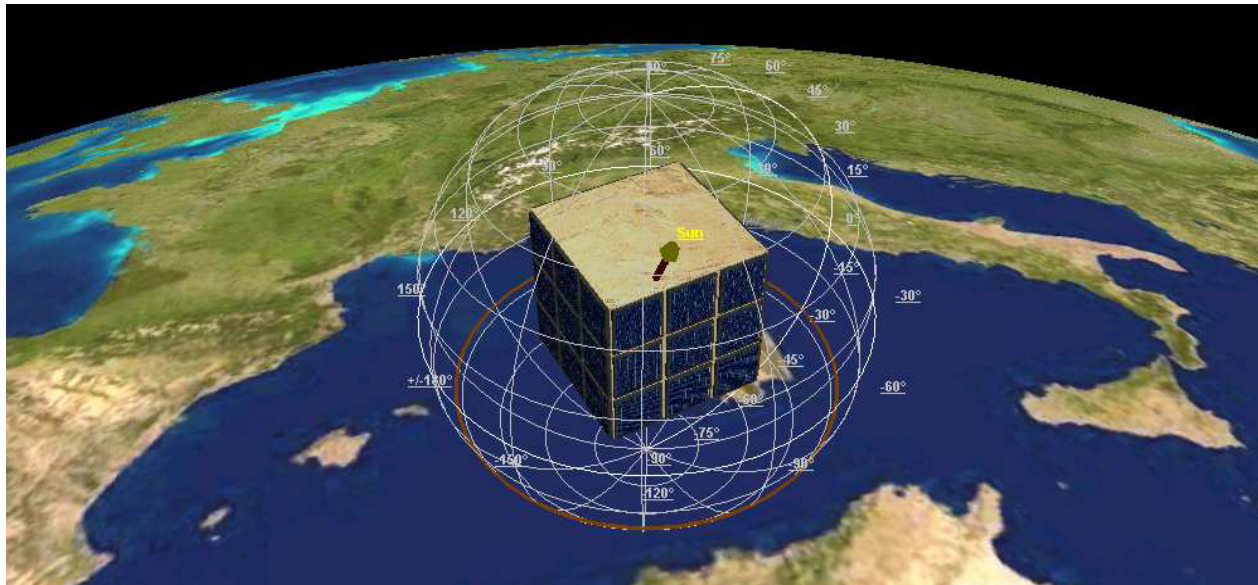


# Avant projet de microsatellite d'observation



Document préparé par :

- Stéphanie LIZY-DESTREZ
- Thibault GATEAU

L'objet de ce bureau d'études est la définition d'un avant-projet de microsatellite d'observation de la Terre, intégrant les disciplines de conception :

- Orbitographie, analyse mission
- Radiocommunications
- Thermique
- Système énergie
- Contrôle d'attitude

## **1 Spécifications techniques**

L'objet de la mission est la prise de photographies de la Terre, de 2000x2000 pixels (12 bits/pixel) de définition, dans un format non compressé. Les images sont collectées par l'ensemble des stations sol, uniquement pendant les périodes d'éclairage satellite. On retient pour la réalisation de cette mission les spécifications suivantes :

- Microsatellite ASAP Ariane 5 (masse totale = 80kg, volume = cube de 0.8 m de côté)
- Orbite :
  - Circulaire basse*
  - Altitudes 800 km, 1000 km, 1200 km, 1400 km*
  - Inclinaison 28°, 52°, polaire, héliosynchrone*
- Attitude : Face (- Z) pointée Terre

- 3 stations sol
  - Cayenne*
  - Toulouse*
  - La Réunion*

## **2 Logiciels disponibles**

- SATORB
  - Orbitographie
  - Analyse de mission, couverture
  - Radiocommunications
- SIMUSAT
  - Conception système énergie
  - Contrôle d'attitude
  - Analyse thermique simplifiée
- EXCEL
- STELA

## **3 Rapport**

Il vous est demandé de présenter l'ensemble de vos résultats dans un document de synthèse par binôme (30 pages maximum). Le rapport est à remettre avant le **vendredi 21 décembre 2018**, par mail à :

- [stephanie.lizy-destrez@isae-supero.fr](mailto:stephanie.lizy-destrez@isae-supero.fr)
- [thibault.gateau@isae-supero.fr](mailto:thibault.gateau@isae-supero.fr)

## **4 Organisation**

<b>Jour 1</b>	<b>30/11/2018</b>	
<b>Part I</b>	09h30-10h30	Introduction au module
	10h30-11h30	Orbitographie
	11h30-12h30	Radiocommunications
<b>Part II</b>	14h30-15h30	Intro. à l'environnement spatial
	15h30-16h30	Fin de vie
	16h30-17h30	Thermique

<b>Jour 2</b>	<b>07/12/2018</b>	
<b>Part III</b>	09h30-10h00	Intro. Architecture fonctionnelle
	10h00-11h30	Puissance
	11h30-12h30	SCA-1
<b>Part IV</b>	14h30-16h00	SCA-2
	16h00-16h30	Bilans
	16h30-17h30	Accès à l'Espace

## PLAN DU DOCUMENT

Avant projet de microsatellite d'observation .....	1
1 Spécifications techniques : .....	1
2 Logiciels disponibles : .....	2
3 Rapport.....	2
4 Organisation.....	2
Orbitographie, visibilitées .....	5
1 Calculs théoriques.....	5
1.1 Calcul des paramètres orbitaux .....	5
1.2 Etude du cas particulier de l'héliosynchronisme.....	5
2 Création du projet sur SATORB.....	5
3 Visibilité : Calcul de la durée moyenne.....	6
4 Couverture .....	6
5 Analyse de la précision de restitution d'orbite.....	6
6 BONUS : Influence de la précision de restitution sur le pointage des antennes sol : .....	6
Radiocommunications .....	7
1 Liaison descendante.....	7
1.1 Spécifications : .....	7
1.2 Calcul de la puissance d'émission : .....	7
1.3 Influence du dépointage antenne .....	7
1.4 Capacité de réception .....	7
2 Liaison montante.....	8
2.1 Spécifications générales liaisons : .....	8
2.2 Puissance d'émission : .....	8
Thermique.....	9
1 Saisie des données satellite : .....	9
2 Saisie de la mission.....	9
3 Thermique : .....	9
3.1 Détermination et analyse des flux : .....	9
3.2 Calcul des températures.....	9
Séance 4 : Contrôle d'attitude .....	11
4-1 Introduction .....	11
4-2 Besoins en performances du SCAO .....	11
4-3 Couples perturbateurs liés à l'environnement .....	13
4-4 Analyse de différentes architecture SCA possibles.....	14
4-5 Dimensionnement des actionneurs .....	15
4-6 Dimensionnement des capteurs .....	15
Sous-système énergie.....	16
1 Spécifications du système : .....	16
2 Dimensionnement des sources d'énergie .....	16
2.1 Batterie : .....	16
2.2 Générateur solaire : .....	16
3 Simulation.....	16
3.1 Spécifications de simulation.....	16
3.2 Plan de travail.....	17
Gestion de in de vie .....	18
1 Surface transverse moyenne .....	18
2 Durée de rentrée, calcul analytique simple.....	18
3 Durée de rentrée, application au projet.....	19
4 Pour aller plus loin.....	20
5 Formulaire.....	20
6 Constantes physiques.....	20
7 Résonances.....	21
Bilans .....	22
Annexe 1 : Formulaire pour le calcul des liaisons RF .....	23

1 Demi-angle d'ouverture antenne satellite : .....	23
2 Gain d'antenne satellite : .....	23
3 Perte d'espace : .....	23
4 Gain d'antenne sol : .....	23
5 Puissance nécessaire à l'entrée récepteur : .....	23
Annexe 2 : Catalogue d'équipements pour le contrôle d'attitude .....	25
1 Actionneurs .....	25
1.1 Roues : .....	25
1.2 Magnéto Coupleurs : .....	25
1.3 Mât de gradient de gravité : .....	25
2 Capteurs .....	25
Annexe 3 : Caractéristiques batteries, cellules solaires .....	26
1 Caractéristiques des cellules .....	26
2 Dégradation des cellules avec la dose de radiation cumulée .....	27
3 Exemple de courbes de charge/décharge d'un accu Ni/Cd .....	28
3.1 : Charge .....	28
3.2 : Décharge .....	28

# Orbitographie, visibilité

*Logiciels utilisés : Satorb, Excel*

Le but de cette séance est de vous familiariser avec les contraintes imposées par une mission en orbite basse en terme de visibilité et de pointage depuis les stations sol.

## **1 Calculs théoriques**

Pour toute l'étude, on se propose d'utiliser les repères suivants :

- Le repère J2000
- Le repère orbital local

### **1.1 *Calcul des paramètres orbitaux***

- Rappeler les 6 paramètres orbitaux qui définissent à chaque instant la position du satellite dans l'espace.
- Sélectionner une inclinaison parmi celles qui vous sont proposées
- Calculer les paramètres orbitaux, pour les quatre altitudes proposées (800 km, 1000 km, 1200 km, 1400 km) pour l'inclinaison choisie.
- Calculer la période correspondante pour chacune des altitudes.

### **1.2 *Etude du cas particulier de l'héliosynchronisme***

- Rappeler la définition de l'héliosynchronisme.
- A quoi est dû ce phénomène ?
- Pourquoi est-ce intéressant de choisir une orbite héliosynchrone pour ce type de mission ?
  
- Calculer l'inclinaison correspondante pour une orbite héliosynchrone à chacune des altitudes choisies.

## **2 Création du projet sur SATORB**

- Créer un nouveau projet sur Satorb (*Create new project*)
  
- Définir les satellites (*New/Circular ou New/Héliosynchronous*) pour une seule inclinaison (parmi 28°, 52°, polaire ou héliosynchrone) pour les 4 altitudes proposées (800 km, 1000 km, 1200 km, 1400 km). Il est demandé d'utiliser le propagateur Keplerien.
  
- Vérifier les paramètres orbitaux obtenus par calculs théoriques.
  
- Saisir les trois stations sol : Cayenne, Toulouse, La Réunion. L'élévation minimale requise pour accrocher le satellite est de 5°.

### **3 Visibilité : Calcul de la durée moyenne**

- Pour chaque satellite et chaque station, éditer le rapport de visibilité (*Analysis/Access/Access*). La simulation peut être faite sur une durée de 4 à 5 jours afin d'obtenir une valeur moyenne fiable.
- En déduire la durée totale de visibilité journalière en fonction de l'altitude de l'orbite pour chacune des trois stations sol.

### **4 Couverture**

- Analyser (*Analysis/Coverage/Custom region*) la couverture en fonction de la latitude, en sélectionnant une zone d'environ 30° de large, de l'équateur au pôle (simuler sur 2 à 3 jours).
- La sélection d'une région englobant les trois stations permet de retrouver les résultats de § 3.

### **5 Analyse de la précision de restitution d'orbite**

- Saisir un nouveau satellite identique à l'un des précédents en utilisant le propagateur SGP4 (NORAD).
- Analyser (sur la durée d'une période d'orbite) les écarts entre les deux propagateurs (*Analysis/Ephemeris/Position\_Velocity*)

### **6 BONUS : Influence de la précision de restitution sur le pointage des antennes sol :**

- On suppose une erreur de 4 secondes sur la position du satellite. Editer un rapport pour une visibilité moyenne (site maximum de 60°/70°) de l'une des stations (*Analysis/Access/Azimuth\_Elevation\_Range*) avec un pas de 4 secondes.
- Tracer l'erreur de pointage au cours de la visibilité.

Logiciels utilisés : Satorb, Excel

## 1 Liaison descendante

### 1.1 Spécifications :

#### 1.1.1 Porteuse

Fréquence : 2,270 GHz (SHF)

Taux d'Erreur de Bits :  $10^{-6}$

Modulation : BPSK

Pas d'encodage des données

Débit 250 Kbps (dont 25% est utilisé pour informations de contrôle et télémétrie plate-forme)

Pertes atmosphère et pluie : 0.2dB

Pertes diverses : 1,5dB

Marge : 5db

#### 1.1.2 Satellite

Antenne assurant une couverture à 3dB pour site minimum (depuis station) de 5°.

Dépointage maximum : 5°.

Rendement d'antenne : 0,6

Pertes internes : 1dB

Rendement de l'ampli de puissance (puissance émise / puissance alimentation) : 20%

#### 1.1.3 Stations sol

Diamètre antenne : 1,80m

Rendement antenne : 0,5

Température de bruit (antenne + récepteur) : 200°K

### 1.2 Calcul de la puissance d'émission :

- A partir des spécifications, déterminer la puissance d'émission nécessaire en fonction de l'altitude de l'orbite.
- En déduire pour cette fonction la puissance moyenne à fournir par le système énergie en phase d'éclairement du satellite.
- Définir la liaison sur Satorb et comparer les résultats obtenus.

### 1.3 Influence du dépointage antenne

- Analyser au cours d'une visibilité la répercussion d'une erreur de pointage antenne sur le bilan de liaison.
- En déduire à partir de quelle erreur temporelle sur la position satellite la marge RF de 5dB n'est plus assurée. On prendra une visibilité avec une élévation minimale de 60°.

### 1.4 Capacité de réception

Estimer le nombre moyen d'images collectées par jour.

## **2 Liaison montante**

### ***2.1 Spécifications générales liaisons :***

#### 2.1.1 Porteuse

Fréquence : 2,092 GHz (SHF)

Taux d'Erreur de Bits :  $10^{-6}$

Modulation : FSK

Pas d'encodage des données

Débit : 10 Kbps

Pertes atmosphère et pluie : 0.2dB

Pertes diverses : 1.5 dB

Marge : 5dB

#### 2.1.2 Satellite

Antenne Patch

Gain : 3dB

Température bruit : 400°K

#### 2.1.3 Stations sol :

Diamètre antenne : 1,80m

Rendement antenne : 0,5

Pertes : 2dB

### ***2.2 Puissance d'émission :***

Déterminer (Satorb) la puissance de l'émetteur de la station sol (marge de 5dB)



# Thermique

Logiciel utilisé : Simusat

Les données sont sauvegardées dans les fichiers de type :

- \*.pwr pour la partie thermique et sous-système énergie
- \*.att pour la partie contrôle d'attitude
- \*.orb pour l'orbite

## 1 Saisie des données satellite :

- Saisir les données géométriques, dans le sous-système énergie (*Système énergie/Configuration*) et le sous-système contrôle d'attitude (*Contrôle d'attitude/Configuration*). Le satellite est un cube de 0.8 m de coté.
- Saisir les données thermiques (*Système énergie/Configuration/Définition du modèle thermique*).
- Le satellite est modélisé pour la partie thermique par un corps central recouvert par 6 faces : Terre (-Z), Espace (+Z), panneaux solaires (+X, -X, +Y, -Y).
- Saisir les données pour le calcul des couples (*Contrôle d'attitude/Configuration*)
- Le centre de gravité est placé à 2cm du centre géométrique (sur les axes X et Z) et le moment magnétique est de 10Am<sup>2</sup> par axe.

## 2 Saisie de la mission

Pour faciliter l'analyse des résultats, il est conseillé d'ajuster les caractéristiques de l'orbite et de l'époque pour placer le soleil dans le plan de l'orbite (par exemple à l'équinoxe de printemps avec ascension droite du nœud ascendant nulle).

## 3 Thermique :

### 3.1 Détermination et analyse des flux :

- Solaire
- Albedo
- IR terre

Cette analyse peut être faite sur une seule orbite (répétitivité)

### 3.2 Calcul des températures

Caractéristiques des nœuds thermiques :

- Capacités calorifiques :
  - Ensemble corps central : 50000 J/°
  - Panneaux solaires : 2500 J/°
  - Faces terre et espace : 1500 J/°
- Couplages conductifs entre nœuds thermiques :

- *Liaison panneaux / corps central* :  $4W/m^2/^\circ$

- Coefficients d'absorptivité, émissivité :

	$\alpha$	$\epsilon$
Peinture blanche	0.2	0.9
Peinture noire	0.95	0.9
Revêtement doré	0.25	0.05
Cellules solaires	0.8	0.9

Analyser l'évolution des températures et modifier si nécessaire les caractéristiques des éléments pour maintenir la température dans les limites prescrites (température  $<60^\circ$  pour les panneaux solaires et température  $> -20^\circ$  pour la batterie). La simulation devra être faite sur plusieurs orbites pour que le satellite atteigne son équilibre thermique.

## Contrôle d'attitude

Logiciel utilisé. : Simusat

### **4-1 Introduction**

Les objectifs de cette séance sont :

- d'établir les besoins en performances du SCA requis par la mission
- de dresser un inventaire des perturbations exercées par l'environnement
- d'évaluer l'adéquation de différentes architectures possibles pour le SCA
- enfin, après le choix d'une architecture, de dimensionner les actionneurs, puis de choisir une configuration d'actionneurs et de capteurs ; pour cela on dispose en annexe d'un catalogue d'équipements supposés disponibles sur le marché

Les contraintes de minimisation de la masse et de la consommation s'appliquent bien entendu au sous-système de contrôle d'attitude. Hors séance, différents bilans seront établis, de manière à préparer le dialogue que l'architecte du sous-système contrôle d'attitude devra mener avec les autres architectes afin d'itérer sur les spécifications, les contraintes et les choix et converger vers une conception cohérente de l'ensemble du satellite.

### **Rappels et définitions**

L'attitude est l'orientation du satellite autour de son centre de gravité.

Elle se caractérise donc par les transformations angulaires qui relient un repère lié au satellite à un repère de référence. Le repère de référence est ici le repère orbital local défini par :

- zROL orienté vers le centre de la Terre
- yROL est porté par la normale à l'orbite, opposé au moment cinétique lié au mouvement orbital
- xROL complète le trièdre, et dans le cas d'une orbite circulaire il porte le vecteur vitesse du satellite sur l'orbite et il est orienté dans la même direction

La tâche du SCA est d'asservir le repère satellite sur ce repère orbital local. L'attitude du repère satellite par rapport au repère de référence peut être représentée par exemple par trois angles d'Euler : roulis, tangage et lacet.

Une performance de pointage (ou besoin en pointage) est l'erreur angulaire maximale que l'on peut tolérer entre le repère lié au satellite et le repère de référence. La performance de pointage est souvent spécifiée sur les 3 angles : roulis, tangage et lacet. Idéalement on voudrait que les écarts angulaires en roulis, tangage et lacet soient nuls.

Le champ de vue d'un instrument optique est l'angle qui limite la scène observée par l'instrument. Etant donné un plan à une distance  $h$  de l'instrument (exemple : la surface de la terre) et normal à sa ligne de visée, le champ de vue peut se traduire en largeur/longueur (en mètres) de la scène observée par la camera, à l'aide de simples formules trigonométriques.

### **4-2 Besoins en performances du SCAO**

On va déduire les spécifications de performances du SCAO, en pointage et en vitesse angulaire sur les axes roulis et tangage, des caractéristiques de la mission optique, rappelées ci-dessous.

#### ***4-2-1 Besoins en pointage (roulis et tangage)***

Les besoins de pointage sont liés à la nécessité d'orienter l'instrument sur la scène à imager.

1) La fauchée de l'instrument est de 2000 km, dont 10 km de marge allouée aux erreurs de pointage. En d'autres termes, on dispose d'une marge de  $\pm 5$  km sur le positionnement de la ligne de visée perpendiculairement à la trace, au centre du champ. En déduire le besoin de pointage autour de l'axe roulis.

*NB : Afin de simplifier les calculs, une évaluation des contraintes induites par le respect de ces spécifications **au centre du champ** de l'instrument est suffisante.*

2) Les images doivent également être positionnées le long de la trace du satellite. A votre avis quelles sont les principales sources d'erreur sur ce positionnement ?

En pratique, on a généralement la même allocation de pointage en roulis qu'en tangage. On adoptera donc le même besoin de pointage autour de l'axe tangage qu'autour de l'axe roulis.

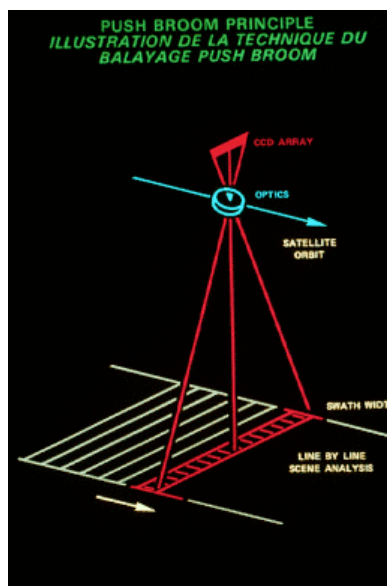
#### 4-2-1 Besoins en vitesse angulaire (roulis et tangage)

La mission d'observation est réalisée par un instrument à barrette CCD de type push-broom (balayage).

Un détecteur CCD convertit les photons qu'il reçoit en charges électriques qui sont collectées périodiquement à la période d'échantillonnage  $T$ . Une barrette de détecteurs carrés permet de collecter les photons d'une ligne pendant une période d'échantillonnage  $T$ . Sous l'effet du défilement du satellite sur son orbite, les différentes lignes permettant de reconstituer une image sont acquises successivement l'une après l'autre.

Le déplacement au sol de la projection d'un détecteur au sol pendant une période d'échantillonnage  $T$  constitue le pas d'échantillonnage spatial de l'image. De plus, dans notre cas, ce déplacement le long des colonnes de l'image est de même dimension que celle de la projection d'un détecteur au sol dans le sens des lignes.

La période d'échantillonnage est ajustée de telle manière qu'en une période d'échantillonnage le point sub-satellite se déplace d'un pixel. Il est très important d'assurer un échantillonnage régulier au sol, et donc un déplacement régulier de la projection des détecteurs au sol.



1) Le pas d'échantillonnage au sol réalisé par les pixels de la barrette est de 1 km au nadir. Calculer la période d'échantillonnage des détecteurs.

On rappelle que la pulsation orbitale d'une orbite circulaire s'écrit :

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{(R_T + H)^3}}$$

On rappelle que la pulsation orbitale d'une orbite circulaire s'écrit :

donne le rayon terrestre  $R_T = 6378$  km, et la constante de gravitation terrestre  $\mu = 398600$  km<sup>3</sup>s<sup>-2</sup>.

2) Les besoins de qualité image (netteté, régularité de l'échantillonnage) sont compatibles avec une régularité de la géométrie des pixels de 10% au maximum, dans le sens des lignes et dans le sens des colonnes. En déduire la vitesse angulaire maximale tolérée autour des axes roulis et tangage.

#### 4-2-1 Besoins sur l'axe de lacet

Avec une allocation de positionnement le long de la trace de  $\pm 5$  km quel est le besoin de performance de pointage en lacet ? Que deviendrait ce besoin avec une fauchée réduite à 60 km ?

Par la suite pour simplifier on prendra en compte les mêmes spécifications de pointage et de vitesse angulaire requises en roulis et tangage sont également requises sur l'axe lacet.

### 4-3 Couples perturbateurs liés à l'environnement

On se trouve en orbite basse. Il s'agit de recenser les principaux couples perturbateurs liés à l'environnement, et d'évaluer :

- d'une part leur **ordre de grandeur** (recherche de majorants)
- d'autre part leur **allure en fonction du temps** (constant ou périodique) dans le repère satellite, qui est celui auquel on se réfèrera pour définir l'architecture et le dimensionnement du SCA.

On se basera sur des calculs simples basés sur les formules fournies.

Puis on cherchera à corrélérer les résultats avec ceux obtenus par simulation.

#### 4-3-1 Couple magnétique

L'expression de ce couple est :  $C_{\text{magn}} = \vec{M} \wedge \vec{B}$

On prend en compte une hypothèse de moment magnétique parasite de  $10 \text{ Am}^2$  sur les 3 axes. L'ordre de grandeur du module du champ magnétique est de  $2 \cdot 10^{-5} \text{ T}$  aux altitudes considérées (entre 800 et 1400 km).

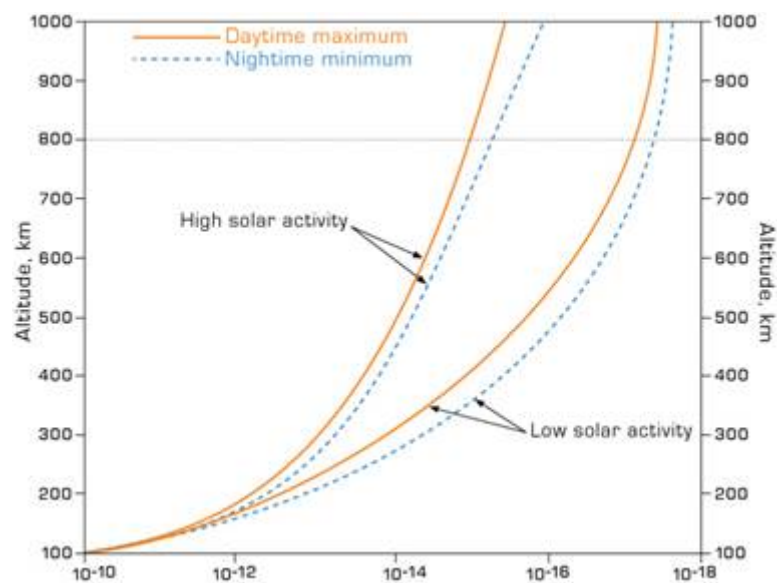
#### 4-3-2 Couple aérodynamique

L'expression de ce couple

$$\text{est : } C_{\text{aéro}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C \cdot V^2 \cdot bdl$$

(bdl = bras de levier)

On prend en compte un décalage du centre de poussée par rapport au centre de gravité de 2 cm suivant les axes x et z. On considèrera un coefficient aérodynamique de l'ordre de 2,5. La courbe ci-dessous donne la densité atmosphérique en fonction de l'altitude, en  $\text{g/cm}^3$  (Attention, unité non standard).



### 4-3-3 Couple solaire

L'expression de ce couple est :  $C_{sol} = P_{sol} \cdot S \cdot bdl$

On prendra en compte le même décalage du centre de poussée par rapport au centre de gravité que précédemment, et une valeur d'environ  $5 \cdot 10^{-6}$  N/m<sup>2</sup> pour la pression de radiation solaire.

### 4-3-4 Couple de gradient de gravité

L'expression de ce couple sur une orbite circulaire est :  $\vec{C} = 3\omega_0^2 \cdot \vec{u} \wedge I_{sat/sat} \vec{u}$

$\vec{u}$  est le vecteur unitaire de la direction satellite centre Terre. On prendra en compte une hypothèse de produit d'inertie  $I_{xz}$  de  $0,25 \text{ kgm}^2$ , les autres termes non diagonaux de la matrice d'inertie étant nuls.

Comparer le résultat avec ceux obtenus par simulation. Expliquer les écarts éventuels.

Comment la valeur de ce couple pourrait-elle être réduite ?

### 4-3-5 Couples perturbateurs

A l'aide du logiciel SIMUSAT, analyser les ordres de grandeur des couples perturbateurs, pour les quatre altitudes sélectionnées :

- Frottement atmosphérique
- Pression solaire
- Magnétique
- Gradient de gravité

## 4-4 Analyse de différentes architecture SCA possibles

Dans cette partie on va analyser successivement différentes architectures du SCA, et analyser leur adéquation, de manière qualitative ou par un dimensionnement.

### 4-4-1 Stabilisation par spin

Qualitativement, la mission vous paraît-elle compatible avec une stabilisation par spin ? Pourquoi ?

### 4-4-2 Stabilisation par moment cinétique embarqué

L'intérêt d'une stabilisation par moment cinétique embarqué est de pouvoir se passer d'une boucle de contrôle en lacet dans la mesure où le roulis est contrôlé.

1) Justifier par un raisonnement simple le couplage entre les axes roulis et lacet.

2) On montre que la performance autour de l'axe de lacet est donnée par :  $\psi < \frac{Cz}{\omega_0 \cdot Hr}$

( $Cz$  = perturbation autour du lacet,  $Hr$  = moment cinétique de la roue sur  $y$ ).

Évaluer le moment cinétique de la roue qui serait nécessaire pour une stabilisation par moment cinétique embarqué. Que peut-on en conclure ?

### 4-4-3 Stabilisation par gradient de gravité

Une stabilisation par gradient de gravité consisterait à ajouter un mât le long de l'axe Z du satellite, de manière à augmenter significativement les inerties autour des axes roulis et tangage sans augmenter l'inertie en lacet.

En reprenant l'équation donnée plus haut, en supposant un petit dépointage autour de l'axe roulis ou tangage et en négligeant les produits d'inertie (hypothèse à valider par la suite), montrer que le couple de gradient de gravité agirait comme un couple de rappel autour des axes roulis et tangage.

Dimensionner le mât qui serait nécessaire pour une stabilisation par gradient de gravité. Que peut-on en conclure ?

#### **4-4-4 Stabilisation 3 axes**

On s'oriente donc vers un contrôle actif à 3 roues à réaction.

Une roue à réaction est un volant d'inertie couplé à un moteur. Elle produit un couple lorsqu'on accélère ou décélère sa vitesse de rotation. Le logiciel de vol comporte une fonction contrôleur qui transforme la mesure de l'erreur en couple de contrôle, et c'est ce couple de contrôle qui est commandé à la roue, afin de contrer l'effet des couples perturbateurs.

A un instant donné le moment cinétique accumulé dans la roue est donc l'intégrale des couples perturbateurs contrôlés sur l'axe correspondant. Le moment cinétique de la roue est le produit de son inertie par sa vitesse angulaire.

Or les capacités en motorisation et en tenue mécanique limitent le moment cinétique maximal d'une roue.

Lorsque la roue a atteint son moment cinétique maximal, elle ne peut plus accélérer, ni fournir de couple : on dit qu'elle est « saturée ». Un actionneur secondaire est alors nécessaire pour « désaturer » la roue, c'est à dire exercer un couple qui permette de la décélérer.

A votre avis, des actionneurs secondaires sont-ils nécessaires ici ? Pourquoi ?

#### **4-5 Dimensionnement des actionneurs**

En orbite basse l'actionneur secondaire le plus courant est le magnétocoupleur. Il s'agit d'une bobine dans laquelle on commande un courant qui crée un moment magnétique, et qui interagit avec le champ magnétique terrestre pour créer un couple en  $C_{\text{magn}} = \vec{M} \wedge \vec{B}$ .

Toutefois la direction du champ est en général variable en axes satellite tout au long d'une orbite. Un magnétocoupleur ne peut fournir à chaque instant le couple désiré suivant une direction donnée. Sa capacité de désaturation est l'intégrale du couple qu'il peut produire sur un horizon de temps donné. En général on considère un horizon de temps suffisant pour que la direction du champ magnétique terrestre ait parcouru toutes les directions possibles, soit typiquement au moins la durée d'une orbite.

Proposer une configuration d'actionneurs : quelles sont les caractéristiques physiques qui vous paraissent importantes ? Sur quels critères les dimensionner ?

Hypothèse simplificatrice : quelle que soit l'orbite, on considère que le champ magnétique permet de disposer d'une capacité de désaturation de 0,03 Nms sur une orbite avec un magnétocoupleur de 1 Am<sup>2</sup>.

#### **4-6 Dimensionnement des capteurs**

Pour une architecture de type contrôle actif à 3 roues, et avec les besoins de performances considérés, on peut considérer que le contrôleur est parfait, la performance est alors directement la performance de mesure des capteurs.

Proposer une configuration de capteurs et une implantation.

NB : En réalité, il existe à bord des systèmes de filtrage, notamment par exemple lorsqu'on utilise à la fois des capteurs optiques et des capteurs inertiels. Ce filtrage a pour effet d'améliorer la performance de mesure d'attitude, toutefois on ne prendra pas ce point en considération ici.

## Sous-système énergie

*Logiciel utilisé : Simusat*

### **1 Spécifications du système :**

- Architecture non régulée (24 V - 38 V).
- Accumulateurs Nickel-Cadmium (3A.h), DOD max = 30%.
- Courant de recharge maximum de la batterie =  $C_{bat}/2$ .
- Puissance nuit = 30 W, puissance jour = 35 W
- Cellules AsGa (4 cm x 4 cm) sur les 4 faces latérales.

### **2 Dimensionnement des sources d'énergie**

#### **2.1 Batterie**

- Déterminer le nombre d'accumulateurs en série (compte tenu de la plage de tension souhaitée).
- Calculer la durée de l'éclipse la plus longue
- Déterminer la quantité de charge  $Q_d$  déchargée pendant la nuit.
- En déduire la capacité minimale (compte tenu de la DOD maximale autorisée)
- Déterminer nombre d'accumulateurs à associer en parallèle ainsi que la DOD maximale prévisionnelle.
- Calculer la puissance maximale nécessaire à la recharge de la batterie.

#### **2.2 Générateur solaire**

- Compte-tenu de la température maximale des cellules déterminer le nombre minimum de cellules en série d'une chaîne (sachant que le point de fonctionnement des cellules doit toujours être à gauche du point de puissance maximum). De plus, ce calcul sera effectué en fin de vie pour tenir compte de la dégradation due à la quantité de radiations subies (dose cumulée de  $4 \cdot 10^{14}$  Electrons de 1 meV en fin de vie)
- Déterminer le nombre maximum de chaînes de cellules qu'il est possible de coller sur chaque face latérale.
- Calculer le taux de remplissage en cellules des faces latérales du satellite.
- Calculer analytiquement l'éclairement reçu par chacun des panneaux le 21 mars lorsque le soleil est dans le plan de l'orbite et le courant maximum et puissance maximum fournis par les panneaux (à cette date).

### **3 Simulation**

#### **3.1 Spécifications de simulation**

Date initiale : 21/03/2003 (date de lancement).

Eclipse la plus longue : cas où le Soleil est dans le plan de l'orbite (21 mars)  $\Rightarrow$  ascension droite nulle au nœud ascendant.

Durée de vie : 3 ans  $\Rightarrow$  date de simulation = 21/03/2006 (fin de vie du satellite).

ROL : +X = vecteur vitesse, +Z = anti-terre, Y perpendiculaire au plan orbital.

Axe -Z satellite dirigé vers la Terre :  $\psi = 0$ ,  $\theta = 0$ ,  $\phi = 0$ .

Puissance jour = puissance nuit + puissance émetteur moyennée sur la durée diurne.



### 3.2 *Plan de travail*

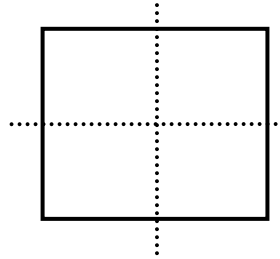
- Simuler le comportement du sous-système électrique dans les conditions déterminées précédemment.
- Identifier les 3 modes de recharge de la batterie et vérifié la validité des calculs effectués en 5-2-1
- Déterminer ensuite la puissance maximum disponible (hors recharge batterie) en tenant compte de la puissance moyenne consommée par l'émetteur et en sachant que le bilan énergétique doit être équilibré sur plusieurs orbites consécutives (la batterie doit être totalement rechargée au moins 5mn avant une entrée en éclipse).
- Etudier l'influence de la saison sur le bilan énergétique. (En définissant une orbite au 21/6 date à laquelle la distance terre-soleil est maximum).

## Gestion de in de vie

Logiciel utilisé : Stela

### 1 Surface transverse moyenne

1. Calculez la surface transverse moyenne d'une plaque de surface  $S$  en spin (rotation à vitesse constante) autour d'un de ses axes.



2. On admet (théorème de Cauchy, 1850) qu'un solide convexe en tumbling (rotation aléatoire sans axe privilégié à vitesse constante) montre en moyenne une surface transverse  $Stot/4$ , où  $Stot$  est la surface totale du solide. En déduire la surface transverse moyenne de votre satellite.
3. Vérifiez les résultats précédents avec l'outil de calcul de surface de STELA.
4. Dans le cas plus complexe d'un satellite composé de plusieurs solides convexes (ex. : panneaux solaires de type plaque ajoutés à votre satellite), quel phénomène doit être pris en compte dans le calcul de la surface transverse moyenne en spin ou en tumbling ?

### 2 Durée de rentrée, calcul analytique simple

On cherche dans cette partie à obtenir une expression analytique de la durée de rentrée d'un satellite et à en illustrer le domaine de validité.

On suppose que

- Le frottement atmosphérique est la seule perturbation à prendre en compte ;
- La Terre est sphérique ;
- L'atmosphère est fixe par rapport au référentiel inertiel (pas d'effet d'entraînement dû à la rotation terrestre) ;
- La densité atmosphérique est fonction de l'altitude selon la loi exponentielle suivante :

$$\rho(z) = \rho(z_{ref}) e^{\frac{z-z_{ref}}{H(z_{ref})}}$$

Avec  $z$  l'altitude,  $\rho$  la densité atmosphérique,  $\rho(z_{ref})$  et  $H(z_{ref})$  la densité et le facteur d'échelle à l'altitude de référence  $z_{ref}$  (valeurs en annexe).

1. Exprimez l'accélération perturbatrice due au frottement.
2. En utilisant les équations de Gauss pour une orbite circulaire, exprimez la dérivée du demi grand axe en fonction du temps  $\frac{da}{dt}$ .
3. En déduire une expression ne dépendant que du demi grand axe  $a$ .

4. On suppose de plus qu'on peut approximer  $\sqrt{\mu a} \sqrt{\mu a_0}$  par  $\sqrt{\mu a_0} \sqrt{\mu a_0}$ . Intégrez analytiquement l'équation précédente.
5. La condition de rentrée atmosphérique étant  $a = R_T + 120$  km, en déduire la durée de rentrée de votre satellite placé sur une orbite polaire à 300 km (pour l'application numérique on prendra  $C_x = 2.2$  et la surface frottante trouvée dans la partie 1).
6. Comparez ce résultat avec celui donné par STELA pour la même orbite (se placer au 1<sup>er</sup> janvier à minuit et penser à désactiver la perturbation luni-solaire et la pression de radiation solaire).
7. Même chose (durée de rentrée théorique + comparaison avec STELA) pour une orbite à 500 km. Conclure.

### **3 Durée de rentrée, application au projet**

On cherche dans cette partie à étudier l'impact de la prise en compte de la Loi Française sur les Opérations Spatiales sur le design du satellite et/ou le choix de l'orbite mission. On utilise pour cela le logiciel STELA, logiciel de référence pour le calcul de conformité des orbites de retrait de service. On suppose dans cette partie que le satellite considéré a une mission d'altitude 800km, et que la masse totale est de 80kg à la fin de la mission.

1. Démontrez à l'aide de STELA que le satellite abandonné sur son orbite à la fin de sa mission n'est pas conforme à la règle des 25 ans (critère C1).
2. Trouvez l'altitude du périhélie d'une orbite de retrait de service permettant la conformité (utilisez l'option calcul STELA itératif, mode calcul du périhélie).
3. En déduire le  $\Delta V$  et la masse d'ergol nécessaires pour rejoindre cette orbite (en 1 manœuvre impulsionnelle). On supposera qu'un système de propulsion d'impulsion spécifique  $I_{sp} = 200$ s a été embarqué.
4. Trouvez l'altitude de l'orbite gelée permettant la conformité (calcul STELA itératif, mode excentricité gelée). Remarque : le calcul STELA donne une orbite légèrement elliptique. Pour les calculs qui suivent prendre une orbite circulaire d'altitude  $\frac{z_a + z_p}{2}$ .
5. En déduire le  $\Delta V$  et la masse d'ergol nécessaires pour rejoindre cette orbite (transfert de Hohman en 2 manœuvres).
6. Trouvez l'altitude de l'orbite de retrait de service circulaire permettant le non croisement de la zone protégée LEO durant les 100 prochaines années (critère C2), en déduire le  $\Delta V$  et la masse d'ergol nécessaire.
7. Identifiez la stratégie optimale du point de vue de la consommation d'ergols.
8. Votre satellite ne disposant pas de capacité propulsive, à quelle altitude maximale devrait se dérouler votre mission pour être conforme à la règle des 25 ans ?

#### 4 Pour aller plus loin

1. Dans STELA, en gardant l'altitude de votre orbite mission et en activant toutes les forces, se placer à inclinaison  $63.4^\circ$  et argument du périégée  $245^\circ$ . Tracez l'évolution du périégée et de l'apogée. Que constatez-vous?
2. A partir des éléments fournis en annexe
  - a. Calculez la valeur de la dérivée de l'argument du périégée due à  $J_2$ , à l'inclinaison  $63.4^\circ$
  - b. Etablissez l'équation donnant la dérivée de l'excentricité sous l'effet des termes  $J_2$  et  $J_3$  du potentiel terrestre.
  - c. Expliquez le phénomène constaté dans la question 4.1

#### 5 Formulaire

1. Equation de Gauss pour les orbites circulaires :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{da}{dt} = \frac{2a}{V} T_P \\ \frac{de_x}{dt} = \frac{2 \cos \alpha}{V} T_P + \frac{\sin \alpha}{V} R_P \\ \frac{de_y}{dt} = \frac{2 \sin \alpha}{V} T_P - \frac{\cos \alpha}{V} R_P \\ \frac{di}{dt} = \frac{\cos \alpha}{V} N_P \\ \frac{d\Omega}{dt} = \frac{\sin \alpha}{V \sin i} N_P \\ \frac{d\alpha}{dt} = n - \frac{2}{V} R_P - \frac{\sin \alpha}{V \tan i} N_P \end{array} \right.$$

$T_p$ ,  $R_p$ ,  $N_p$  sont les composantes tangentielles, radiales et normales de l'accélération perturbatrice.

2. Vitesse sur une orbite circulaire :  
Vitesses à l'apogée et au périégée de l'orbite :

$$V_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \left( \frac{1-e}{1+e} \right)} \text{ et } V_p = \sqrt{\frac{\mu}{a} \left( \frac{1+e}{1-e} \right)}$$

4. Consommation d'ergol pour un DV réalisé :

$$dm = m \left( 1 - e^{-\frac{|\Delta V|}{g_0 I_{sp}}} \right)$$

#### 6 Constantes physiques

Rayon terrestre  $R_T$  : 6378 km

$\mu_{Terre}$  : 398600 km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>

Modèle d'atmosphère Jacchia:

- $z_{ref} = 300$  km
- $P(z_{ref}) = 2.6 \cdot 10^{-11}$  kg/m<sup>3</sup>
- $H(z_{ref}) = -46.83$  km

## 7 Résonances

**Effet du J2 sur l'argument du périégée, l'ascension droite du nœud ascendant et l'anomalie moyenne :**

$$\dot{\omega} = \frac{3}{4} \left( \frac{R}{a} \right)^2 \frac{n J_2}{(1-e^2)^2} (4 - 5 \sin^2(i))$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \left( \frac{R}{a} \right)^2 \frac{n J_2}{(1-e^2)^2} \cos(i)$$

$$\dot{M} = n + \frac{3}{4} \left( \frac{R}{a} \right)^2 \frac{n J_2}{(1-e^2)^{3/2}} (2 - 3 \sin^2(i))$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad \text{avec :}$$

**Equation de Lagrange : effet d'un potentiel perturbateur R sur le demi grand axe, l'excentricité et l'inclinaison :**

$$\begin{cases} \dot{a} = \frac{2}{na} \frac{\partial R}{\partial M} \\ \dot{e} = -\frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2 e} \frac{\partial R}{\partial \omega} + \frac{1-e^2}{na^2 e} \frac{\partial R}{\partial M} \\ \dot{i} = \frac{-1}{na^2 \sqrt{1-e^2} \sin I} \frac{\partial R}{\partial \Omega} + \frac{\cos I}{na^2 \sqrt{1-e^2} \sin I} \frac{\partial R}{\partial \omega} \end{cases}$$

**Terme J2 du potentiel perturbateur terrestre moyen :**

$$\overline{R_2} = \mu J_2 \frac{R_T^2}{a^3} \frac{1}{(1-e^2)^{\frac{3}{2}}} \left( \frac{1}{2} - \frac{3}{4} \sin^2 i \right)$$

**Terme J3 du potentiel perturbateur terrestre moyen :**

$$\overline{R_3} = \mu J_3 \frac{R_T^3}{a^4} \frac{3}{2} \frac{\sin(i)}{(1-e^2)^{\frac{5}{2}}} \left( 1 - 5 \cos^2 \left( \frac{i}{2} \right) \sin^2 \left( \frac{i}{2} \right) \right) e \cdot \sin(\omega)$$

## **Bilans**

Etablir les bilans de pointage, masse, puissance du satellite.

L'architecture proposée est-elle compatible avec les ressources du satellite ?

Sinon, quelles pourraient être les pistes pour itérer sur cette architecture ?

## Annexe 1 : Formulaire pour le calcul des liaisons RF

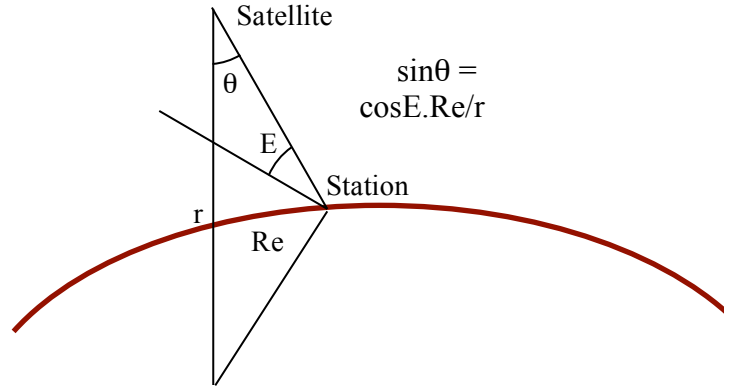
### 1 Demi-angle d'ouverture antenne satellite :

$$\theta_{3db} = 2\theta + 2\Delta\theta$$

### 2 Gain d'antenne satellite :

$$G_{max} = \eta (70\pi / \theta_{3db})^2 \quad \theta \text{ en degrés}$$

$$G(\theta) = G_{max} - 12.(\theta / \theta_{3db})^2 \quad G, G_{max} \text{ en dB}$$



### 3 Perte d'espace :

$$L_{FSL} = (4\pi R/\lambda)^2$$

### 4 Gain d'antenne sol :

$$G_R = \eta (\pi D/\lambda)^2 \quad \theta_{3db} = 70 (\lambda / D) \quad \text{Perte} = -12.(\Delta\theta / \theta_{3db})^2$$

### 5 Puissance nécessaire à l'entrée récepteur :

$$C/N_0 = E_b/N_0 + 10\log(\text{débit}) \quad \text{débit en bits/s, } C/N_0, E_b/N_0 \text{ en dB}$$

$$C/N_0 = P_T G_T (G_R / T_R) (1/K) / L / L_{FSL}$$

$K$  : Constante de Boltzman ( $K = -228,6\text{dB}$ )

$P_T$  : Puissance émetteur

$G_T$  : Gain émission

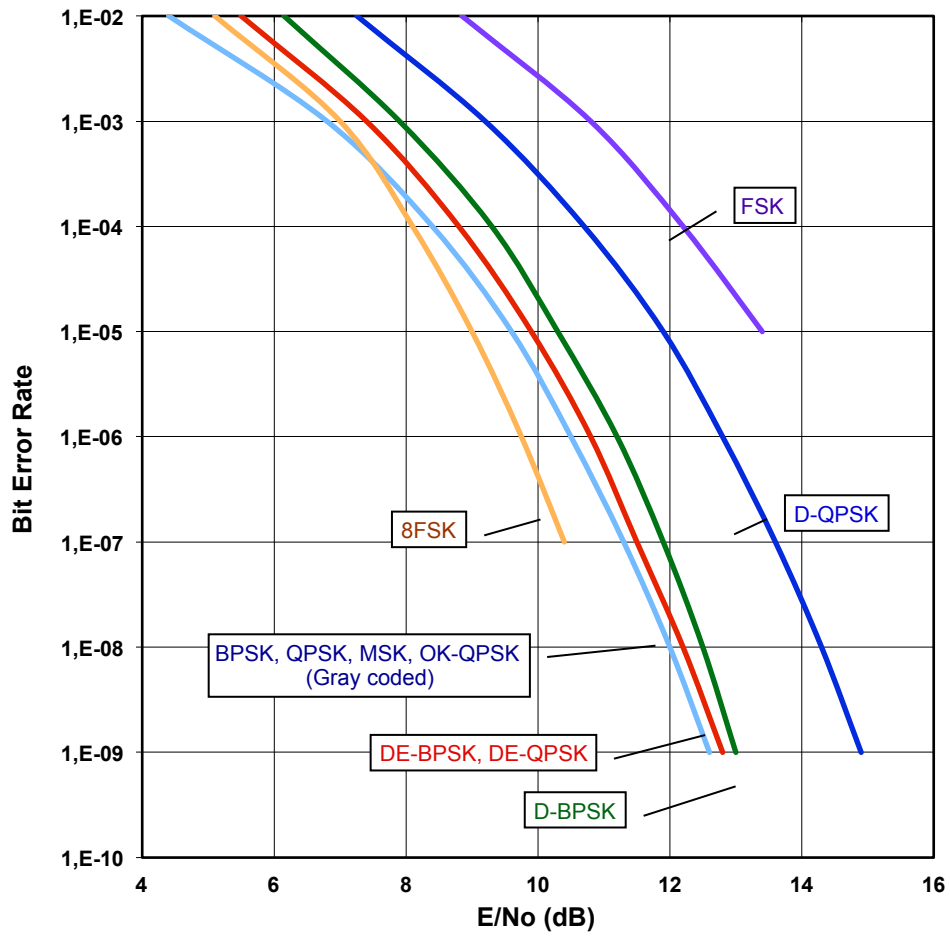
$G_R$  : Gain réception

$T_R$  : Température de bruit réception

$L$  : Pertes diverses (atmosphère, pluie etc...)

$L_{FSL}$  : Perte d'espace

## Digital transmission



$E=E_b$  if no coding  $E=E_c$  if coding  $N_0$ =one-sided noise spectral density(w/hz)



## Annexe 2 : Catalogue d'équipements pour le contrôle d'attitude

### 1 Actionneurs

#### 1.1 Roues :

Couple max (mNm)	Moment cinétique max (Nms)	Masse (kg)	Puissance max consommée (W)
25	0,4	2,2	9
10	2,2	2,9	28
5	0,12	0,75	3,8
5	0,04	0,6	3

*NB : la puissance consommée par une roue est proportionnelle au produit du couple qu'elle fournit par son moment cinétique. La puissance maximale consommée correspond à un cas de fonctionnement assez rare (moment cinétique maximal positif par exemple et couple maximal négatif).*

#### 1.2 Magnéto Coupleurs :

Moment magnétique (Am <sup>2</sup> )	longueur (cm)	Masse (kg)	Puissance max consommée (W)
12	41	0,4	0,7
12	28	0,5	0,9
30	57	0,7	0,9
110	41	4,5	5,4

#### 1.3 Mât de gradient de gravité :

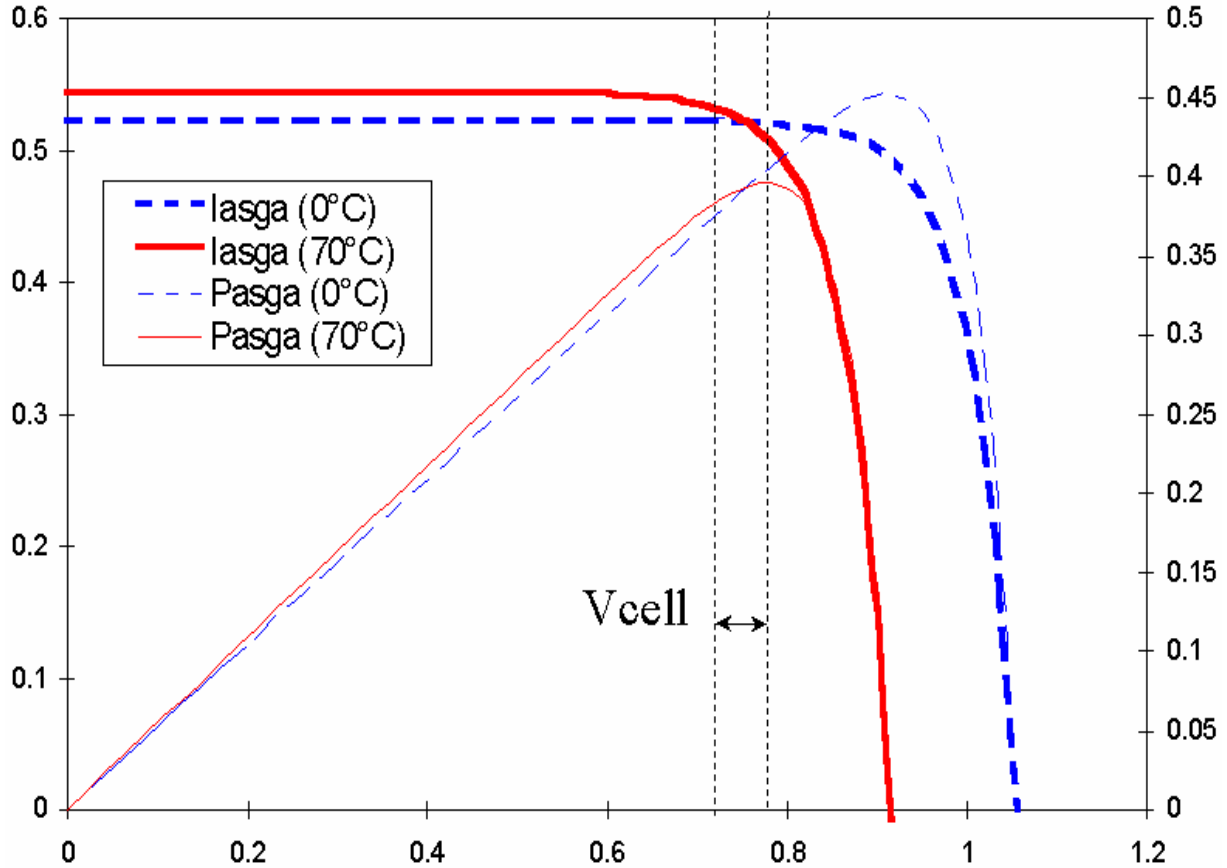
A titre indicatif, le mât de gradient de gravité utilisé sur les satellites UoSat est constitué d'une masse de 3 kg au bout d'un mât de 6m, et fournit donc un surcroît d'inertie de l'ordre de 100 kgm<sup>2</sup>.

### 2 Capteurs

Nature	Fonction	Précis.	Fréq. de sortie (Hz)	Champ de vue	Masse (kg)	Puissance (W)
Centrale gyrométrique	Vitesses sur 3 axes	0,01°/s	10	-	1	4
Senseur solaire analogique	Angles sur 2 axes	0,3°	1	128°x168°	0,2	0,3
Senseur solaire analogique	Angles sur 2 axes	1°	1	180°x180°	0,07	0
Senseur solaire digital	Angles sur 1 axe	0,02°	2	10°x10°	2	5
Magnétomètre	Angles sur 3 axes	1°	1	-	0,35	0,3
Senseur Terre	Angles sur 2 axes (roulis/tangage)	0,13°	2	10°x10°	1,3	0,8
Senseur stellaire	Angles sur 3 axes	0,05°	4	28°x28° Gardes : Terre : 30° Soleil : 40°	1,5	6

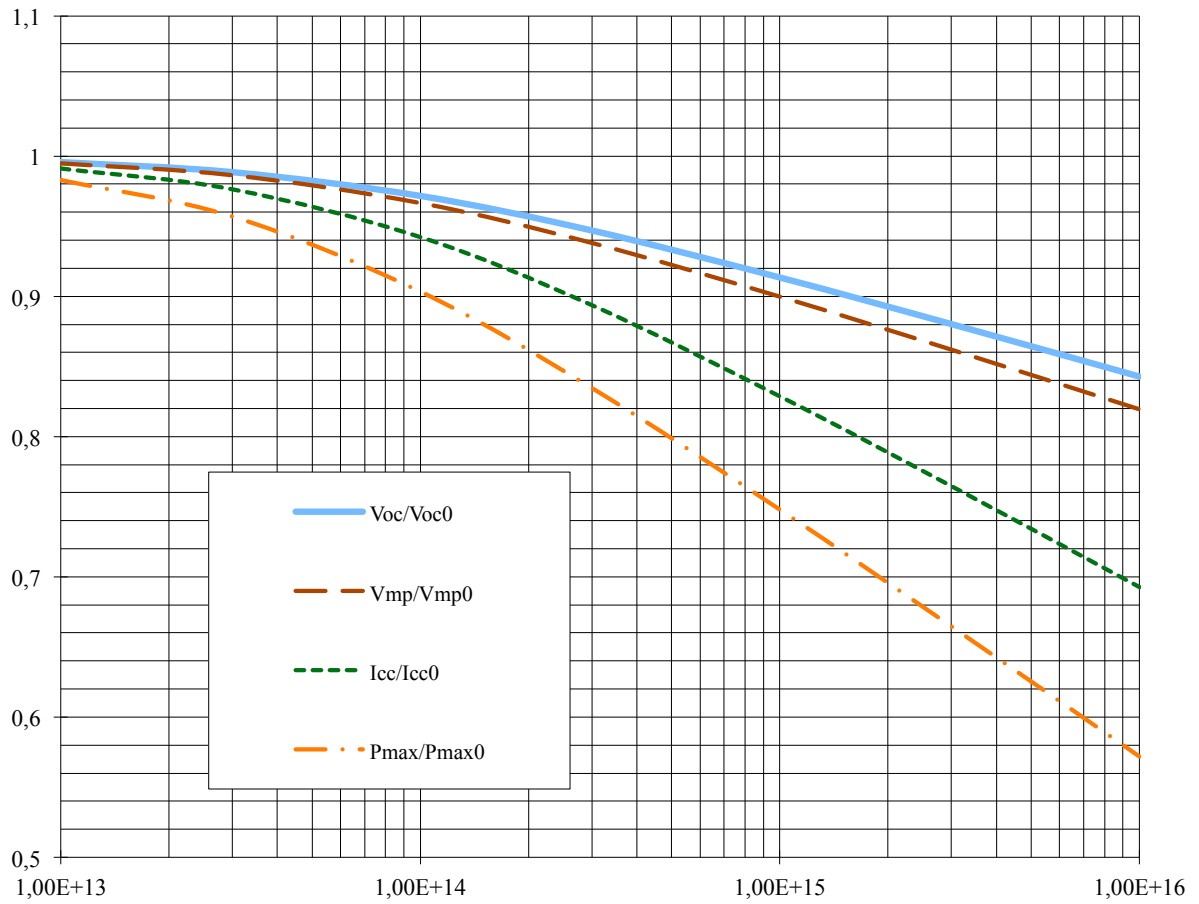
## Annexe 3 : Caractéristiques batteries, cellules solaires

### 1 Caractéristiques des cellules



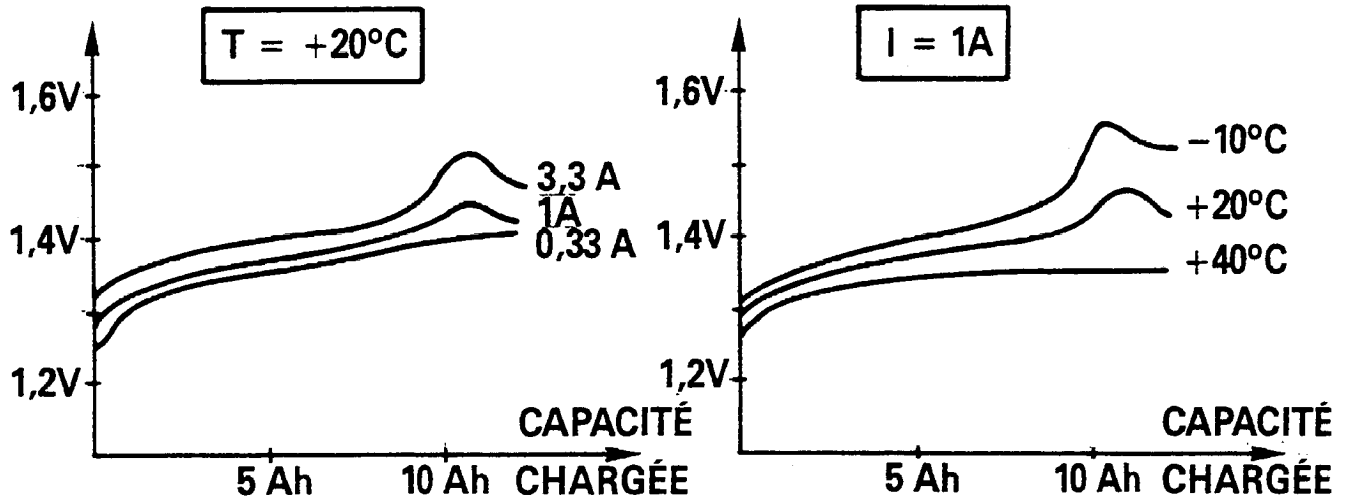
Isc(bol) à 28°C	0.53	A
Imp(bol) à 28°C	0.5	A
Voc(bol) à 28°C	1	V
Vmp(bol) à 28°C	0.86	V
dIsc/dT(eol)	3.00E-04	A / °C
dImp/dT(eol)	2.50E-04	A / °C
dVoc/dT(eol)	-2.00E-03	V / °C
dVmp/dT(eol)	-2.00E-03	V / °C

## 2 Dégradation des cellules avec la dose de radiation cumulée



### 3 Exemple de courbes de charge/décharge d'un accu Ni/Cd

#### 3.1 : Charge



#### 3.2 : Décharge

