



Nanosatellites : état de l'art, éléments de conception et simulations

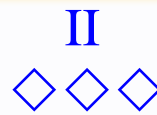
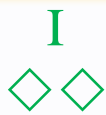
21 septembre 2011
ENSEEIH, Toulouse

Etudiant : **M. Vicheka PHOR**

Maître de stage : **M. Ponia PECH**

Lieu du stage : **TéSA**

Année scolaire : **2010-2011**



PLAN DE LA PRESENTATION

I. Introduction

- I.1 Présentation de TéSA
- I.2 Objectif du stage et travail réalisé

II. Contexte

- II.1 Définition et naissance des nanosatellites
- II.2 Caractéristiques des nanosatellites
- II.3 Pourquoi les nanosatellites ?

III. Etudes théoriques et simulations

- III.1 Procédure
- III.2 Mécanique orbitale
- III.3 Constellations de satellites
- III.4 Bilans de liaison

IV. Conclusion

I



II



III



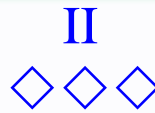
V



I. Introduction

I.1 Présentation de TéSA

I.2 Objectif du stage



I.1 Présentation de TéSA

TéSA : Télécommunications Spatiales et Aéronautiques, laboratoire privé

Date de création : 1998

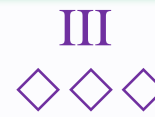
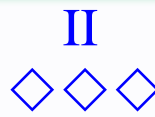
Adresse :

14-16 Port Saint-Etienne
à Toulouse

Partenaires:

- Académiques
(Supaéro, ENSEEIHT, ENAC,...)
- Industriels
(Thales Alenia Space,...)
- Institutionnels
(CNES,...)





I.2 Objectif du stage et travail réalisé

❖ Objectif du stage : étude de quelques éléments bien ciblés de conception système des nanosatellites.

❖ Travail de stage :

1. Partie bibliographique : historique et état de l'art des nanosatellites
2. Partie théorique : éléments de conception d'un système nanosatellitaire
3. Partie réalisation et simulation : mise en place de scénarii de simulation sous STK pour des analyses orbitographiques, l'optimisation de constellations, et l'analyse des performances de communication.



II. Contexte (étude bibliographique)

II.1 Définition et naissance des nanosatellites

II.2 Caractéristiques des nanosatellites

II.3 Pourquoi les nanosatellites ?



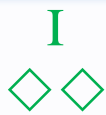
II.1 Définition et naissance des nanosatellites

❖ Les nanosatellites?

→ Petits satellites dont la masse est comprise entre 1 et 10 kg.

❖ Naissance des nanosatellites

→ Le 12 décembre 1961, le premier nanosatellite nommé «OSCAR» (Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio) de masse 4,5 kg a été lancé et placé sur une très basse orbite terrestre (VLEO : Very Low Earth Orbit), et n'est resté en orbite que pendant 22 jours.



II.2 Caractéristiques des nanosatellites

Masse	1 – 10 kg
Types d'orbite	VLEO (Very Low Earth Orbit, altitude inférieure à 500 km) ou LEO (500 à 800 km)
Bandes de fréquence	VHF (130-160 MHz) ou UHF (400-450 MHz)
Types de modulation	BPSK, FSK, AFSK ou GMSK
Puissance émise	750 mW ou 28,75 dBm en moyenne
Sensibilité du récepteur	Environ -100 dBm pour un TEB de 10^{-5}
Débit descendant	1200, 2400, 4800 ou 9600 bit/s
Débit montant	De 300 à 1200 bit/s
Types de protocole de communication	Nombreux protocoles disponibles (AX. 25 pour la plupart des usages)
Coût	Inférieur à 1 million de dollars
Durée de vie	2 – 5 ans



II.3 Pourquoi les nanosatellites ?

Plus rapides

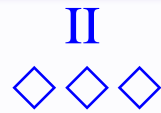
- Temps de conception et de construction plus rapide.

Plus petits

- 1 – 10 kg.
- Possibilité d'être lancés en groupe ou en « Piggyback » avec de plus grands satellites

Meilleurs et moins chers

- Réduction des coûts de fabrication et de lancement
- Coûts inférieurs à 1 million de dollars
- Pertes financières minimisées en cas d'échec



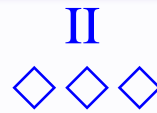
III. Etudes théoriques et simulations

III.1 Procédure

III.2 Mécanique orbitale

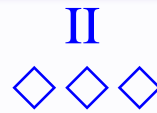
III.3 Constellations de satellites

III.4 Bilans de liaison



III.1 Procédure

- ❖ 3 angles d'étude : mécanique orbitale, optimisation de constellations et bilans de liaison.
- ❖ Outils logiciels :
 - Matlab et C
 - STK
 - Excel

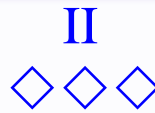


III.2 Mécanique orbitale

A. Objectif de la mécanique orbitale

B. Rappel des éléments orbitaux classiques

C. Paramètres orbitaux



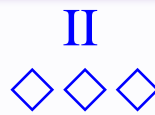
A. Objectif de la mécanique orbitale

L'objectif de la mécanique orbitale est de prévoir les trajectoires des objets spatiaux tels que les satellites.

B. Rappel des éléments orbitaux classiques

Il y a **six éléments orbitaux classiques** (a , e , V , i , ω et Ω) utilisés pour fournir la position et la trajectoire d'un satellite dans l'espace:

- a : demi-grand axe de l'ellipse;
- e : excentricité;
- V : anomalie vraie;
- i : inclinaison;
- ω : argument du périhélie;
- Ω : longitude (ou ascension droite) du nœud ascendant. (*En anglais, RAAN : Right Ascension of the Ascending Node*)



Educational Use-Only

Earth Inertial_Z

Liege Position

Toulouse
OUFTI1 Position

OUFTI1 Periapsis

Earth VernalEquinox

OUFTI1 LineOfNodes

Earth Inertial Y

Earth Inertial X

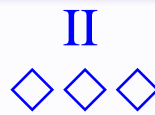
OUFTI1 J2000 Position Velocity
 Time (UTCG): 7 Jul 2011 10:00:00.000
 x (km): 2275.599181
 y (km): 4472.596614
 z (km): 4511.726224
 vx (km/min): -313.602705
 vy (km/min): -155.306527
 vz (km/min): 325.074875

OUFTI1 Classical Orbit Elements
 Time (UTCG): 7 Jul 2011 10:00:00.000
 Semi-major Axis (km): 7278.637000
 Eccentricity: 0.075083
 Inclination (deg): 71.000
 RAAN (deg): 45.000
 Arg of Perigee (deg): 30.000
 True Anomaly (deg): 15.000
 Mean Anomaly (deg): 12.889



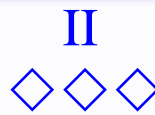
Earth Inertial Axes
 7 Jul 2011 10:00:00.000 Time Step: 1.00 min





C. Paramètres orbitaux

Types d'orbite		Elliptique				Circulaire
Paramètres orbitaux	Unité	LEO	VLEO	MEO "Molniya"	MEO "Tundra"	LEO
Rayon terrestre (R_e)	[km]	6378,14	6378,14	6378,14	6378,14	6378,14
Hauteur d'apogée (h_a)	[km]	1447,00	370,00	39105,00	46340,00	650,00
Hauteur de périégée (h_p)	[km]	354,00	368,00	1250,00	25231,00	650,00
Inclinaison (i)	[°]	71,00	40,02	63,4	63,4	72
R.A.A.N (Ω)	[°]	45,00	45,00	45,00	45,00	45,00
Argument du périégée (ω)	[°]	30,00	30,00	30,00	30,00	0,00
Anomalie vraie (v)	[°]	15,00	15,00	15,00	15,00	45,00
Demi-grand axe (a)	[km]	7278,64	6747,14	26555,64	42163,64	7028,14
Excentricité (e)		0,08	0,00015	0,71	0,25	0,00
Période orbitale (T)	[mn]	103,00	91,93	717,79	1436,04	97,73
Anomalie moyenne (M)	[°]	12,89	15,00	1,78	8,75	45,00
Variation de ω ($d\omega$)	[°/j]	-1,49	7,91	0,00	0,00	-1,85
Variation de RAAN ($d\Omega$)	[°/j]	-2,07	-6,27	-0,13	-0,01	-2,19



Conditions initiales du propagateur (*Propagator Initial Conditions*)

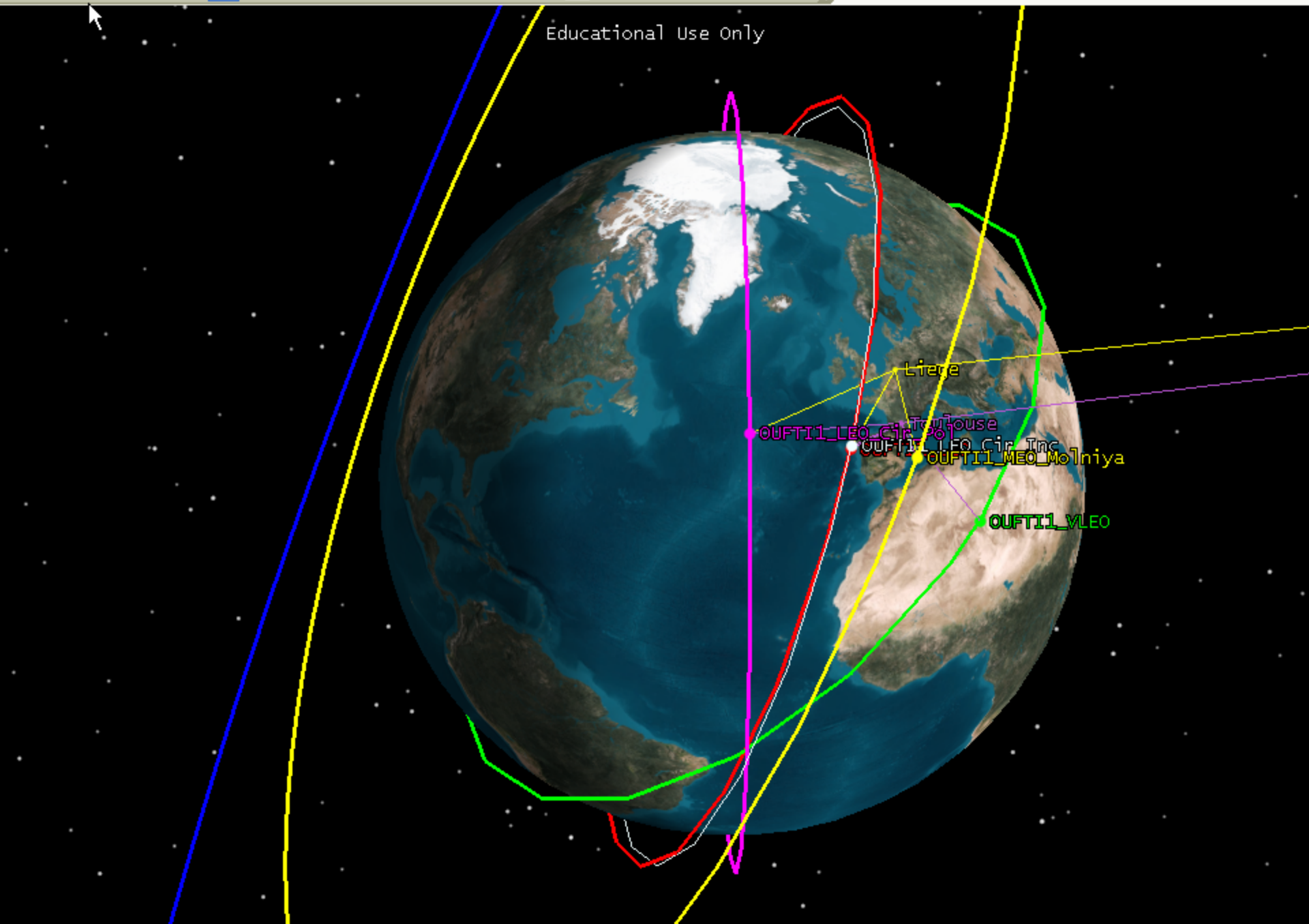
Nom de propagateur = J2Perturbation

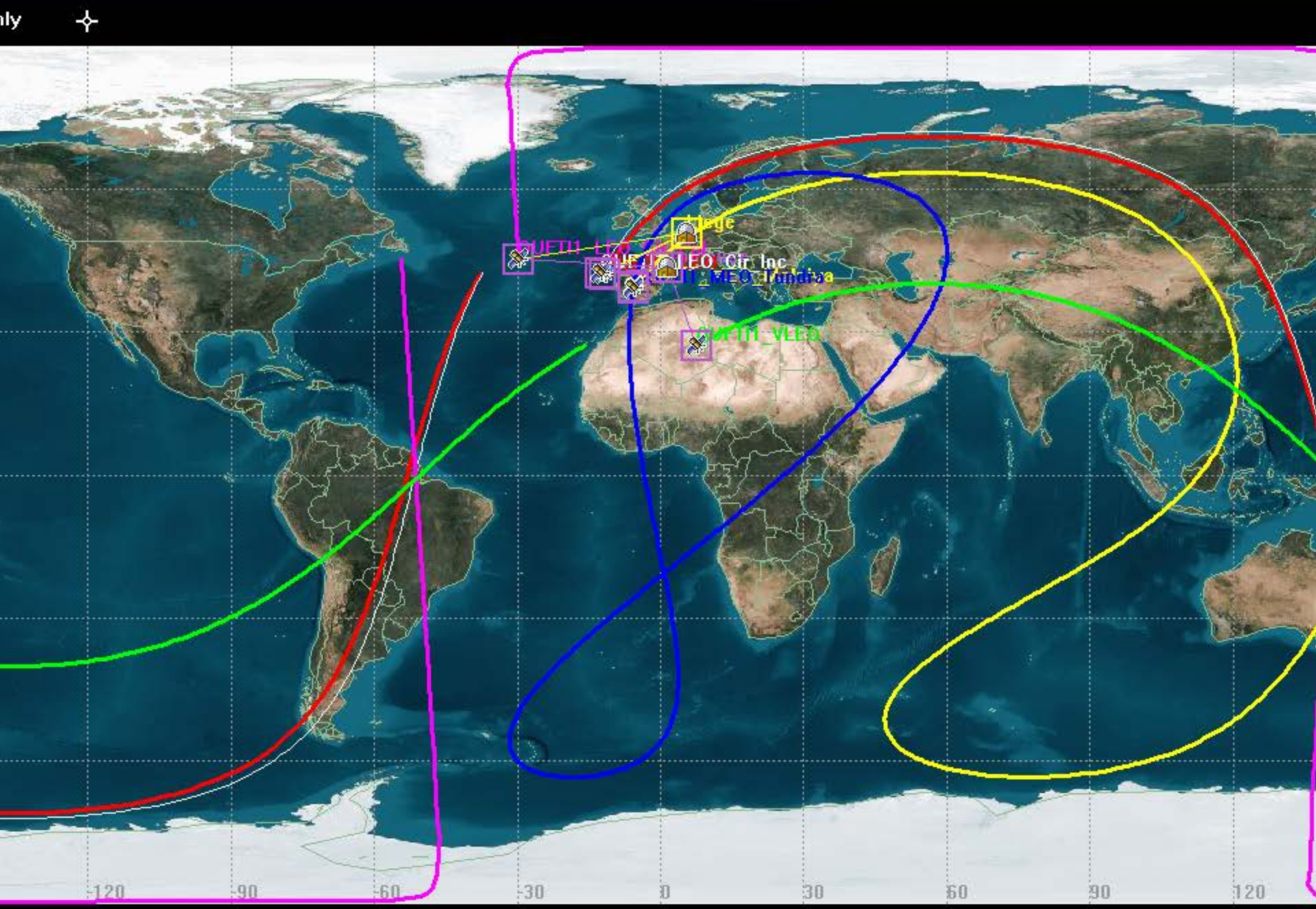
Temps de début = 7 Jul 2011 10:00:00,000000000 UTCG

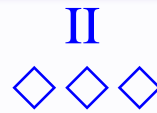
Temps d'arrête = 8 Jul 2011 10:00:00,000000000 UTCG

		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 ω ($d\omega$)	[deg/jour]	-1,491	7,911	0,000	0,000	0,000	0.000

Educational Use Only

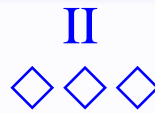






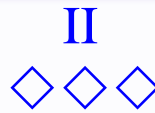
III.3 Constellations de satellites

- A. Définition et objectif d'une constellation de satellites**
- B. Walker Star et Walker Delta**
- C. Constellations en couverture continue de la Terre**

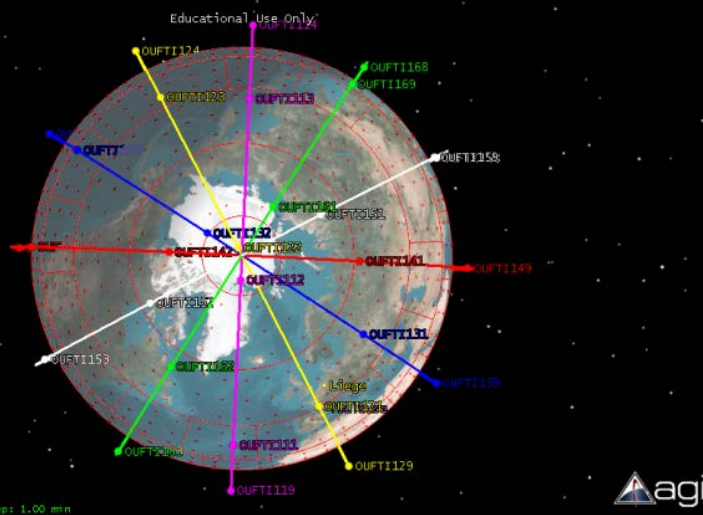
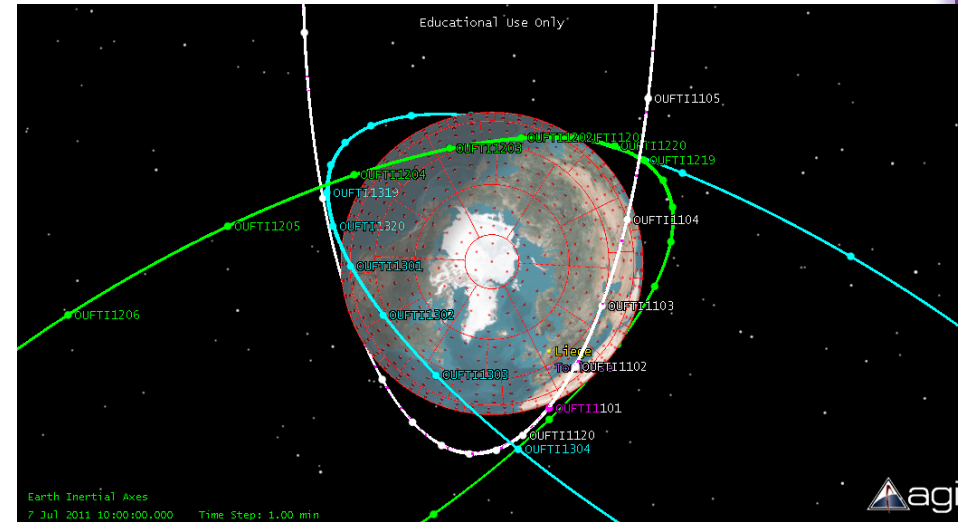
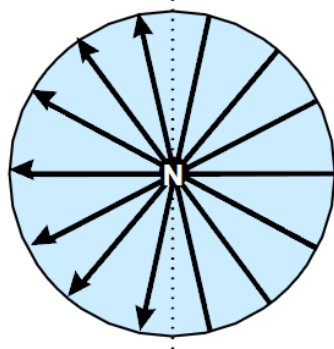


A. Définition et objectif d'une constellation de satellites

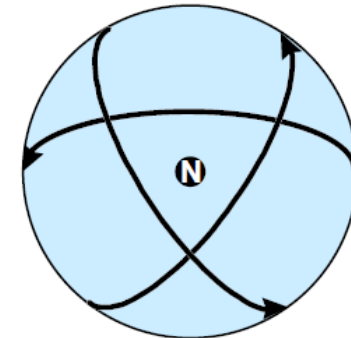
- ❖ Définition: groupe de satellites semblables qui sont synchronisés pour graviter autour de la terre.
- ❖ Objectif: fournir une couverture (continue) de la Terre ou d'une zone spécifique.
- ❖ Deux types de base de constellations : « Walker Star » et « Walker Delta ».



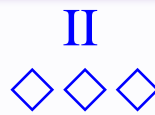
B. Walker Star et Walker Delta



Walker Star



Walker Delta

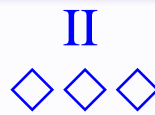


C. Constellations en couverture continue de la Terre

❖ Comment trouver une constellation optimale en couverture continue de la Terre?

→ Tester une par une sous STK les combinaisons du nombre de plans P et du nombre N de satellites par plan.

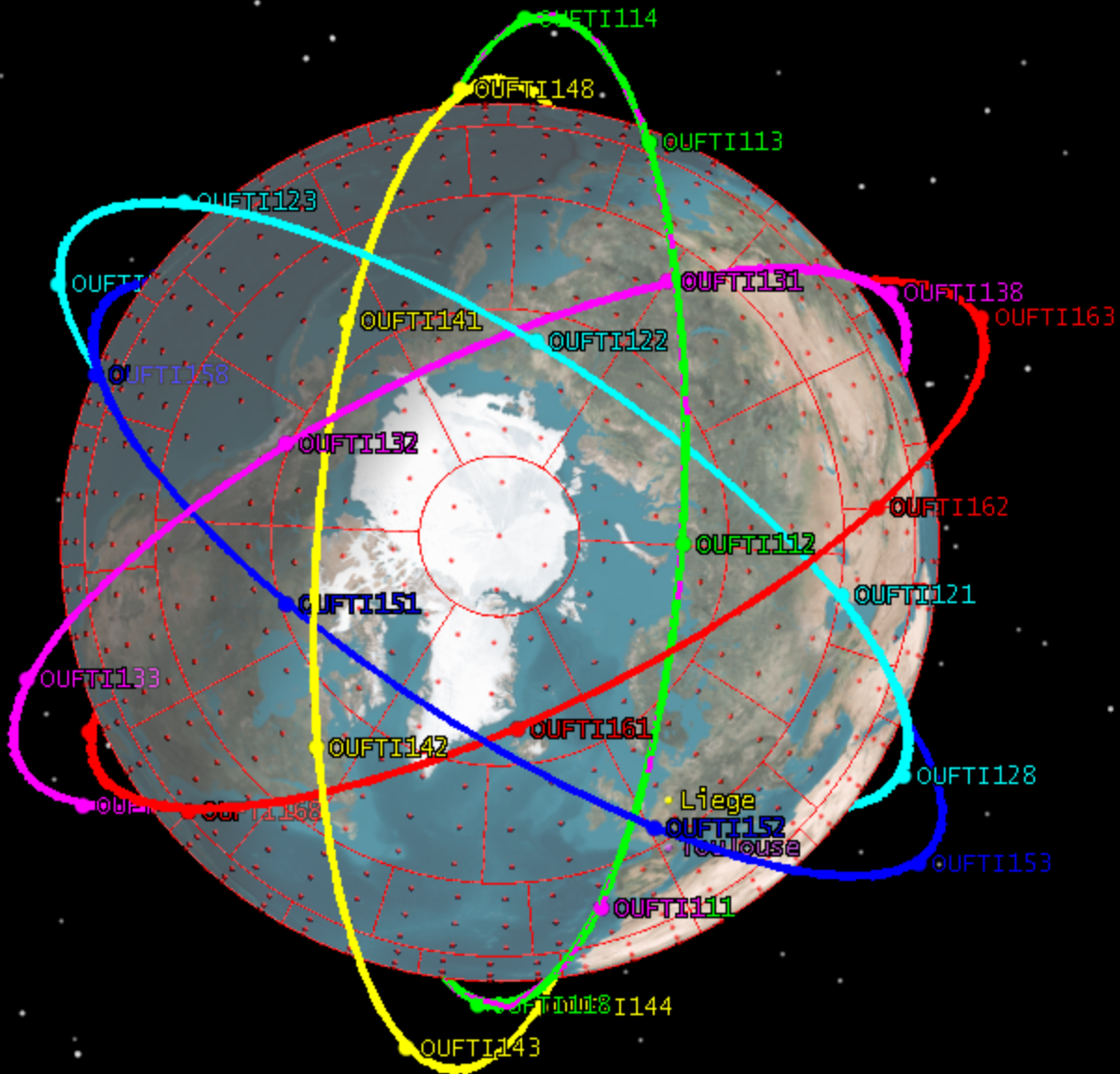
Type d'orbite	Valeur approximative				Valeur choisie de test			
	P_min	P_max	N_min	N_max	P_min	P_max	N_min	N_max
LEO elliptique	5	8	7	16	5	8	7	16
VLEO elliptique	9	10	13	14	9	10	13	14
MEO « Molniya » elliptique	2	4	4	64	2	4	4	64
MEO « Tundra » elliptique	2		12	21	2		4	21
LEO « inclinée » circulaire	7		10		6	8	7	12
LEO « polaire » circulaire	7		10		6	8	7	12

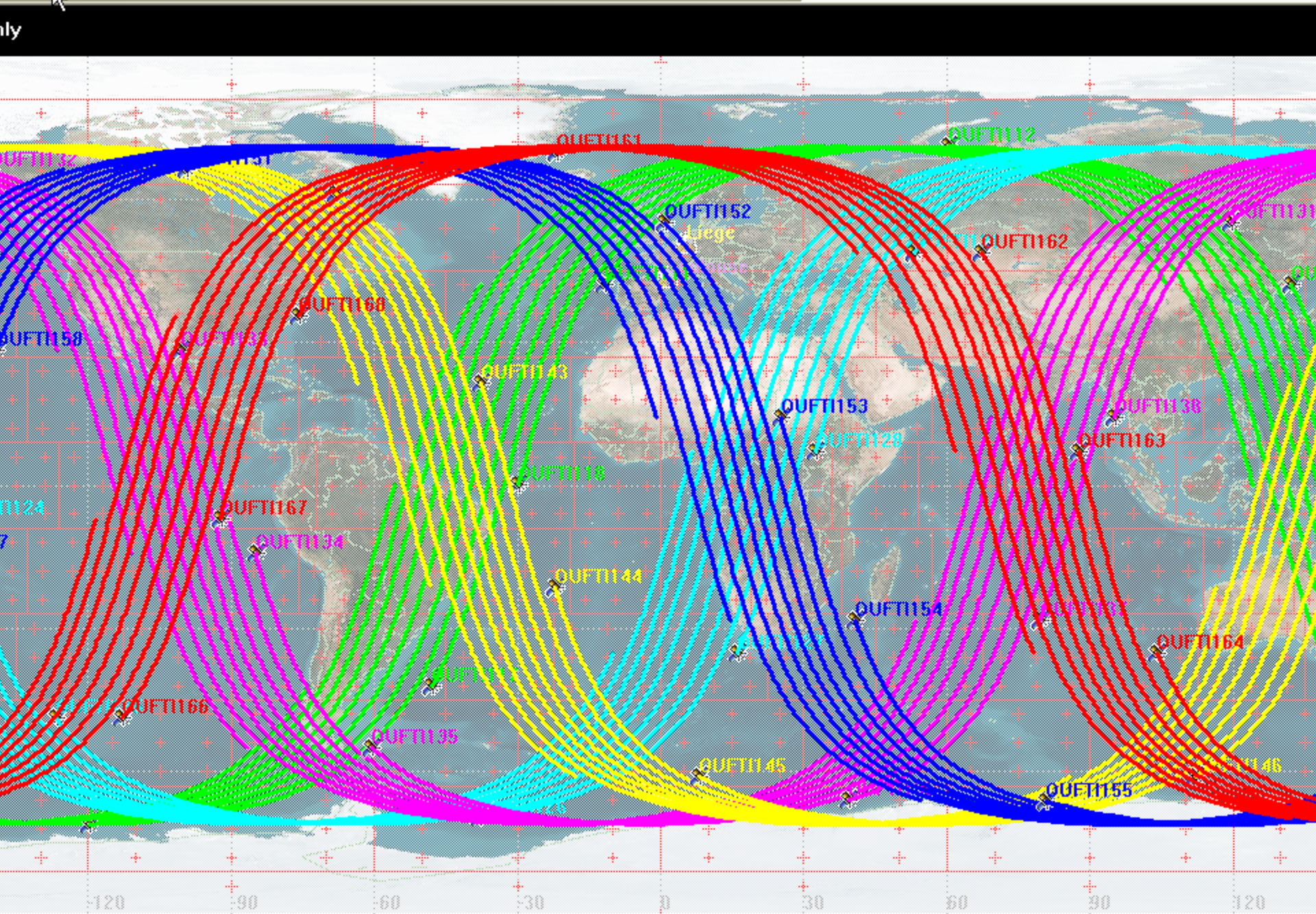


Résultats

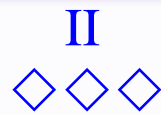
Type d'orbite	Possibilité couverture continue de la Terre ?	Constellation optimale (inclinaison : nombre de plans/ nombre de satellites par plan/ espacement entre plans)	Nombre total de satellites
LEO elliptique	Oui	71°: 6/8/1	48
VLEO elliptique	Non	40.02°: xx/xx/xx	xx
MEO « Molniya » elliptique	Oui	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

Educational Use Only





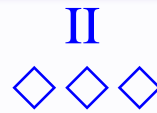
only



III.4 Bilans de liaison

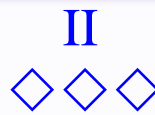
A. Objectif

B. Résultats de bilans de liaison



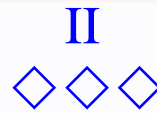
A. Objectif

Les bilans de liaison ont été établis pour évaluer principalement la marge système et son évolution en fonction d'un certain nombre de paramètres, ce qui permet de vérifier si les liens de communication sont valides.



B. Résultats des bilans de liaison

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
Puissance transmise [W]	20	20	0,75	0,75	0,10
[dBW]	13,01	13,01	-1,25	-1,25	-10,00
Pertes en espace libre [dB]	149,68	149,68	140,14	140,14	140,14
Densité de puissance du rapport signal sur bruit (S/N_0) [dBHz]	69,60	69,60	60,62	60,62	51,87
Débit des données [bps]	9600,00	4800,00	9600,00	4800,00	20,00
	[dBHz]	39,82	36,81	39,82	36,81
E_b/N_0 du système [dB]	29,78	32,79	20,80	23,81	38,86
E_b/N_0 seuil [dB]	14,35	10,72	14,35	10,72	14,35
Marge système [dB]	15,43	22,07	6,45	13,09	24,51
Marge système désiré [dB]	6,00	6,00	6,00	6,00	6,00
Marge système disponible [dB]	9,43	16,07	0,45	7,09	18,51
Puissance minimale admissible de l'émetteur [dB]	3,58	-3,06	-1,70	-8,34	-28,51
	[W]	2,28	0,49	0,68	0,15



IV. Conclusion

- ❖ 3 points principaux :
 1. Mécanique orbitale
 2. Constellations de satellites
 3. Bilans de liaison.

- ❖ Plusieurs logiciels utilisés : Matlab, C, STK et Excel.

- ❖ Nombreux avantages du nanosatellite : « plus rapide, plus petit, meilleur et moins cher ».

I



II



III



V

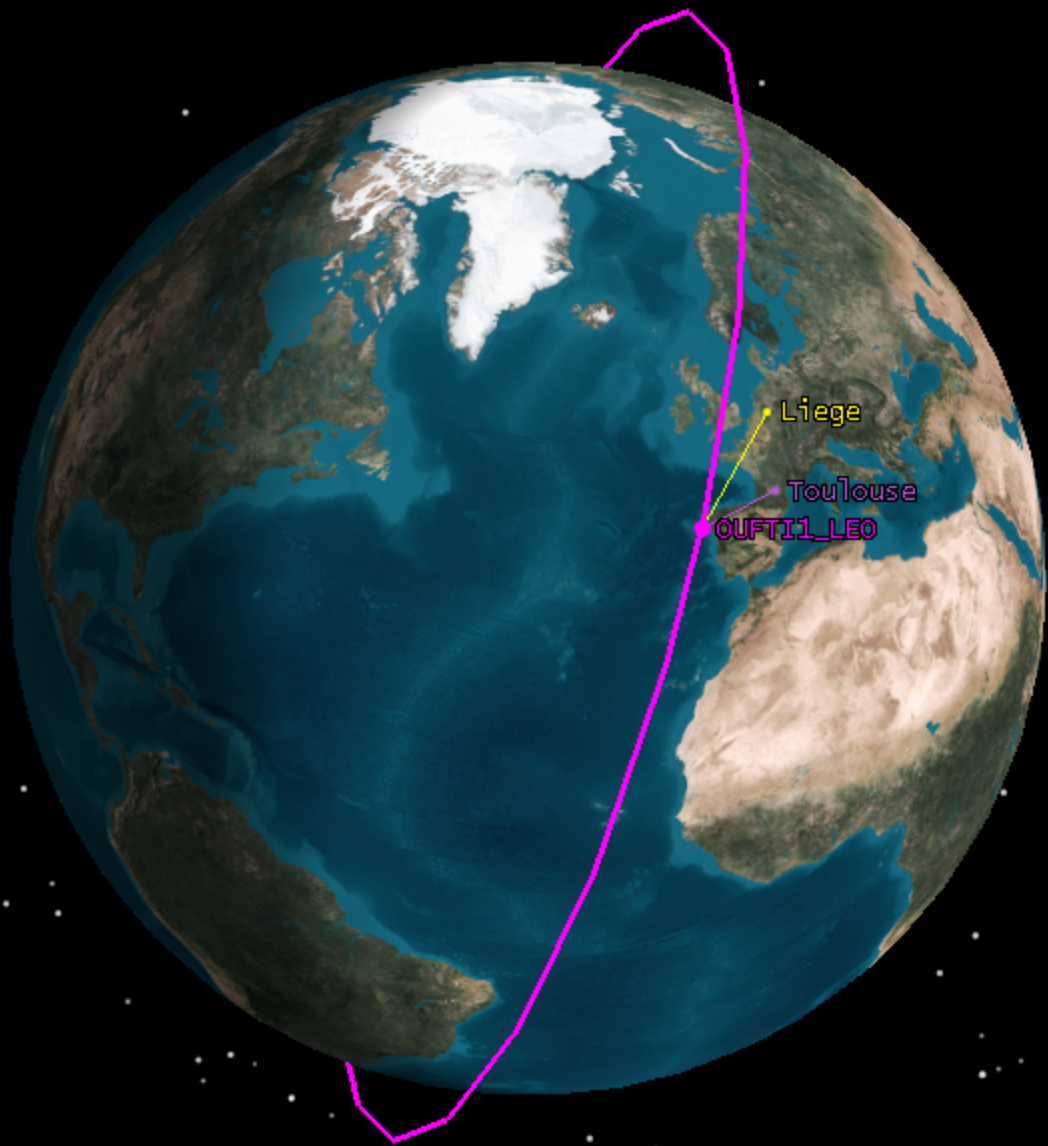


MERCI DE VOTRE ATTENTION

Educational Use Only

Position Velocity
2011 10:00:00.000
2275.599181
4472.596614
4511.726224
-313.602705
-155.306577
325.074875

Orbit Elements
7 Jul 2011 10:00:00.000
) : 7278.637000
0.075083
71.000
45.000
) : 30.000
15.000
12.889



only

