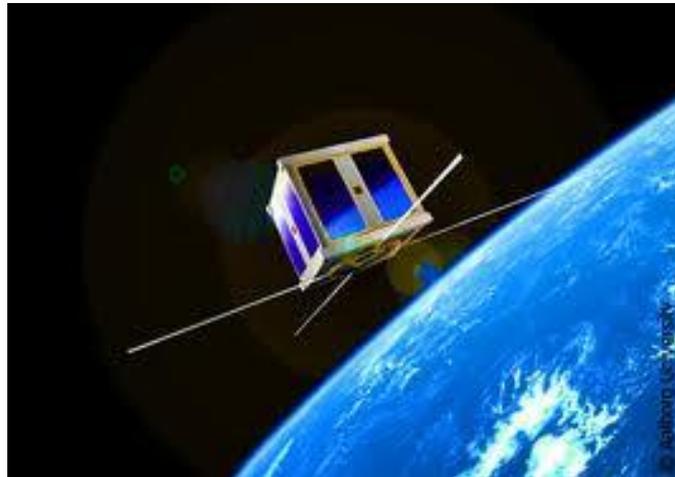


## Rapport de stage

# Prise en mains d'un logiciel d'analyse mission, application au projet Nano-satellite de l'Université Paris Diderot



## REMERCIEMENTS

*Je tiens dans un premier temps à remercier mon maître de stage Monsieur Hubert Halloin, professeur à l'Université de Paris Diderot<sup>7</sup> pour m'avoir confié ce travail de recherche, ainsi que pour son aide et ses précieux conseils au cours de ce stage.*

*Ces remerciements ne seraient pas complets sans une pensée pour ceux avec qui j'ai pu travailler dans un cadre particulièrement agréable Julien Brossard, Pierre Grüning, Miles Lindsey et John Nelson.*

## Table des matières

<b>I/ Présentation du projet Nano-satellite étudiant :</b> .....	4
<b>1) Description du projet Nano-satellite</b> .....	4
<b>2) Analyse système de la mission</b> .....	4
<b>3) Orbitographie</b> .....	5
<b>4) Description du Nano-satellite</b> .....	5
<b>5) Objectifs pédagogiques</b> .....	5
<b>II\ STK : Un logiciel de dimensionnement</b> .....	6
<b>1) Présentation du logiciel</b> .....	6
<b>2) Création d'un scénario sur STK</b> .....	7
<b>III/ Scénario Final</b> .....	10
<b>1) Conception du scénario</b> .....	10
<b>2) Résultats et interprétations</b> .....	14
<b>Conclusion</b> .....	19
<b>Bibliographie</b> .....	20
<b>Fiche technique pour l'utilisation du logiciel STK (Systems Tool Kit)</b> .....	21

## I/ Présentation du projet Nano-satellite étudiant :

### 1) Description du projet Nano-satellite

Ce projet a été proposé dans le cadre du LabEx UnivEarths, et est soutenu par le CNES (Centre National d'Etudes Spatiales). Le projet a pour objectif de faire réaliser par des étudiants en provenance de différentes formations un satellite en 5 ans. Celui-ci se place dans la ligne des Cubesat et a pour but de faire de la science et de développer des compétences spatiales concrètes à des étudiants de tous niveaux qui sont encore en formation.

Les objectifs scientifiques sont les suivants:

- La mesure du rayonnement gamma et du contenu électronique total (TEC) dans les cornets Polaires et dans l'Anomalie de l'Atlantique Sud (AAS)
- Le test d'un nouveau type de détecteur gamma
- La mesure du TEC par un GPS bi-fréquence

La plateforme du satellite est composée de 3 unités de  $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$  : 2 unités sont nécessaires à la plateforme et au scintillateur, la 3<sup>ème</sup> au GPS. De plus, des contraintes spécifiques aux Cubesat, tels que le poids ou la puissance de fonctionnement, devront être prises en compte durant l'étude. Comme nous l'avons dit précédemment, l'objectif durant ce stage est d'effectuer une analyse globale de la mission avant de voir les possibilités de réalisation. Pour cela, il va falloir nous appuyer sur les expertises scientifiques et techniques des professionnels de ce secteur, comme par exemple les ingénieurs du CNES.

Ce projet s'exécute en collaboration avec différentes formations de l'Université, sous la tutelle d'Hubert Halloin (APC, Université Denis Diderot) et de Philippe Lognonne (Institut de Physique du Globe de Paris) :

- \_ Des étudiants du Master 2 OSAE (Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace),
- \_ Des étudiants des UFR de physique et STEP de l'université Denis Diderot (Licence, Master et Magistère),
- \_ Des étudiants de l'école d'ingénieur de Denis Diderot (EIDD).

La première étape a été de déterminer les groupes de travail en fonction des différents sous-systèmes, exposés dans ce qui suit.

### 2) Analyse système de la mission

Selon le planning prévisionnel, l'équipe a identifié les différents sous-systèmes et en faire un dimensionnement préliminaire. Les sous-systèmes identifiés jusqu'à maintenant sont :

- Gestion de projet/Ingénierie système
- Communication
- Dimensionnement de la charge utile
- Plateforme CubeSat
- Analyse mission
- Télécommunications
- Architecture mécanique
- Architecture électrique

- Architecture informatique

### 3) Orbitographie

Le choix de l'orbite doit répondre aux besoins scientifiques de la mission, mais doit également être en phase avec les spécifications techniques. Le projet étant en phase de dimensionnement préliminaire, on va s'attacher dans cette partie à proposer l'étude d'orbites correspondantes à ce que nous avons déjà en main. Ceci au moyen du logiciel STK (System Tool Kit). Cela se révélera utile par la suite afin de réaliser des scénarios de dimensionnement du satellite, par simulation. Le type d'orbite choisi dans ce projet est de type circulaire avec une inclinaison de 97 degrés et une altitude de 650 km. Nous avons fait le choix d'une altitude de 650km afin que le satellite après son fonctionnement retombe sur terre. Quant à l'inclinaison, celle-ci s'élève à 97 degrés, ce qui correspond à l'inclinaison des orbites héliosynchrones. Ces derniers sont très utilisés par les satellites car l'angle entre le soleil et le plan de l'orbite est constant.

### 4) Description du Nano-satellite

Les nanosatellites entrent dans la catégorie des "petits" satellites. En effet, leurs dimensions typiques sont de  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$  pour environ 1 kg. Malgré tout, cela reste un satellite et, comme tout satellite, sa mise en orbite nécessite avant tout un travail d'ingénierie avancée passant par des phases de définition, d'intégration et de validation. Un tel travail s'étale sur plusieurs années, même pour ces petites structures.

Le projet auquel nous participons actuellement est un projet étudiant de nanosatellite étudiant de type CubeSat, lancé cette année par l'Université Paris Diderot, sous l'impulsion du Labex (Laboratoire d'excellence) UnivEarthS. De tels projets existent depuis le début des années 2000 et consistent à fournir aux étudiants des Universités engagés dans ces projets tout un ensemble d'éléments standardisés et validés (pour la plupart) pour le spatial. Ceci afin que les étudiants puissent s'organiser eux-mêmes autour d'un véritable projet d'ingénierie. Ainsi, le succès de ce type de projet ne réside pas tant dans la réussite scientifique de la mission, mais plutôt dans l'apport pédagogique qu'aura apporté le développement du satellite aux étudiants.

Le satellite comportera donc deux charges utiles exécutant des mesures différentes.

- Une première charge utile, proposée par l'APC, consiste à mesurer le spectre des électrons et des photons gammas dans les cornets polaires et au niveau de l'Anomalie Sud-Atlantique (SAA). Cette mesure serait utile scientifiquement afin de compléter les données existantes et d'affiner notre connaissance de la magnétosphère.
- La seconde charge utile, proposée par l'IPGP, consiste à mesurer le contenu électronique total, ou Total Electron Content (TEC) de l'ionosphère dans ces mêmes zones.

### 5) Objectifs pédagogiques

Le principal objectif du projet est d'apporter aux étudiants s'impliquant dans sa réalisation une expérience de l'approche "système". Ces derniers sont en effet au coeur du projet et doivent s'organiser afin de le mener à bien. Ainsi, chaque étudiant s'intègre dans une équipe de travail chargée d'un aspect spécifique du projet.

Les étudiants peuvent donc mettre en pratique toutes les connaissances théoriques qu'ils ont pu acquérir au cours de leur formation, et continuer d'apprendre auprès d'experts et de

collaborateurs impliqués dans le projet. Ces derniers travaillent notamment dans les laboratoires impliqués et au CNES (Centre National d'Etudes Spatiales).

Le projet s'étalant sur 5 ans, plusieurs générations d'étudiants se succéderont. Il est donc important de laisser une trace écrite et organisée du travail accompli, afin que les étudiants suivants puissent continuer sans avoir à recommencer.

Pour ma part, ma place dans le projet se situe dans la phase de predimensionnement du nano-satellite, notamment la réalisation de scénario d'orbite du satellite. Dans un premier temps, mon objectif sera d'évaluer le débit d'information émis par le satellite et reçu par la station sol, ainsi que de calculer grâce au logiciel STK la puissance instantanée reçue par les panneaux solaires. Dans un second temps, mon travail consistera en l'interprétation des résultats. Enfin, ma mission consiste également en la mise en place d'un tutoriel STK adapté au projet nanosatellite (cf annexe).

## II\ STK : Un logiciel de dimensionnement

### 1) Présentation du logiciel

STK « Systems Tool Kit », développé par AGI, est une suite logicielle dédiée à la simulation de systèmes spatiaux et aéronautiques.

Ce logiciel sur étagère, est utilisé par les grands industriels mondiaux notamment du monde militaire depuis 1989. Les grands industriels français dont Alcatel Alenia Space, Astrium SAS, CNES, EADS, ESA, MBDA, Thalès l'utilisent actuellement comme l'Armée Française (Ministère de la Défense, DGA...).

Les fonctionnalités couvertes par la suite STK sont les suivantes :

**-modélisation de scénarios** comprenant des satellites, avions/drones, missiles, véhicules terrestres, stations terrestres, zones d'intérêt, senseurs pour modélisation d'instruments, planètes, étoiles, terre, modèles numériques de terrain...

**-modules supplémentaires** tels que : visualisation 3D, analyse statistique de couverture et de solution de navigation/localisation par satellite, modélisation de systèmes de radiocommunication, modélisation de systèmes de détection radar, prise en compte de MNT, analyse des risques de collision, restitution d'orbites à partir de mesures...

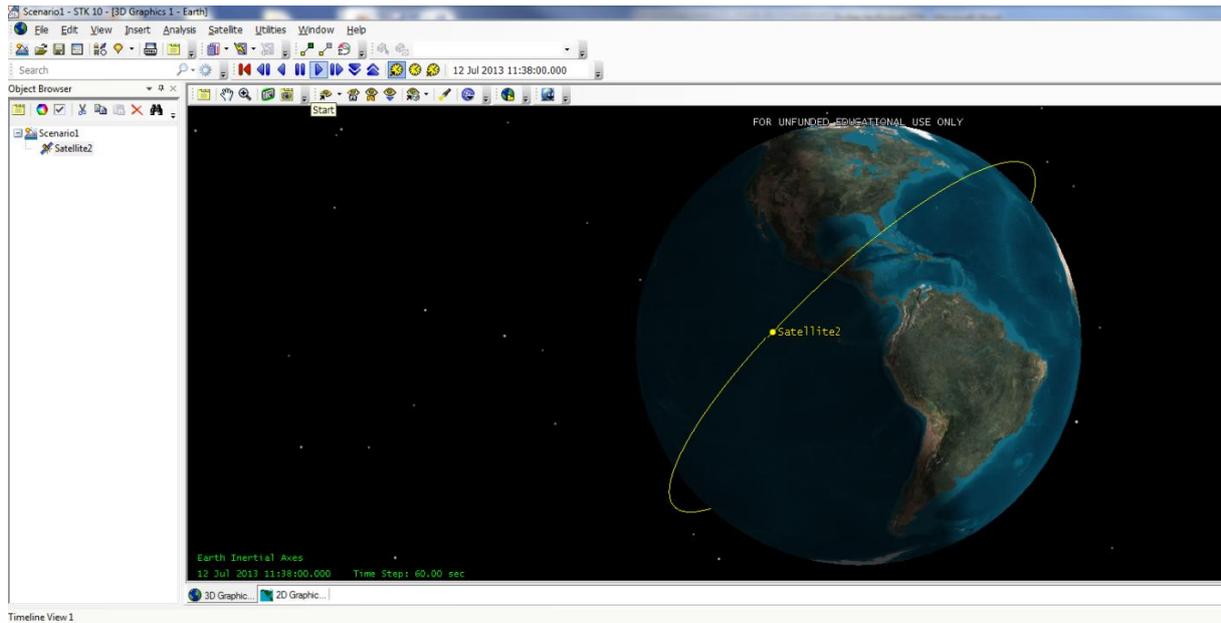
## 2) Création d'un scénario sur STK

Dans notre cas la création d'un scénario concernant un satellite en orbite autour de la Terre nous intéresse particulièrement. De ce fait, dans un premier temps nous allons réaliser un scénario 'Test' comprenant un satellite ayant des panneaux solaires en orbite circulaire à une altitude de 650 km. Nous allons également installer une station sol à Paris comprenant une antenne et un récepteur permettant la transmission et la réception de données par le satellite. Nous allons également associer une antenne au satellite qui servira à la transmission de données à la station sol.

Dans un second temps, une fois le scénario réalisé, nous allons calculer plusieurs paramètres tels que la puissance instantanée reçue par les panneaux solaires, ainsi que la surface couverte par le satellite quand celui-ci est détecté par la station sol. Concernant le satellite, mon choix s'est porté sur le modèle Helios2A comportant des panneaux solaires.



Nous obtenons le scénario suivant après avoir effectué toute les étapes intermédiaires :



A présent afin de vérifier que ce scénario 'Test' fonctionne correctement, nous allons calculer la puissance instantanée reçue par les panneaux solaires du satellite. Pour cela STK utilise la formule suivante :

$$\text{Power} = \text{Area}(\text{flux}) F_{th} D(\text{Concentration}) \left( \frac{CE\%}{100} \right) \left( \frac{AE\%}{100} \right) \cos ISL$$

La formule du flux est la suivante :

$$\text{flux} = F_{au} \left( \frac{\text{SolarIntensity}}{R_s^2} \right)$$

$F_{th}$  : facteur thermique

$$\text{Factor} = \frac{C_0 + \frac{C_1}{r} + \frac{C_2}{r^2}}{1 + C_3 r + C_4 r^2}$$

Avec  $C_0$ ,  $C_1$ ,  $C_2$ ,  $C_3$ ,  $C_4$  des constantes thermiques,  $r$  : la distance entre le soleil et les panneaux solaires

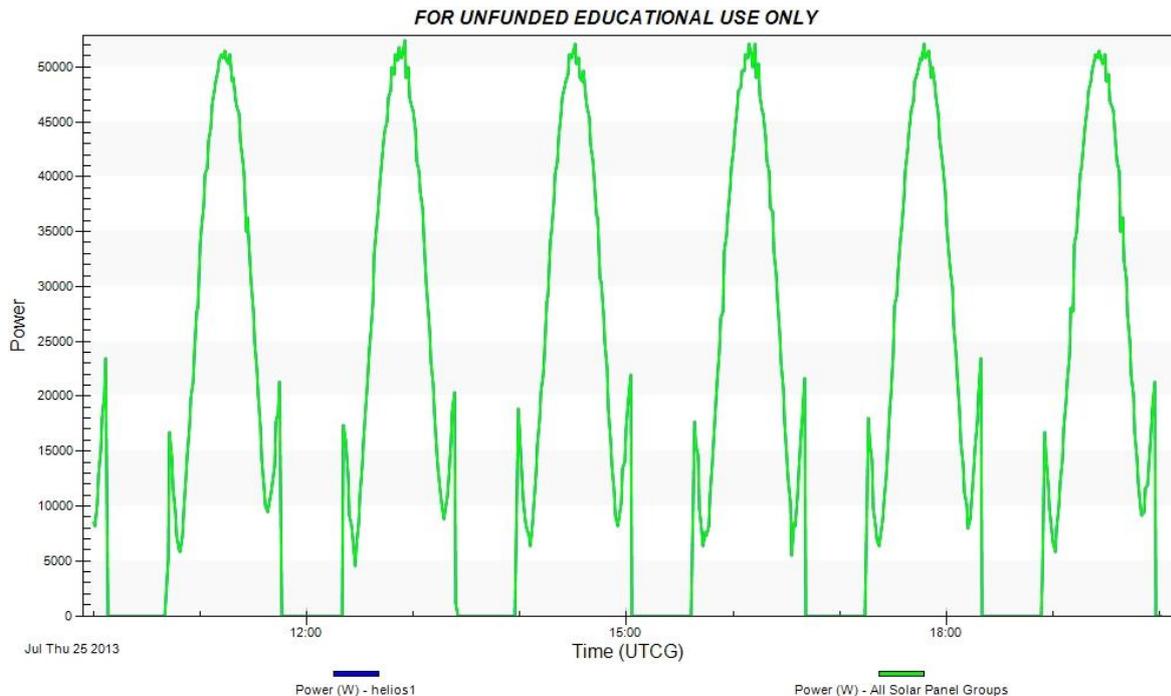
$D$ : facteur de dégradation

$CE\%$ : efficacité de la cellule solaire

$AE\%$ : la surface des panneaux solaires qui sont en contact avec les rayons du soleil

ISL: correspond à l'angle entre le soleil et le vecteur normal aux panneaux solaires.

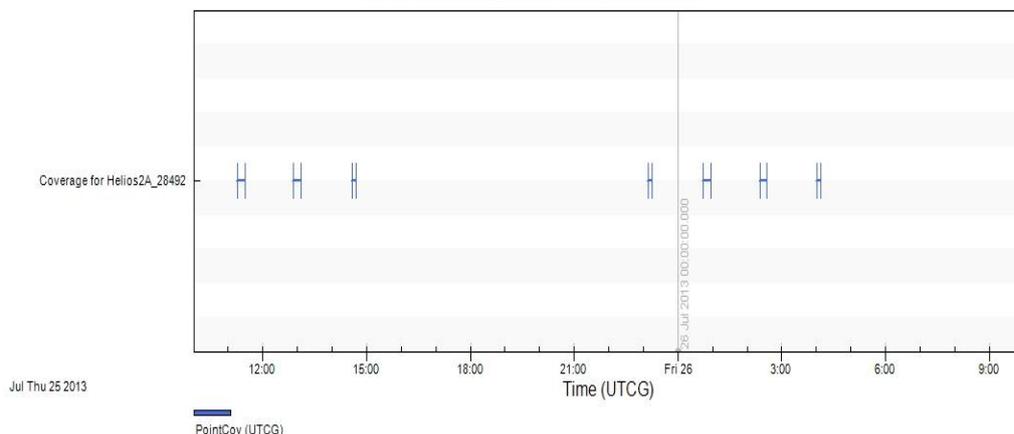
Après avoir compris la formule, nous avons demandé au logiciel STK de tracer le graphique de la puissance reçu par les panneaux solaires en Watt en fonction du temps. Nous obtenons le graphique suivant :



Nous pouvons observer d'après ce graphique que les panneaux solaires reçoivent une puissance maximal d'une valeur de 60 000 mw à des heures bien précises comme par exemple à 10h,16h,18h etc. Nous pouvons déduire de ces observations que les panneaux solaires sont complètement exposés au soleil c'est pour cette raison que nous avons un maximum de puissance reçue par la surface des panneaux. En dehors de ces heures, la puissance est nulle ce qui montre que les panneaux ne sont pas éclairés et par conséquent que le satellite se trouve dans une zone d'ombre.

Nous pouvons également construire un graphique correspondant à la zone de couverture du satellite lorsque celui est détecté par la station sol. Cela nous permet de déterminer à quel moment le satellite communique avec la station sol et par conséquent d'évaluer le débit d'information circulant entre les deux objets. Le graphique est le suivant :

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY



Après avoir effectué ce scénario ‘Test’, nous allons à présent réaliser le scénario lié au projet nano satellite.

### III/ Scénario Final

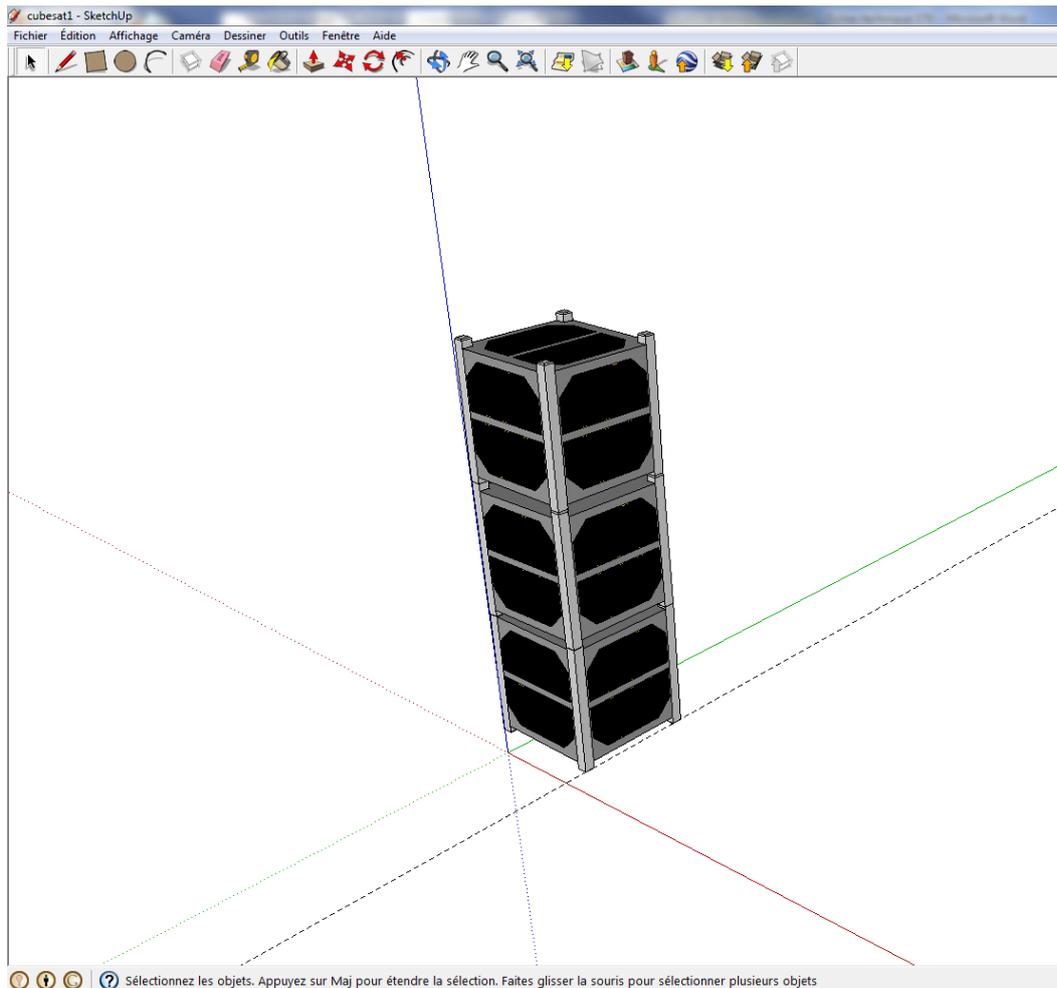
#### 1) Conception du scénario

Pour réaliser ce scénario, nous avons dû dans un premier temps nous documenter sur les caractéristiques liées au satellite ainsi qu’aux propriétés de la station sol, notamment le récepteur, l’antenne. Pour cela, je me suis basé sur le projet Swissscube qui est un projet de cubesat étudiant réalisé par l’Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne. Les rapports mis en ligne m’ont permis de réunir toute les informations nécessaires à la réalisation d’un scénario cohérent.

Dans un premier temps mon objectif a été de construire un cubesat 3u ayant les caractéristiques liés au projet notamment :

Type de satellite	Cubesat 3u
Masse	4 kg
Dimensions ( $cm^3$ )	10*10*30
Orbite	Circulaire, inclinaison $97^\circ$
Type d’Antenne lié au satellite	Dipôle
Pointage	Terre
Altitude	650 km

Ce type de satellite n’existait pas dans la base de données du logiciel STK, nous avons du en construire un, grâce au logiciel Sketchup que nous avons importé par la suite sur STK.



Ce cubesat 3u est la superposition de 3 cubesats 1u dans lequel nous avons supprimé les panneaux solaires au niveau de la jonction pour éviter les erreurs lors du calcul de la puissance reçue par les panneaux solaires.

Après avoir créé ce satellite, nous avons installé une antenne sur celui-ci qui permettra par la suite la transmission de données à la station sol. Les paramètres de l'antenne sont les suivants :

Type d'antenne	Dipôle
liaison descendante	437.5 Mhz
Taille	51.4 cm
Efficacité	100%
Wave Lenght Ratio	0.249977
Azimut	0 deg
Elévation	90 deg

A présent, nous avons créé une station sol se situant à Paris. A cette station nous lui avons associée une antenne qui va permettre de transmettre des commandes au satellite, ainsi qu'un

récepteur qui aura pour rôle de capter toutes les informations transmises par le satellite. Cette antenne et ce récepteur doivent posséder des paramètres en adéquation avec l'antenne installée sur le satellite pour optimiser la transmission de données et minimiser les pertes d'informations. Les paramètres de la station sol sont les suivants :

Type d'antenne	Dipôles
Fréquence	145.8 Mhz
Lieu	Paris, APC
Efficacité	100%
Wave Length Ratio	0.0483668
azimut	0 deg
Elévation	90 deg
Taille	1 m

Type de récepteur	Simple
Liaison descendante	437.5 Mhz
G/T	17.26 dB/K
Polarisation	Circulaire
Modulation	BPSK
Largeur de la bande passante	0.01 Mhz

G/T correspond au bruit de récepteur

Nous avons choisi un récepteur ayant une polarisation circulaire afin que celui-ci réceptionne l'onde peu importe la direction.

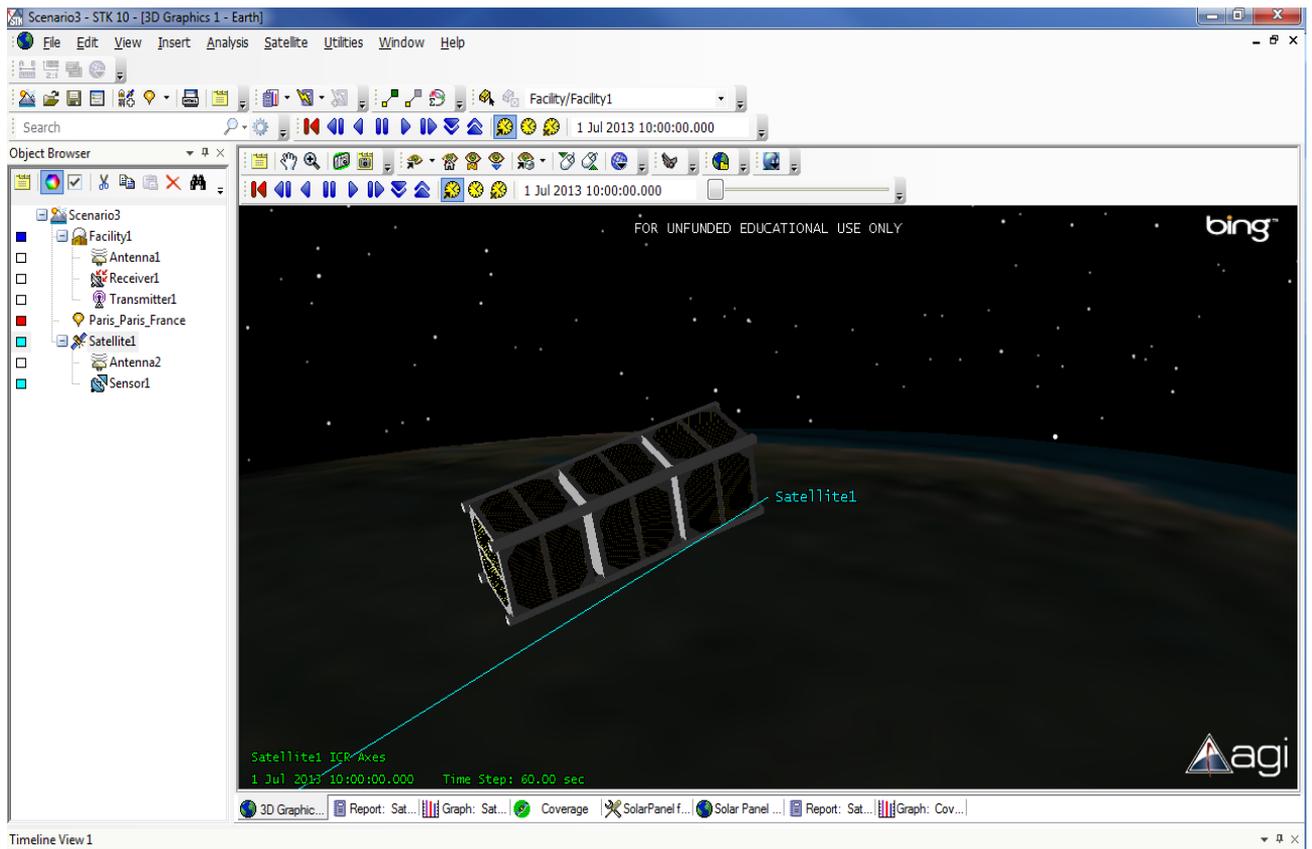
La modulation BPSK, est une modulation de phase à deux états de la fréquence intermédiaire. Cette modulation permet d'obtenir un signal modulé avec deux états de phase 0 et pi, donc ce qui réduit l'utilisation de bande passante b pour envoyer un message similaire.

Nous avons deux bandes radio amateurs: la première une bande à « 2 mètres » à 145 Mhz en liaison montante et la bande à « 70 cm » à 437 Mhz en liaison descendante utilisées par les nanosatellites. En effet, il est interdit d'émettre dans une gamme de fréquence plus élevée car cela est dédié à des satellites de télécommunication commerciaux.

Nous avons choisi une fréquence descendante de 437.5 Mhz pour le satellite car la quantité d'information descendante soit le débit est plus important c'est pour cela que nous avons pris une fréquence plus importante.

Concernant le type d'antenne aussi bien au niveau du satellite que dans la station sol, notre choix s'est porté sur une antenne dipôle car celle-ci est la plus utilisée pour ce genre de satellite, elle est également la plus appropriée pour les VHF et UHF.

Après avoir déterminé tous les paramètres de notre scénario, nous avons réalisé ce modèle sur STK.



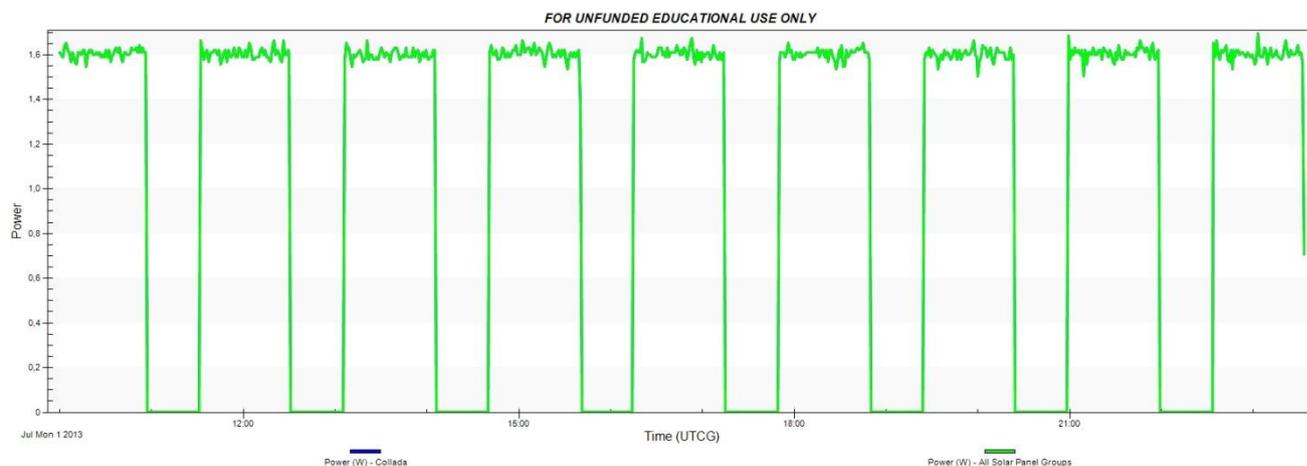
Dans la photo suivante, on peut observer la détection du satellite par la station sol :



## 2) Résultats et interprétations

Après s'être assuré que notre scénario fonctionne correctement, nous allons calculer quelque grandeur pour vérifier que notre satellite renvoi des données cohérentes avec la réalité.

Dans un premier temps, nous allons calculer la puissance instantanée reçue par les panneaux solaires du satellite de la même manière que précédemment. Dans notre cas, il y a uniquement le panneau solaire qui pointe en direction du soleil se trouvant dans la face supérieure du satellite qui est fonctionnel cela est dû à un problème lors de la conception du satellite, le logiciel STK ne parvient pas à détecter tous les panneaux. Nous n'avons pas pu résoudre ce problème. C'est pour cela que nous allons considérer uniquement un panneau. Le graphique de puissance obtenue est le suivant :



Ce graphique montre que le panneau solaire est complètement éclairé à certaines heures et donc que la puissance reçue est maximale pour une valeur de 1.6 W. On peut également observer que cette puissance reste globalement constante pendant cette période mais il existe de légères fluctuations qui sont certainement dues à l'albédo de la Terre ou encore à la méthode de calcul par tirage de Monte-Carlo mais cette hypothèse n'a pas été vérifiée par manque de temps.

Pour vérifier que ce graphique est cohérent, nous allons calculer la période d'éclairement des panneaux solaires à l'aide de la troisième loi de Kepler de façon théorique et nous allons comparer la valeur obtenue à la valeur présente dans le graphique.

D'après la loi de Kepler :

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{G(M+m)} * a^3$$

T : Période du satellite

m : masse du satellite : 10kg

G : constante e gravitation universelle  $6.67 * 10^{-11}$  ui

M : Masse de la Terre :  $6.0 * 10^{24}$  kg

a: correspond au rayon de l'orbite : rayon de la Terre + altitude du satellite

$$T^2 = 4\pi^2 \times (7028e3)^3 / (6.67e-11) * (6e24)$$

Dans ce calcul nous avons négligé à masse du satellite car celle-ci est très inférieur à la masse de la Terre.

Après calcul, on obtient une période  $T=5851s = 1h30minute$ , ce qui est en accord avec le graphique, donc le calcul de la puissance est correct pour des périodes ombre/jour.

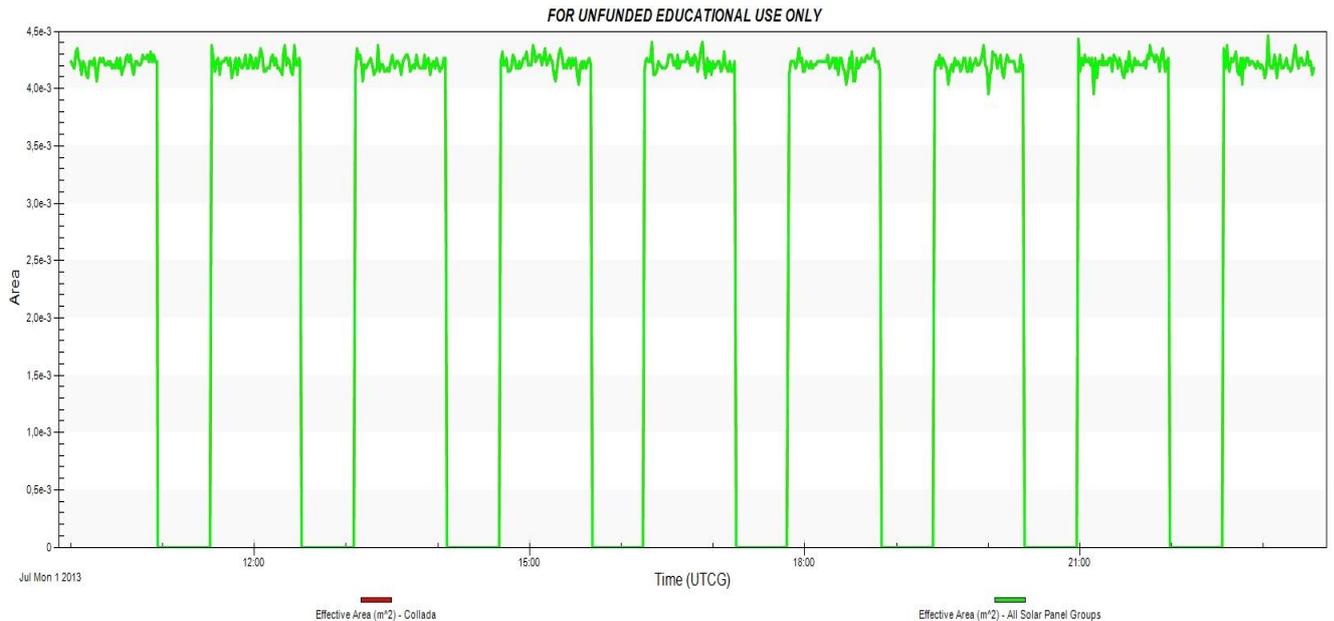
A présent, nous allons effectuer une seconde vérification qui consiste à calculer la puissance instantanée de façon théorique et de la comparer de nouveau au graphique mis en place par le logiciel STK.

$$P=F*S*E$$

E : efficacité du panneau solaire : 28%

F : constante solaire : **F = 1 360,8 ± 0,5 W/m<sup>2</sup>**.

S : surface des panneaux solaires que nous allons déterminer à partir du graphique illustrant la surface du panneau solaire éclairé par le soleil.



Nous pouvons estimer la surface du panneau solaire éclairé par le soleil à :

$$S=0,00426062 \text{ m}^2$$

En remplaçant cette valeur dans la formule de la puissance théorique, nous obtenons une puissance instantanée  $P=1,5508\text{W}$ .

On peut remarquer que cette valeur est en accord avec le graphique, La valeur n'est pas complètement exacte cela est sûrement dû au procédé de calcul de puissance du logiciel STK. En effet STK va émettre plusieurs faisceaux solaires de manière aléatoire et le logiciel va détecter combien de faisceau ont été reçus par le panneau. Ce nombre varie en fonction du temps car il s'agit du procédé de Monte-Carlos. Par conséquent, on peut supposer que cette fluctuation est due à la variation de faisceaux détectés. Une autre hypothèse qui peut causer cette fluctuation est le fait que nous n'avons pas pris en compte la puissance générée par l'albédo de la Terre.

A présent grâce à ce graphique de puissance, nous pouvons également calculer la puissance moyenne reçue par le panneau solaire, cette puissance va correspondre à la puissance emmagasinée par le satellite au niveau de ces batteries pour assurer son fonctionnement sur une orbite.

Cette puissance reçue moyenne se calcule de la manière suivante :

$$P_{reçumoyen} = (P_{r,max} * T_{ON}) / (T_{ON} + T_{off})$$

$P_{r,max}$  : Puissance maximale reçue par le panneau solaire : 1,6W

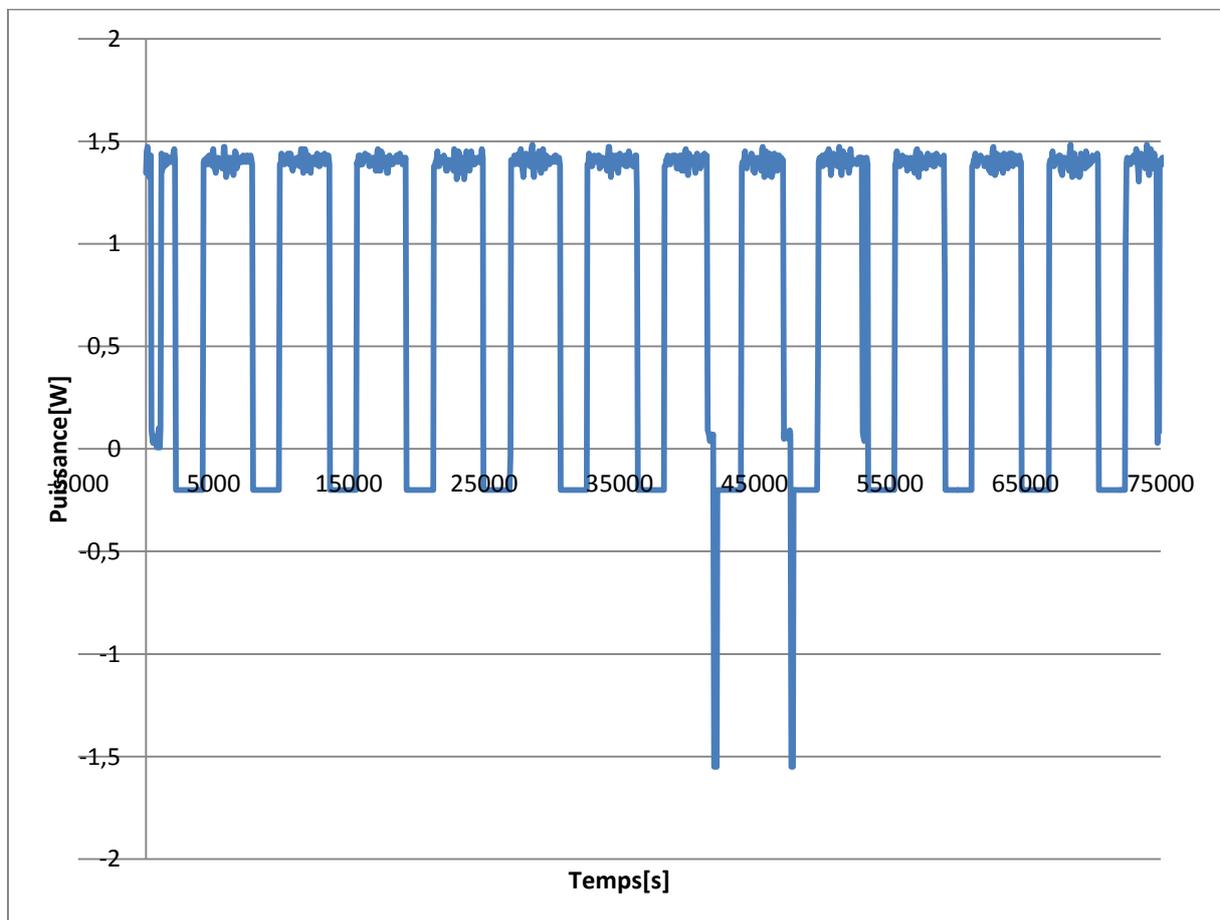
$T_{ON}$  : Temps correspondant à une puissance reçue maximal : 54 minutes

$T_{off}$  : Temps correspondant à une puissance nul : 32 minutes

Après calcul, on obtient une puissance reçue moyenne d'environ 1W

Comme dernière étude nous pouvons montrer que la puissance reçue par un panneau solaire est suffisante pour alimenter le récepteur/transmetteur du satellite qui consomme une puissance de 0.2W en mode receveur et 1.55 W en mode transmetteur.

Nous avons lancé une simulation pendant 10 jours pour amasser le maximum de données pour la puissance. Par la suite nous avons également relevé les données correspondantes aux instants où le satellite transmet des informations ou reçoit des commandes de la station. C'est donc à ce moment précis que le satellite consomme de la puissance. Grâce à ces données nous avons calculé la puissance consommée par le satellite ainsi que la différence entre la puissance reçue et la puissance consommée .Ce graphique montre la différence entre la puissance reçue et consommée en fonction du temps :



Nous pouvons observer que la différence de puissance oscille entre deux valeurs 1.55W et -1.5W. 1.55W correspond à la puissance stockée par les batteries. 0.2W valeur correspond à la

puissance consommée lorsque le satellite reçoit des commandes de la station sol, un signe négatif est présent car le satellite est en zone d'ombre donc il doit puiser dans ces batteries

Pour un temps  $t=41640s$  et  $t=47640s$ , la différence de puissance atteint une valeur de  $-1.55W$ . Cette valeur montre que le satellite transmet des informations à la station sol et comme précédemment le signe négatif montre que le satellite est dans une zone non éclairé et qu'il consomme de la puissance stocké dans les batteries.

Nous pouvons conclure d'après ce graphique que le satellite stocke assez de puissance grâce à un seul panneau solaire pour pouvoir alimenter le receveur/transmetteur. Par manque de temps, nous avons pu réaliser une étude concernant l'ensemble ses composants du nanosatellite.

## Conclusion

Durant ce stage, au sein du laboratoire d'Astroparticule et de Cosmologie à l'université Diderot Paris 7, mon travail consistait à effectuer un prédimensionnement concernant le projet nanosatellite étudiant.

Cette étape s'est déroulée grâce au logiciel STK. En effet, ce logiciel m'a permis de réaliser plusieurs scénarios d'orbite du satellite. Grâce à de nombreuses recherches d'informations pointues notamment sur les paramètres concernant le satellite, la station sol, le scénario s'est avéré en adéquation avec la réalité. Après avoir mis en pratique ce scénario, nous avons pu calculer certains paramètres spécifiques, comme par exemple la puissance instantanée reçue ainsi que le consommé par le satellite.

Cette étude nous a permis de voir si le satellite alimente tout son système de navigation grâce en partie à la puissance emmagasinée par les panneaux solaires.

Dans notre cas nous avons montré l'alimentation d'un unique élément qui est l'émetteur/transmetteur.

Ce stage m'a été très bénéfique autant sur le plan personnel que professionnel. En effet, il m'a permis d'acquérir une autonomie de travail, de part les nombreuses recherches d'informations et de restitutions que le projet nécessitait. Ce travail a également aiguillé mon sens de l'analyse et de la réflexion à travers toutes les hypothèses et tests réalisés.

Par ailleurs, le thème de la mission du stage m'a fait découvrir le monde de l'aérospatial et m'a fait prendre conscience de l'importance de ce domaine dans notre vie quotidienne.

Ce qui m'a le plus touché est la passion que les enseignants chercheurs avaient pour ce projet. Il est vrai que cette volonté de réussir est venu renforcer l'esprit d'équipe et la détermination à faire aboutir le projet.

## Bibliographie

-SwissCube : <http://ctsgepc7.epfl.ch/07%20-%20Telecommunications/>

- Kirk Woellert, Pascale Ehrenfreund, Antonio J.Ricco, Henry Hertzfeld

*Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations*

- Victor Gasia , *Communication entre un satellite de type Cubesat et sa station sol en Ultra Large Bande*

- Isabelle Albert , CNES : *Centre National D'Etudes Spatiales, Module 8 Antennas*

- Céline Loisel et Alexandre Guerin CNES: *Centre National D'Etudes Spatiales, TTC&and PLTM Systems and Equipments*

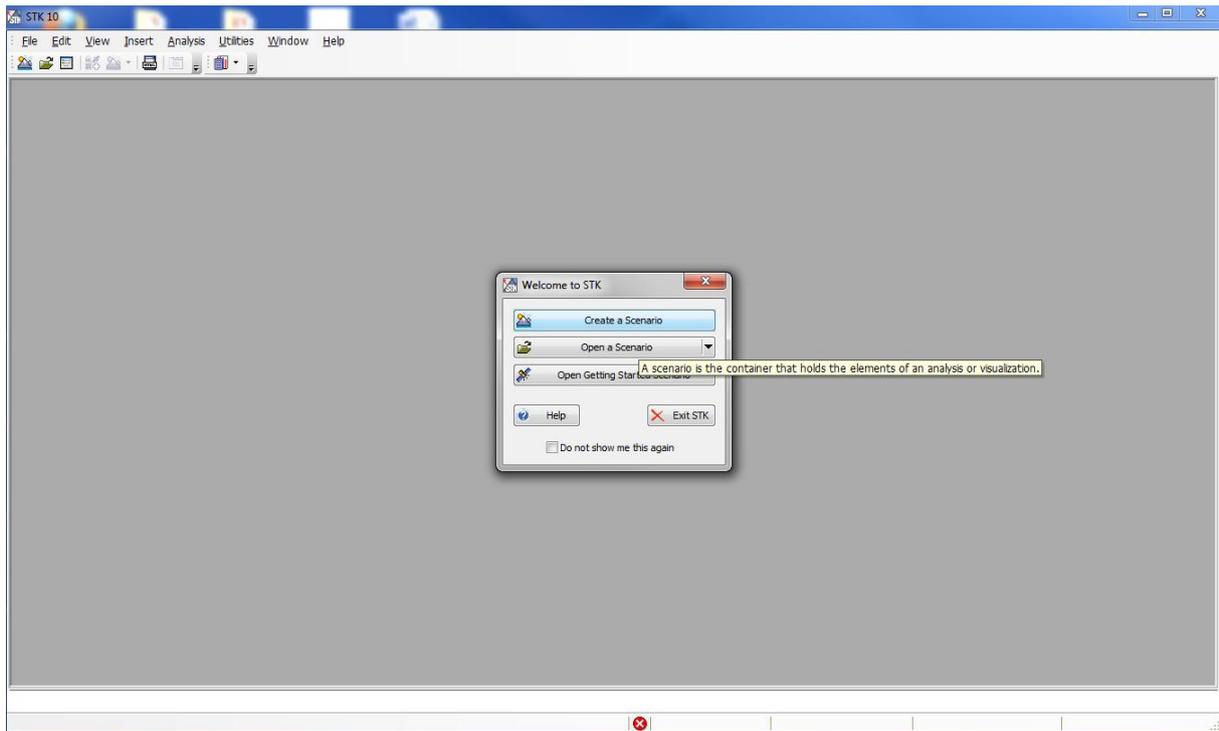
- Hugo Gonzalez, CNES: *Centre National D'Etudes Spatiales, Fonctionnal architecture of satellite communication systems*

## Fiche technique pour l'utilisation du logiciel STK (Systems Tool Kit)

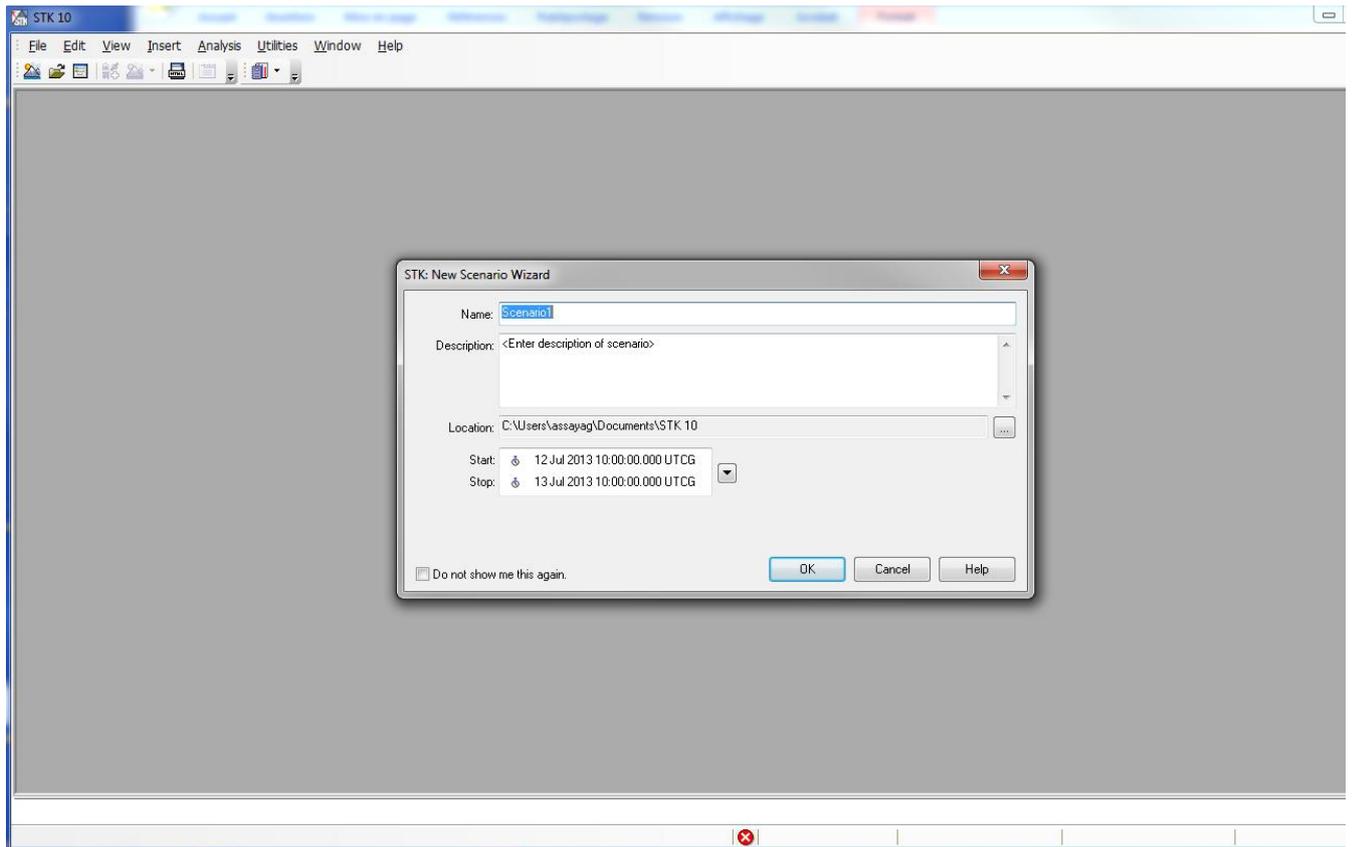
Le symbole '->' représente le cheminement aux niveaux des sous menus

**Dans un premier temps, nous allons montrer comment crée un scénario comportant uniquement un satellite en orbite autour de la Terre.**

Pour cela la première étape est d'ouvrir le logiciel STK et de se diriger vers l'onglet 'créer un scénario'.

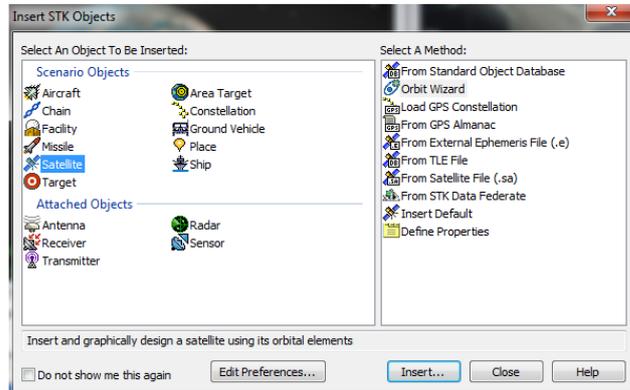


A présent après avoir effectué cette opération, une page 'descriptive' du scénario s'affichera, et il faudra nommer le scénario ainsi que déterminer la date de commencement et de fin. Après cette étape effectuée, cliquer sur 'OK'.

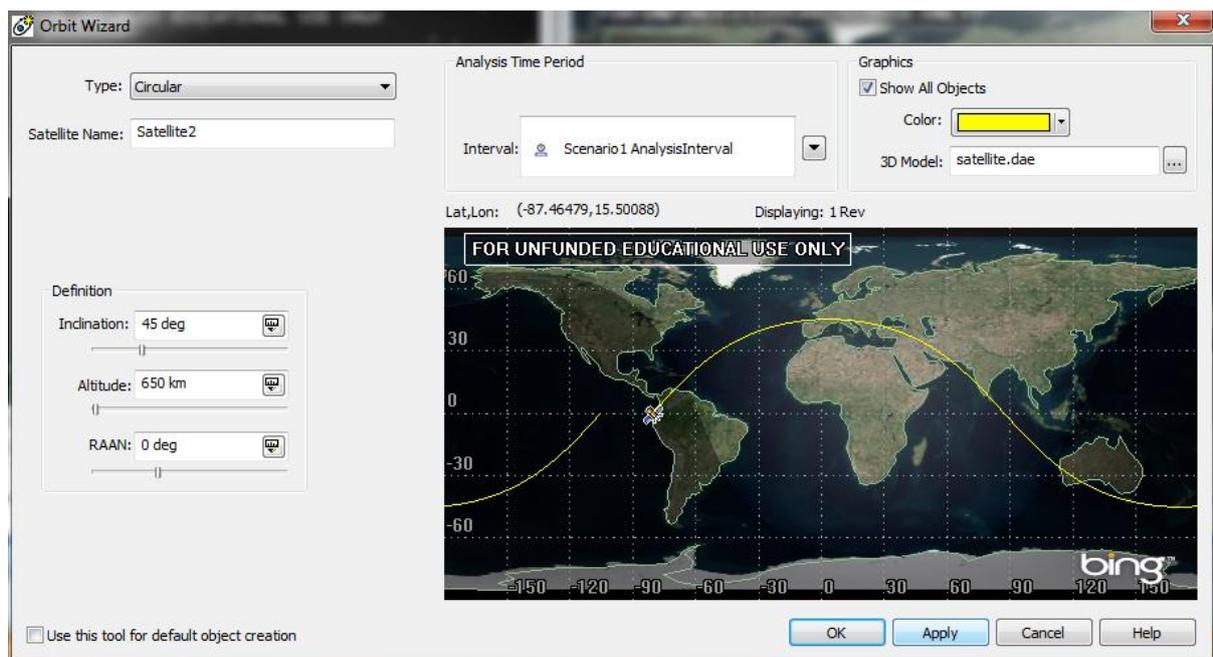


Par la suite une page 'Insert STK Objets ' apparait avec une liste d'objets que l'on peut créer par exemple un avion, un satellite etc. Dans notre cas, nous allons nous intéresser à la création d'un satellite ayant une orbite circulaire et ayant une altitude de 650 km. Pour ce faire les étapes sont les suivantes :

Création du satellite : Insert STK Objets->New-> Satellite-> Orbit Wizard -> Insert



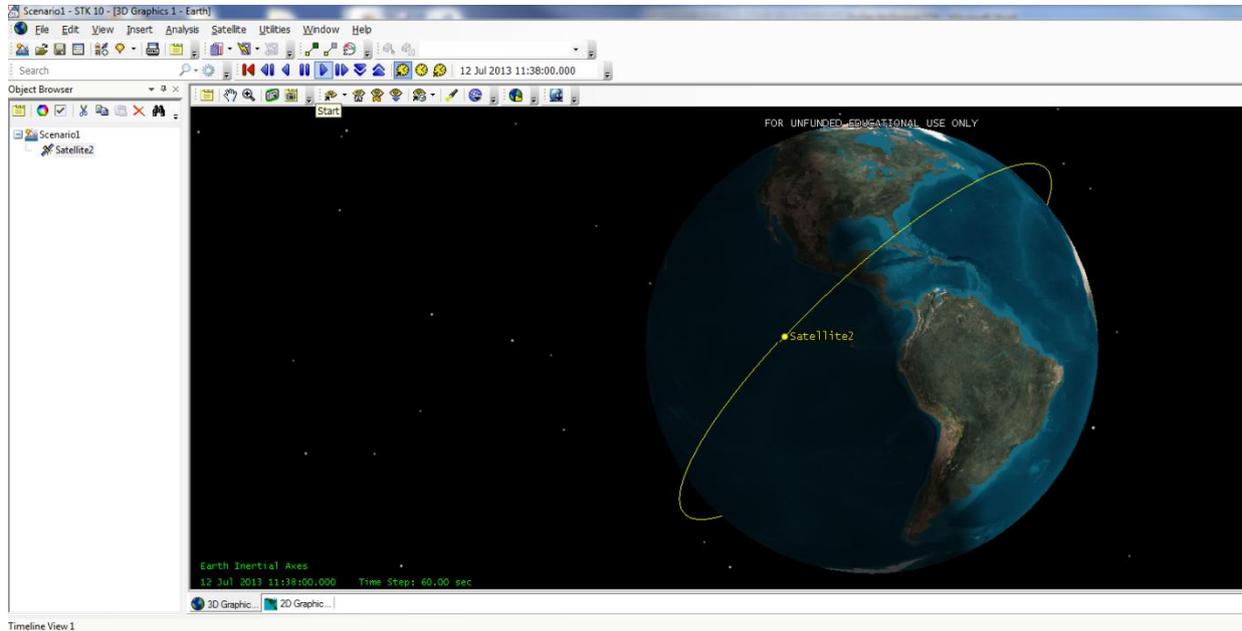
Après avoir sélectionné le satellite, une fenêtre de configuration apparaît.



Pour faire apparaître le satellite ainsi que la place déterminée précédemment, il faudrait cliquer sur l'onglet 'Show All Objets'.

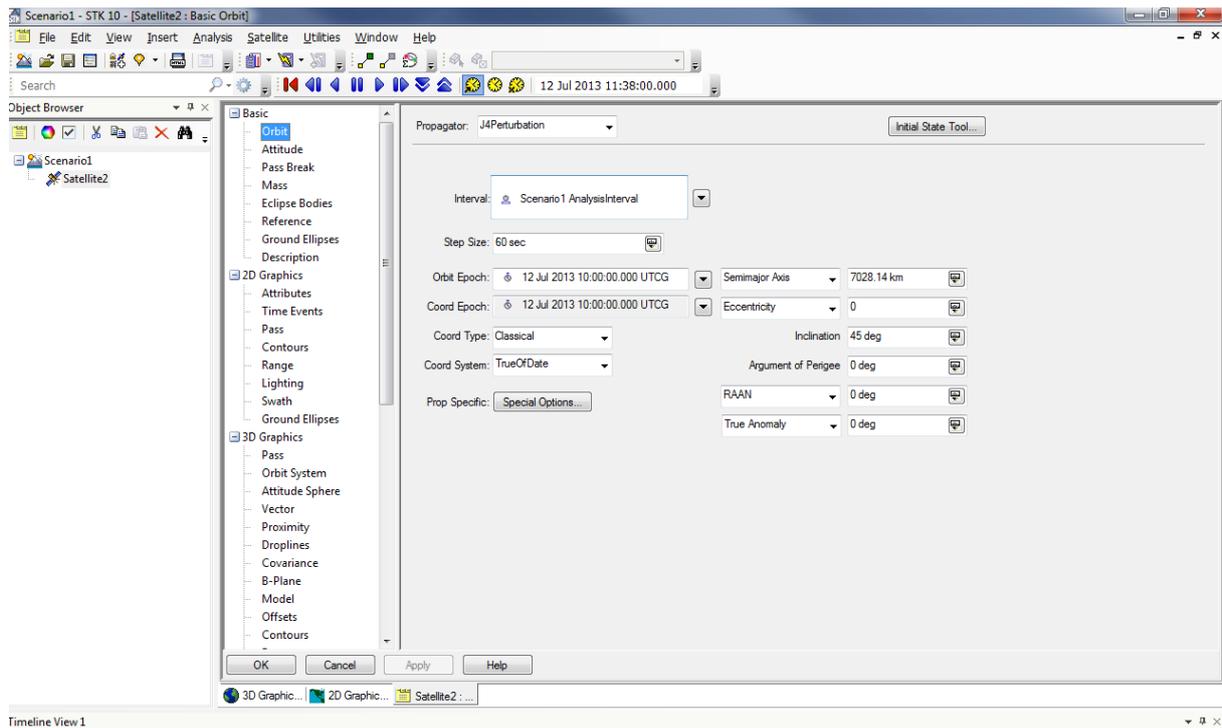
Quand tous les paramètres ont été correctement remplis, il suffit de cliquer sur ‘Apply’, puis sur ‘Ok’

A présent nous pouvons visualiser sur la fenêtre ‘3D Graphics’, le satellite ainsi que sa trajectoire. Pour pouvoir lancer la simulation et observer le satellite en déplacement, il faut cliquer sur le symbole ‘Play’ présent au dessus de la fenêtre principale.



Nous pouvons également modifier les paramètres du satellite ou encore faire apparaître certains vecteurs importants (vecteur vitesse, vecteur position...).

Pour effectuer cette opération, il suffit de double cliquer sur l’icône satellite que vous avez créé et une page figurant les paramètres propre au satellite s’affichent.



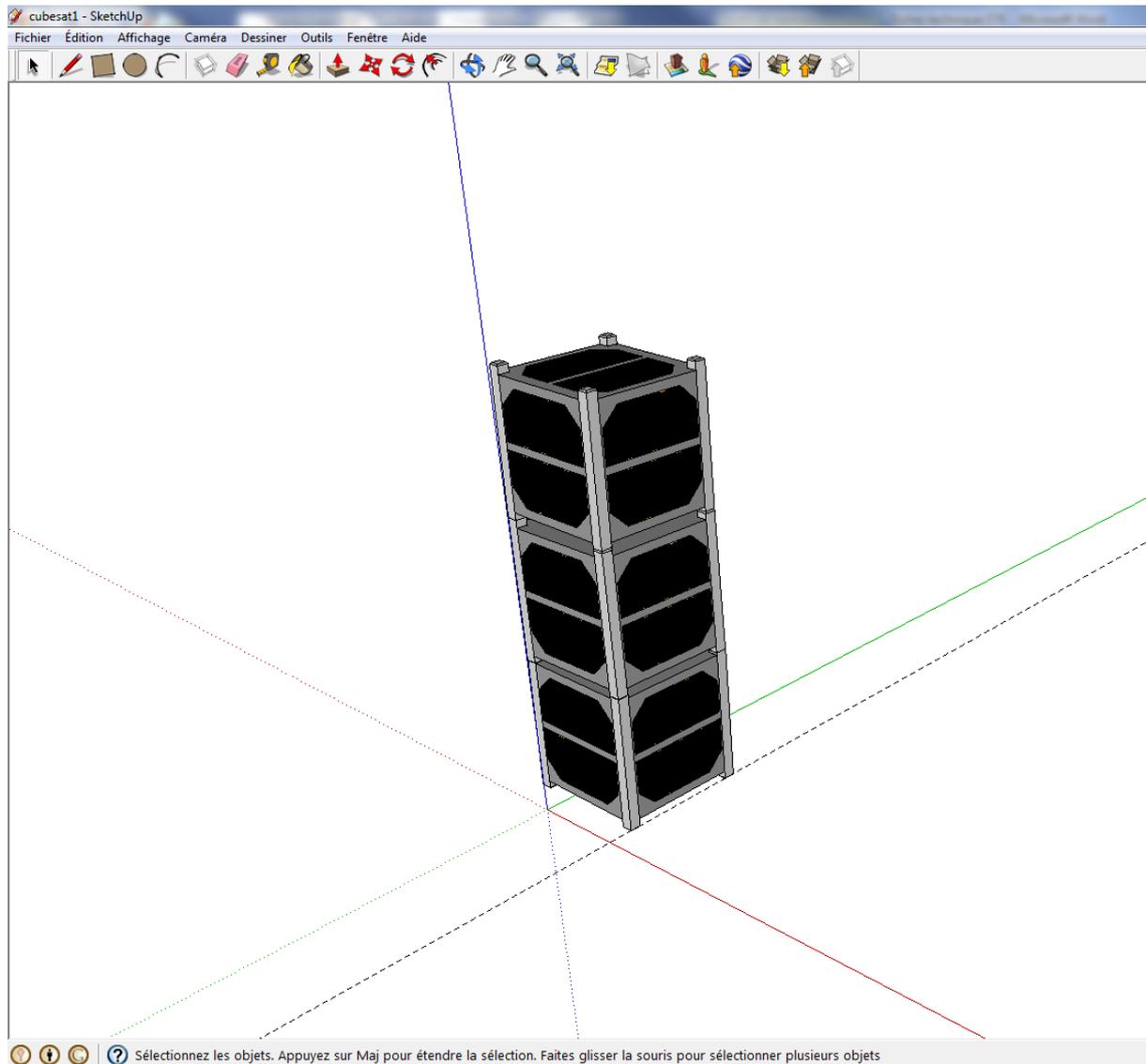
Pour enregistrer ce scénario, il faut suivre les étapes suivantes :

File->Save as. Puis indiquer le nom de votre scénario ainsi que l'emplacement.

A présent, nous allons réaliser un scénario correspondant au projet nano- satellite étudiant. Pour cela, nous allons considérer les paramètres suivants liés à notre satellite

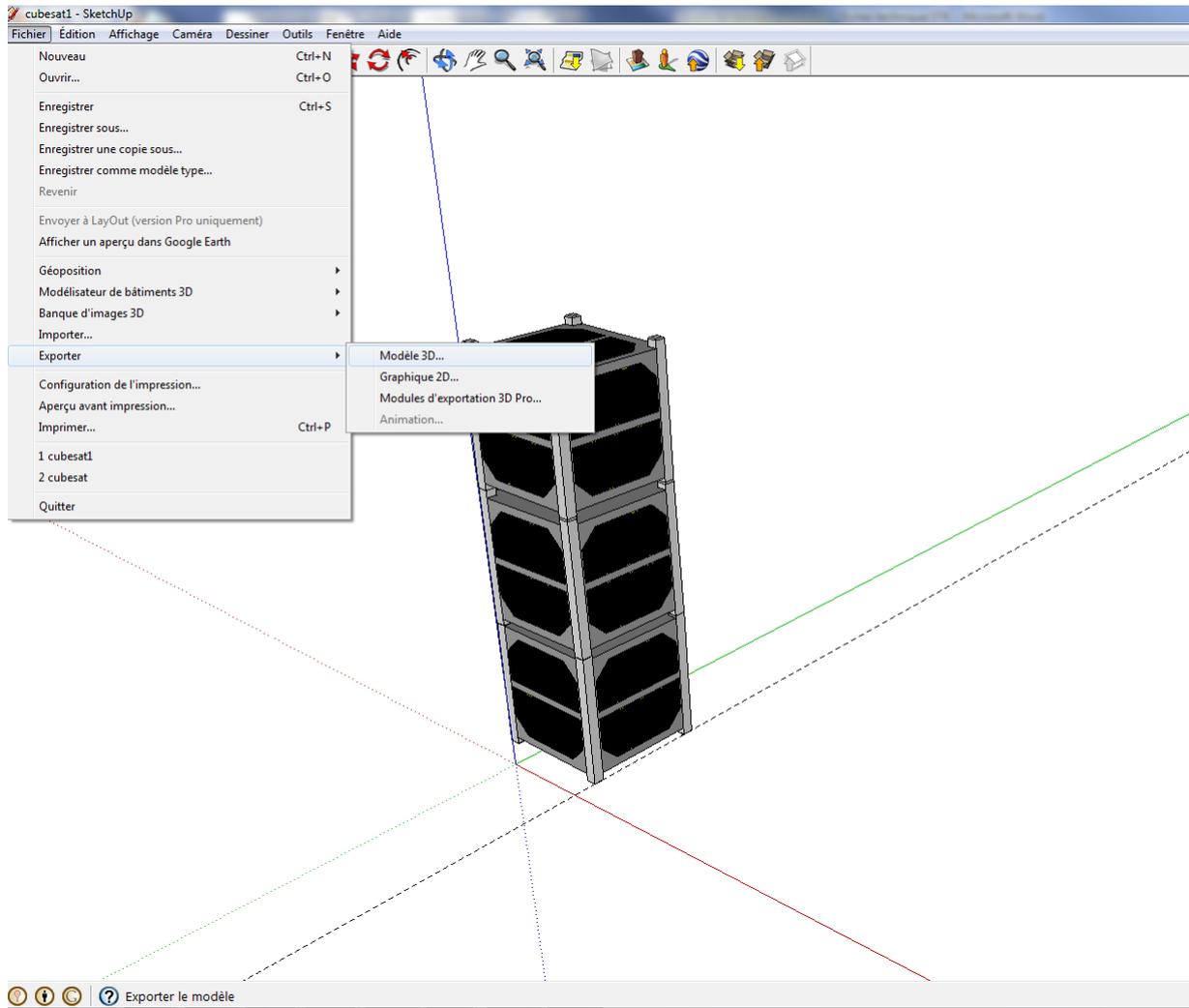
Type de satellite	Cubesat 3u
Masse	4 kg
Dimensions	10*10*30
Orbite	Circulaire
Type d'Antenne lié au satellite	Dipôle
Pointage	Terre

Nous allons créer le satellite grâce au logiciel sketchup un cubesat 3u, car ce modèle ne se trouve pas dans la base de données de STK. Pour cela, nous avons exporté du web un modèle de cubesat 1u ayant des panneaux solaires. Pour obtenir le satellite voulu, nous avons superposé trois cubesat :



Après avoir crée ce satellite sur le logiciel sketchup il faut à présent l'exporter sur logiciel STK, pour cela la première étape est d'enregistrer le fichier en format Collada :

**Ligne de commande : Fichier->exporter-> modèle 3D**

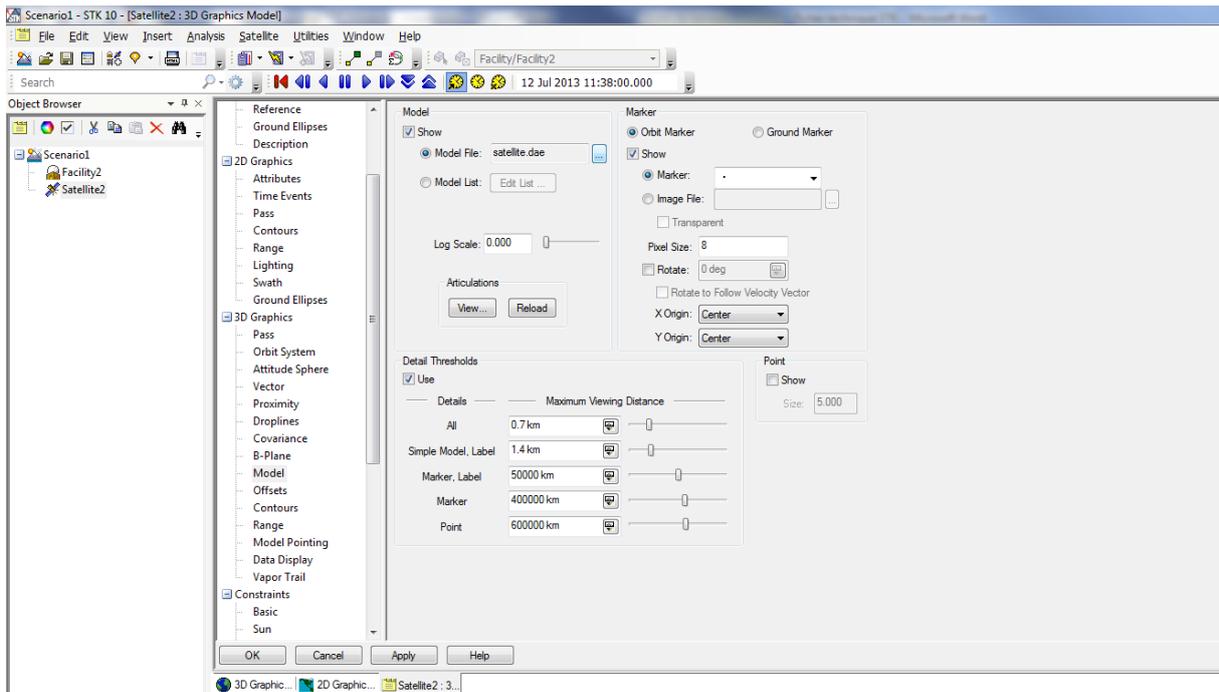


Après avoir converti le dossier en collada, nous allons à présent l'ouvrir sur STK, pour cela nous devons préalablement créer un satellite quelconque comme précédemment et effectuer cette étape :

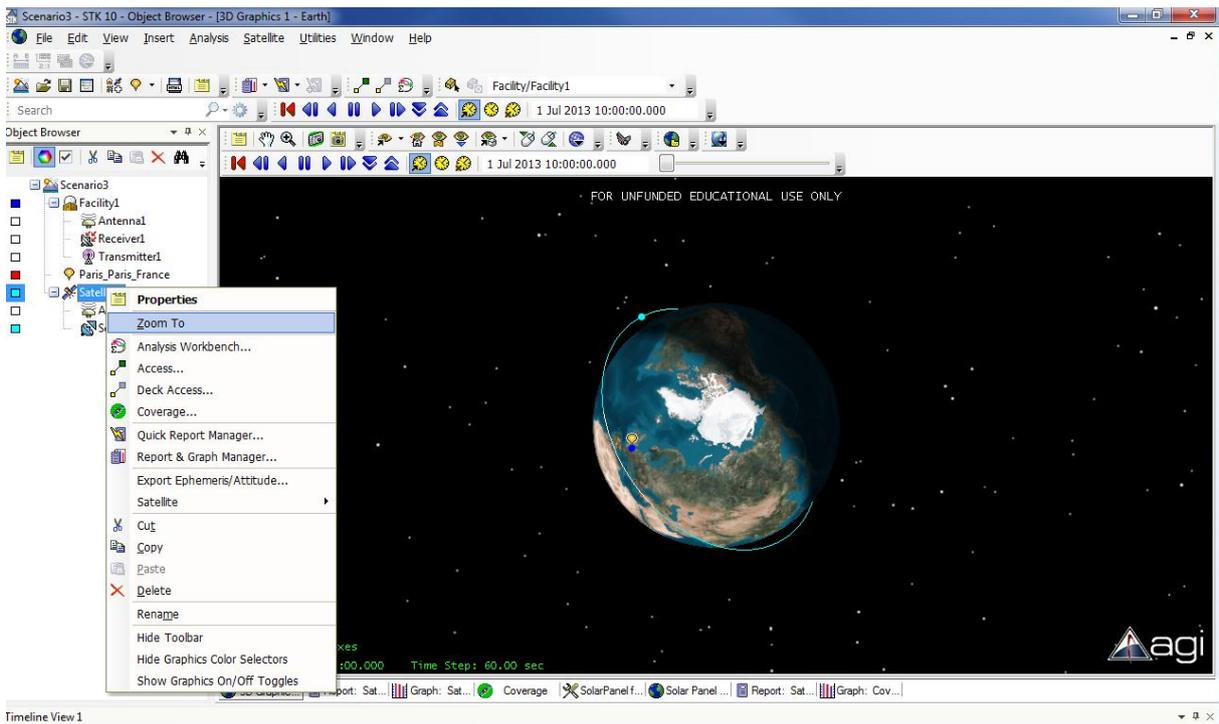
**Ligne de commande : double cliquer sur l'icône satellite->Modèle->Modèle file**

Sélectionner le dossier collada créé avec sketchup dans le bon répertoire puis cliquer sur la touche 'Apply'.

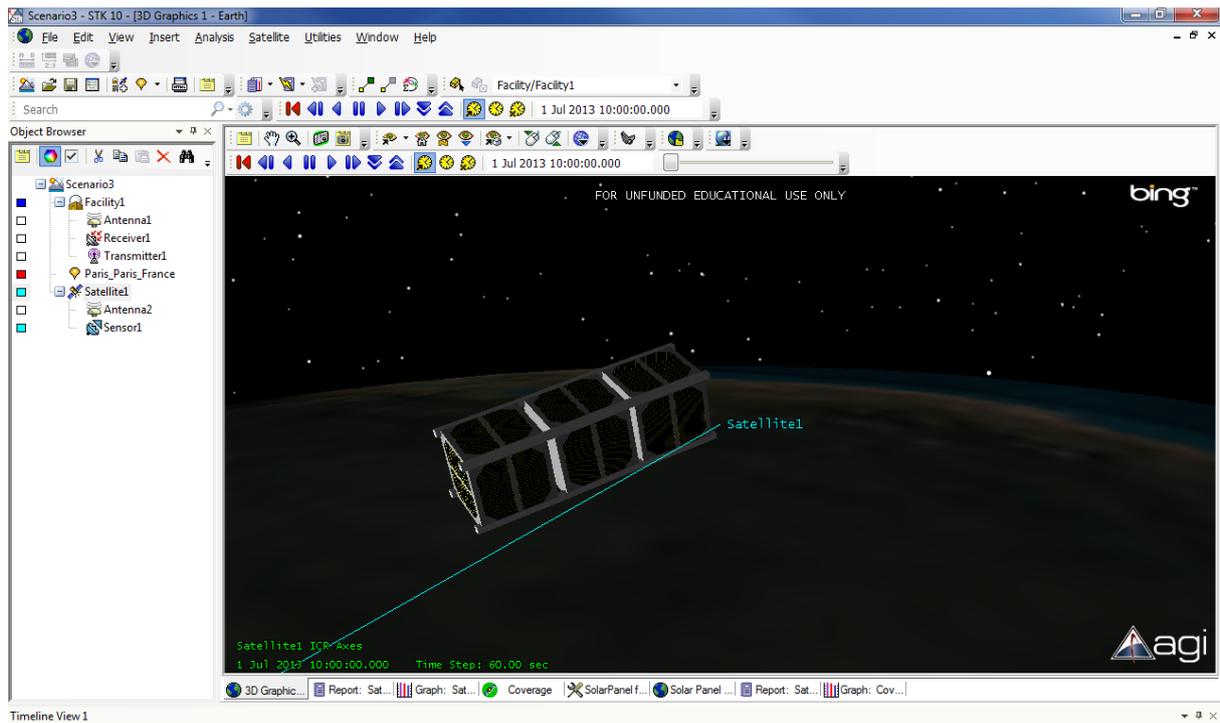
Pour visualiser le satellite que nous avons créé, il suffit de cliquer droit sur l'icône satellite et appuyer sur l'option 'Zomm to' :



Pour visualiser le satellite que nous avons créé, il suffit de cliquer droit sur l'icône satellite et appuyer sur l'option 'Zoom to' :



Et nous obtenons le satellite 'cubesat 3u' :

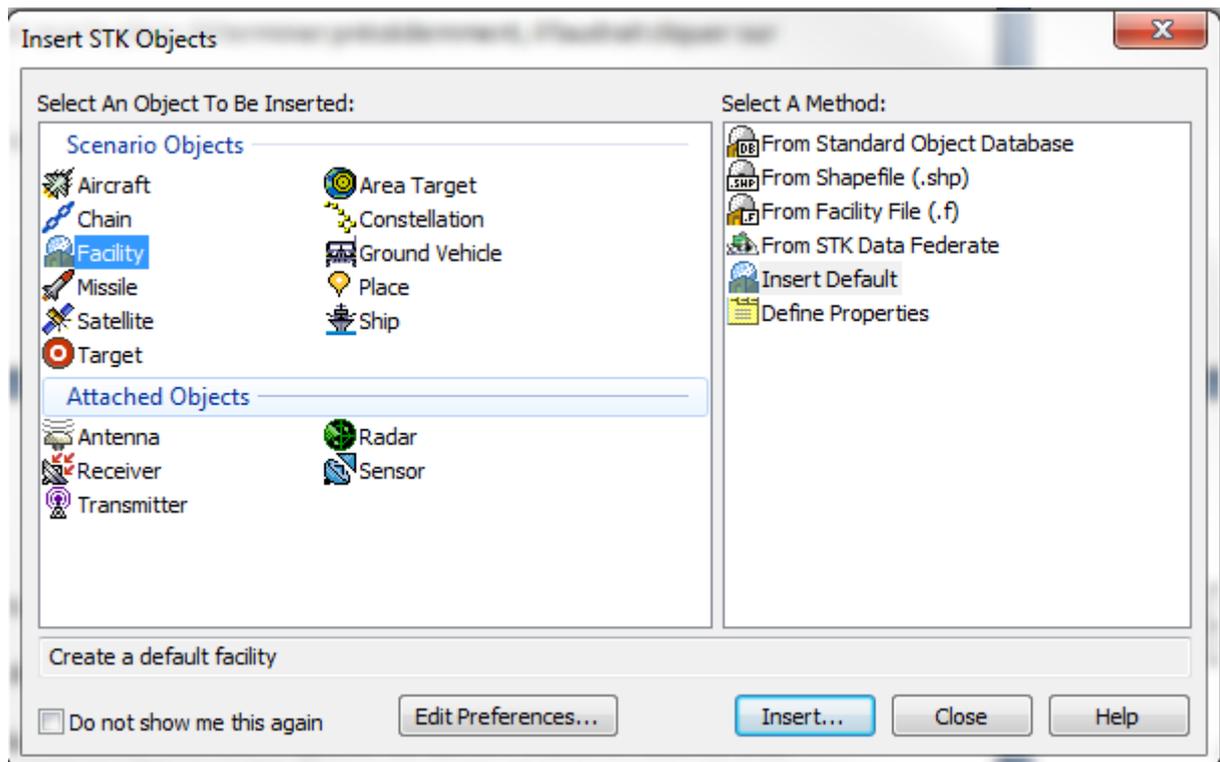


A ce satellite, nous allons lui associer une antenne qui va permettre de transmettre les données prélevée à la station sol. Pour pouvoir avoir une antenne cohérente, nous avons pris comme référence le projet ‘Swisscube’, qui nous permet de connaître les paramètres exacts liés à l’antenne présente sur le satellite.

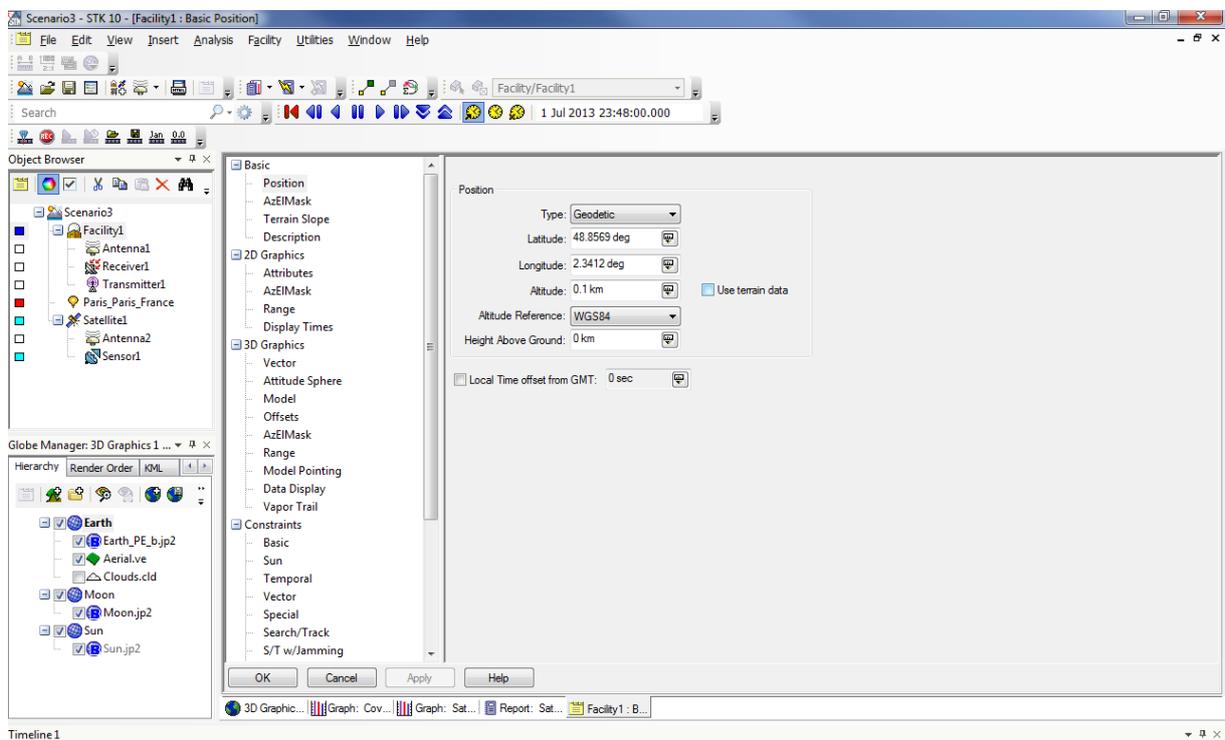
Type d’antenne	Dipôle
Fréquence	145.8 Mhz
Taille	51.4 cm
Efficacité	100%
Wave Lenght Ratio	0.249977
azimut	0 deg
Elévation	90 deg

A présent pour compléter ce scénario, nous allons ajouter certaines installations associées à ce satellite, comme par exemple une antenne reliée au satellite qui va permettre la transmission de données vers la station sol. Une station sol pour recevoir les informations transmis par le satellite.

Création d’une station sol : **Insert-> New-> Facility-> Insert Default**

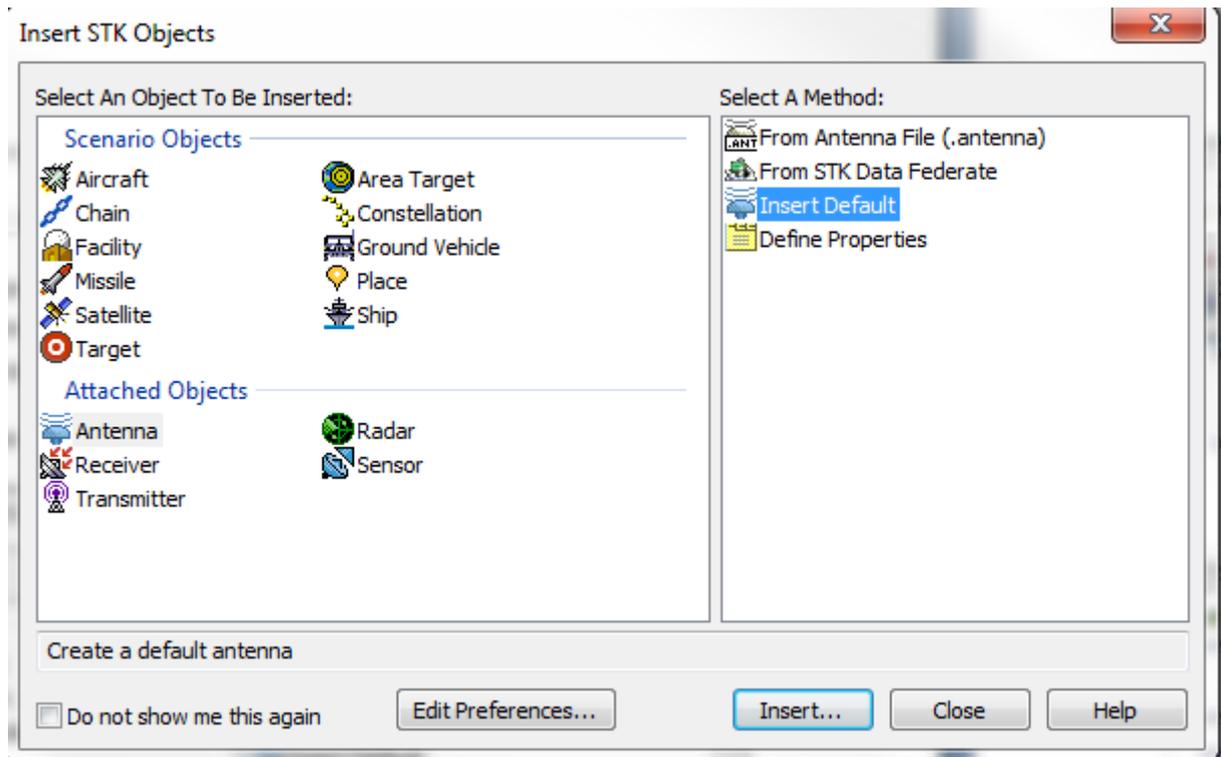


Après avoir insérer une station sol, nous devons régler la longitude ainsi que la latitude pour que celle-ci se trouve sur Paris, pour cela il faut régler les paramètres propres de la station.

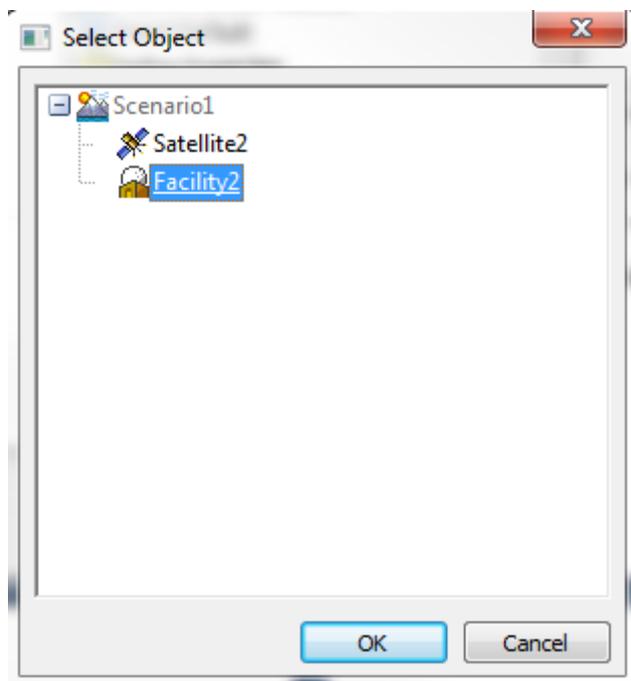


Après avoir crée cette station, nous allons lui associer une antenne pour transmettre des commandes au satellite, pour cela il faut réaliser les étapes suivantes.

**Insert-> New->Antenna->Insert Default**



On double click sur l'icône 'Antenna' puis on l'associe a la station sol définie précédemment.

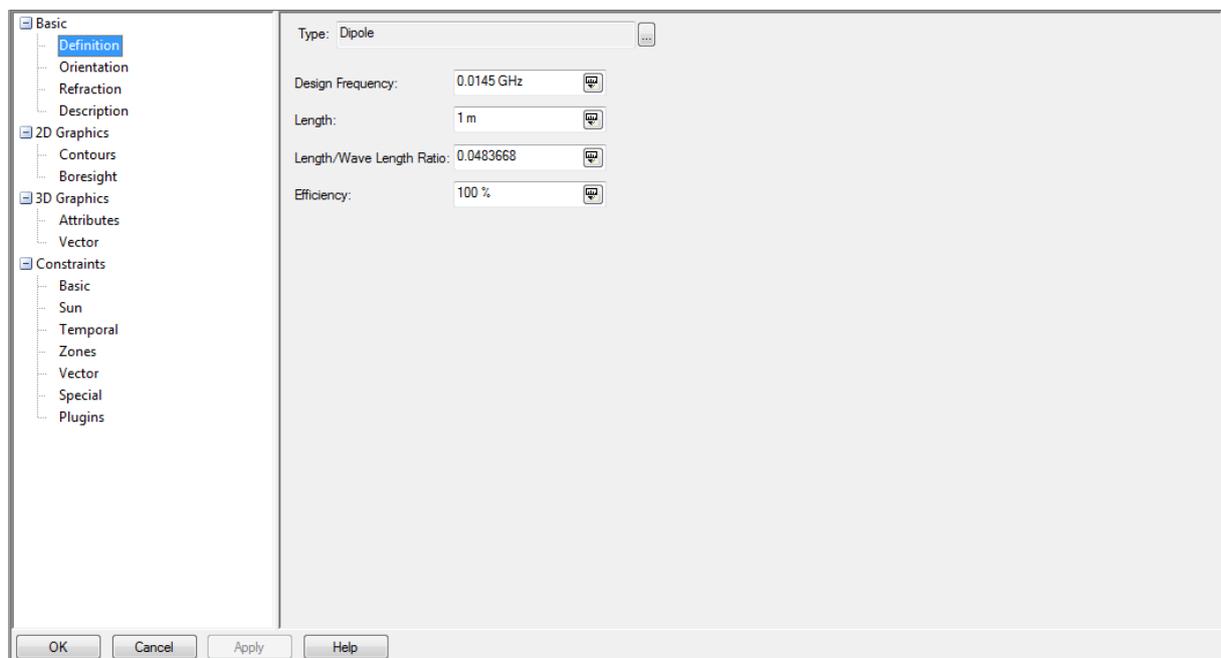


L'antenne étant installée, nous allons régler ces paramètres (fréquence, polarisation...) pour que celle-ci transmettent les commandes au satellite. Pour cela, nous allons entrer les

caractéristiques suivantes que nous avons trouvés grâce au rapport de phase C du projet Swisscube.

Type d'antenne	Dipôles
Fréquence	145.8 Mhz
Lieu	Paris, APC
Efficacité	100%
Wave Lenght Ratio	0.0483668
azimut	0 deg
Elévation	90 deg
Taille	1 m

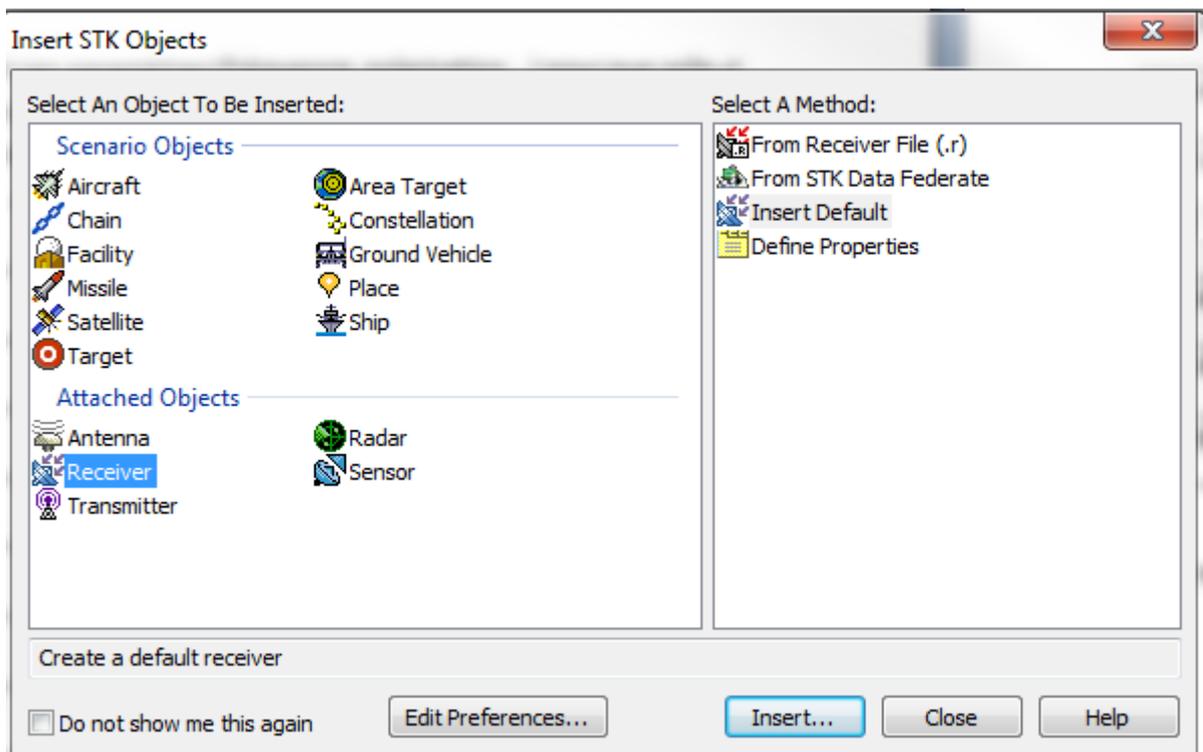
Nous allons entrer ces caractéristiques, dans la page suivante :



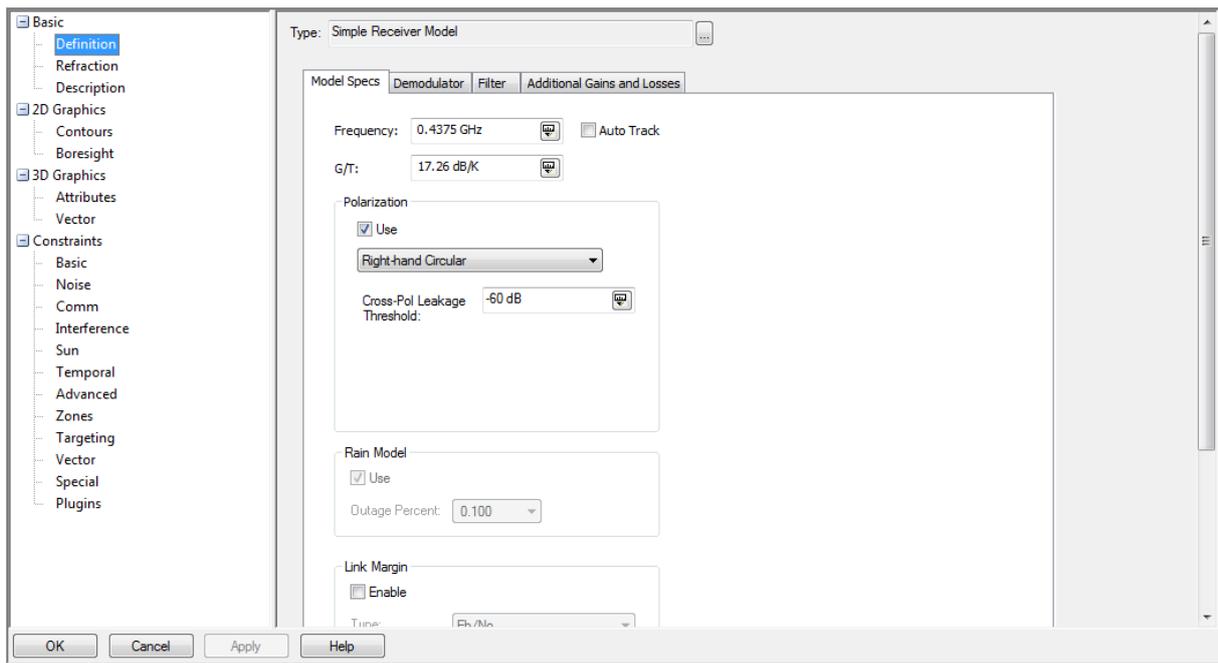
De la même manière nous allons créer un récepteur associé à cette station sol ayant les paramètres suivants :

Type	Simple
Fréquence	437.5 Mhz
G/T	17.26 dB/K
Polarisation	Circulaire
Modulation	BPSK
Largeur de la bande passante du récepteur	0.01 Mhz

**Ligne de commande : Insert-> New->Receiver-> Insert Default**

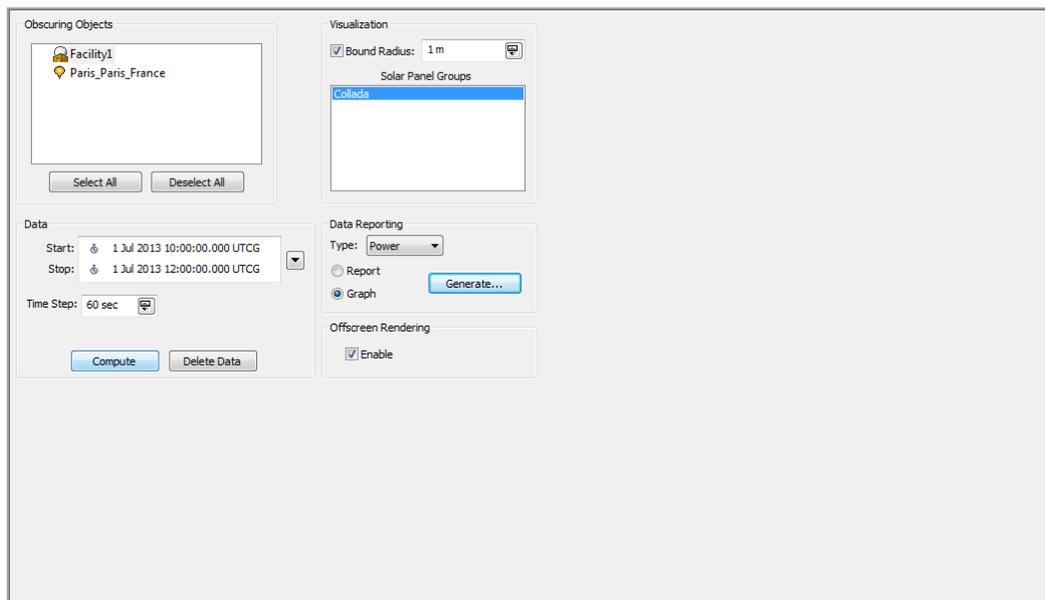


## Réglages des paramètres :

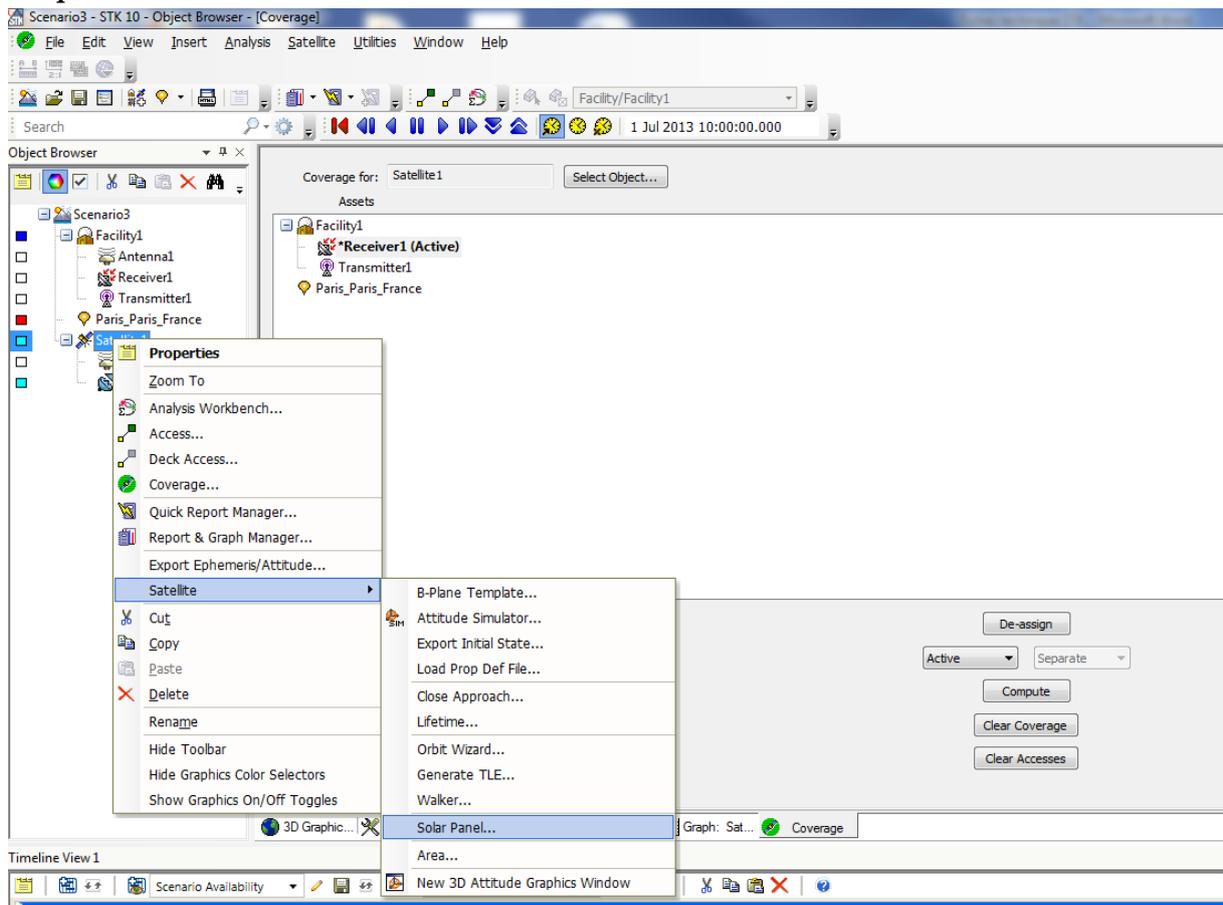


Après avoir terminé la configuration de la station sol, nous allons à présent associer une antenne au satellite qui permettra de recevoir les informations récoltés. Cette antenne possède des caractéristiques adaptées à la station sol. Après avoir créé notre scénario, nous pouvons commencer à le manipuler, pour pouvoir calculer certains paramètres comme par exemple, la puissance instantanée reçue par le soleil au niveau des panneaux solaire du satellite, si bien entendu le satellite crée en possède, ou encore le moment où le satellite est détecté par la station sol.

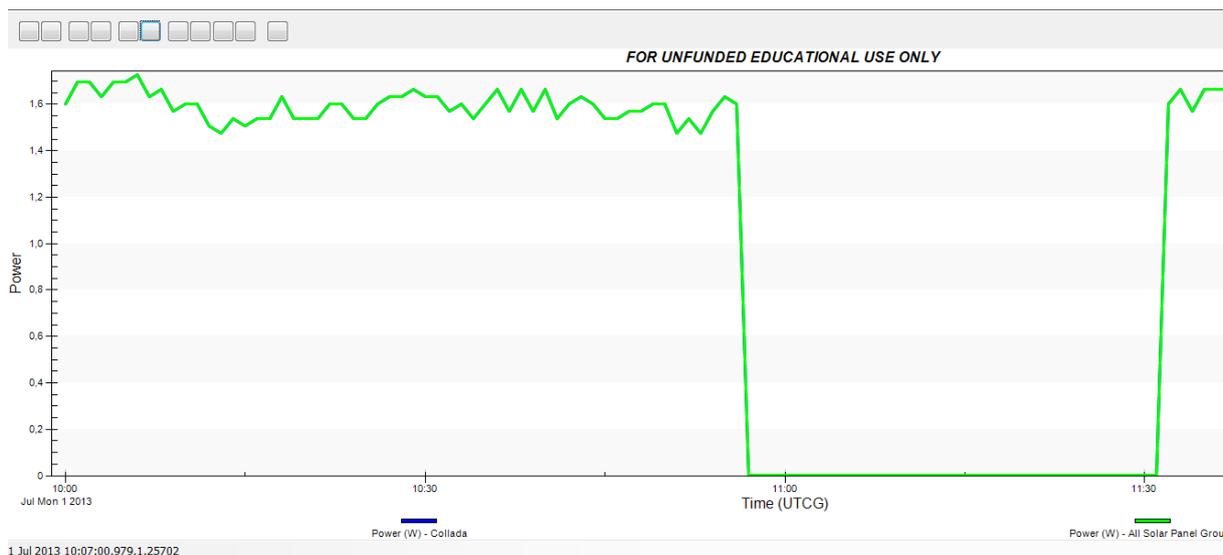
Pour effectuer cette opération, nous devons suivre les étapes suivantes :



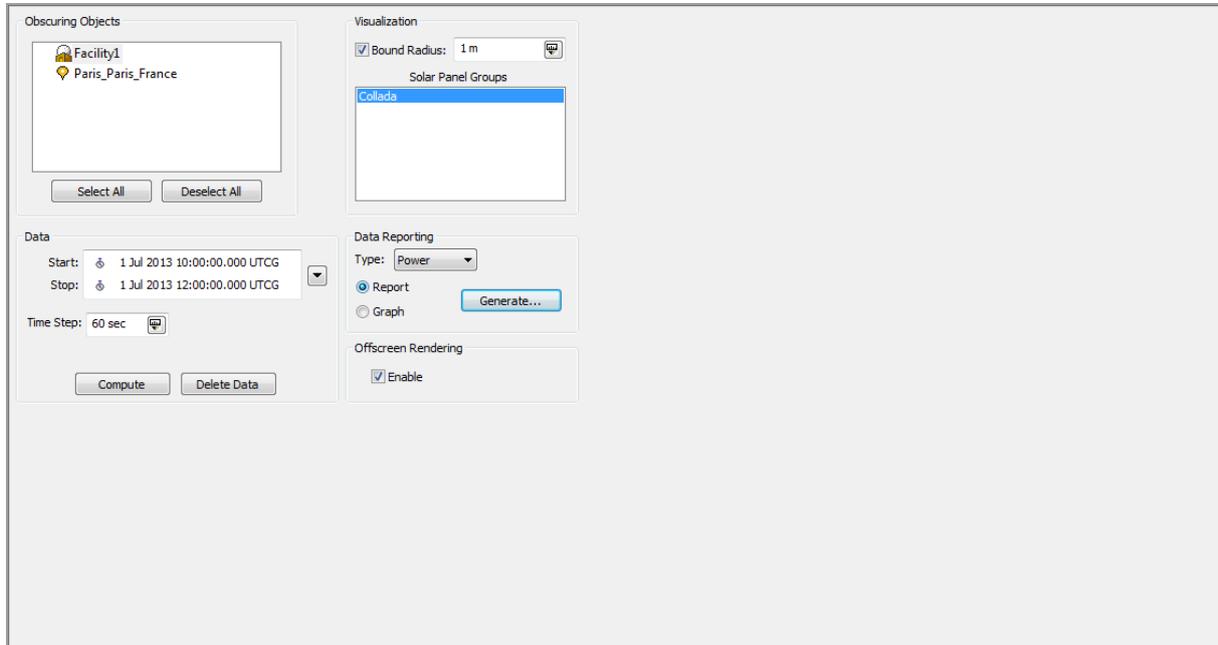
**Ligne de commande:** *Satellite->Solar Panel -> Compute-> Icône reset-> Type: power-> Graph-> Generate*



On obtient le graphique de la puissance instantanée en watt reçu par les panneaux provenant du soleil en fonction du temps.



Pour analyser les valeurs de cette puissance, nous pouvons afficher les valeurs de cette puissance de cette manière :



Les valeurs obtenues sont les suivantes :

The screenshot shows a software window with a toolbar and a 'Jump To: Top' dropdown. Below is a table of data:

Time (UTCG)	Power (W)	Solar Intensity
1 Jul 2013 11:55:00.000	1.540	1.000000
1 Jul 2013 11:56:00.000	1.571	1.000000
1 Jul 2013 11:57:00.000	1.603	1.000000
1 Jul 2013 11:58:00.000	1.540	1.000000
1 Jul 2013 11:59:00.000	1.603	1.000000
1 Jul 2013 12:00:00.000	1.540	1.000000

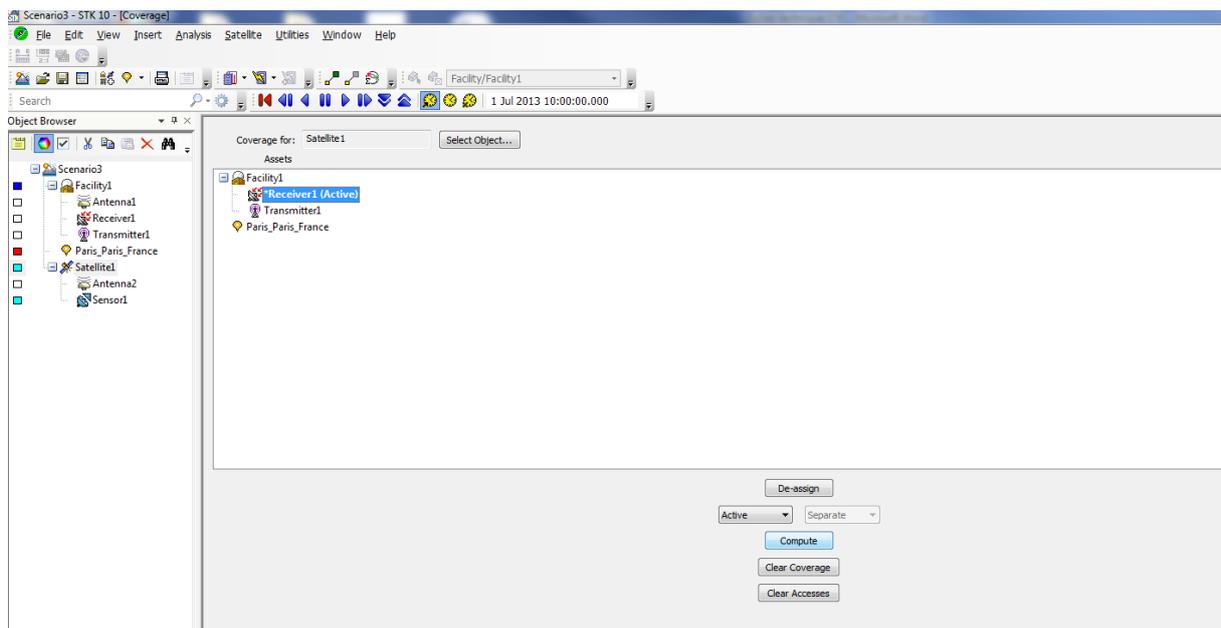
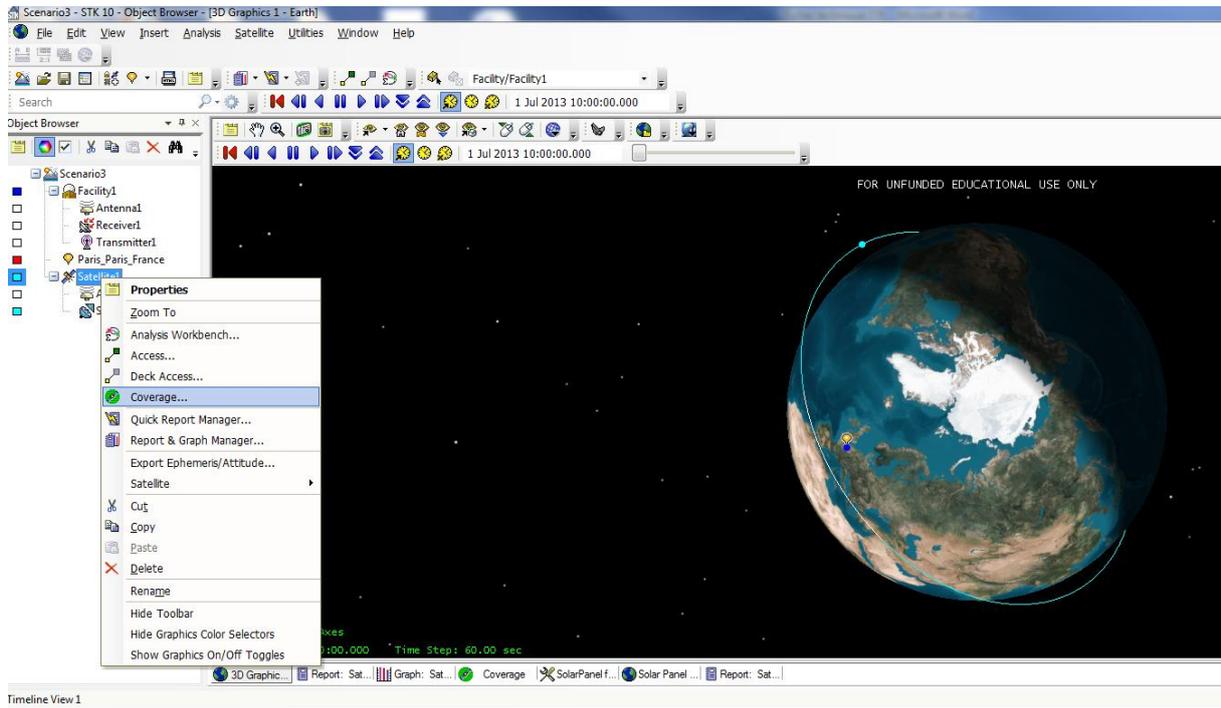
All Solar Panel Groups

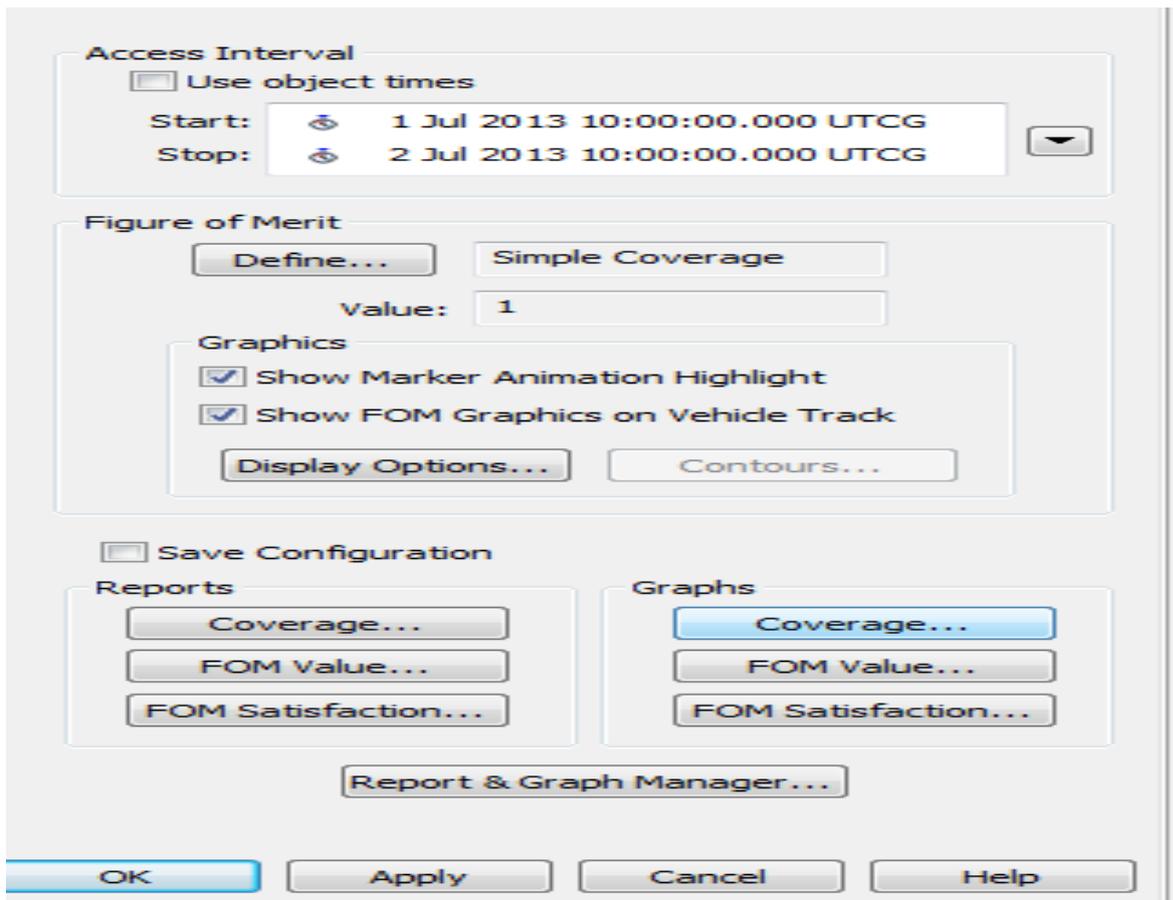
Time (UTCG)	Power (W)	Solar Intensity
1 Jul 2013 10:00:00.000	1.603	1.000000
1 Jul 2013 10:01:00.000	1.697	1.000000
1 Jul 2013 10:02:00.000	1.697	1.000000
1 Jul 2013 10:03:00.000	1.634	1.000000
1 Jul 2013 10:04:00.000	1.697	1.000000
1 Jul 2013 10:05:00.000	1.697	1.000000
1 Jul 2013 10:06:00.000	1.728	1.000000
1 Jul 2013 10:07:00.000	1.634	1.000000
1 Jul 2013 10:08:00.000	1.666	1.000000
1 Jul 2013 10:09:00.000	1.571	1.000000
1 Jul 2013 10:10:00.000	1.603	1.000000
1 Jul 2013 10:11:00.000	1.603	1.000000
1 Jul 2013 10:12:00.000	1.508	1.000000
1 Jul 2013 10:13:00.000	1.477	1.000000
1 Jul 2013 10:14:00.000	1.540	1.000000
1 Jul 2013 10:15:00.000	1.508	1.000000
1 Jul 2013 10:16:00.000	1.540	1.000000
1 Jul 2013 10:17:00.000	1.540	1.000000
1 Jul 2013 10:18:00.000	1.634	1.000000
1 Jul 2013 10:19:00.000	1.540	1.000000
1 Jul 2013 10:20:00.000	1.540	1.000000

The taskbar at the bottom shows several open windows: '3D Graphic...', 'Report: Sat...', 'Graph: Sat...', 'Coverage', 'SolarPanel f...', 'Solar Panel ...', and 'Report: Sat...'.

Nous pouvons également montrer à quel instant le satellite est détecté par la station sol :

**Ligne de commande : Clique droit sur le satellite ->Coverage -> on sélectionne un objet (station sol, antenne...) ->Compute-> Graphs Coverage**





Le graphique obtenu est le suivant :

