2deg}$	[degrees]
<b>Central angle</b>		
Central angle	$\beta = \text{acos}((\text{Re}/r \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad}))) \times \text{rad2deg} - \text{elev}$	[degrees]
Minimum central angle	$\beta\_min = \text{acos}((\text{Re}/r\_min \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad}))) \times \text{rad2deg} - \text{elev}$	[degrees]
Maximum central angle	$\beta\_max = \text{acos}((\text{Re}/r\_max \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad}))) \times \text{rad2deg} - \text{elev}$	[degrees]
Mean central angle	$\beta\_mean = \text{acos}((\text{Re}/r\_mean \times \cos(\text{elev} \times \text{deg2rad}))) \times \text{rad2deg} - \text{elev}$	[degrees]
<b>Footprint length</b>		
Footprint length	$\text{FPL} = 2 \times \text{Re} \times \beta \times \text{deg2rad}$	[km]
Minimum footprint length	$\text{FPL\_min} = 2 \times \text{Re} \times \beta\_min \times \text{deg2rad}$	[km]
Maximum footprint length	$\text{FPL\_max} = 2 \times \text{Re} \times \beta\_max \times \text{deg2rad}$	[km]
Mean footprint length	$\text{FPL\_mean} = 2 \times \text{Re} \times \beta\_mean \times \text{deg2rad}$	[km]
<b>Footprint area</b>		
Footprint area	$\text{FPA} = 2 \times \pi \times \text{Re}^2 \times (1 - \cos(\beta \times \text{deg2rad}))$	[km <sup>2</sup> ]
Minimum footprint area	$\text{FPA\_min} = 2 \times \pi \times \text{Re}^2 \times (1 - \cos(\beta\_min \times \text{deg2rad}))$	[km <sup>2</sup> ]
Maximum footprint area	$\text{FPA\_max} = 2 \times \pi \times \text{Re}^2 \times (1 - \cos(\beta\_max \times \text{deg2rad}))$	[km <sup>2</sup> ]
Mean footprint area	$\text{FPA\_mean} = 2 \times \pi \times \text{Re}^2 \times (1 - \cos(\beta\_mean \times \text{deg2rad}))$	[km <sup>2</sup> ]
<b>Velocity of the satellite</b>		
Velocity of satellite	$V = \sqrt{u \times 10^6 \times (2/r - 1/a)}$	[m/s]
Minimum velocity of satellite	$V\_min = \sqrt{u \times 10^6 \times (2/r\_max - 1/a)}$	[m/s]
Maximum velocity of satellite	$V\_max = \sqrt{u \times 10^6 \times (2/r\_min - 1/a)}$	[m/s]
Mean velocity of satellite	$V\_mean = \sqrt{u \times 10^6 \times (2/r\_mean - 1/a)}$	[m/s]
<b>Duration of Visibility</b>		
Duration of visibility	$t = \text{FPL} \times 10^3 / V \times \text{sec2mn}$	[minutes]
Minimum duration of visibility	$t\_min = \text{FPL\_min} \times 10^3 / V\_max \times \text{sec2mn}$	[minutes]
Maximum duration of visibility	$t\_max = \text{FPL\_max} \times 10^3 / V\_min \times \text{sec2mn}$	[minutes]
Mean duration of visibility	$t\_mean = \text{FPL\_mean} \times 10^3 / V\_mean \times \text{sec2mn}$	[minutes]
<b>Number of satellites required for continuous coverage</b>		
Number of satellite required	$N = \text{ceil}(T/t)$	[Unit less]
Minimum number of satellite required	$N\_min = \text{ceil}(T/t\_max)$	[Unit less]
Maximum number of satellite required	$N\_max = \text{ceil}(T/t\_min)$	[Unit less]
Mean number of satellite required	$N\_mean = \text{ceil}(T/t\_mean)$	[Unit less]
<b>4/ Time of Flight (TOF) from perigee to true anomaly initial</b>		
Initial Value of eccentric (E)	$E = 2 \times \text{atan}(\sqrt{(1-e)/(1+e)}) \times \tan(v/2 \times \text{deg2rad})$	[rad]
Mean anomaly (M)	$M = E - e \times \sin(E \times \text{deg2rad})$	[rad]
Time of Flight (TOF)	if $E > 0$ $\text{TOF} = M \times T / (2 \times \pi)$ ;	[minutes]

	<pre> else   TOF = T+(M×T/(2×pi)); end </pre>	
<b>5/ Constellation</b>		
<b>Walker Star constellation</b> =====		
<b>Street width</b>		
Street width	$\beta_{street} = \arccos(\cos(\beta \times \text{deg2rad}) / \cos(\pi/N))$	[rad]
Minimum street width	$\beta_{street\_min} = \arccos(\cos(\beta_{min} \times \text{deg2rad}) / \cos(\pi/N_{max}))$	[rad]
	$\beta_{street\_min\_deg} = \beta_{street\_min} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Maximum street width	$\beta_{street\_max} = \arccos(\cos(\beta_{max} \times \text{deg2rad}) / \cos(\pi/N_{min}))$	[rad]
	$\beta_{street\_max\_deg} = \beta_{street\_max} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Mean street width	$\beta_{street\_mean} = \arccos(\cos(\beta_{mean} \times \text{deg2rad}) / \cos(\pi/N_{mean}))$	[rad]
	$\beta_{street\_mean\_deg} = \beta_{street\_mean} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
<pre> if beta_street_min &gt; beta_street_max   temp = beta_street_min;   beta_street_min = beta_street_max;   beta_street_max = temp; end </pre>		
<b>Street of coverage (SOC)</b>		
SOC	$SOC_{rad} = 2 \times \beta_{street}$	[rad]
Minimum SOC	$SOC_{min\_rad} = 2 \times \beta_{street\_min}$	[rad]
	$SOC_{min\_km} = 2 \times R_e \times \beta_{street\_min}$	[km]
Maximum SOC	$SOC_{max\_rad} = 2 \times \beta_{street\_max}$	[rad]
	$SOC_{max\_km} = 2 \times R_e \times \beta_{street\_max}$	[km]
Mean SOC	$SOC_{mean\_rad} = 2 \times \beta_{street\_mean}$	[rad]
	$SOC_{mean\_km} = 2 \times R_e \times \beta_{street\_mean}$	[km]
<b>Perpendicular separation distance between adjacent planes moving in the same direction, D<sub>SD</sub></b>		
D <sub>SD</sub>	$D_{SD} = \beta_{street} \times \text{rad2deg} + \beta$	[degrees]
Minimum	$D_{min\_SD} = \beta_{street\_min} \times \text{rad2deg} + \beta_{min}$	[degrees]
Maximum	$D_{max\_SD} = \beta_{street\_max} \times \text{rad2deg} + \beta_{max}$	[degrees]
Mean	$D_{mean\_SD} = \beta_{street\_mean} \times \text{rad2deg} + \beta_{mean}$	[degrees]
<b>Perpendicular separation distance between adjacent planes moving in the opposite direction, D<sub>OD</sub></b>		
D <sub>OD</sub>	$D_{OD} = 2 \times \beta_{street} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Minimum	$D_{min\_OD} = 2 \times \beta_{street\_min} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Maximum	$D_{max\_OD} = 2 \times \beta_{street\_max} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
Mean	$D_{mean\_OD} = 2 \times \beta_{street\_mean} \times \text{rad2deg}$	[degrees]
<b>Number of planes</b>		
Number of planes	$P = \text{round}([(180 - D_{OD}) / (D_{SD})] + 1)$	[Unit less]
Minimum number of planes	$P_{min} = \text{round}([(180 - D_{max\_OD}) / (D_{max\_SD})] + 1)$	[Unit less]
Maximum number of planes	$P_{max} = \text{round}([(180 - D_{min\_OD}) / (D_{min\_SD})] + 1)$	[Unit less]
Mean number of planes	$P_{mean} = \text{round}([(180 - D_{mean\_OD}) / (D_{mean\_SD})] + 1)$	[Unit less]
<b>Total number of satellite, TNOS</b>		
Total number of satellite	$TNOS = N \times P$	[Unit less]
Minimum total number of satellite	$TNOS_{min} = N_{min} \times P_{min}$	[Unit less]
Maximum total number of satellite	$TNOS_{max} = N_{max} \times P_{max}$	[Unit less]
Mean total number of satellite	$TNOS_{mean} = N_{mean} \times P_{mean}$	[Unit less]
<b>Walker Delta constellation (i: TNOS/P/F)</b> =====		
<b>Pattern Unit (PU)</b>		
PU	$PU = 360 / TNOS$	[degrees]
Minimum PU	$PU_{min} = 360 / TNOS_{min}$	[degrees]
Maximum PU	$PU_{max} = 360 / TNOS_{max}$	[degrees]
Mean PU	$PU_{mean} = 360 / TNOS_{mean}$	[degrees]
<b>Node spacing</b>		
Node spacing	$NodeSpacing = PU \times N$	[degrees]
Minimum Node spacing	$NodeSpacing_{min} = PU_{min} \times N_{min}$	[degrees]
Maximum Node spacing	$NodeSpacing_{max} = PU_{max} \times N_{max}$	[degrees]

Mean Node spacing	$\text{NodeSpacing\_mean} = \text{PU\_mean} \times \text{N\_mean}$	[degrees]
<b>In-plane spacing between satellite</b>		
In-plane spacing between satellite	$\text{IPS} = \text{PU} \times \text{P}$	[degrees]
Minimum	$\text{IPS\_min} = \text{PU\_min} \times \text{P\_min}$	[degrees]
Maximum	$\text{IPS\_max} = \text{PU\_max} \times \text{P\_max}$	[degrees]
Mean	$\text{IPS\_mean} = \text{PU\_mean} \times \text{P\_mean}$	[degrees]
<b>Phase difference between adjacent planes</b>		
Phase difference between adjacent planes	$\text{APS} = \text{PU} \times \text{F}$	[degrees]
Minimum	$\text{APS\_min} = \text{PU\_min} \times \text{F}$	[degrees]
Maximum	$\text{APS\_max} = \text{PU\_max} \times \text{F}$	[degrees]
Mean	$\text{APS\_mean} = \text{PU\_mean} \times \text{F}$	[degrees]

Table A.II.1 : Formulas of orbital mechanics



```

a = (ha+hp+2*Re)/2; % a : Semimajor Axis [km]
e = [(ha+Re)-(hp+Re)]/[(ha+Re)+(hp+Re)]; % e : Eccentricity [unit less]
T = (2*pi) * a* sqrt(a/u)*sec2mn; % T : Orbit period [minutes]

% Initial Value of eccentric (E) [rad]
E_ini = 2*atan(sqrt((1-e)/(1+e))*tan(v/2*deg2rad));
% Mean anomaly (M) [rad]
M_ini = E_ini-e*sin(E_ini);

% The time rate of change of the argument of perigee [rad/s]
dw = -[3/2*(sqrt(u)*J2*Re^2)/((1-e^2)^2*(a^(7/2)))]*(5/2*(sin(i*deg2rad))^2-2);

% The time rate of change of the argument of perigee [deg/day]
dw_DegPerDay = dw*rad2deg*3600*24;
% dw_DegPerDay = 19.92770307*1/(1-e^2)^2*(Re/a)^3.5*(1-1.25*(sin(i))^2)
% dw_DegPerDay > 0, or 0°<=i<63.4° or 116.6°<i<=180° : the perigee advances in the
direction of the motion of the satellite (hence, the name advance of perigee for this
phenomenon).
% dw_DegPerDay < 0, or 63.4°<=i<116.6° : the perigee regresses, moving
opposite to the direction of motion.
% dw_DegPerDay = 0 when J2=0, or i= 63.4° or i=116.6° : are the critical inclinations at
which the apse line does not move.

% The time variation of the right ascension o or the rate of drift [rad/s]
do = -[3/2*(sqrt(u)*J2*Re^2)/((1-e^2)^2*(a^(7/2)))]*cos(i*deg2rad);

% The time variation of the right ascension o or the rate of drift [deg/day]
do_DegPerDay = do*rad2deg*3600*24;
% do_DegPerDay = -9.963851533*1/(1-e^2)^2*(Re/a)^3.5*cos(i)
% do_DegPerDay < 0, or 0°<=i<90° : Prograde orbits, the node line drifts
westward.
% do_DegPerDay > 0, or 90°<=i<=180° : Retrograde orbits, the node line drifts
eastward.
% do_DegPerDay = 0 when J2=0, or i=90° : Polar orbits, the node line is stationary.

fprintf('\n The Orbit Properties of %s orbit are in the list below: \n\n', Name);
fprintf('\n-----');
fprintf('\n ***** The Orbit Properties of %s orbit *****', Name);
fprintf('\n-----');
fprintf('\n Parameter \t\t\t\t\t Value ');
fprintf('\n-----');

fprintf('\n 1/ Orbital Parameters ');
fprintf('\n-----');

fprintf('\n Earth radius (Re) \t\t\t\t\t %.2f \t km', Re);
fprintf('\n Height of apogee (ha) \t\t\t\t\t %.2f \t km', ha);
fprintf('\n Height of perigee (hp) \t\t\t\t\t %.2f \t km', hp);
fprintf('\n Elevation angle (elev) \t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees', elev);
fprintf('\n Inclination (i) \t\t\t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees', i);
fprintf('\n R.A.A.N (o) \t\t\t\t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees', o);
fprintf('\n Argument of perigee (w) \t\t\t\t\t %.2f \t degrees', w);
fprintf('\n True anomaly (v) \t\t\t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees', v);

fprintf('\n Mean anomaly (M) \t\t\t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees', radtodeg(M_ini));
fprintf('\n Semimajor axis (a) \t\t\t\t\t\t\t %.2f \t km', a);
fprintf('\n Eccentricity (e) \t\t\t\t\t\t\t %e \t\t unit less', e);
fprintf('\n Orbit period (T) \t\t\t\t\t\t\t %.2f \t minutes', T);
fprintf('\n Time rate of change of w (dw) \t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees/day', dw_DegPerDay);
fprintf('\n Time variation of R.A.A.N (do) \t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees/day', do_DegPerDay);

```

```

% The sun-synchronous inclination [deg]
X=-0.098919152*(1-e^2)^2*(a/Re)^3.5;
if -1<=X && X<=1
    i_SunSynchro = acos(X)*rad2deg;
    fprintf('\n Sun-synchronous inclination \t\t %.2f \t\t degrees', i_SunSynchro);
else
    fprintf('\n Sun-synchronous inclination \t\t None');
end;

fprintf('\n-----
-----');

% return;

%%II.2%%    >>> Slant Range and Free Space Path Loss

% We calculate the Slant Range and Free Space Path Loss for r_min, r_max and r_mean by
assuming the elevation angle 5 degrees.
% Input parameters: ha, hp, Re, elev, f_up, f_down

if ha==hp
    H=ha;                % Orbit altitude [km]
    r = H+Re;            % orbit radius [km]
    S = sqrt(r^2-Re^2*(cos(elev*deg2rad))^2)-Re*sin(elev*deg2rad); % Slant range [km]
    Propagation_delay = S*10^3/c; % [sec]
    Lambda_up = c/(f_up*10^6); % Wavelength uplink [m]
    Lambda_down = c/(f_down*10^6); % Wavelength downlink [m]
    L_up=22+20*log10((S*1000)/Lambda_up); % Minimum Free Space Path Loss of uplink [dB]
    L_down=22+20*log10((S*1000)/Lambda_down); % Minimum Free Space Path Loss of uplink [dB]

    fprintf('\n 2/ Slant Range and Free Space Path Loss ');
    fprintf('\n-----
-----');

    fprintf('\n Orbit altitude \t\t\t\t\t %.2f \t km ', H);
    fprintf('\n Orbit radius \t\t\t\t\t %.2f \t km ', r);
    fprintf('\n Slant range \t\t\t\t\t %.2f \t km ', S);
    fprintf('\n Propagation delay \t\t\t\t\t %.2f \t\t sec ', Propagation_delay);

    fprintf('\n \t\t\t\t\t Uplink ');
    fprintf('\n \t\t\t\t\t ----- ');
    fprintf('\n Frequency uplink \t\t\t\t\t %.2f \t MHz', f_up);
    fprintf('\n Wavelength uplink \t\t\t\t\t %.2f \t\t m', Lambda_up);
    fprintf('\n Free Space (FS) path loss \t\t\t %.2f \t dB ', L_up);

    fprintf('\n \t\t\t\t\t Downlink ');
    fprintf('\n \t\t\t\t\t ----- ');
    fprintf('\n Frequency downlink \t\t\t\t\t %.2f \t MHz', f_down);
    fprintf('\n Wavelength downlink \t\t\t\t\t %.2f \t\t m', Lambda_down);
    fprintf('\n Free Space (FS) path loss \t\t\t %.2f \t dB ', L_down);

    fprintf('\n-----
-----');

else
    H_min = hp; % Minimum orbit altitude [km]
    H_max = ha; % Maximum orbit altitude [km]
    H_mean = (ha+hp)/2; % Mean orbit altitude [km]

    r_min = hp+Re; % Minimum orbit radius [km]
    r_max = ha+Re; % Maximum orbit radius [km]
    r_mean = a; % Mean orbit radius [km]
    % Elevation angle assume to be 5 degrees anywhere of satellite orbiting the Earth

```









```

fprintf('\n-----
-----');

% return;

        %%II.5%%    >>> Constellation

% Input parameters: >>> period (T), Duration of Visibility (t)

if ha==hp

    fprintf('\n 5/ Constellation ');
    fprintf('\n-----
-----');
    %=====
    % Walker Star Constellation : Approximated number of planes and total number of
satellites
    %=====

    % Input parameters: Number of satellite per plane (N), the earth central angle (beta)
    % Recall that: this constellation is used for the circular orbit with the
    % same altitude and the same coverage throughout the orbit

    %----- FPL (coverage), Duration of visibility (T), Number of satellite required
-----

    beta_street = acos(cos(beta*deg2rad)/cos(pi/N)); % Street width [rad]
    beta_street_deg = beta_street*rad2deg; % Street width [deg.]
    SOC_deg = 2*beta_street_deg; % Street of coverage [deg]
    SOC_km = 2*Re*beta_street; % Street of coverage [km]

    % The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the same direction
    D_SD = beta_street*rad2deg + beta; % [deg]

    % The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the opposite direction
    D_OD = 2*beta_street*rad2deg; % [deg]

    % We have: 2*beta_street + (P-1)*(beta_street+beta) = 180 [deg.]
    P = ceil([(180 - D_OD)/(D_SD)]+1); % Number of planes
    TNOS = N*P; % Total number of satellites

    fprintf('\n \t\t\t Walker Star constellation : Approximated number of planes and
total number of satellites ');
    fprintf('\n \t\t\t
=====
n');

    fprintf('\n Central angle \t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees ', beta);
    fprintf('\n\n Number of satellites required');
    fprintf('\n for continuous coverage \t\t\t %d ', N);
    fprintf('\n (Number of satellites per plane)\n');
    fprintf('\n Street width \t\t\t\t\t %.2f \t\t degrees ', beta_street_deg);
    fprintf('\n\n Street of coverage (SOC) \t\t\t %.2f \t\t deg ', SOC_deg);
    fprintf('\n \t\t\t\t\t\t\t %.2f \t km \n', SOC_km);
    fprintf('\n\n Perpendicular separation (D)');
    fprintf('\n between adjacent planes moving \t %.2f \t\t degrees ', D_SD);
    fprintf('\n in the same direction\n');
    fprintf('\n Perpendicular separation (D)');
    fprintf('\n between adjacent planes moving \t %.2f \t\t degrees ', D_OD);
    fprintf('\n in the different direction\n');

```



```

% same altitude and the same coverage throughout the orbit

%----- Minimum FPL (coverage), Minimum duration of visibility (T), Minimum
number of satellite required -----
%----- Maximum FPL (coverage), Maximum duration of visibility (T), Maximum
number of satellite required -----
beta_street_min = acos(cos(beta_min*deg2rad)/cos(pi/N_max)); % Street width [rad]
beta_street_max = acos(cos(beta_max*deg2rad)/cos(pi/N_min)); % Street width [rad]

if beta_street_min>beta_street_max
    temp=beta_street_min;
    beta_street_min=beta_street_max;
    beta_street_max=temp;
else
    %beta_street_min;
    %beta_street_max;
end

beta_street_min_deg = beta_street_min*rad2deg; % Street width [deg.]
beta_street_max_deg = beta_street_max*rad2deg; % Street width [deg.]

SOC_min_deg = 2*beta_street_min_deg; % Street of coverage [rad]
SOC_min_km = 2*Re*beta_street_min; % Street of coverage [km]

SOC_max_deg = 2*beta_street_max_deg; % Street of coverage [rad]
SOC_max_km = 2*Re*beta_street_max; % Street of coverage [km]

% The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the same direction
D_min_SD = beta_street_min*rad2deg + beta_min; % [deg]

% The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the different direction
D_min_OD = 2*beta_street_min*rad2deg; % [deg]

% The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the same direction
D_max_SD = beta_street_max*rad2deg + beta_max; % [deg]

% The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the different direction
D_max_OD = 2*beta_street_max*rad2deg; % [deg]

% We have: 2*beta_street + (P-1)*(beta_street+beta) = 180 [deg.]
P_min = ceil([(180 - D_max_OD)/(D_max_SD)]+1); % Number of planes

% We have: 2*beta_street + (P-1)*(beta_street+beta) = 180 [deg.]
P_max = ceil([(180 - D_min_OD)/(D_min_SD)]+1); % Number of planes

%----- Mean FPL (coverage), Mean duration of visibility (T), Mean number of
satellite required -----

beta_street_mean = acos(cos(beta_mean*deg2rad)/cos(pi/N_mean)); % Street width [rad]
beta_street_mean_deg = beta_street_mean*rad2deg; % Street width [deg.]
SOC_mean_deg = 2*beta_street_mean_deg; % Street of coverage [rad]
SOC_mean_km = 2*Re*beta_street_mean; % Street of coverage [km]

% The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the same direction
D_mean_SD = beta_street_mean*rad2deg + beta_mean; % [deg]

% The perpendicular separation or Phase difference between adjacent planes moving in
the different direction

```







## A.II.4 Orbital calculation

### A. Orbital parameters

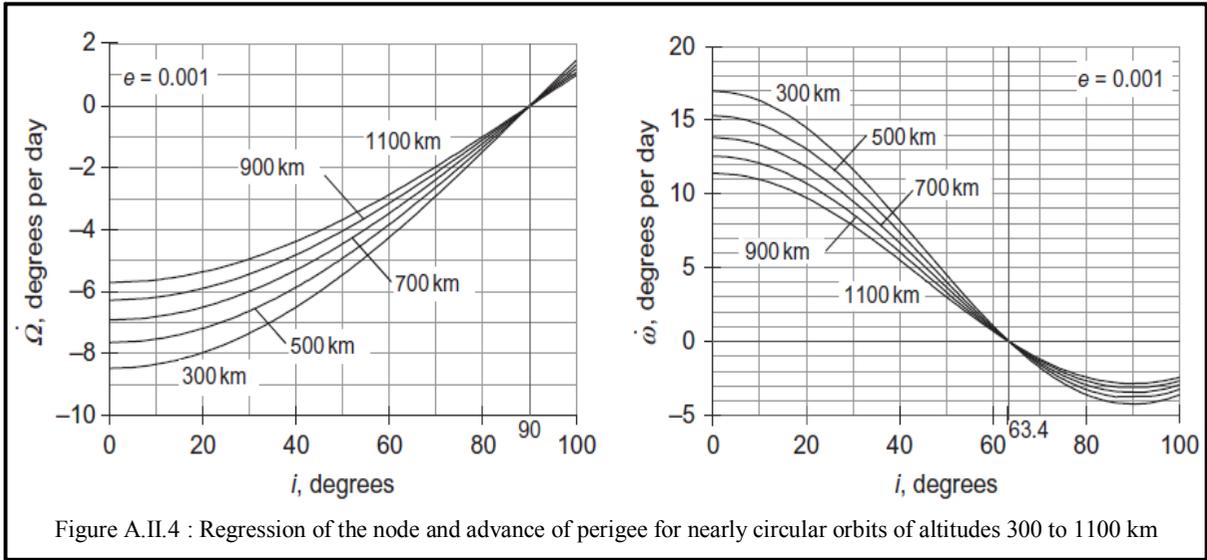
The results of orbital parameters of the different orbit types in Table A.II.2 are obtained by applying the formulas in Annex II, A.II.2 and computing in MATLAB where its code is given in Annex II, A.II.3.

Orbit types		Elliptical				Circular
		LEO	VLEO	MEO “Molniya”	MEO “Tundra”	LEO
Orbital parameters	Unit					
Earth radius ( $R_e$ )	[km]	6378.14	6378.14	6378.14	6378.14	6378.14
Height of apogee ( $h_a$ )	[km]	1447.00	370.00	39105.00	46340.00	650.00
Height of perigee ( $h_p$ )	[km]	354.00	368.00	1250.00	25231.00	650.00
Inclination ( $i$ )	[degrees]	71.00	40.02	63.4	63.4	72
R.A.A.N ( $\Omega$ )	[degrees]	45.00	45.00	45.00	45.00	45.00
Argument of perigee ( $\omega$ )	[degrees]	30.00	30.00	30.00	30.00	0.00
True anomaly ( $\nu$ )	[degrees]	15.00	15.00	15.00	15.00	45.00
Semi-major axis ( $a$ )	[km]	<b>7278.64</b>	<b>6747.14</b>	<b>26555.64</b>	<b>42163.64</b>	<b>7028.14</b>
Eccentricity ( $e$ )	[unit less]	<b>0.08</b>	<b>0.00015</b>	<b>0.71</b>	<b>0.25</b>	<b>0.00</b>
Orbital period ( $T$ )	[minutes]	<b>103.00</b>	<b>91.93</b>	<b>717.79</b>	<b>1436.04</b>	<b>97.73</b>
Mean anomaly ( $M$ )	[degrees]	<b>12.89</b>	<b>15.00</b>	<b>1.78</b>	<b>8.75</b>	<b>45.00</b>
Time rate of change of $\omega$ ( $d\omega$ )	[degrees/day]	<b>-1.49</b>	<b>7.91</b>	<b>0.00</b>	<b>0.00</b>	<b>-1.85</b>
Time variation of R.A.A.N ( $d\Omega$ )	[degrees/day]	<b>-2.07</b>	<b>-6.27</b>	<b>-0.13</b>	<b>-0.01</b>	<b>-2.19</b>
Sun-synchronous inclination	[degrees]	<b>98.93</b>	<b>96.92</b>	<b>None</b>	<b>None</b>	<b>97.99</b>

Table A.II.2 : Orbital parameters of different orbits

According to the results of orbital parameters of different orbits in Table A.II.2, we can notice that:

- Height of apogee ( $h_a$ ) or Height of perigee ( $h_p$ )  $\uparrow$  ( $\uparrow$ : increase)  $\Rightarrow$  Semi-major axis ( $a$ )  $\uparrow$   $\Rightarrow$  Orbital period ( $T$ )  $\uparrow$  (the bigger size of orbit is, the slower of velocity of satellite, and hence the longer orbital period). Also, the bigger size of orbit results in the smaller of time rate of change of  $\omega$  ( $d\omega$ ) and time variation of R.A.A.N ( $d\Omega$ ).
- [Height of apogee ( $h_a$ ) – Height of perigee ( $h_p$ )]  $\uparrow$  (increasing in orbit size)  $\Rightarrow$  Eccentricity ( $e$ )  $\uparrow$  (= 0: circular orbit, < 1: elliptical orbit, = 1: parabolic orbit, > 1: Hyperbolic orbit)
- If  $0^\circ < i < 90^\circ$ , then  $d\Omega < 0$ . That is, for prograde orbit, the node line drifts westward. Therefore, since the right ascension of the node continuously decreases, this phenomenon is called regression of the nodes. If  $90^\circ < i < 180^\circ$ , we see that  $d\Omega > 0$ , the node line advances eastward; it is called retrogression of the nodes (retrograde orbit). For polar orbit ( $i = 90^\circ$ ), the node line is stationary. (See Figure A.II.4)
- If  $0^\circ < i < 63.4^\circ$  or  $116.6^\circ < i < 180^\circ$ , then  $d\omega > 0$ , which means *the perigee advances* in the direction of the motion of the satellite. If  $63.4^\circ < i < 116.6^\circ$ , *the perigee regresses*, the perigee moves in opposite to the direction of motion of the satellite.  $i = 63.4^\circ$  and  $i = 116.6^\circ$  are the critical inclinations at which the apse line does not move. (See Figure A.II.4)



B. Slant range and free space path loss

This section will study the impact of orbit types (orbit altitude), elevation angles and frequency bands on slant range and free space path loss. The slant range depends on the orbit altitude and elevation angle, and the free space path loss depends on the slant range and frequency.

As shown in Table A.II.3, Table A.II.4 and Table A.II.5, we can observe that

- If the orbit altitude ↑ (↑: increase) ⇒ the slant range ↑ ⇒ free space path loss ↑
- If the elevation angle ↓ (↓: decrease) ⇒ the slant range ↑ ⇒ free space path loss ↑
- If the frequency ↑ (↑: increase) ⇒ free space path loss ↑

<b>Note: Minimum altitude of satellite = Altitude of perigee (<math>h_p</math>)</b>				
Elevation Angle [Degrees]		5		
		<i>Uplink</i>	<i>Downlink</i>	
Frequency [MHz]		435.00		145.00
Wavelength [m]		0.69		2.07
Orbit type	Slant Range [km]	Propagation delay [sec]	Free Space (FS) path losses [dB]	
			Uplink	downlink
<b>Elliptical LEO</b> Apogee ( $h_a$ ): 1447.00 km, Perigee ( $h_p$ ): 354.00 km	1668.98	0.005567	149.68	140.14
<b>Elliptical VLEO</b> Apogee ( $h_a$ ): 370.00 km, Perigee ( $h_p$ ): 368.00 km	1710.99	0.005707	149.90	140.36
<b>Elliptical MEO “Molniya”</b> Apogee ( $h_a$ ): 39105.00 km, Perigee ( $h_p$ ): 1250.00 km	3665.11	0.012225	156.51	146.97
<b>Elliptical MEO “Tundra”</b> Apogee ( $h_a$ ): 46340.00 km, Perigee ( $h_p$ ): 25231.00 km	30408.05	0.101428	174.89	165.35
<b>Circular LEO</b> Apogee ( $h_a$ ): 650.00 km, Perigee ( $h_p$ ): 650.00 km	2447.95	0.01	153.01	143.47

Table A.II.3 : Slant range and free space path loss for different orbit types (orbit altitude) with elevation angle 5°

Elliptical LEO				
		<i>Uplink</i>		<i>Downlink</i>
Frequency	[MHz]	435.00		145.00
Wavelength	[m]	0.69		2.07
Elevation Angle [Degrees]	Slant Range [km]	Propagation delay [sec]	Free Space (FS) path loss [dB]	
			Uplink	downlink
5	1668.98	0.005567	149.68	140.14
10	1314.78	0.004386	147.61	138.07
15	1063.28	0.003547	145.77	136.22
20	884.45	0.002950	144.17	134.62
25	755.11	0.002519	142.79	133.25

Table A.II.4 : Slant range and free space path loss for different elevation angles

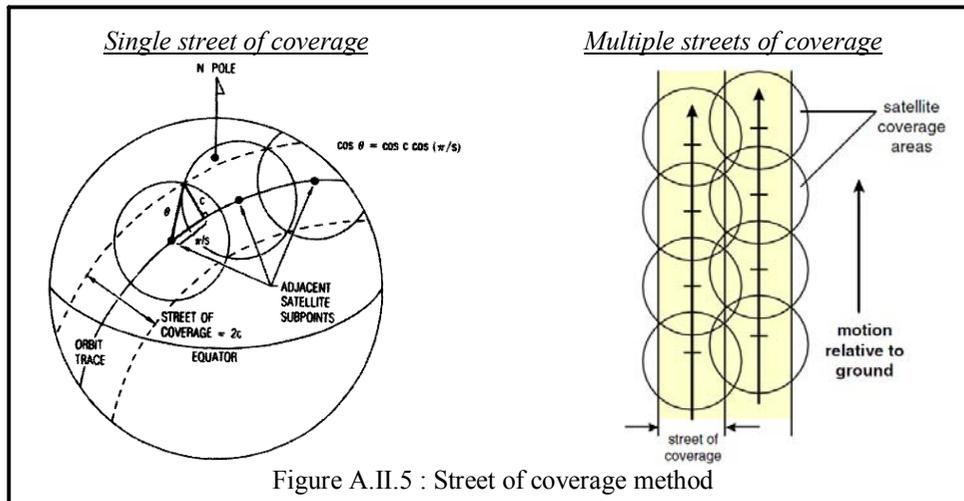
Elliptical LEO				
Elevation Angle	[Degrees]	5		
		<i>Uplink</i>		<i>Downlink</i>
Frequency	[MHz]	435.00		145.00
Wavelength	[m]	0.69		2.07
Frequency bands	Slant Range [km]	Propagation delay [sec]	Free Space (FS) path loss [dB]	
			Uplink	downlink
<b>UHF/VHF</b> Uplink frequency (UHF): 435.00 MHz Downlink frequency (VHF): 145.00 MHz	1668.98	0.005567	149.68	140.14
<b>Ku</b> Uplink frequency (UHF): 14000 MHz Downlink frequency (VHF): 12000 MHz	1668.98	0.005567	179.83	178.50
<b>Ka</b> Uplink frequency (UHF): 30000 MHz Downlink frequency (VHF): 20000 MHz	1668.98	0.005567	186.45	182.93

Table A.II.5 : Slant range and free space path loss for different frequency bands

## A.II.5 Circular orbit constellations

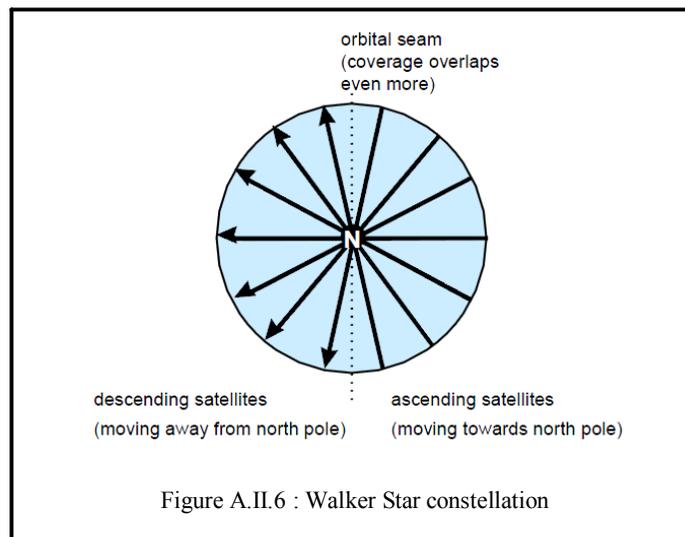
The circular orbit constellation is used for the whole earth coverage because of their common altitude and inclination which provide a constant coverage or fixed satellite footprint size throughout the orbit. Recall that the coverage of satellite is greatly dependent on its altitude. There are two basic types of circular orbit constellation which have arisen from the street of coverage method: “Walker Star” and “Walker Delta” constellations [3].

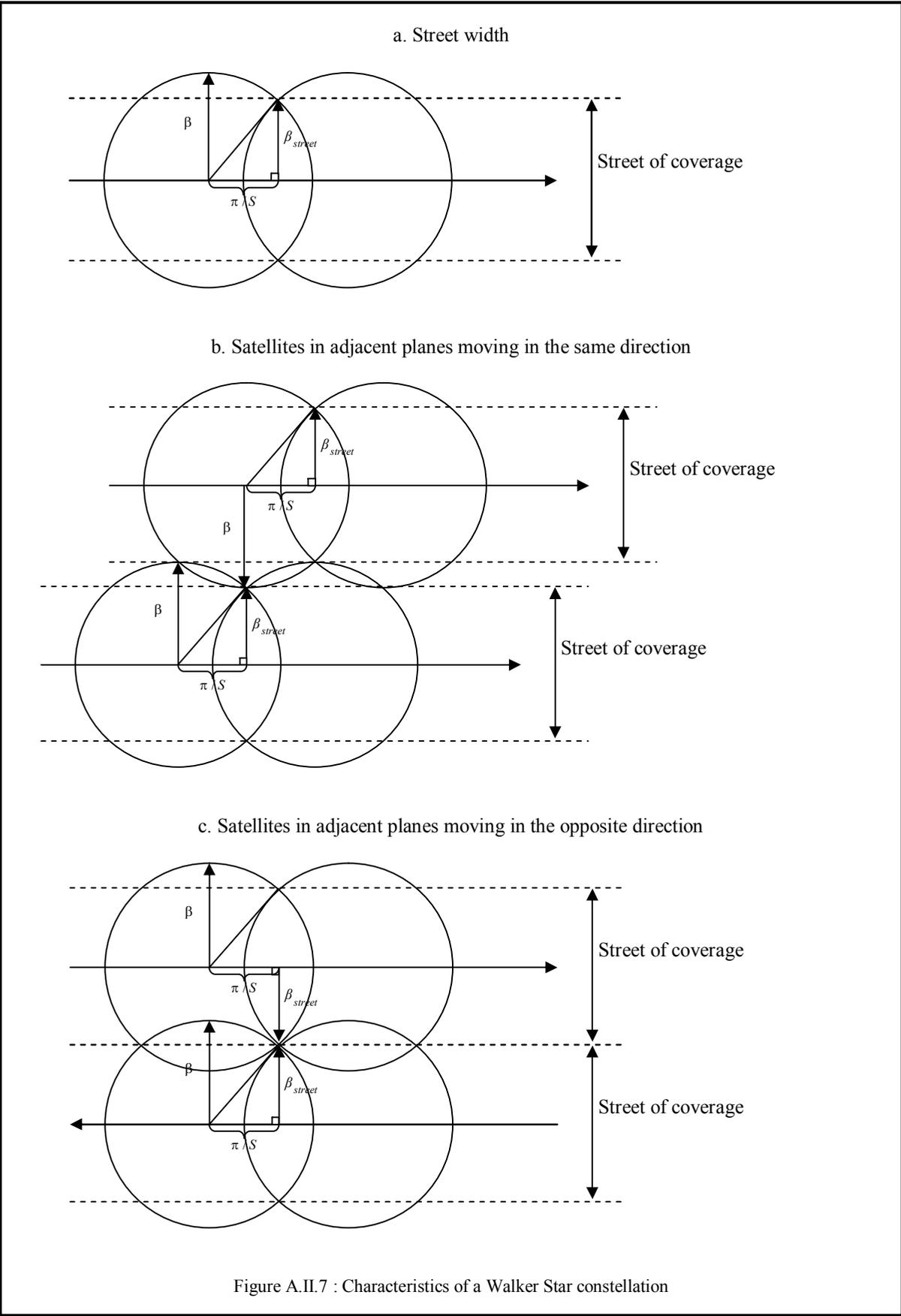
The “*street of coverage*” method, which is shown in the Figure A.II.5, is a method which consists in lining up several satellites in an orbital plane to provide a dense set of overlapping coverage circles. One street of coverage will provide continuous coverage under the orbit trace, but is insufficient to provide complete Earth coverage. By using multiple streets of coverage from several satellites planes, (continuous) whole-Earth coverage can be achieved.



### A. Walker Star

- This type of constellation requires that all orbits have a common inclination of 90 degrees or near 90 degrees.
- The “Walker Star” name comes from the fact that, if we draw on a polar map, the orbital planes intersect to make a star, as shown in Figure A.II.6. It can also be called as the  $\pi$ -constellation (RAAN Spread is  $180^\circ$ , the angle that is subtended in the plane of reference by the surface made by joining the evenly-spaced ascending nodes of the orbital planes).
- The characteristics of a Walker Star Constellation are shown in Table A.II.6 and Figure A.II.7.



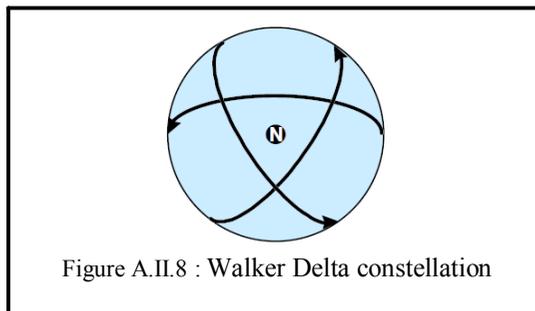


▪ $\beta$	: Earth central angle
▪ S	: Number of satellites per plane (evenly spaced)
▪ $\beta_{street}$	: Street width
$\cos(\beta_{street}) = \frac{\cos(\beta)}{\cos(\pi / S)}$ (as shown in the Figure A.II.7 a)	
▪ Street of coverage	$= 2\beta_{street}$
▪ If the satellites in adjacent planes are going in the same direction as shown in Figure A.II.7 b, then the perpendicular separation, $D_{SD}$ , between the orbit planes is:	$D_{SD} = \beta_{street} + \beta$
▪ If the satellites in adjacent planes are going in the opposite direction as shown in Figure A.II.7 c, then the perpendicular separation, $D_{OD}$ , between the orbit planes is:	$D_{OD} = 2\beta_{street}$
▪ The approximate number of planes, P:	$P = \text{ceil}([(180 - D_{OD})/(D_{SD})]+1)$
▪ Total number of satellites, TNOS:	$TNOS = N \times P$

Table A.II.6 : Characteristics of a Walker Star constellation ( $\beta$ , S)

### B. Walker Delta

- This type of constellation requires that orbital planes is inclined with a constant inclination (generally less than 90°) and the evenly spacing of the right angles of the ascending nodes  $\Omega_1 \dots \Omega_p$  across the full 360° of longitude, which means that ascending and descending planes of satellites and their coverage continuously overlap, rather than being separated as the ones with the Walker Star constellation.
- The “Walker Delta” name comes from the fact that, if we draw on a polar map, at a minimum of three orbital planes, a rounded triangle or Greek delta letter ( $\Delta$ ) is formed around the pole by these planes, as shown in Figure A.II.8. It can also be called as the 2□-constellation (RAAN Spread is 360°, the angle that is subtended in the plane of reference by the surface made by joining the evenly-spaced ascending nodes of the orbital planes).
- The characteristics of a Walker Delta constellation are shown in Figure A.II.8 and Table A.II.7.



Example: 55°: 25/5/1 constellation shown in Figure A.II.9.

- Inclination angle:  $i = 55^\circ$
- 25 satellites in 5 planes ( $T = 25$ ,  $P = 5$  and  $F = 1$ )
- 5 satellites per planes ( $S = T/5 = 5$ )
- Pattern Unit :  $PU = 360^\circ/T = 14.4^\circ$
- Node spacing [degrees] =  $PU \times S = 14.4 \times 5 = 72^\circ$
- In-plane spacing between satellites [degrees] =  $PU \times P$  or  $= 360^\circ/S = 72^\circ$
- Phase difference between adjacent planes [degrees] =  $PU \times F = 14.4^\circ$

In Figure A.II.9, satellite 1 is positioned at its ascending node, therefore, the satellite 6 which is the satellite in the next most-Easterly plane is located one PU beyond its nodal position.

- Walker Delta constellation is denoted by  $i:T/P/F$  ( $0 \leq F \leq P-1$ )
- $i$  : Inclination angle [degrees],  $i < 90^\circ$
- $T$  : Number total of satellites
- $P$  : Number of orbital planes evenly spaced in node
- $F$  : Relative spacing between satellites in adjacent planes or Inter-plane spacing
- $S = T/P$  : Number of satellites per plane (evenly spaced)
- Pattern Unit :
- $PU \text{ [degrees]} = 360^\circ/T$
- Planes are spaced at intervals of  $(PU \times S)$  in node
- $Node \text{ spacing [degrees]} = PU \times S = 360^\circ/P$  when  $i < 90^\circ$
- Satellites are spaced at intervals of  $(PU \times P)$  within each plane
- $In\text{-plane spacing between satellites [degrees]} = PU \times P = 360^\circ/S$
- If a satellite is at its ascending node, the satellite of the next most easterly plane will be  $(PU \times F)$  past the node
- $Phase \text{ difference between adjacent planes [degrees]} = PU \times F$

Table A.II.7 : Characteristics of a Walker Delta constellation (i: T/P/F)

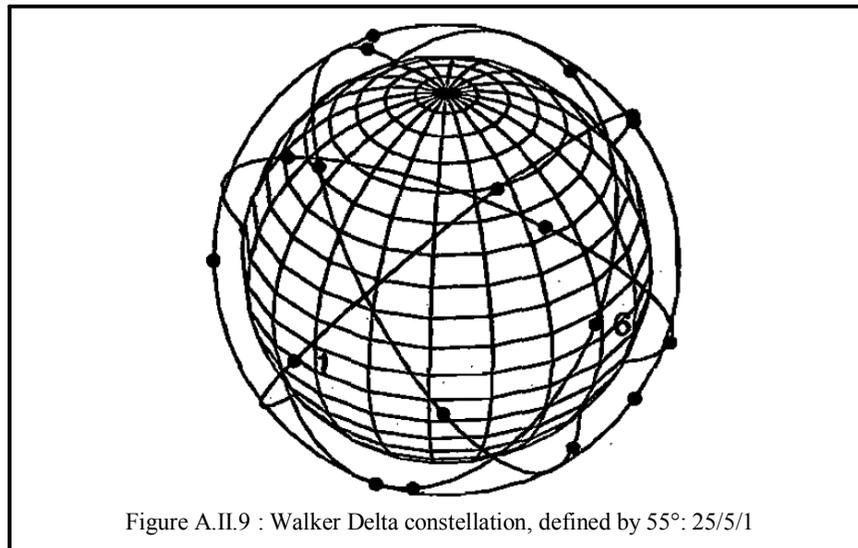


Figure A.II.9 : Walker Delta constellation, defined by 55°: 25/5/1

Note: When  $i = 90^\circ$ , the formula of Node Spacing in the Table A.II.7 is changed to  $Node \text{ spacing [degrees]} = 180^\circ/P$ , and the Walker Delta constellation or  $2\pi$ -constellation is become the Walker Star constellation or  $\pi$ -constellation.

## A.II.6 Space environment

This section will present about the earth's atmosphere and the space environment effects on satellites.

### A. Earth's atmosphere

The Earth's atmosphere ([6], [12]) is divided into 5 regions: troposphere, stratosphere, mesosphere, thermosphere and exosphere. The boundaries between these regions are called the tropopause, stratopause, mesopause, and exobase. The earth's atmosphere is illustrated in Table A.II.8 and Figure A.II.11.

	Troposphere	Stratosphere	Mesosphere	Thermosphere	Exosphere
Altitude	Between about 0 to 10 km	Between about 10 to 50 km	Between about 50 to 80 km	Between about 80 to 500 km	Between about > 500 km
Temperature	Decrease with altitude 20 to -60 °C	Increase with altitude -60 to -15 °C	Decrease with altitude -15 to -100 °C	Increase with altitude -100 to 2 000 °C	Increase with altitude > 2 000 °C

Table A.II.8 : Earth's atmosphere

- *Ozone layer* (Ozonosphere): is in the stratosphere region which is vitally important to life because it absorbs biologically harmful UV radiation from the Sun.
- *Ionosphere*: This is the region of the atmosphere that contains ions (that form a "plasma"), created by the interaction of solar radiation with gas particles. The ionosphere overlaps with the mesosphere and thermosphere, going up to an altitude of 550 km.
- *Homosphere* (or *Turbosphere*) and *Heterosphere*: The region below the turbopause (that is, below an altitude of about 100 km) is known as the *homosphere* or *turbosphere*, where the chemical constituents are well mixed and the composition of the atmosphere remains fairly uniform. The region above the turbopause is called the *heterosphere*, where, in the absence of mixing, the chemical composition of the atmosphere varies.
- *Van Allen radiation belts*: These are regions where charged particles (forming a plasma) from the solar wind are trapped by the Earth's magnetic field. Qualitatively, there are two belts: an inner belt, consisting mostly of protons, and an outer belt, consisting mostly of electrons. The Van Allen radiation belts are shown in Figure A.II.10.

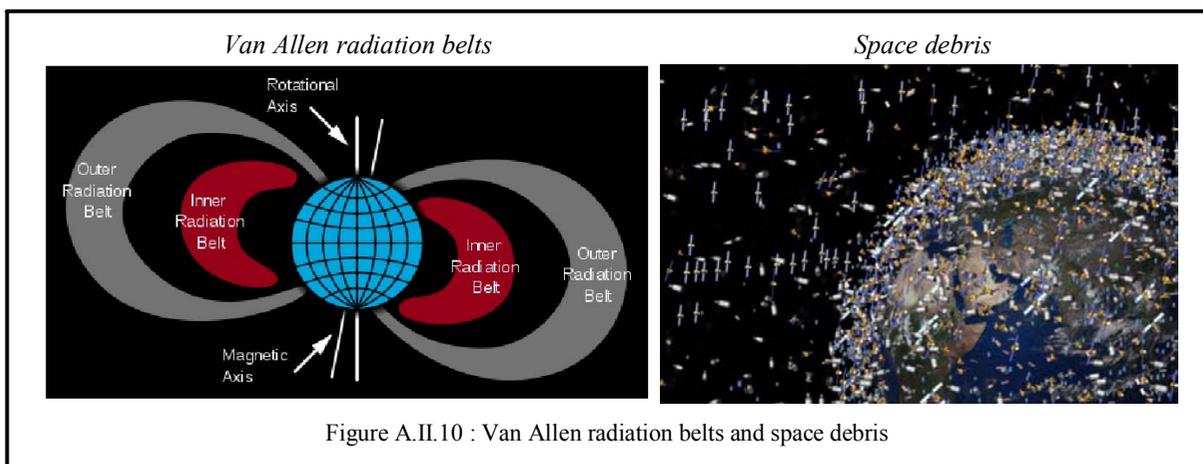
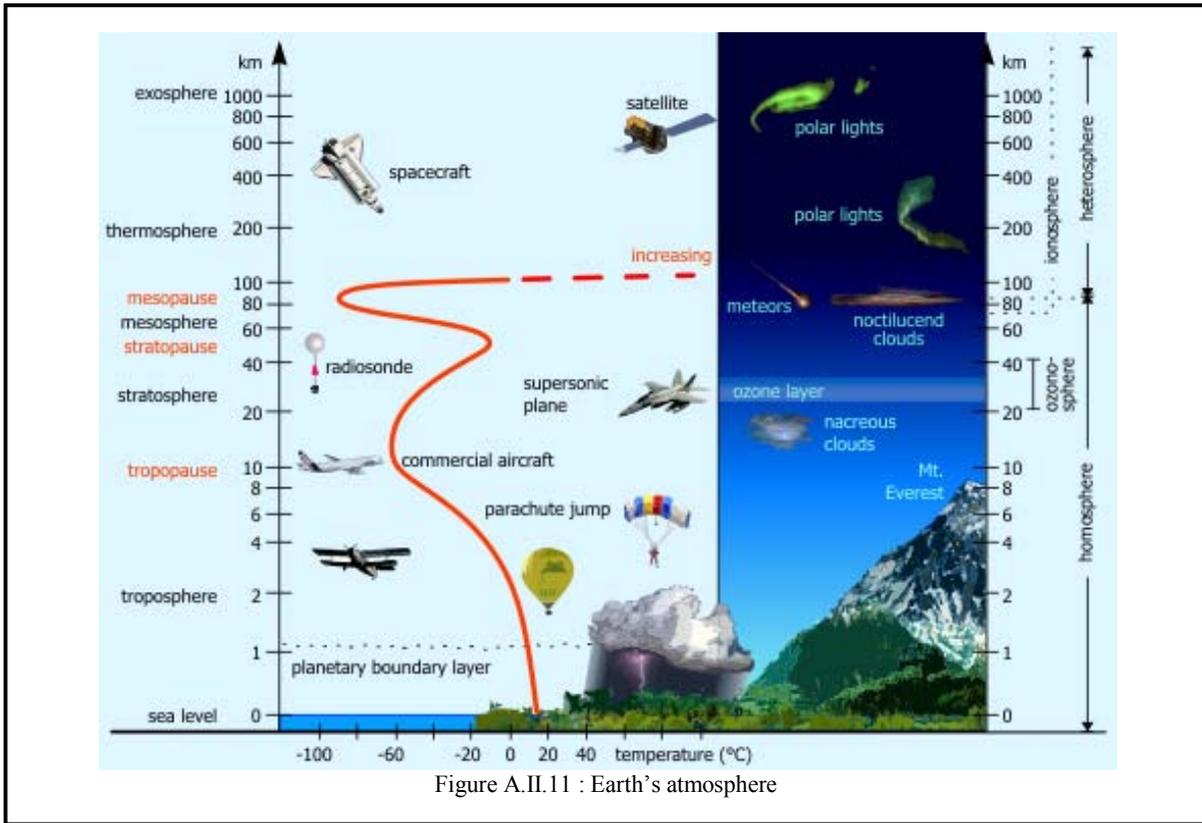


Figure A.II.10 : Van Allen radiation belts and space debris



## B. Space environment effects on satellites

The space environment has significant effects on satellites. The discussion below highlights the principal effects experienced by satellites orbiting the Earth.

### ▪ Atomic oxygen

The atomic oxygen atoms impact the satellite materials with their high chemical reactivity. To provide corrosion protection against atomic oxygen, the satellite faces are covered with a protective layer through the chemical treatment process, Alodine.

### ▪ Plasma

Particles in plasma around the spacecraft are not neutral, therefore possibly leading to charging of the spacecraft, and hence to subsequent electric discharges. This can occur in the proximity of the Van Allen radiation belts.

- Charging from plasma bombardment usually results in a negative charge on the surface of the satellite.
- The photoelectric effect results from solar radiation which liberates electrons on a satellite's surface, resulting in a positive charge on the satellite's sunlit side. A satellite will usually have a negative potential on shaded areas (due to plasma charging) and a positive potential on sunlit areas (due to the photoelectric effect). If the surface of the satellite is conductive, a current will develop to cancel these potentials. For a non-conducting surface, the charge separation will be maintained until voltage exceeds the resistive threshold of the material. This leads to a sudden electrostatic discharge.

These discharges can cause:

- Hardware damage: structural damage, deterioration of the thermal shielding, blown fuses or exploded transistors, capacitors and other electronic components.
- Electrical or electronic problems: false commands, on/off circuit switching, memory changes, degradation of solar cell and optical sensors.

Therefore, to prevent these problems, the outer surfaces of the satellite will be electrically connected and will be recovered by a conducting layer.

- High energy solar flare effect

The high energy solar flare can cause electronic problems and direct damage to satellite's hardware. In order to protect the satellite from this high energy solar flare effect, we need to harden the sensible parts and carefully select of materials.

- Out-gassing

Above 100 miles altitude, there is almost no atmospheric pressure, similar to a complete vacuum. In a vacuum, some materials experience out-gassing. Out-gassing is a phenomenon where molecules of material evaporate into space. Out-gassing can result in changes to the physical properties of a material, affecting their performance (decrease of their efficiency). For OUFTI-1, the major contamination problem from out-gassing is the deposit on solar cell surfaces. This phenomenon can be minimized by the proper selection of materials.

- Thermal environment

Thermal environment changes depend on solar activity. Typically, the outer surfaces of the CubeSat, e.g. the solar cells, may experience temperatures ranging from  $-30^{\circ}\text{C}$  to  $+60^{\circ}\text{C}$ , whereas the inner parts, e.g. the electronic components, may experience temperatures ranging from  $-10^{\circ}\text{C}$  to  $+40^{\circ}\text{C}$ . The thermal cycles create structural constraints leading to the degradation of the structure. These constraints can be reduced by using materials having the same expansion coefficients.

- Space debris

Space debris is defined as any non-operational man-made object of any size in space generated by spacecraft explosions and by collisions between satellites. The satellites can be damage due to the collision with the space debris (speed 7-8 km/s). In order to reduce collision risks between satellite and space debris, the removal of enough large debris objects need to be taken place by either return it to Earth, or alter its orbit to burn up sooner than normal. For OUFTI-1, shielding, energy absorbing panels and other design considerations can make a satellite more resistant to damage from impacts with small space debris.

### A.II.7 Characteristic of nanosatellite and ground station studied

Frequency band, altitude of satellite, and elevation angle							
Frequency band		UHF/VHF	Ku	Ka			
Uplink frequency	[MHz]	435	14000	30000			
Downlink frequency	[MHz]	145	12000	20000			
Altitude of satellite	[km]	At perigee					
Elevation angle	[°]	5	5	5			
Orbit type							
Orbit type		LEO	VLEO	MEO “Molniya”	MEO “Tundra”		
Apogee altitude (ha)	[km]	1447.00	370.00	39105.00	46340.00		
Perigee altitude (hp)	[km]	354.00	368.00	1250.00	25231.00		
Antenna type							
Frequency band		UHF/VHF	Ku	Ka			
Antenna type		Monopole	Patch	Patch			
		Monopole antenna					
		Frequency band	UHF/VHF				
		Frequency	[MHz]	12000	14000		
		Antenna gain	[dB]	2.15	2.15		
		Patch antenna					
		Frequency band	Ku		Ka		
		Frequency	[MHz]	12000	14000	20000	30000
		Dielectric constant	[Unit less]	2.10	2.10	2.10	2.10
		Substrate thickness	[m]	0.000642	0.000642	0.0003	0.000642
		Antenna gain	[dB]	5.59	5.27	6.90	5.27
Protocol, transmitter power, data rate and modulation type							
Protocol		AX.25	D-STAR	Beacon			
Transmitter power	[W]	0.75	0.75	0.1			
Data rate	[bps]	20	9600	4800			
Modulation type		FSK non-coherent	FSK non-coherent	GMSK			
Coding		None	None	None			
BER		$10^{-5}$	$10^{-5}$	$10^{-5}$			
System required $E_b/N_0$	[dB]	13.35	13.35	9.72			

Table A.II.9 : Characteristics of the nanosatellite studied

Ground station type and its location			
Type		Gateway	
City		Liege	
Country		Belgium	
Latitude	[°N]	50.62	
Longitude	[°E]	5.5667	
Altitude at sea level	[km]	0.00	

<b>Antenna type</b>					
Frequency band	UHF/VHF		Ku		Ka
Antenna type	Yagi		Parabolic		Parabolic
<b>Yagi antenna</b>					
Frequency band	UHF/VHF				
Boom Length ( $\lambda$ ):	[m]	1.5			
Optimum Elements	7				
<b>Antenna gain</b>	<b>[dB]</b>	<b>13.35</b>			
<b>Parabolic antenna</b>					
Frequency band	Ku		Ka		
Frequency	[MHz]	12000	14000	20000	30000
Dish diameter	[m]	4.5	4.5	4.5	4.5
Dish Aperture efficiency	[%]	60.50	60.50	60.50	60.50
<b>Antenna gain</b>	<b>[dB]</b>	<b>52.87</b>	<b>54.20</b>	<b>57.30</b>	<b>60.82</b>
<b>Protocol, transmitter power, data rate and modulation type</b>					
Protocol	AX.25		D-STAR		
Transmitter power	[W]	20	20		
Data rate	[bps]	4800	9600		
Modulation type	FSK non-coherent		GMSK		
Coding	None		None		
BER	$10^{-5}$		$10^{-5}$		
System require $E_b/N_0$	[dB]	13.35	9.72		

Table A.II.10 : Characteristics of the ground station studied

## Annex III

### A.III.1 STK instructions

#### ❖ Steps to create a scenario:

- {Open **STK** → Click **File** menu → Click **New**} or Click  **Create a New Scenario** icon → Input [**Name**, **Description**, **Location**, **Analysis period** (start time to stop time), **Central Body**] → Click **OK**

#### ❖ Steps to create a satellite by using the Define Properties:

- {Click **Insert** menu → Click **New**} or Click  **Insert New Object** icon → Select  **Satellite** → Select  **Define Properties** → Click **Insert** to bring up the **Satellite Properties page**
- Go to satellite **Basic-orbit page** → Input [**Propagator** (Click  → J2Perturbation), **Step Size**, **Coord Type** (Click  → Classical), **Coord System** (Click  → J2000), **Apogee Altitude** (Click  → Apogee Altitude), **Perigee Altitude** (Click  → Perigee Altitude), **Inclination**, **Argument of Perigee**, **RAAN** (Click  → RAAN), **True Anomaly** (Click  → True Anomaly)]
- Go to satellite **2D or 3D Graphics Settings** to enhance the clarity, the realism and even the accuracy of your 2D and 3D visualizations.
- Go to satellite **Constraints Settings** to model the performance characteristics and limitations of objects in the scenario more accurately.
- Click **OK** to apply the changes and close
- Select the **Satellite** in the Object Browser
- Click **F2** and rename the facility

#### Note:

- To find the orbital period for a pass (a pass is a complete orbit of a satellite around the Earth between successive node crossings) and eccentricity, Click  next to **Apogee Altitude** to open the drop out options list → Select **Period** (see Figure A.III.1)
- To find the satellite Cartesian position, Click  at the **Coor Type** to open the drop out options list → Select **Cartesian** ( see Figure A.III.1)

#### ❖ Steps to create a facility by using the City Database:

- {Click **Insert** menu → Click **New**} or Click **Insert New Object** () icon → Select  **Facility** → Select  **Select from City Database** → Click **Insert** to bring up the **City Database window**
- Input [**City name** (Toulouse or Liege)] → Click **Search** → Select the right **city** from the search results list → Click **Insert** and **Close**
- Right-click on **Facility** in the Object Browser → **Properties** → Go to **2D or 3D Graphics Settings** to enhance the clarity, the realism and even the accuracy of your 2D and 3D visualizations
- Click **OK** to apply the changes and close
- Select the **Facility** in the Object Browser
- Click **F2** and rename the facility

#### ❖ Steps to get Classical Orbit Elements report:

{Right-click  **Satellite** in the Object Browser → Select  **Report & Graph Manager**} or {Click  **Report & Graph Manager** icon → Choose **Satellite** in object type → Select the **Satellite** which you want to get report} → Go to **Styles** → Select  **Show Reports** and Unselect  **Show Graphs** → Go to **Installed Styles** → Select **Classical Orbit Elements** → Go to **Generate As** → Select **Report/Graph** → Click **Generate**

#### ❖ Steps to get Access report:

- {Right-click  **Satellite** in the Object Browser → Select  **Access**} or {Click on  **Access** icon} → Choose the right **Satellite** of your simulation in the **Access for** → Go to **Associated Object** → Select **Facility** (ex. Liege or Toulouse) → Go to **Report** → Click **Access**

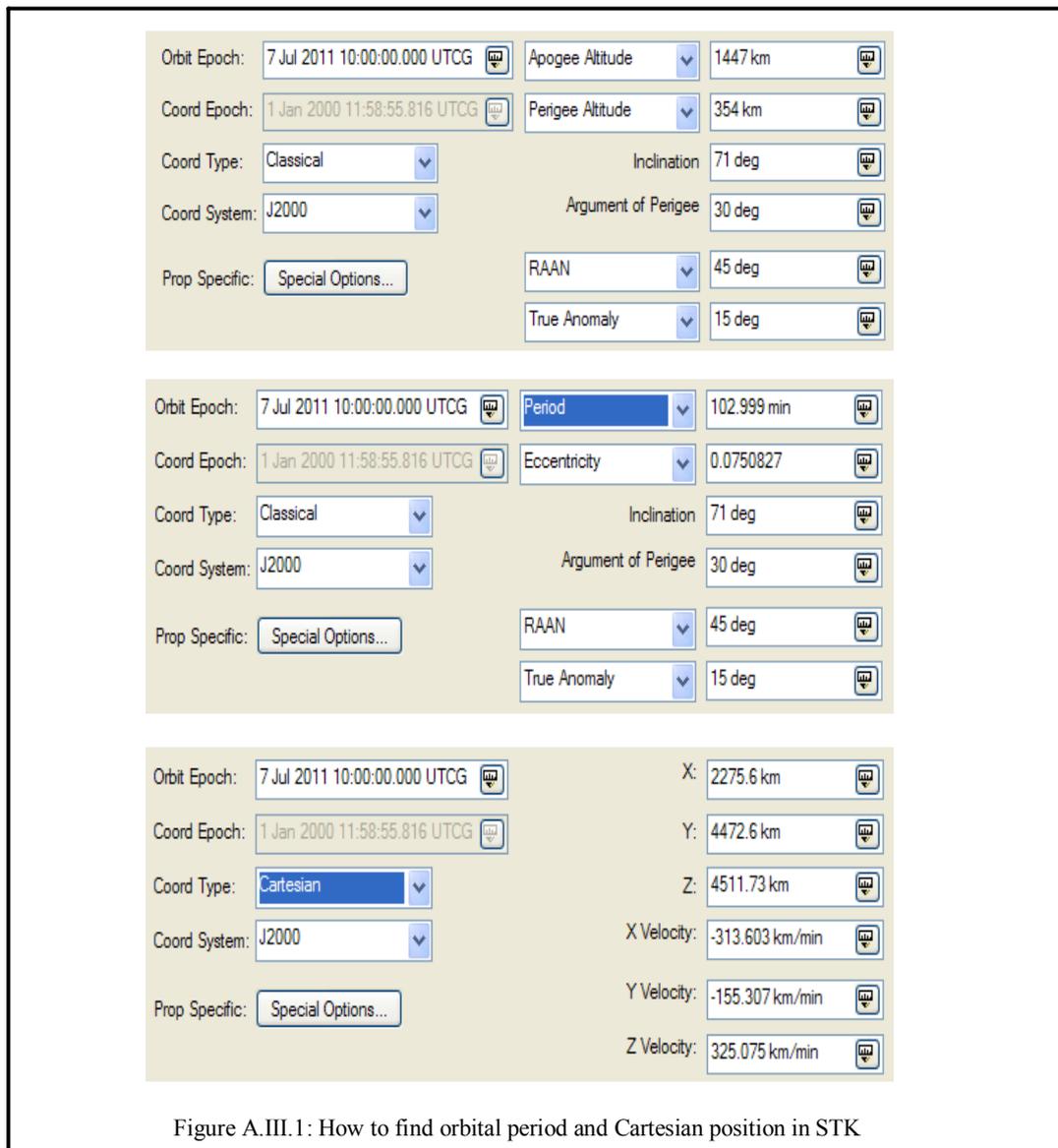


Figure A.III.1 : How to find orbital period and Cartesian position in STK

- ❖ Steps to get AER report of facility:
  - {Right-click **Facility** (e. Liege or Toulouse) in the Object Browser → Select **Access**} or {Click on **Access** icon} → Choose the right **Facility** of your simulation in the **Access for** → Go to **Associated Object** → Select **Satellite** → Go to **Report** → Click **AER**
- ❖ Steps to add a minimum elevation angle constraint on facility:
  - Right-click **Facility** (e. Liege or Toulouse) in the Object Browser → Select **Properties** → Go to **Constraints-Basic page** → Go to **Elevation Angle** → Select **Min** → Input the constraint value → Click **OK** to apply and close
- ❖ Steps to get create a satellite constellation in STK:
  - Create facilities (ground stations) and nanosatellite which is described in IV.2.2 A.
  - Right-click **Satellite** in the Object Browser → Go to **Satellite** → Select **Walker** → Input [**Type**: Delta, **Number of Planes**, **Number of Sats per Plane**, **Inter-Plane Spacing** which is the relative spacing between satellites in adjacent planes  $F$  equal to 1 for all constellations in this thesis, **RAAN Spread** which is equal to  $180^\circ$  for Walker Star constellation (usually for polar or near polar orbit, inclination of  $90^\circ$  or near  $90^\circ$ ) and which is  $360^\circ$  for Walker Delta constellation (for orbit with an inclination generally less than  $90^\circ$ ), Select **Color by Plane**, Select **Create unique names for sub-objects**, Select **Create Constellation** to have STK automatically create a Constellation object that includes all of the

satellites in the Walker constellation. Enter *the constellation's name* in the text box] → Click **Create Walker** and **Close**

To address area coverage capabilities, the Coverage module of STK provides two STK object classes: [Coverage Definition](#) (🌐) and [Figure of Merit](#) (A\*). Coverage Definition objects allow to define and maintain an area of coverage, to define the STK objects providing coverage for the area (such as satellites, aircraft and sensors), to define the time period of interest, and to calculate accesses to the region. The Figure of Merit objects attaching to a Coverage Definition object provide the means for evaluating the quality of coverage provided by the assigned objects (or assets).

❖ Steps to define the Coverage Region and Assign Assets

- Double-click the 🌐 icon in the **Object Catalog** to add a **Coverage Definition** object to the scenario
- Open the Basic - Grid page from the **Coverage Definition properties**, and set the following options:
  - **Grid Area of Interest Type:** Global
  - **Point Granularity:** Lat/Lon
  - **Point Granularity Value:** 6.0 deg
- Open the **Assets page**. Select the 📡 **Satellite Constellation**, click **Assign**, make sure that **Status** is set to **Active**, and click **Apply**
- Open the **2D Graphics-Attributes page**, and set the following options as shown in Figure A.III.2

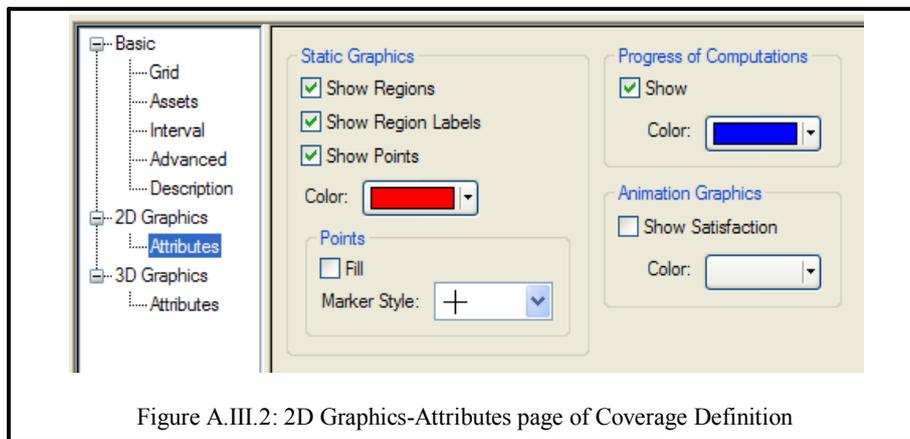


Figure A.III.2: 2D Graphics-Attributes page of Coverage Definition

- Click **OK**, and then select the **Coverage Definition** in the Object Browser, select **Compute Accesses** from the **Coverage Definition Tools** menu.

❖ Steps to assess the Quality of Coverage with a Figure of Merit

- Select the **Coverage Definition** in the **Object Browser**, and double-click the A\* icon in the **Object Catalog** to add a **Figure of Merit**
- Open the **Definition page** of the **Figure of Merit**. Choose **Simple Coverage** for the **Type**
- Open the **2D Graphics-Attributes page** for the **Figure of Merit**, and set the following options as shown in Figure A.III.3
- Click **OK**, and animate the scenario

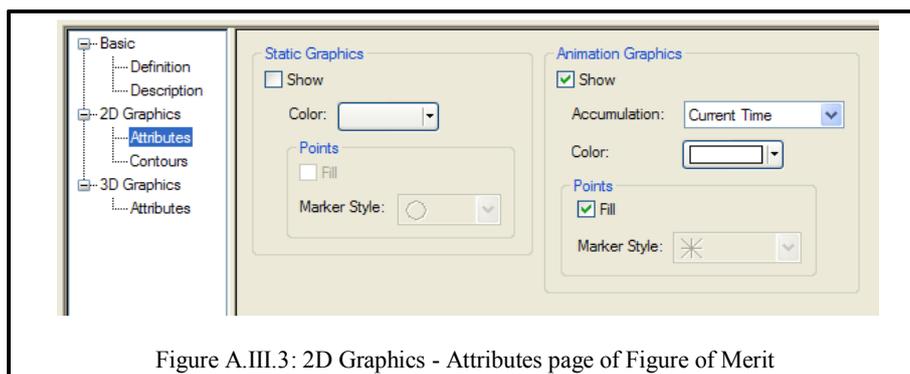


Figure A.III.3: 2D Graphics - Attributes page of Figure of Merit

❖ Steps to get Global Coverage report:

- {Right-click  **Coverage Definition** in the **Object Browser** → Select  **Report & Graph Manager**}
- or {Click  **Report & Graph Manager** icon → Choose **Coverage Definition** in the **Object Type** → Select the  **Coverage Definition**} → Go to **Styles** → Select  **Show Reports** and Unselect  **Show Graphs** → Go to **Installed Styles** → Select **Global Coverage** → Go to **Generate As** → Select **Report/Graph** → Click **Generate**

❖ Steps to create a  **Chain** and get a **Complete Chain Access** report:

- Set up your scenario with at least three different assets. These can be satellites, ground vehicles, facilities, targets, or aircraft.
- Insert a  **Chain** object and open up its properties browser.
- On the **Basic Definition page** for the **Chain**, highlight the object that starts the communications link and click  to move it from **Available Objects** to **Assigned Objects**.
- Next, select the object that will relay your communications and click .
- Finally, select and assign the object that will receive communications.
- Once finished, click **OK** to close the Chain property browser.
- Right-click the **Chain** object, select **Chain Tools** → **Report**, and create the Complete Chain Access report. This gives the times and durations that the complete chain has access.
- Click  to reset the animation and then click  to animate the scenario. A yellow line will connect the objects in the **Chain** during periods of access in the 3D Graphics window.

❖ Steps to add an **Sensor**:

- Attach a **Sensor** () to the satellite
- Rename the **Sensor** by press **F2** after selecting it
- Open **Sensor's** () **Properties**
- Select the **Basic – Pointing page**
- Set the **Pointing Type** to **Targeted**, set the **Track Mode** to **Transpond**, and set the **About Boresight** to **Rotate**
- Select () **Station** in the **Available Targets** section
- Move () **Station** to **the Assigned Targets** section
- Click **OK**

Note: **Transpond** tracking mode means that the antenna points to the true location of the target object. This mode is the most appropriate for 2-way communications and is typically sufficient for all non-laser communications. Access computations including the computation of targeting times are performed based on the sensor being the transmitter of the signal.

❖ Steps to add an Antenna:

- Select whether satellite's sensor or facility in the **Object Browser** that you want to attach the antenna to → Double-click the **antenna**  icon in the **Object Catalog** to add an antenna
- Rename the antenna's name in the **Object Browser** to a proper name by press **F2** after selecting it
- Open **Antenna's Properties Browser** ()
- Select **Basic – Definition page**
- Set the **Type** to **Isotropic**, and set the design frequency according to your system
- Leave all other defaults
- Click **OK**

Note: In fact, the type of our system antennas is whether Monopole (for satellite) or Yagi (for ground station). But, there has no such model/type of antenna in STK. To set such model/type of antenna in STK, we have to set the Type to Antenna Script and add a whether MATLAB or Visual Basic script file of such type of antenna. Also, STK must have a license to integrate with MATLAB or Visual Basic, for example the STK/MATLAB license. So, to simplifier the problem and as we don't have a STK/MATLAB license for our educational used only version of STK, we will set the **Type** to **Isotropic** with the antenna gain equal to zero dB, and we will set the

antenna gain of Monopole or Yagi in the Additional Transmitter Gains/Losses tab of Transmitter or Receiver instead.

❖ Steps to add a transmitter (Figure A.III.4):

- Select whether satellite or facility in the Object Browser that you want to add a transmitter → Double-click a **transmitter**  icon in the Object Catalog to add a transmitter
- Rename the transmitter's name to a proper name by press **F2** after selecting it
- Open the transmitter (  ) **Properties Browser** (  )
- Select the **Basic – Definition page**
- Set the **Type** to **Complex TransmitterModel**
- Select **Model Specs tab** and set the value of frequency and power
- Click on the **Antenna Tab** and set the **Reference Type** to **Link**. Note that **Sensor/ “Sensor’s name”/Antenna/ “Antenna’s name”** is the Antenna Name
- Select **Modulator tab**, enter the value at **Data Rate** and choose the **NFSK** (for AX.25 and Beacon protocol) or **BPSK** (for D-STAR protocol) for **Modulation Type**, and make sure the **Auto Scale** is selected for Signal Bandwidth
- Select **Filter tab**, and make sure the **Use** is unselected
- Select the **Additional Gains and Losses tab**, add **Antenna gain** and **Total transmission line losses** into the **Pre-Receive Gains/Losses**, and set their value
- Click **OK**

Note: As in STK, it doesn't have a GMSK modulation type and also as we don't have a STK/MATLAB license in our STK of educational used only version to integrate the MATLAB script file with STK, in order to facilitate the simulation we will therefore choose the BPSK instead of GMSK for communication in D-STAR protocol.

❖ Steps to add a receiver (Figure A.III.5):

- Select whether satellite or facility in the **Object Browser** that you want to add a receiver → Double-click a **receiver**  icon in the **Object Catalog** to add a receiver.
- Rename the receiver's name to a proper name by press **F2** after selecting it
- Open the receiver's **Properties Browser** (  )
- Select the **Basic – Definition page**
- Set the **Type** to **Complex Receiver Model**
- Select **Model Specs tab** and set all parameters in this tab. For example, set frequency to 145 MHz for downlink and make sure the **Auto Track** is selected,  $E_b/N_0$  threshold to 14.35 dB for modulation NFSK as shown in Figure A.III.5
- Click the **Antenna tab** and set the **Reference Type** to **Link**. Note that **Antenna/ “Antenna’s name”** is the Antenna Name

Note: Set the **Reference Type** to **Link** is to create the linked antenna which is independent of any receiver or transmitter and thus facilitate the sharing of the antenna by several transmitters and receivers.

- Select the System Noise Temperature tab, select Constant and set the value
- Select the Filter tab and make sure the Auto Scale is selected
- Select the Additional Gains and Losses tab, add Antenna pointing loss at TX, Antenna polarization loss at TX, Antenna pointing loss at RX, Antenna gain, Atmosphere losses, Ionosphere losses, Rain losses, Total transmission line losses at RX into the Pre-Receive Gains/Losses, and set their value.

Note: As in STK, it doesn't have the model of our antenna type (so as the antenna pointing loss, the antenna polarization loss), atmosphere losses, ionosphere losses, rain losses, and also as we don't have a STK/MATLAB license in our STK of educational used only version to integrate the MATLAB script file with STK, we'll add all these parameters as a constant value in the Additional Gains and Losses tab of the Receiver in order to simplify the problems.

- Click OK.

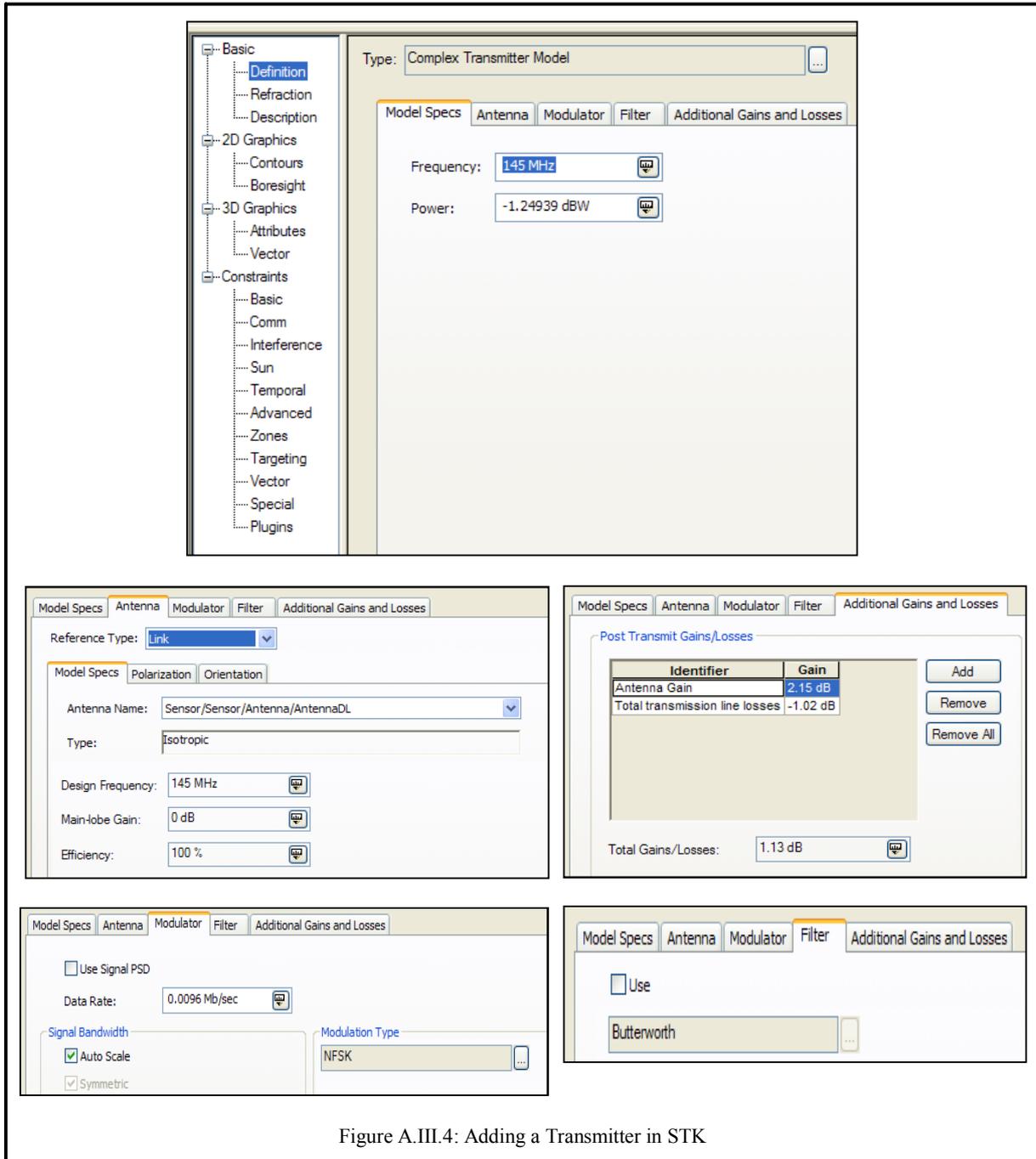


Figure A.III.4: Adding a Transmitter in STK

❖ Steps to generating a Link Budget Report

We will concentrate on an examination of the  $E_b/N_0$  and the Bit Error Rate (BER). To check these values, you will create a Link Budget Report.

- Select **Receiver** (  ) in the Object Browser
- Click **Access Tool** (  )
- Select the **Transmitter** of your simulation in the **Associated Objects panel**
- Click the **Report & GraphManager...button**
- Turn off the **Show Graphs option**
- If the **Installed Styles folder** not already expanded, expand it
- Select the **Link Budget – Detailed** report
- Click **Generate...**

Note: The link budget detailed report shows several more communication parameters than just the simple link budget report. But, in our case, the gain antenna, the atmosphere losses, the ionosphere losses, and etc, their value is not equal to zero dB. Hence, to generate the report for our simulation and to avoid the confusion, we will create our report style that will hide the column of gain antenna, atmosphere losses, ionosphere losses, and etc.

- After finishing consulting this report, close the **Link Budget report window**, close the **Report & GraphManager window**, close the **Access Panel**

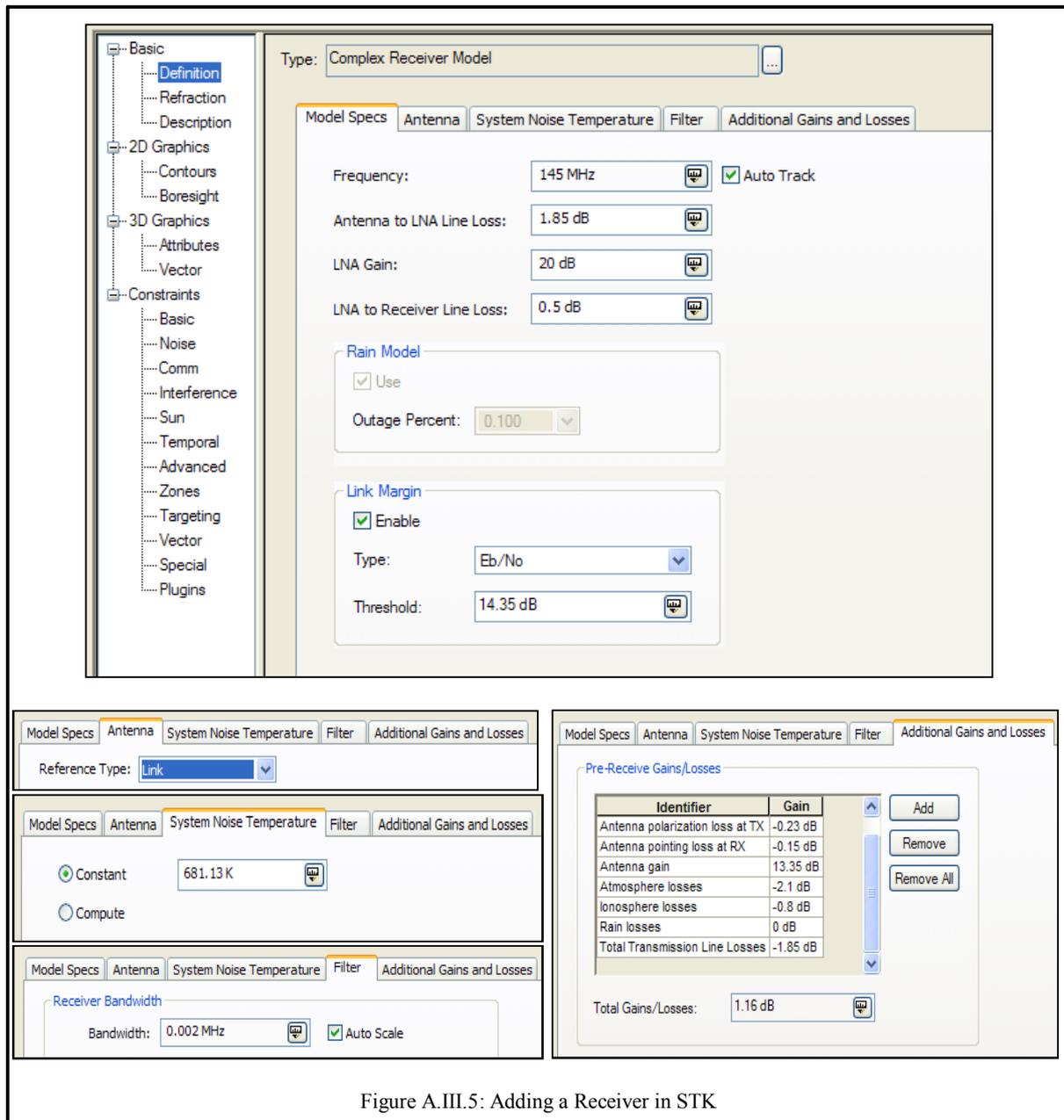


Figure A.III.5: Adding a Receiver in STK

❖ Steps to create a new Report Style of Link Budget (Figure A.III.6):

- Select Receiver (  ) in the Object Browser
- Click Access Tool (  )
- Select the selected Transmitter of your simulation in the Associated Objects panel
- Click the Report & GraphManager... button
- Turn off the Show Graphs option

- Select My Styles folder, click on  icon to create a new report style and enter the name of the new report style for example KKBER
- Select **Content page**, type “**Link information**” below the **Data Providers** and click **Filter button**
- Select the “**Time**”, “**Xmtr Power**”, etc of the **Link information data** and click  to the lists below the **Report Contents** as shown in Figure A.III.6
- Click on **Units...** button to set the unit of the parameter
- Click **OK** to apply and close
- Select the KKBER report
- Click **Generate...**
- After finishing consulting this report, close the **Link Budget report window**, close the **Report & GraphManager window**, close the **Access Panel**

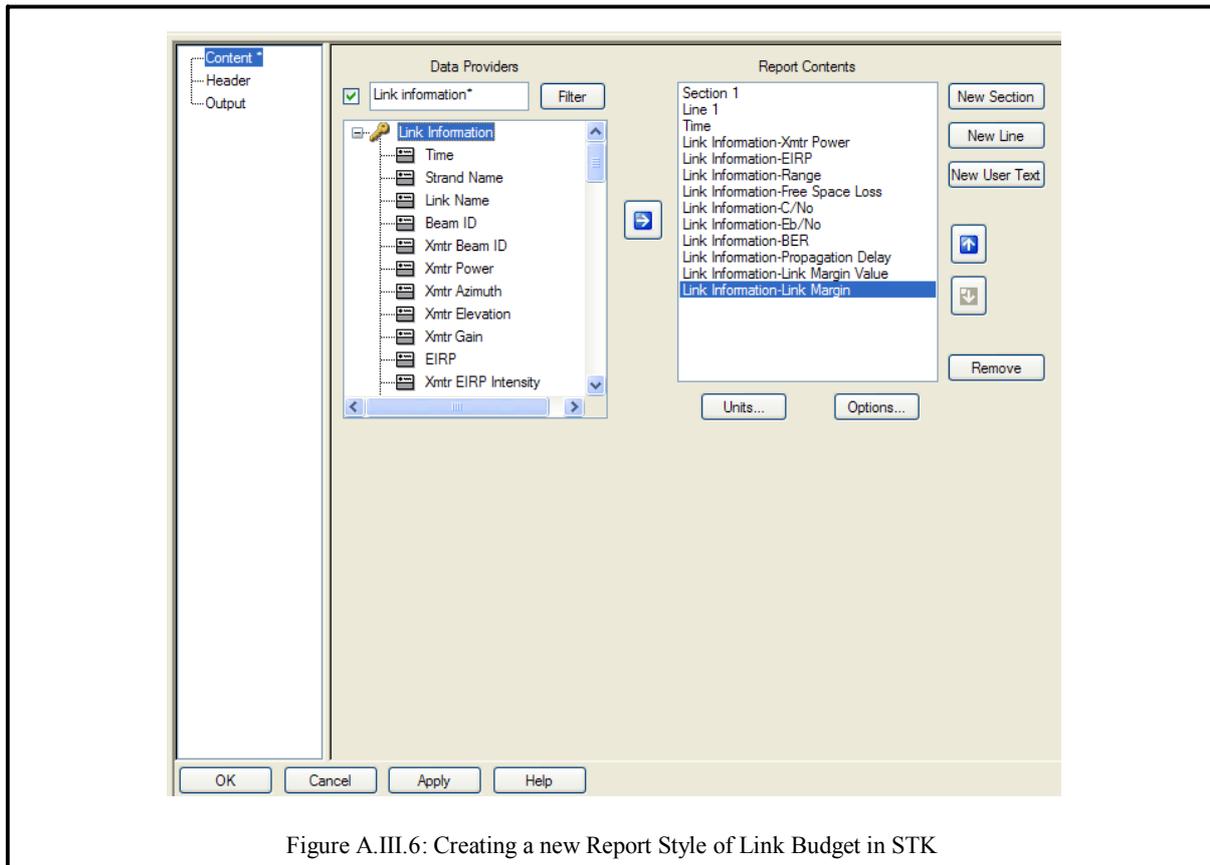
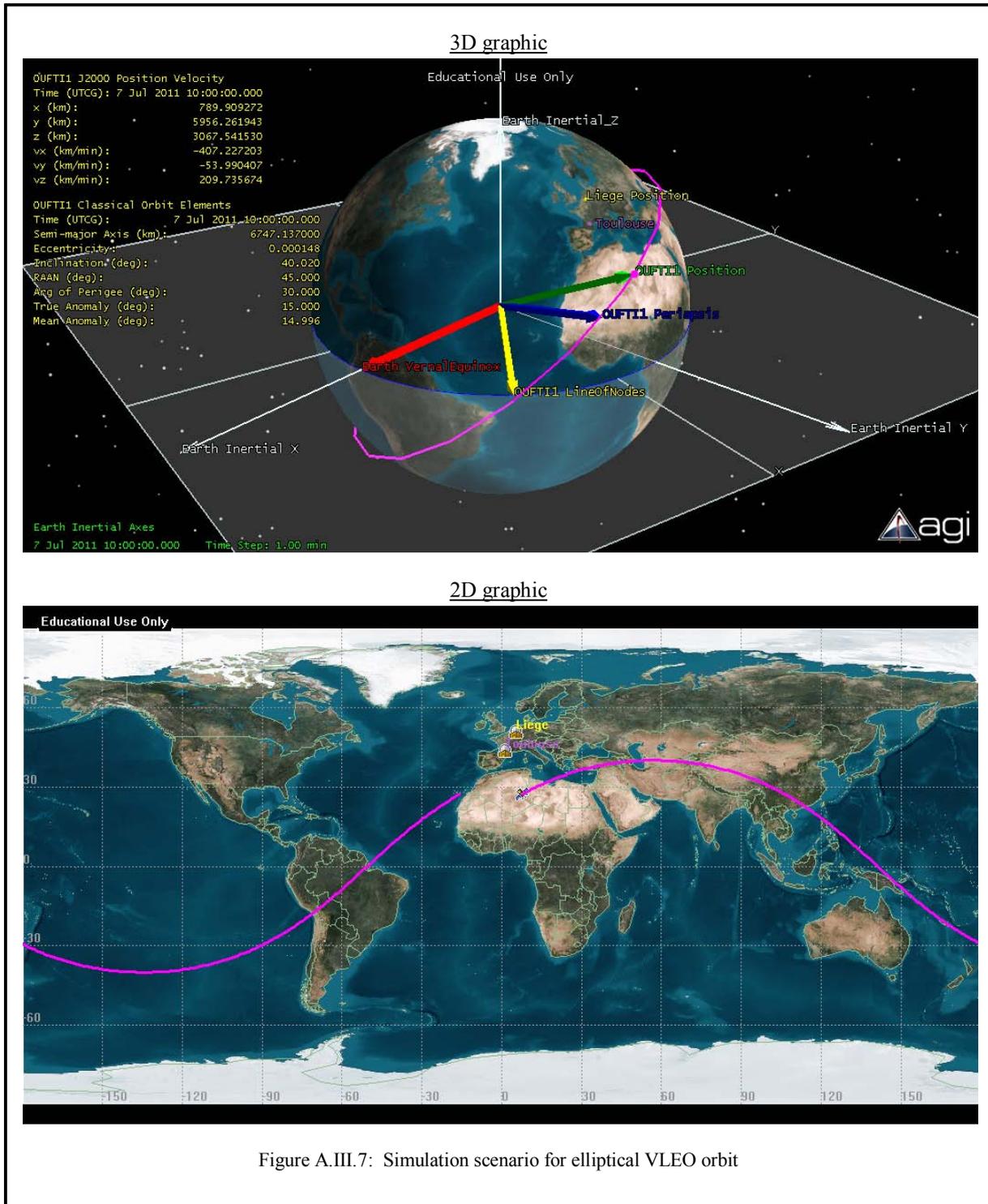


Figure A.III.6: Creating a new Report Style of Link Budget in STK

- ❖ Steps to add a minimum **Link Budget** constraint on the receiver:
  - {Right-click  **Receiver** in the **Object Browser** → Select  **Properties** → Go to **Constraints-Basic page** → Go to **Link Budget** → Select **Min** → Input the constraint value → Click **OK** to apply and close.

### A.III.2 3D and 2D graphics of the simulation scenarios



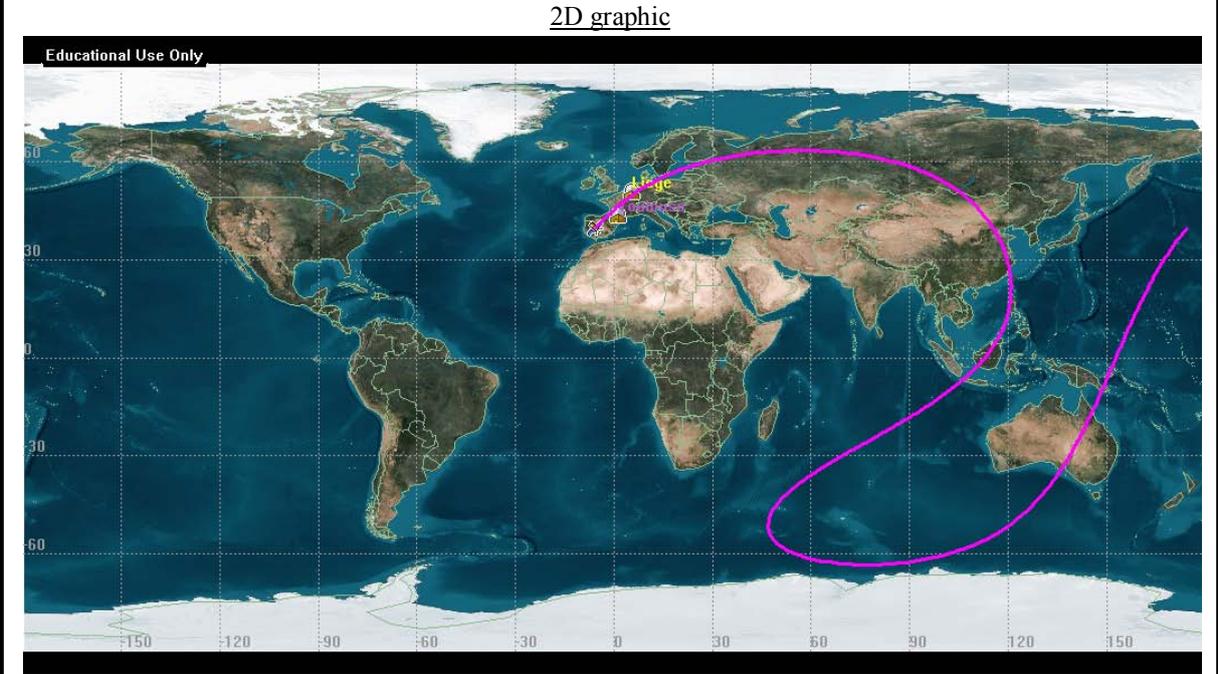
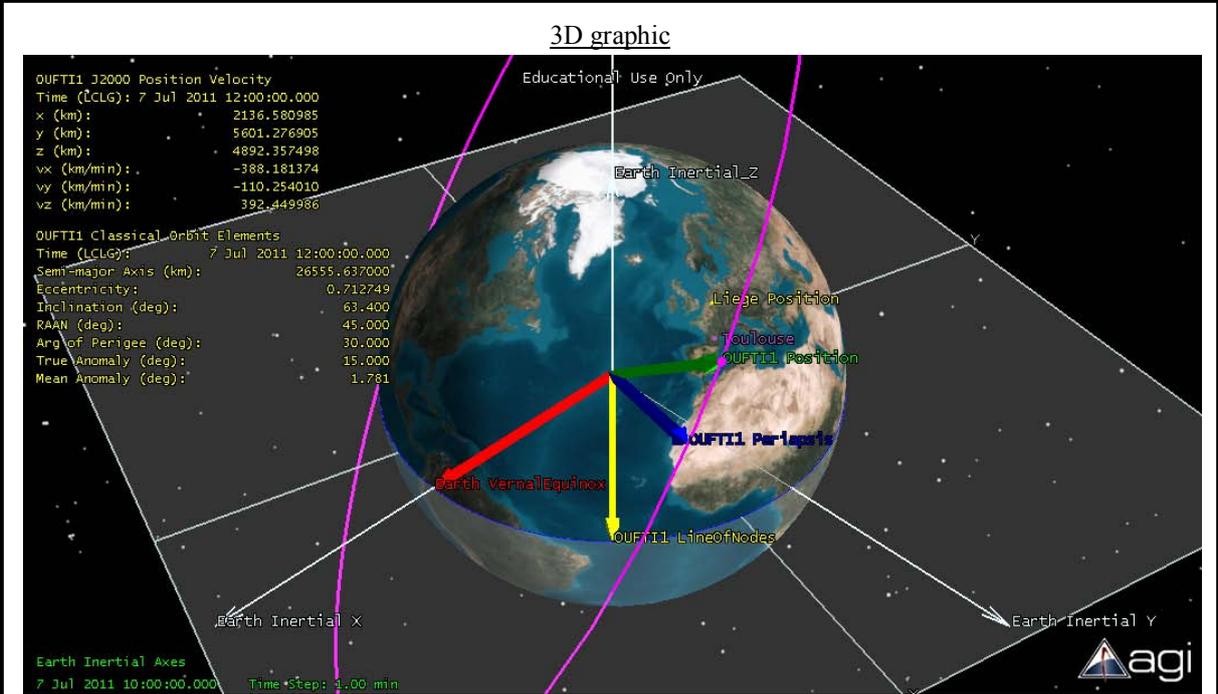
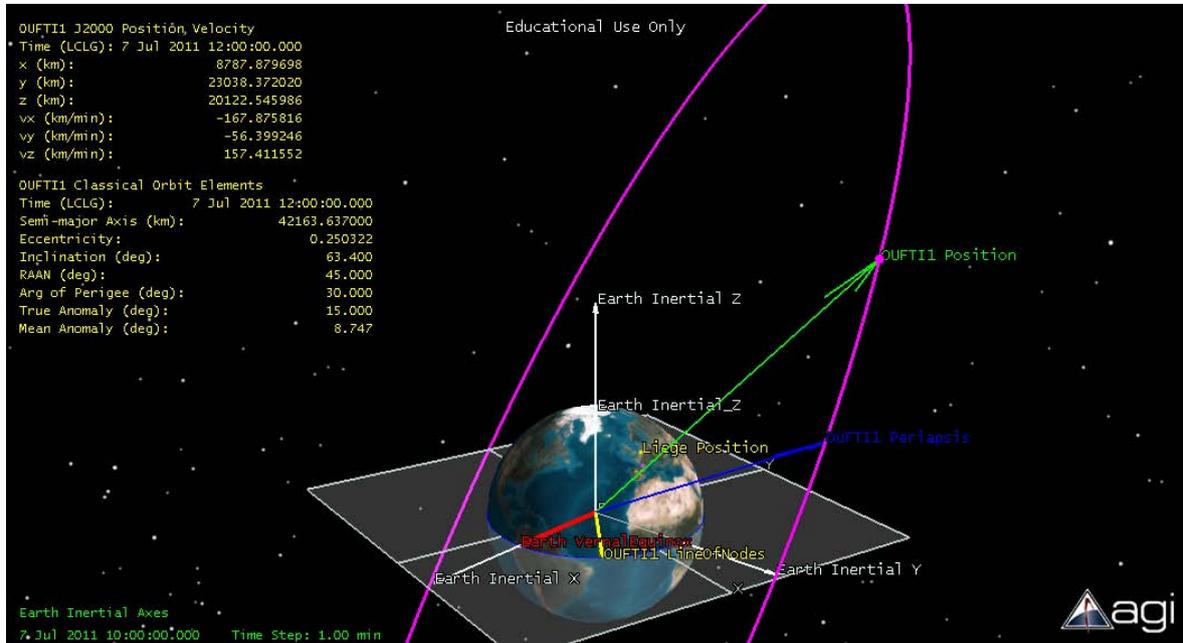


Figure A.III.8: Simulation scenario for elliptical MEO “Molniya” orbit

### 3D graphic



### 2D graphic

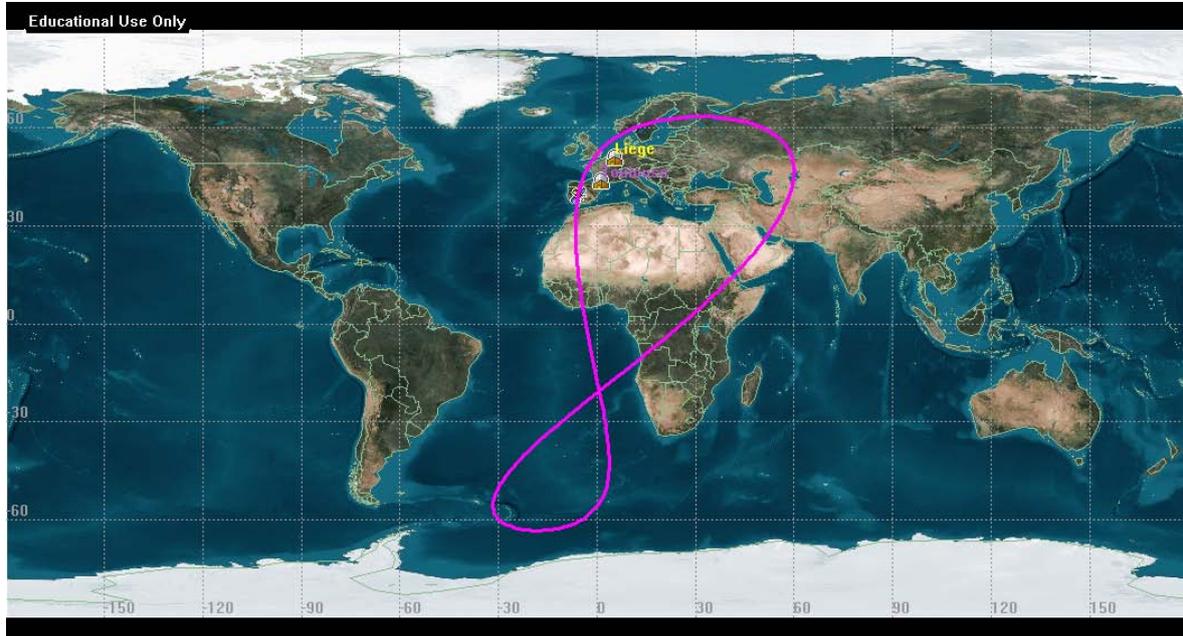
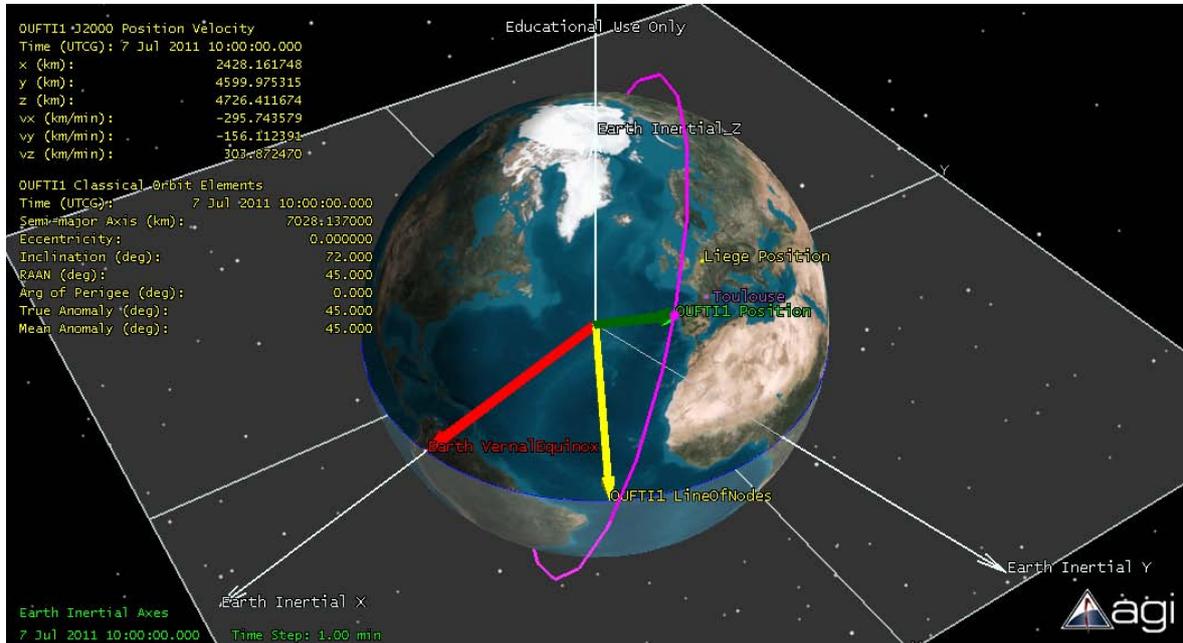


Figure A.III.9: Simulation scenario for elliptical MEO “Tundra” orbit

### 3D graphic

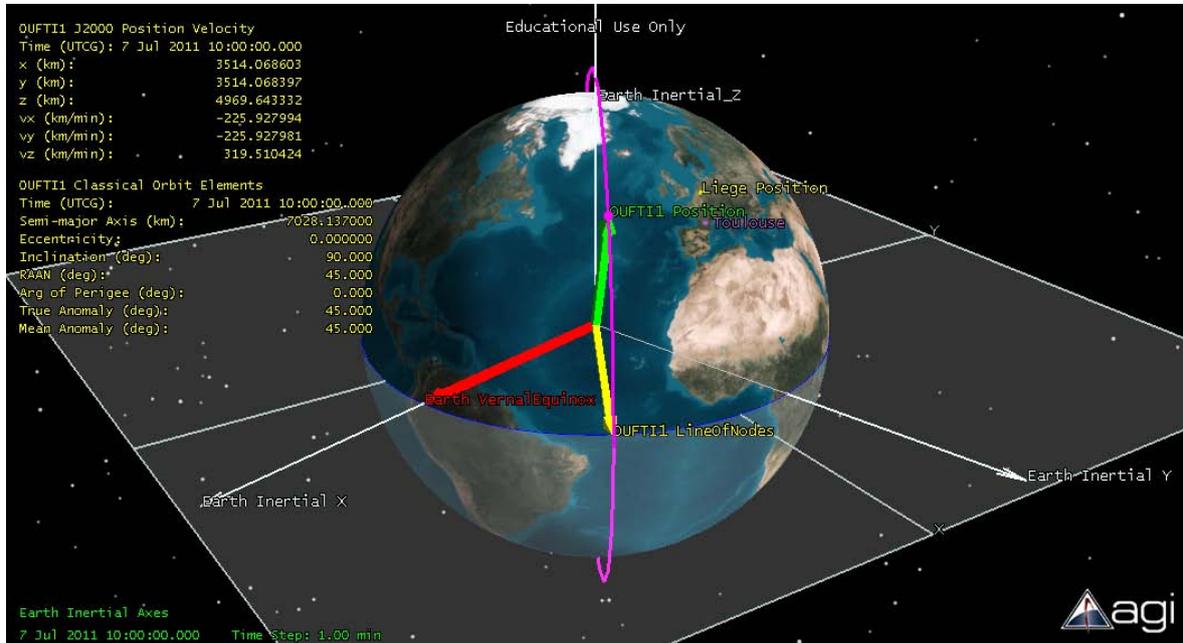


### 2D graphic



Figure A.III.10: Simulation scenario for circular LEO “inclined” orbit

### 3D graphic



### 2D graphic

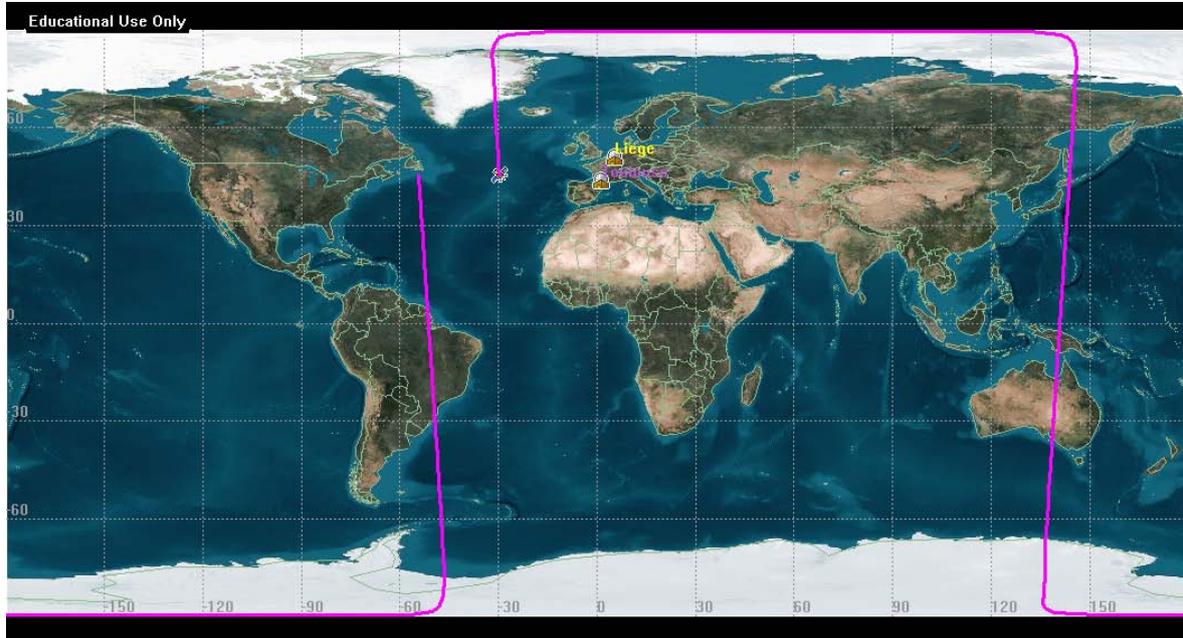


Figure A.III.11: Simulation scenario for circular LEO “polar” orbit

### A.III.3 Access and AER results

#### A. Elliptical LEO orbit

##### a. Access and AER for Satellite-Liege link

OUFTI1-To-Liege				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:09:18.569	9.309
	2	7 Jul 2011 11:46:37.473	7 Jul 2011 11:54:53.176	8.262
	3	7 Jul 2011 13:34:41.441	7 Jul 2011 13:42:46.838	8.090
	4	7 Jul 2011 15:20:22.873	7 Jul 2011 15:33:18.326	12.924
	5	7 Jul 2011 17:05:17.944	7 Jul 2011 17:22:09.481	16.859
	6	7 Jul 2011 18:50:28.353	7 Jul 2011 19:07:24.975	16.944
	7	7 Jul 2011 20:37:28.949	7 Jul 2011 20:47:21.865	9.882
	8	8 Jul 2011 08:17:08.892	8 Jul 2011 08:27:05.187	9.938
Global Statistics				
-----				
Min Duration	3	7 Jul 2011 13:34:41.441	7 Jul 2011 13:42:46.838	8.090
Max Duration	6	7 Jul 2011 18:50:28.353	7 Jul 2011 19:07:24.975	16.944
Mean Duration				11.526
Total Duration				92.208

Liege-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
Min Elevation	8 Jul 2011 08:27:05.187	37.135	0.000	2608.550744
Max Elevation	7 Jul 2011 17:12:23.133	55.572	50.874	1108.195698
Mean Elevation			11.014	
Min Range	7 Jul 2011 10:03:23.909	306.739	29.162	800.860447
Max Range	7 Jul 2011 19:07:24.975	179.489	0.000	4169.070940
Mean Range				2374.614227

##### b. Access and AER for Satellite-Toulouse link

OUFTI1-To-Toulouse				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:06:47.835	6.797
	2	7 Jul 2011 11:48:19.414	7 Jul 2011 11:49:26.725	1.122
	3	7 Jul 2011 15:23:02.393	7 Jul 2011 15:31:04.750	8.039
	4	7 Jul 2011 17:06:47.185	7 Jul 2011 17:23:03.097	16.265
	5	7 Jul 2011 18:51:36.327	7 Jul 2011 19:09:53.418	18.285
	6	7 Jul 2011 20:38:13.612	7 Jul 2011 20:51:15.410	13.030
	7	8 Jul 2011 08:15:16.542	8 Jul 2011 08:24:45.595	9.484
Global Statistics				
-----				
Min Duration	2	7 Jul 2011 11:48:19.414	7 Jul 2011 11:49:26.725	1.122
Max Duration	5	7 Jul 2011 18:51:36.327	7 Jul 2011 19:09:53.418	18.285
Mean Duration				10.432
Total Duration				73.022

Toulouse-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
Min Elevation	7 Jul 2011 20:51:15.398	218.720	0.000	4204.463949
Max Elevation	7 Jul 2011 18:59:22.616	248.686	61.429	1137.549575
Mean Elevation			11.528	
Min Range	8 Jul 2011 08:19:38.647	108.201	23.135	851.403463
Max Range	7 Jul 2011 19:09:53.403	168.426	0.000	4268.751618
Mean Range				2531.463343

From the chapter IV in section IV.2.3, the orbit period of elliptical LEO orbit is about 103 minutes for a pass. As a result, the satellite orbits the earth about 14 (24×60/103) passes per day. For these 14 passes per day, however, the satellite can access

- Liege facility 8 accesses per day with the minimum access duration 8.090 minutes, maximum access duration 16.944 minutes and total access duration 92.208 minutes per day.
- and Toulouse facility 7 accesses per day with the minimum access duration 1.122 minutes, maximum access duration 18.285 minutes and total access duration 73.022 minutes per day as shown in the text box above.

Hence, the total duration of access from OUFTI-1 satellite to Liege facility is about 19.18 minutes bigger/better than the one from OUFTI-1 satellite to Toulouse facility.

The mean range between Liege facility and OUFTI-1 satellite is about 2374.61 km, while the one between Toulouse facility and OUFTI-1 satellite is about 2531.46 km. Hence, the free space path losses between OUFTI-1 satellite and Liege facility is smaller than the one between OUFTI-1 and Toulouse facility, so that the communication between OUFTI-1 and Toulouse facility will averagely worst than the one between OUFTI-1 and Liege facility.

B. Elliptical VLEO orbit

a. Access and AER for Satellite-Liege link

OUFTI1-To-Liege				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 11:34:53.508	7 Jul 2011 11:42:06.455	7.216
	2	7 Jul 2011 13:09:51.496	7 Jul 2011 13:18:24.367	8.548
	3	7 Jul 2011 14:45:47.757	7 Jul 2011 14:53:51.052	8.055
	4	7 Jul 2011 16:23:04.186	7 Jul 2011 16:27:31.491	4.455
Global Statistics				
-----				
Min Duration	4	7 Jul 2011 16:23:04.186	7 Jul 2011 16:27:31.491	4.455
Max Duration	2	7 Jul 2011 13:09:51.496	7 Jul 2011 13:18:24.367	8.548
Mean Duration				7.068
Total Duration				28.274

Liege-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
Min Elevation	7 Jul 2011 14:53:51.052	141.398	0.000	2220.988494
Max Elevation	7 Jul 2011 13:14:07.783	176.552	11.637	1284.078572
Mean Elevation			3.891	
Min Range	7 Jul 2011 13:14:07.630	176.603	11.637	1284.078111
Max Range	7 Jul 2011 14:45:47.757	245.035	0.000	2226.929480
Mean Range				1865.168284

b. Access and AER for Satellite-Toulouse link

<b>OUFTI1-To-Toulouse</b>					
-----					
	<b>Access</b>	<b>Start Time (UTCG)</b>		<b>Stop Time (UTCG)</b>	<b>Duration (min)</b>
	-----	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:04:03.912		4.065
	2	7 Jul 2011 11:32:25.878	7 Jul 2011 11:41:46.274		9.340
	3	7 Jul 2011 13:08:10.381	7 Jul 2011 13:18:16.204		10.097
	4	7 Jul 2011 14:44:27.783	7 Jul 2011 14:54:29.521		10.029
	5	7 Jul 2011 16:21:04.371	7 Jul 2011 16:29:57.959		8.893
	6	7 Jul 2011 18:00:10.337	7 Jul 2011 18:02:04.738		1.907
<b>Global Statistics</b>					
-----					
<b>Min Duration</b>	6	7 Jul 2011 18:00:10.337	7 Jul 2011 18:02:04.738		1.907
<b>Max Duration</b>	3	7 Jul 2011 13:08:10.381	7 Jul 2011 13:18:16.204		10.097
<b>Mean Duration</b>					7.388
<b>Total Duration</b>					44.331

<b>Toulouse-To-OUFTI1</b>				
-----				
<b>Global Statistics</b>				
-----				
<b>Min Elevation</b>	7 Jul 2011 13:18:16.204	95.473	0.000	2226.885293
<b>Max Elevation</b>	7 Jul 2011 13:13:12.886	173.664	39.008	575.540323
<b>Mean Elevation</b>			8.824	
<b>Min Range</b>	7 Jul 2011 13:13:12.828	173.718	39.008	575.540178
<b>Max Range</b>	7 Jul 2011 11:41:46.274	92.217	0.000	2227.246824
<b>Mean Range</b>				1614.831731

From the chapter IV in section IV.2.3, the orbit period of elliptical VLEO orbit is about 91.93 minutes for a pass. As a result, the satellite orbits the earth about 16 ( $24 \times 60 / 91.93$ ) passes per day. For these 16 passes per day, however, the satellite can access

- Liege facility 4 accesses per day with the minimum access duration 4.455 minutes, maximum access duration 8.548 minutes and total access duration 28.274 minutes per day.
- and Toulouse facility 6 accesses per day with the minimum access duration 1.907 minutes, maximum access duration 10.097 minutes and total access duration 44.331 minutes per day as shown in the text box above.

Hence, the total duration of access from OUFTI-1 satellite to Liege facility is about 16.06 minutes smaller/worst than the one from OUFTI-1 satellite to Toulouse facility.

The mean range between Liege facility and OUFTI-1 satellite is about 1865.17 km, while the one between Toulouse facility and OUFTI-1 satellite is about 1614.83 km. Hence, the free space path losses between OUFTI-1 satellite and Liege facility is bigger than the one between OUFTI-1 and Toulouse facility, so that the communication between OUFTI-1 and Toulouse facility will averagely better than the one between OUFTI-1 and Liege facility.

### C. Elliptical MEO “Molniya” orbit

#### a. Access and AER for Satellite-Liege link

OUFTI1-To-Liege				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:32:25.550	32.426
	2	7 Jul 2011 22:15:36.168	8 Jul 2011 00:26:31.991	130.930
	3	8 Jul 2011 09:50:54.212	8 Jul 2011 10:00:00.000	9.096
Global Statistics				
-----				
Min Duration	3	8 Jul 2011 09:50:54.212	8 Jul 2011 10:00:00.000	9.096
Max Duration	2	7 Jul 2011 22:15:36.168	8 Jul 2011 00:26:31.991	130.930
Mean Duration				57.484
Total Duration				172.453

Liege-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
	Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
	-----	-----	-----	-----
Min Elevation	8 Jul 2011 00:26:31.991	256.404	0.000	33573.391555
Max Elevation	8 Jul 2011 09:59:13.424	131.716	87.063	1692.845094
Mean Elevation			15.613	
Min Range	7 Jul 2011 10:02:47.804	209.942	75.461	1646.655623
Max Range	8 Jul 2011 00:26:31.991	256.404	0.000	33573.391555
Mean Range				17604.454150

#### b. Access and AER for Satellite-Toulouse

OUFTI1-To-Toulouse				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:23:10.605	23.177
	2	7 Jul 2011 22:17:52.152	8 Jul 2011 00:48:20.986	150.481
	3	8 Jul 2011 09:48:55.438	8 Jul 2011 10:00:00.000	11.076
Global Statistics				
-----				
Min Duration	3	8 Jul 2011 09:48:55.438	8 Jul 2011 10:00:00.000	11.076
Max Duration	2	7 Jul 2011 22:17:52.152	8 Jul 2011 00:48:20.986	150.481
Mean Duration				61.578
Total Duration				184.733

Toulouse-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
	Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
	-----	-----	-----	-----
Min Elevation	7 Jul 2011 10:23:10.605	41.319	0.000	10063.034449
Max Elevation	7 Jul 2011 10:01:39.598	309.821	80.097	1512.258637
Mean Elevation			15.903	
Min Range	7 Jul 2011 10:01:08.688	262.202	75.480	1488.999031
Max Range	8 Jul 2011 00:48:20.986	254.630	0.000	36008.063340
Mean Range				19709.426453

From the chapter IV in section IV.2.3, the orbit period of elliptical MEO “Molniya” orbit is about 717.79 minutes for a pass. As a result, the satellite orbits the earth about 2 ( $24 \times 60 / 717.79$ ) passes per day. For these 2 passes per day, however, the satellite can access

- Liege facility 3 accesses per day with the minimum access duration 9.096 minutes, maximum access duration 130.930 minutes and total access duration 172.453 minutes per day.
- and Toulouse facility 3 accesses per day with the minimum access duration 11.076 minutes, maximum access duration 150.481 minutes and total access duration 184.733 minutes per day as shown in the text box above.

Hence, the total duration of access from OUFTI-1 satellite to Liege facility is about 12.28 minutes smaller/worst than the one from OUFTI-1 satellite to Toulouse facility.

The mean range between Liege facility and OUFTI-1 satellite is about 17604.45 km, while the one between Toulouse facility and OUFTI-1 satellite is about 19709.43 km. Hence, the free space path losses between OUFTI-1 satellite and Liege facility is smaller than the one between OUFTI-1 and Toulouse facility, so that the communication between OUFTI-1 and Toulouse facility will averagely worst than the one between OUFTI-1 and Liege facility.

#### D. Elliptical MEO “Tundra” orbit

##### a. Access and AER for Satellite-Liege link

<u>OUFTI1-To-Liege</u>				
	<u>Access</u>	<u>Start Time (UTCG)</u>	<u>Stop Time (UTCG)</u>	<u>Duration (min)</u>
	1	7 Jul 2011 12:00:00.000	7 Jul 2011 23:54:55.832	714.931
	2	8 Jul 2011 08:43:56.990	8 Jul 2011 12:00:00.000	196.050
<u>Global Statistics</u>				
<u>Min Duration</u>	2	8 Jul 2011 08:43:56.990	8 Jul 2011 12:00:00.000	196.050
<u>Max Duration</u>	1	7 Jul 2011 12:00:00.000	7 Jul 2011 23:54:55.832	714.931
<u>Mean Duration</u>				455.490
<u>Total Duration</u>				910.981

<u>Liege-To-OUFTI1</u>				
	<u>Time (UTCG)</u>	<u>Azimuth (deg)</u>	<u>Elevation (deg)</u>	<u>Range (km)</u>
<u>Min Elevation</u>	7 Jul 2011 23:54:55.832	194.881	0.000	52246.386292
<u>Max Elevation</u>	7 Jul 2011 12:42:29.696	302.408	85.475	26296.370590
<u>Mean Elevation</u>			39.970	
<u>Min Range</u>	8 Jul 2011 11:53:28.475	217.449	71.536	25689.673303
<u>Max Range</u>	7 Jul 2011 23:54:55.832	194.881	0.000	52246.386292
<u>Mean Range</u>				37868.385299

##### b. Access and AER for Satellite-Toulouse link

<u>OUFTI1-To-Toulouse</u>				
	<u>Access</u>	<u>Start Time (UTCG)</u>	<u>Stop Time (UTCG)</u>	<u>Duration (min)</u>
	1	7 Jul 2011 12:00:00.000	8 Jul 2011 00:44:10.145	764.169
	2	8 Jul 2011 08:17:00.162	8 Jul 2011 12:00:00.000	222.997
<u>Global Statistics</u>				
<u>Min Duration</u>	2	8 Jul 2011 08:17:00.162	8 Jul 2011 12:00:00.000	222.997
<u>Max Duration</u>	1	7 Jul 2011 12:00:00.000	8 Jul 2011 00:44:10.145	764.169
<u>Mean Duration</u>				493.583
<u>Total Duration</u>				987.166

Toulouse-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
	Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
-----				
Min Elevation	8 Jul 2011 00:44:10.145	196.243	0.000	51884.670582
Max Elevation	7 Jul 2011 12:16:29.325	289.010	84.771	25729.364885
Mean Elevation			38.899	
Min Range	8 Jul 2011 11:43:35.430	217.160	76.766	25463.743009
Max Range	8 Jul 2011 00:44:10.145	196.243	0.000	51884.670582
Mean Range				38291.898706

From the chapter IV in section IV.2.3, the orbit period of elliptical MEO “Tundra” orbit is about 1436.04 minutes for a pass. As a result, the satellite orbits the earth about 1 (24×60/1436.04) pass per day. For these 1 pass per day, however, the satellite can access

- Liege facility 2 accesses per day with the minimum access duration 196.050 minutes, maximum access duration 714.931 minutes and total access duration 910.981 minutes per day.
- and Toulouse facility 2 accesses per day with the minimum access duration 222.997 minutes, maximum access duration 764.169 minutes and total access duration 987.166 minutes per day as shown in the text box above.

Hence, the total duration of access from OUFTI-1 satellite to Liege facility is about 76.18 minutes smaller/worst than the one from OUFTI-1 satellite to Toulouse facility.

The mean range between Liege facility and OUFTI-1 satellite is about 37868.39 km, while the one between Toulouse facility and OUFTI-1 satellite is about 38291.90 km. Hence, the free space path losses between OUFTI-1 satellite and Liege facility is smaller than the one between OUFTI-1 and Toulouse facility, so that the communication between OUFTI-1 and Toulouse facility will averagely worst than the one between OUFTI-1 and Liege facility.

#### E. Circular LEO “inclined” orbit

##### a. Access and AER for Satellite-Liege link

Liege-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
	Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
-----				
Min Elevation	7 Jul 2011 10:10:33.440	24.481	-0.000	2998.598077
Max Elevation	8 Jul 2011 08:51:43.036	115.441	78.393	675.124510
Mean Elevation			11.395	
Min Range	8 Jul 2011 08:51:42.764	116.287	78.392	675.121807
Max Range	7 Jul 2011 11:50:20.712	21.699	0.000	2998.981415
Mean Range				2206.952610

OUFTI1-To-Liege				
-----				
Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)	
-----				
1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:10:33.440	10.557	
2	7 Jul 2011 11:39:40.713	7 Jul 2011 11:50:20.712	10.667	
3	7 Jul 2011 13:23:27.535	7 Jul 2011 13:31:21.675	7.902	
4	7 Jul 2011 15:04:54.648	7 Jul 2011 15:14:56.410	10.029	
5	7 Jul 2011 16:44:46.810	7 Jul 2011 16:57:59.556	13.212	
6	7 Jul 2011 18:24:36.779	7 Jul 2011 18:38:15.344	13.643	
7	7 Jul 2011 20:05:47.985	7 Jul 2011 20:14:24.149	8.603	
8	8 Jul 2011 07:07:26.620	8 Jul 2011 07:18:05.934	10.655	
9	8 Jul 2011 08:44:49.165	8 Jul 2011 08:58:42.307	13.886	
Global Statistics				
-----				
Min Duration	3	7 Jul 2011 13:23:27.535	7 Jul 2011 13:31:21.675	7.902
Max Duration	9	8 Jul 2011 08:44:49.165	8 Jul 2011 08:58:42.307	13.886
Mean Duration				11.017
Total Duration				99.155

b. Access and AER for Satellite-Toulouse link

<b>OUFTI1-To-Toulouse</b>					
	<b>Access</b>	<b>Start Time (UTCG)</b>		<b>Stop Time (UTCG)</b>	<b>Duration (min)</b>
	1	7 Jul 2011	10:00:00.000	7 Jul 2011 10:08:15.658	8.261
	2	7 Jul 2011	11:39:21.350	7 Jul 2011 11:46:50.959	7.493
	3	7 Jul 2011	16:46:49.035	7 Jul 2011 16:57:57.196	11.136
	4	7 Jul 2011	18:26:02.191	7 Jul 2011 18:39:55.383	13.887
	5	7 Jul 2011	20:06:49.534	7 Jul 2011 20:17:19.428	10.498
	6	8 Jul 2011	07:05:53.480	8 Jul 2011 07:15:27.138	9.561
	7	8 Jul 2011	08:42:41.437	8 Jul 2011 08:56:33.354	13.865
<b>Global Statistics</b>					
<b>Min Duration</b>	2	7 Jul 2011	11:39:21.350	7 Jul 2011 11:46:50.959	7.493
<b>Max Duration</b>	4	7 Jul 2011	18:26:02.191	7 Jul 2011 18:39:55.383	13.887
<b>Mean Duration</b>					10.672
<b>Total Duration</b>					74.701

<b>Toulouse-To-OUFTI1</b>				
<b>Global Statistics</b>				
	<b>Time (UTCG)</b>	<b>Azimuth (deg)</b>	<b>Elevation (deg)</b>	<b>Range (km)</b>
<b>Min Elevation</b>	7 Jul 2011 20:06:49.534	313.636	0.000	2988.515831
<b>Max Elevation</b>	8 Jul 2011 08:49:34.554	111.739	81.494	666.658184
<b>Mean Elevation</b>			12.613	
<b>Min Range</b>	8 Jul 2011 08:49:34.270	112.955	81.493	666.655203
<b>Max Range</b>	7 Jul 2011 11:46:50.959	358.303	0.000	2995.151081
<b>Mean Range</b>				2185.873205

From the chapter IV in section IV.2.3, the orbit period of circular LEO “Inclined” orbit is about 97.73 minutes for a pass. As a result, the satellite orbits the earth about 15 ( $24 \times 60 / 97.73$ ) passes per day. For these 15 passes per day, however, the satellite can access

- Liege facility 9 accesses per day with the minimum access duration 7.902 minutes, maximum access duration 13.886 minutes and total access duration 99.155 minutes per day.
- and Toulouse facility 7 accesses per day with the minimum access duration 7.493 minutes, maximum access duration 13.887 minutes and total access duration 74.701 minutes per day as shown in the text box above.

Hence, the total duration of access from OUFTI-1 satellite to Liege facility is about 24.45 minutes bigger/better than the one from OUFTI-1 satellite to Toulouse facility.

The mean range between Liege facility and OUFTI-1 satellite is about 2206.95 km, while the one between Toulouse facility and OUFTI-1 satellite is about 2185.87 km. Hence, the free space path losses between OUFTI-1 satellite and Liege facility is bigger than the one between OUFTI-1 and Toulouse facility, so that the communication between OUFTI-1 and Toulouse facility will averagely better than the one between OUFTI-1 and Liege facility.

F. Circular LEO “polar” orbit

a. Access and AER for Satellite-Liege link

OUFTI1-To-Liege				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:06:25.238	6.421
	2	7 Jul 2011 16:51:00.151	7 Jul 2011 16:53:58.371	2.970
	3	7 Jul 2011 18:25:38.472	7 Jul 2011 18:38:17.613	12.652
	4	7 Jul 2011 20:03:15.004	7 Jul 2011 20:16:31.392	13.273
	5	7 Jul 2011 21:42:15.658	7 Jul 2011 21:50:33.051	8.290
	6	8 Jul 2011 05:32:24.630	8 Jul 2011 05:41:48.049	9.390
	7	8 Jul 2011 07:07:04.207	8 Jul 2011 07:20:32.449	13.471
	8	8 Jul 2011 08:45:49.057	8 Jul 2011 08:57:59.715	12.178
Global Statistics				
-----				
Min Duration	2	7 Jul 2011 16:51:00.151	7 Jul 2011 16:53:58.371	2.970
Max Duration	7	8 Jul 2011 07:07:04.207	8 Jul 2011 07:20:32.449	13.471
Mean Duration				9.831
Total Duration				78.645

Liege-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
	Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
	-----	-----	-----	-----
Min Elevation	7 Jul 2011 21:50:33.051	260.558	0.000	2976.031658
Max Elevation	8 Jul 2011 07:13:45.617	83.402	57.652	770.403948
Mean Elevation			10.259	
Min Range	8 Jul 2011 07:13:45.236	83.801	57.651	770.399088
Max Range	8 Jul 2011 07:20:32.449	2.135	0.000	3000.458618
Mean Range				2258.115130

b. Access and AER for Satellite-Toulouse link

Toulouse-To-OUFTI1				
-----				
Global Statistics				
-----				
	Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
	-----	-----	-----	-----
Min Elevation	7 Jul 2011 20:05:11.836	357.305	0.000	2995.151370
Max Elevation	7 Jul 2011 20:11:57.633	276.150	56.743	774.233813
Mean Elevation			10.408	
Min Range	7 Jul 2011 20:11:58.026	275.750	56.742	774.228658
Max Range	7 Jul 2011 20:05:11.836	357.305	0.000	2995.151370
Mean Range				2236.930788

OUFTI1-To-Toulouse				
-----				
	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
	-----	-----	-----	-----
	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:03:51.197	3.853
	2	7 Jul 2011 18:28:06.465	7 Jul 2011 18:39:32.846	11.440
	3	7 Jul 2011 20:05:11.836	7 Jul 2011 20:18:37.952	13.435
	4	7 Jul 2011 21:44:39.765	7 Jul 2011 21:52:26.497	7.779
	5	8 Jul 2011 05:33:39.124	8 Jul 2011 05:37:40.825	4.028
	6	8 Jul 2011 07:05:29.235	8 Jul 2011 07:18:28.486	12.988
	7	8 Jul 2011 08:43:30.538	8 Jul 2011 08:56:01.003	12.508
Global Statistics				
-----				
Min Duration	1	7 Jul 2011 10:00:00.000	7 Jul 2011 10:03:51.197	3.853
Max Duration	3	7 Jul 2011 20:05:11.836	7 Jul 2011 20:18:37.952	13.435
Mean Duration				9.433
Total Duration				66.031

From the chapter IV in section IV.2.3, the orbit period of circular LEO “Polar” orbit is about 97.73 minutes for a pass. As a result, the satellite orbits the earth about 15 ( $24 \times 60 / 97.73$ ) passes per day. For these 15 passes per day, however, the satellite can access

- Liege facility 8 accesses per day with the minimum access duration 2.970 minutes, maximum access duration 13.471 minutes and total access duration 78.645 minutes per day.
- and Toulouse facility 7 accesses per day with the minimum access duration 3.853 minutes, maximum access duration 13.435 minutes and total access duration 66.031 minutes per day as shown in the text box above.

Hence, the total duration of access from OUFTI-1 satellite to Liege facility is about 12.61 minutes bigger/better than the one from OUFTI-1 satellite to Toulouse facility.

The mean range between Liege facility and OUFTI-1 satellite is about 2258.16 km, while the one between Toulouse facility and OUFTI-1 satellite is about 2236.93 km. Hence, the free space path losses between OUFTI-1 satellite and Liege facility is bigger than the one between OUFTI-1 and Toulouse facility, so that the communication between OUFTI-1 and Toulouse facility will averagely better than the one between OUFTI-1 and Liege facility.

#### **A.III.4 C code for finding the optimal satellite constellation for a continuous whole Earth coverage**

```
#include <math.h>
#include <stdio.h>
#include <conio.h>

int P, N, N_min, N_max, P_min, P_max, testPN;
int N_optimal, P_optimal, count;
char ch;

main()
{
    LB1:
    clrscr();
    printf("\n\n ***** ");
    printf("\n\n ***** Testing Satellite Constellation, P and N ***** ");
    printf("\n\n ***** Constellation for continuous whole Earth coverage ***** ");
    printf("\n\n ***** ");

    printf("\n\n + Please input the minimum number of satellite planes, P_min= ");
    scanf("%d",&P_min);
    printf("\n + Please input the maximum number of satellite planes, P_max= ");
    scanf("%d",&P_max);
    printf("\n + Please input the maximum number of satellites per plane, N_max= ");
    scanf("%d",&N_max);
    printf("\n + Please input the minimum number of satellites per plane, N_min= ");
    scanf("%d",&N_min);

    P=P_max;
    N=N_min;
    printf("\n\n ----- START Testing -----");

    while (P>=P_min&&N<=N_max)
    {
        printf("\n\n -> Testing [ P= %d, N= %d ] ", P, N);
        printf("\n\n + Testing satellite constellation %d planes with %d satellites per plane." , P, N);
        printf("\n\n + If test is possible, insert value 1 otherwise insert value 0, testPN=");
        scanf("%d",&testPN);
        if (testPN==1)
        {
            N_optimal= N;
            P_optimal= P;
            P=P-1;
            N_max=floor(P_optimal*N_optimal/P);
            N=N_max;
            goto LB2;
        }
        else if (testPN==0)
        {
            N=N+1;
            if (N<=N_max)
                continue;
            else
                printf("\n\n ----- END Testing ----- ");
            printf("\n\n >>> No Periods of Global Coverage Exist!");
            goto LB3;
        }
    }
}
```

```
    }  
}
```

LB2:

```
while (P>=P_min&&N>=N_min)
```

```
{  
    printf("\n\n -> Testing [ P= %d, N= %d ] ", P, N);  
    printf("\n\n + Testing satellite constellation %d planes with %d satellites per plane.", P, N);  
    printf("\n\n + If test is possible, insert value 1 otherwise insert value 0, testPN= ");  
    scanf("%d",&testPN);  
    if (testPN==1)  
    {  
        N_optimal= N;  
        P_optimal= P;  
        N=N-1;  
        if (N>=N_min)  
            continue;  
        else  
            P=P-1;  
            N_max=floor(P_optimal*N_optimal/P);  
            N=N_max;  
            continue;  
    }  
    else if(testPN==0)  
    {  
        P=P-1;  
        N_max=floor(P_optimal*N_optimal/P);  
        N=N_max;  
        continue;  
    }  
}
```

```
printf("\n\n ----- END Testing ----- ");  
printf("\n\n >>> Hence, the optimal constellation is %d planes with %d satellites per plane, "  
,P_optimal,N_optimal);  
printf("\n\n and the minimum total number of satellites is equal to %d.", P_optimal*N_optimal);  
printf("\n\n ----- ");
```

LB3:

```
printf("\n\n\n + Do you want to continue testing an other constellation?");  
printf("\n (Press key <Y> for <Yes>,<other key> for <No> and <exit>");  
ch=getch();  
    if (ch=='Y'||ch=='y')  
        goto LB1;  
    else  
        while(1)  
            break;  
        return (0);  
}
```

### **A.III.5 C code for finding the optimal satellite constellation for a continuous coverage of a specific area**

```
#include <math.h>
#include <stdio.h>
#include <conio.h>

int P, N, N_min, N_max, P_min, P_max, testPN;
int N_optimal, P_optimal, count;
char ch;

main()
{
    LB1:
    clrscr();
    printf("\n\n ***** ");
    printf("\n\n ***** Testing Satellite Constellation, P and N ***** ");
    printf("\n\n ***** Constellation for continuous coverage ***** ");
    printf("\n\n ***** for an area specific ***** ");
    printf("\n\n ***** ");

    printf("\n\n + Please input the minimum number of satellite planes, P_min= ");
    scanf("%d",&P_min);
    printf("\n + Please input the maximum number of satellite planes, P_max= ");
    scanf("%d",&P_max);
    printf("\n + Please input the maximum number of satellites per plane, N_max= ");
    scanf("%d",&N_max);
    printf("\n + Please input the minimum number of satellites per plane, N_min= ");
    scanf("%d",&N_min);

    P=P_max;
    N=N_max;

    printf("\n\n ----- START Testing -----");

    while (P>=P_min&&N>=N_min)
    {
        printf("\n\n -> Testing [ P= %d, N= %d ] ", P, N);
        printf("\n\n + Testing satellite constellation %d planes with %d satellites per plane." , P, N);
        printf("\n\n + If test is possible, insert value 1 otherwise insert value 0, testPN= ");
        scanf("%d",&testPN);
        if (testPN==1)
        {
            N_optimal= N;
            P_optimal= P;
            N=N-1;
            if (N>=N_min)
                continue;
            else
            {
                P=P-1;
                N_max=floor(P_optimal*N_optimal/P);
                N=N_max;
                continue;
            }
        }
        else if (testPN==0)
        {
            P=P-1;
            N_max=floor(P_optimal*N_optimal/P);
            N=N_max;
            continue;
        }
    }
}
```

```

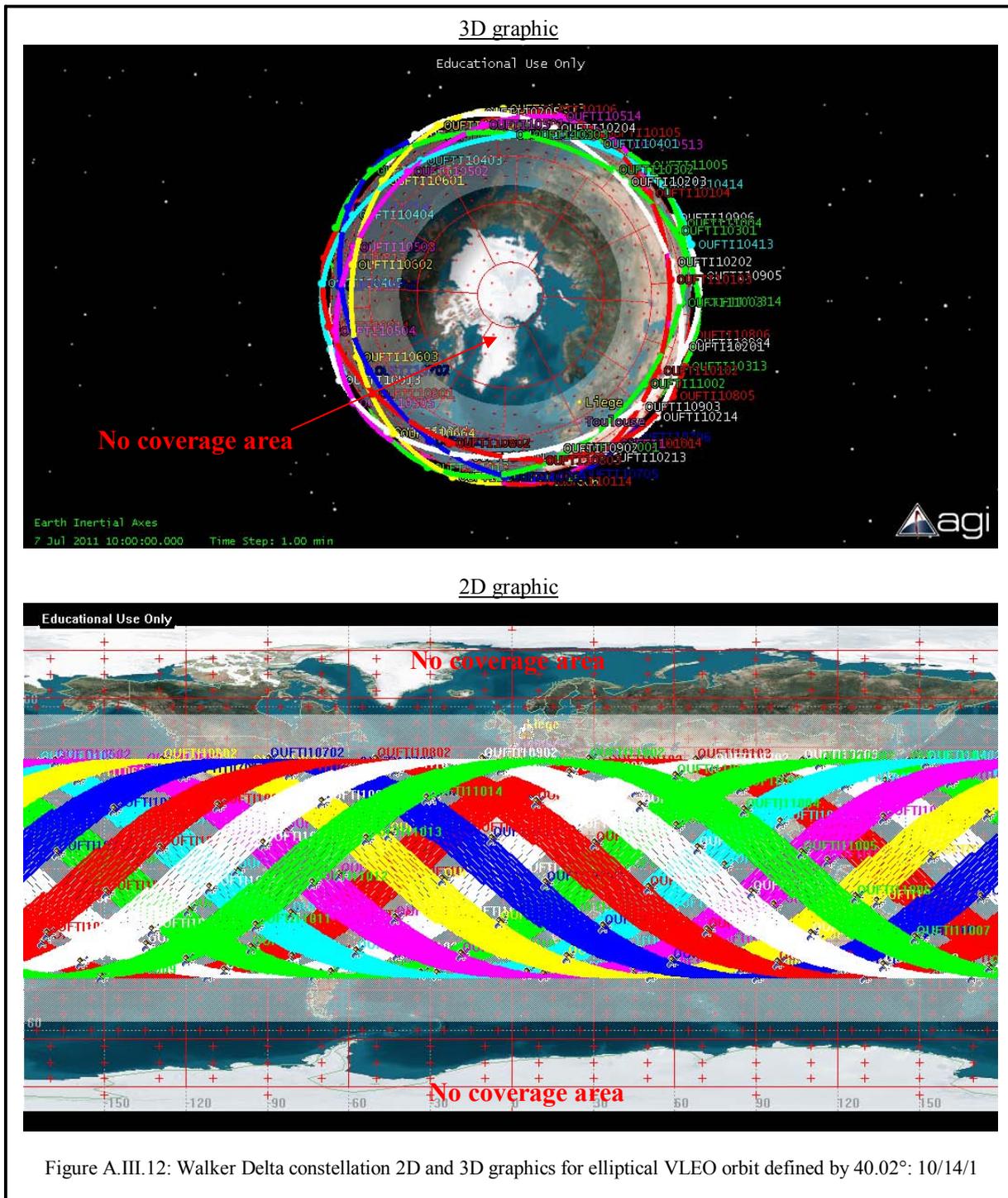
}
}

printf("\n\n ----- END Testing ----- ");
printf("\n\n >>> Hence, the optimal constellation is %d planes with %d satellites per plane, "
,P_optimal,N_optimal);
printf("\n\n and the minimum total number of satellites is equal to %d.", P_optimal*N_optimal);
printf("\n\n ----- ");

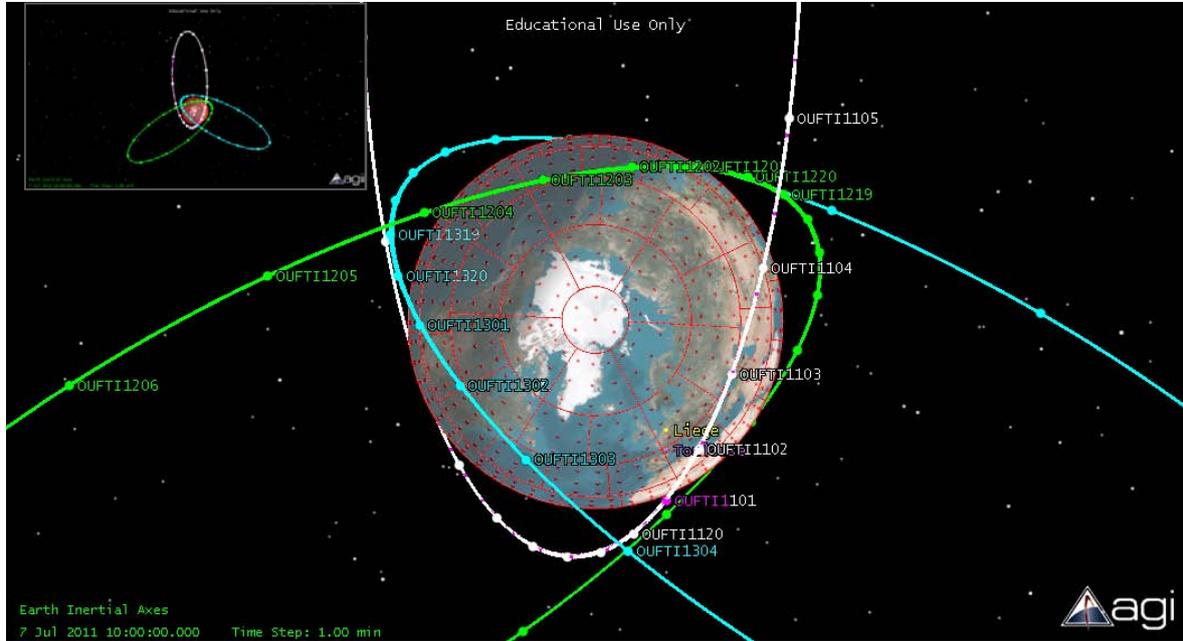
printf("\n\n\n + Do you want to continue testing an other constellation?");
printf("\n (Press key <Y> for <Yes>,<other key> for <No> and <exit>");
ch=getch();
    if (ch=='Y'||ch=='y')
        goto LB1;
    else
        while(1)
            break;
        return (0);
}

```

### A.III.6 3D and 2D graphics of satellite constellations



### 3D graphic



### 2D graphic

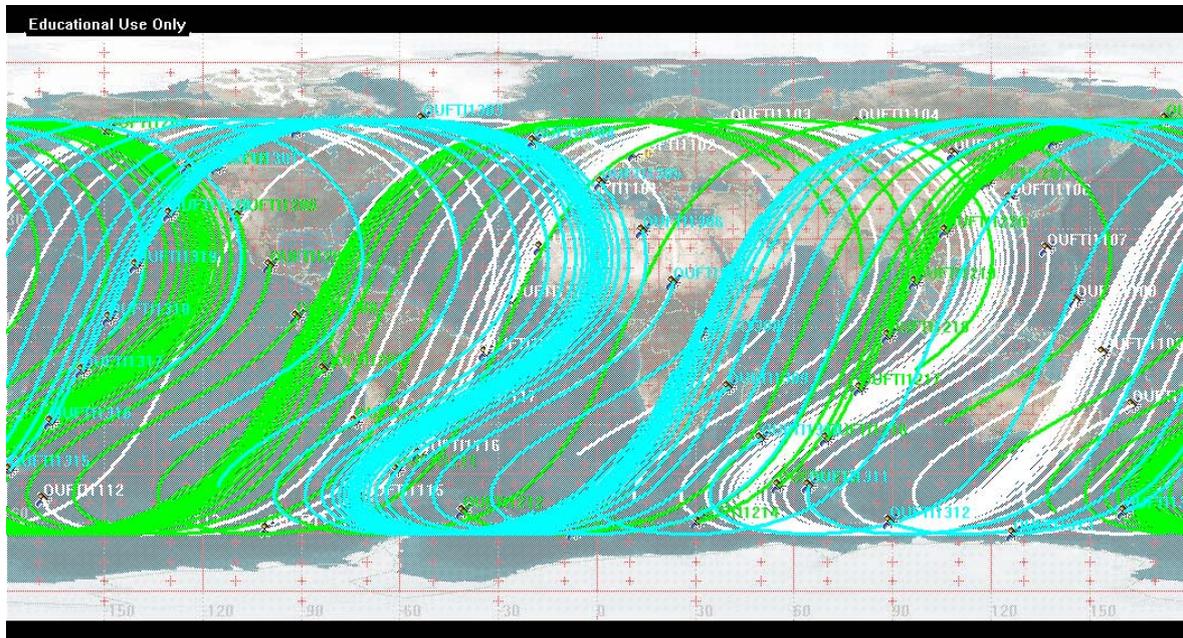
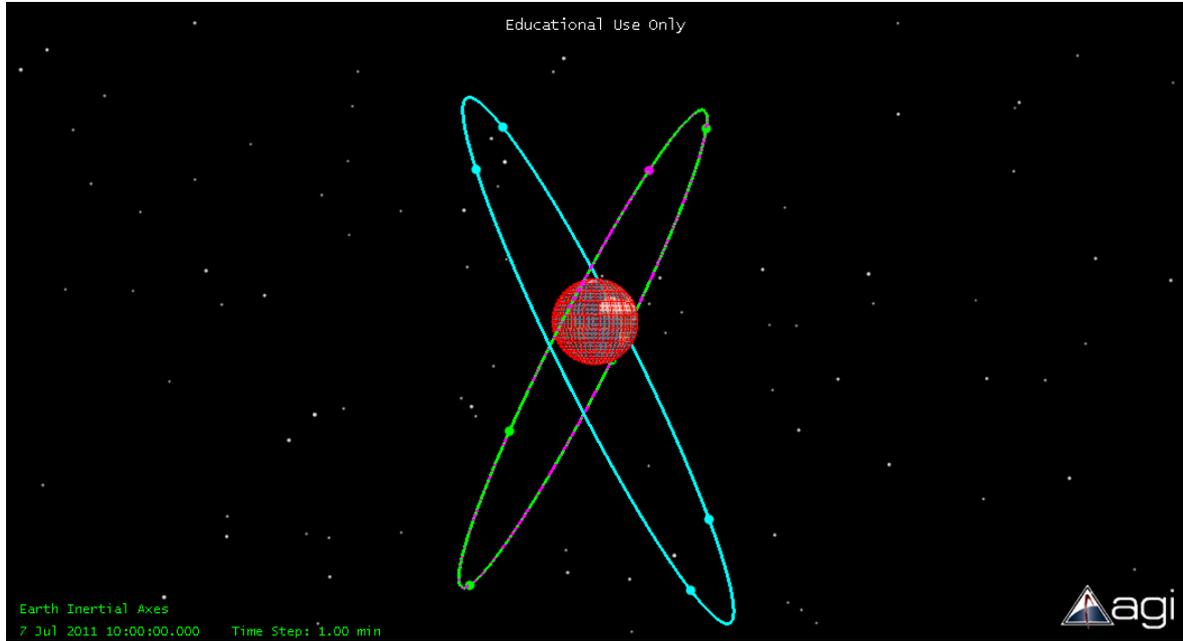


Figure A.III.13: Walker Delta constellation 2D and 3D graphics for elliptical MEO “Molniya” orbit defined by 63.40°: 3/20/1

### 3D graphic



### 2D graphic

