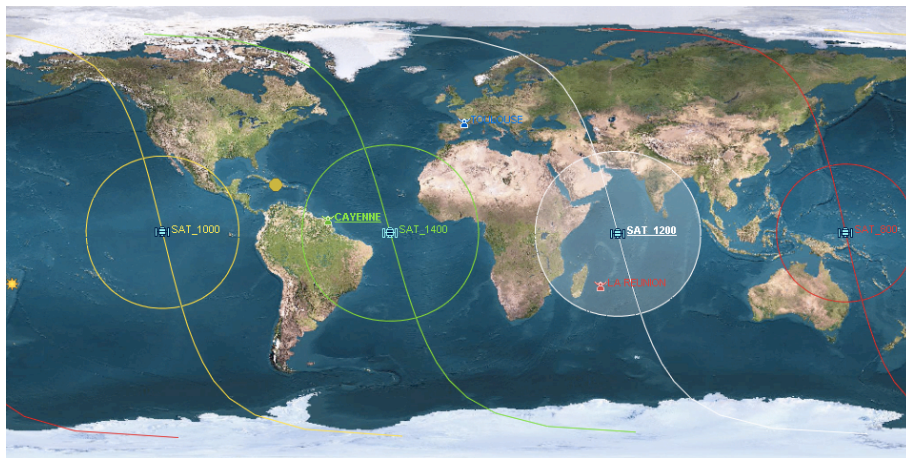


# Module Ingénierie Satellite

## AVANT PROJET DE MICROSATELLITE D'OBSERVATION

Jérôme BRAURE      Justin MONTHEILLET  
TAS ASTRONAUTICS



# Table des matières

<b>1</b>	<b>Orbitographie, visibilité</b>	<b>4</b>
1.1	Création du projet sur SATORB . . . . .	4
1.2	Durée moyenne de visibilité . . . . .	4
1.3	Couverture . . . . .	4
1.4	Analyse de la précision de restitution d'orbite . . . . .	4
1.5	Influence de la précision de restitution sur le pointage des antennes sol . . . . .	5
<b>2</b>	<b>Radiocommunications</b>	<b>7</b>
2.1	Spécifications . . . . .	7
2.1.1	Rappel de la mission . . . . .	7
2.1.2	Spécifications générales liaison . . . . .	7
2.1.3	Satellite . . . . .	7
2.1.4	Stations sol . . . . .	7
2.2	Calcul de la puissance d'émission . . . . .	7
2.3	Influence du dépointage d'antenne . . . . .	8
2.4	Capacité de réception . . . . .	9
2.5	Liaison montante . . . . .	9
2.5.1	Spécifications générales liaisons . . . . .	9
2.5.2	Satellite . . . . .	10
2.5.3	Stations sol . . . . .	10
2.5.4	Calcul de la puissance d'émission . . . . .	10
<b>3</b>	<b>Thermique, couples perturbateurs</b>	<b>11</b>
3.1	Saisie des données satellite . . . . .	11
3.2	Saisie de la mission . . . . .	11
3.2.1	Orbite et époque . . . . .	11
3.2.2	Pointage . . . . .	11
3.3	Couples perturbateurs . . . . .	11
3.3.1	Couple aérodynamique . . . . .	11
3.3.2	Couple solaire . . . . .	13
3.3.3	Couple magnétique . . . . .	13
3.3.4	Couple de gradient de gravité . . . . .	13
3.4	Thermique . . . . .	14
3.4.1	Détermination et analyse des flux . . . . .	14
3.4.2	Calcul des températures . . . . .	15
<b>4</b>	<b>Contrôle d'attitude</b>	<b>20</b>
4.1	Introduction . . . . .	20
4.2	Besoin en performance du SCAO . . . . .	20
4.2.1	Besoins en pointage . . . . .	20
4.2.2	Besoins en vitesse angulaire . . . . .	20
4.3	Couples perturbateurs liés à l'environnement . . . . .	21
4.3.1	Couple magnétique . . . . .	21
4.3.2	Couple aérodynamique . . . . .	21
4.3.3	Couple solaire . . . . .	22
4.3.4	Couple de gradient de gravité . . . . .	22
4.4	Analyse de différentes architectures SCA possibles . . . . .	22
4.4.1	Stabilisation par spin . . . . .	22
4.4.2	Stabilisation par moment cinétique embarqué . . . . .	22
4.4.3	Stabilisation par gradient de gravité . . . . .	23

4.4.4	Stabilisation 3 axes . . . . .	24
<b>5</b>	<b>Sous-système énergie</b>	<b>25</b>
5.1	Spécifications du système . . . . .	25
5.2	Dimensionnement des sources d'énergie . . . . .	25
5.2.1	Batterie . . . . .	25
5.2.2	Générateur Solaire . . . . .	26
5.3	Simulation . . . . .	26
5.3.1	Simulation du comportement du sous-système électrique . . . . .	26
5.3.2	Modes de recharge de la batterie et validité du dimensionnement . . . . .	27
5.3.3	Hypothèse thermique . . . . .	27
5.3.4	Puissance Max . . . . .	27
5.3.5	Influence de la saison . . . . .	27

# 1 Orbitographie, visibilité

## 1.1 Création du projet sur SATORB

Nous avons choisi quatre satellites en orbite héliosynchrone aux altitudes respectives de 800, 1000, 1200 et 1400 km. Trois stations sol (Cayenne, Toulouse et La Réunion) sont utilisées, elles ont chacune un angle de site minimal de 5° (élévation). Rappelons la relation donnant la période képlérienne :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

Avec  $\mu$  la constante de gravitation terrestre et  $a$  le demi grand axe. Et la condition d'héliosynchronisme pour des orbites circulaires :

$$-9.97 \cdot \left(\frac{r_{eq}}{a}\right)^{7/2} \cdot \cos i = 0.985$$

Avec  $r_{eq}$  le rayon terrestre équatorial, et  $i$  l'inclinaison.

altitude km	période s	inclinaison deg
800	6052.2	98.6
1000	6306.9	99.5
1200	6565.1	100.4
1400	6826.7	101.4

TAB. 1 – Périodes et inclinaisons des orbites héliosynchrones en fonction de l'altitude.

## 1.2 Durée moyenne de visibilité

La simulation a été réalisée sur une durée de 5 jours. La durée de visibilité augmente naturellement avec l'altitude.

altitude km	La Réunion minutes	%	Toulouse minutes	%	Cayenne minutes	%	total minutes	%
800	37.12	2.58	52.15	3.63	37.40	2.60	126.67	8.82
1000	70.46	4.91	68.40	4.76	47.36	3.30	186.22	12.97
1200	81.92	5.70	84.74	5.90	57.52	4.01	224.18	15.61
1400	94.82	6.60	99.60	6.94	66.31	4.62	260.74	18.16

TAB. 2 – Durées moyennes de visibilité journalière.

## 1.3 Couverture

En observant les résultats de la simulation (fig. 1), on observe une augmentation de la couverture en fonction de la latitude. Ceci s'explique par le fait que notre orbite soit quasi-polaire : les zones de hautes latitudes sont survolées une fois par orbite, alors que les zones survolées à basses latitudes sont différentes à chaque orbite.

## 1.4 Analyse de la précision de restitution d'orbite

Nous avons comparé les prédictions des propagateurs képlerien et *Mosaif* (fig. 2). On remarque immédiatement la divergence des résultats, le propagateur képlerien ne tenant pas compte des variations de potentiel de gravité terrestre, du frottement atmosphérique, du flux solaire, de l'attraction luni-solaire, etc.

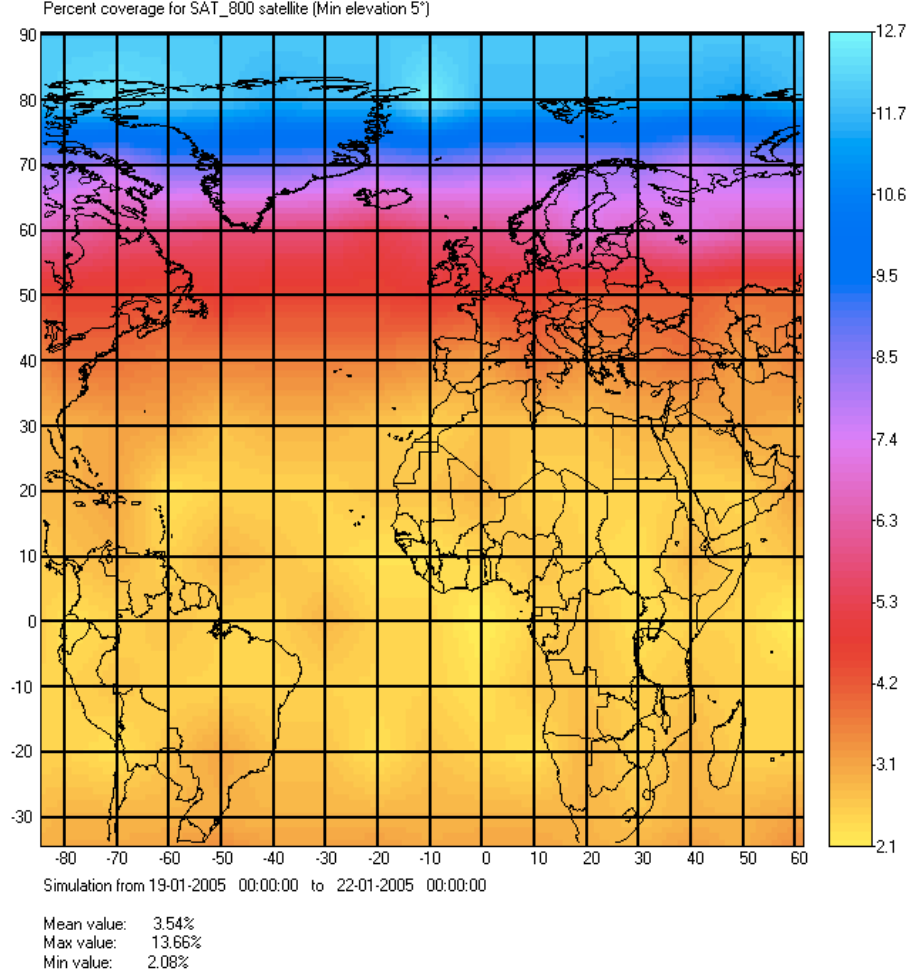


FIG. 1 – Analyse de la couverture.

## 1.5 Influence de la précision de restitution sur le pointage des antennes sol

Nous avons édité un rapport de visibilité pour la station de Toulouse et le satellite à 1000 km d'altitude. Le passage retenu a un angle de site maximum d'environ  $77.5^\circ$ . Lorsque l'on commet une erreur de 4 secondes (en avance ou en retard) sur la position du satellite, l'erreur de pointage maximale en azimut atteint  $11.22^\circ$ , exactement lorsque le satellite passe à son élévation maximale. L'erreur de pointage en élévation culmine à  $1.39^\circ$ . L'erreur de pointage totale  $\Delta p$ , est obtenue avec la relation suivante :

$$\Delta p = \sqrt{(\Delta_e)^2 + (\Delta_a \cos(\Delta_e))^2}$$

avec  $\Delta_e$  l'écart en élévation et  $\Delta_a$  l'écart en azimut. Les résultats sont affichés sur la figure 17. Cette erreur atteint un maximum de  $11.22^\circ$ , du à l'erreur en azimut. L'erreur en élévation est nulle à ce moment là car le satellite est à son élévation maximale et sa trajectoire est "horizontale".

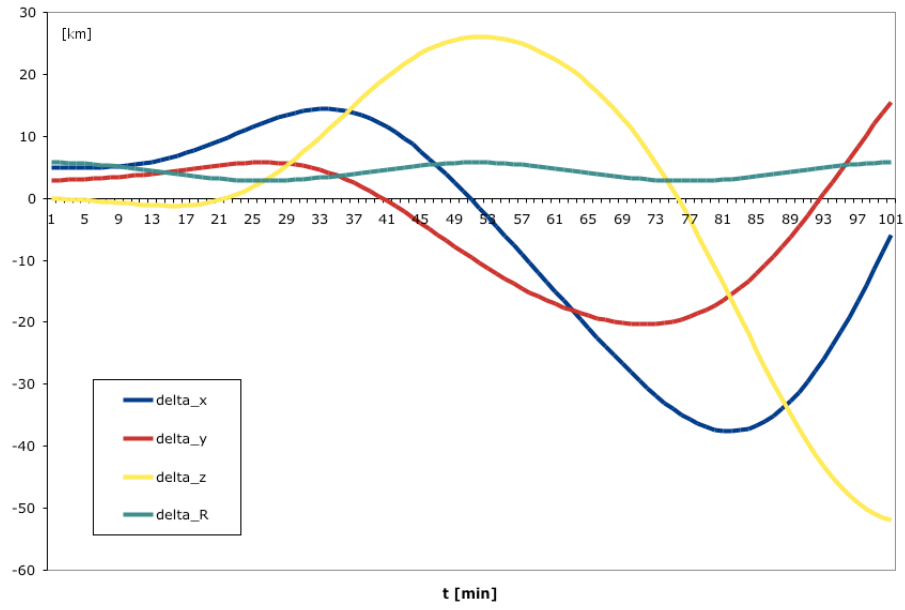


FIG. 2 – Ecart entre la prédiction képlerienne et le propagateur *Mosaif*.

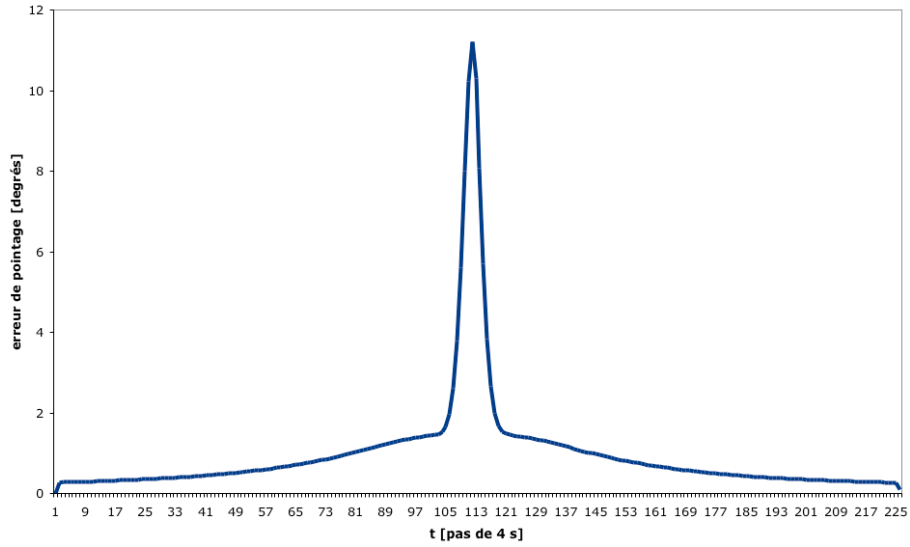


FIG. 3 – Erreur de pointage des antennes pour une erreur de 4 secondes sur la position du satellite.

## 2 Radiocommunications

### 2.1 Spécifications

#### 2.1.1 Rappel de la mission

Prise de photos,  $2000 \times 2000$  pixels, (12 bits / pixel), format non compressé. Les images sont collectées par l'ensemble des trois stations, uniquement pendant les périodes d'éclairement satellite.

#### 2.1.2 Spécifications générales liaison

Fréquence :  $f = 2.27$  GHz, donc longueur d'onde :  $\lambda = c/f = 0.132$  m.  
Taux d'erreur de bits :  $BER = 10^{-6}$ , donc  $E_b/N_0 = 10.5$  dB.  
Modulation : BPSK.  
Pas d'encodage des données.  
Débit  $r = 250$  Kbps (dont 25% utilisé pour les informations de contrôle et de télémétrie plateforme).  
Donc  $C/N_0 = E_b/N_0 + 10 \log_{10}(r) = 64.479$  dBHz.  
Dégradation démodulateur :  $L_{demod} = 1.5$  dB.  
Pertes atmosphère et pluie :  $L_{atm} = 0.2$  dB.  
Marges :  $M = 5$  dB.

#### 2.1.3 Satellite

Antenne assurant une couverture à 3 dB pour site minimum (depuis station) de  $E = 5^\circ$ .  
Dépointage maximum :  $\Delta\theta = 5^\circ$ .  
Rendement d'antenne :  $\eta_{sat} = 0.6$ .  
Pertes internes :  $L_{int} = 1$  dB.  
Rendement de l'ampli de puissance (puiss. émise / puiss. alim.) :  $\eta_{ampl} = 0.2$ .

#### 2.1.4 Stations sol

Diamètre antenne :  $D_{sol} = 1.8$  m.  
Rendement d'antenne :  $\eta_{sol} = 0.6$ .  
Température bruit :  $T = 200^\circ\text{K}$ .

### 2.2 Calcul de la puissance d'émission

Pour déterminer la puissance d'émission ( $P_T$ ) nécessaire à assurer le lien radio dans les spécifications, il nous faut déterminer le demi-angle d'ouverture antenne satellite ( $\theta$ ), l'angle pour lequel la puissance émise est au moins égale à la moitié de la puissance au gain max ( $\theta_{3dB}$ ), la distance maximale satellite – station sol ( $R$ ), les pertes en espace libre ( $L_{fs}$ ), et le gain max de l'antenne du satellite ( $G_{T,max}$ ).

$$\theta = \arcsin\left(\frac{R_{terre}}{R_{terre} + h} \cdot \sin(E + 90^\circ)\right) \quad [^\circ]$$

Avec  $h$  l'altitude du satellite.

$$\begin{aligned} \theta_{3dB} &= 2\theta + 2\Delta\theta \quad [^\circ] \\ R &= R_{terre} + h \cdot \frac{\sin(180 - 90 - E - \theta)}{\sin(90 + E)} \quad [m] \end{aligned}$$

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

$$G_{max} = \eta_{sat}(70\pi/\theta_{3dB})^2$$

Pour assurer la liaison RF, il faut :

$$C/N_0 = (P_T G_T)(G_R/T_R)(1/K)(1/L) \quad [Hz]$$

Avec  $L$  les pertes totales et  $G_T$  le gain de l'antenne du satellite sous l'angle  $\theta_{3dB}$  (on dimensionne pour le pire cas). La relation peut s'écrire (en dB) ainsi :

$$P_T = C/N_0 - G_T - G_R + T_R + K + L_{fs} + L_{atm} + L_{int} + L_{demod} + M \quad [dBW]$$

La puissance moyenne à fournir par le système énergie est :

$$P_F = \frac{P_T}{\eta_{ampl}} \quad [W]$$

Altitude	[km]	800	1000	1200	1400
$\theta$	[°]	62.27	59.45	56.98	54.77
$\theta_{3dB}$	[°]	134.54	128.90	123.95	119.55
$R$	[km]	2783.85	3194.45	3574.04	3930.48
$L_{fs}$	[dB]	168.46	169.65	170.63	171.45
$G_{T,max}$	[-]	1.60	1.75	1.89	2.03
$G_{T,max}$	[dB]	2.05	2.42	2.76	3.08
$G_{T,\theta_{3dB}}$	[dB]	-0.95	-0.58	-0.24	0.08
$P_T$	[dBW]	6.38	7.20	7.84	8.35
$P_T$	[W]	4.34	5.25	6.08	6.84
$P_F$	[W]	7.24	8.75	10.13	11.40

TAB. 3 – **Caractéristiques de la liaison descendante en fonction de l'altitude.**

La simulation de la liaison sur Satorb nous montre que la marge de 5 dB est toujours respectée.

### 2.3 Influence du dépointage d'antenne

Afin d'étudier l'influence du dépointage d'antenne, nous avons effectué une simulation d'un passage du satellite (orbitant à 800 km d'altitude) et avons relevé l'azimut, l'élévation et la marge  $M$  de la liaison toutes les 4 secondes. L'erreur de pointage  $\Delta p$  est recalculée de la même façon qu'à la question 1.5. Cette erreur de pointage  $\Delta p$  correspond à l'erreur de restitution de 4 secondes. Pour connaitre les erreurs de pointage pour d'autres temps, nous allons simplement extrapoler linéairement, par exemple si : 4 s  $\rightarrow$   $\Delta p$  alors 12 s  $\rightarrow$  3  $\cdot$   $\Delta p$ .

La perte de dépointage vaut :

$$L_R = 12(\Delta p/\theta_{3dB})^2 \quad [dB]$$

La marge RF est ensuite obtenue par soustraction :

$$M_{FR} = M - L_R \quad [dB]$$

On remarque sur la figure 4 que la marge RF devient négative à partir d'une erreur d'estimation de la position du satellite de 0.9 secondes. Ceci dit, la durée de perte de liaison est dans le cas présent (satellite à 800 km d'altitude, élévation max de 89° lors de ce passage<sup>1</sup> extrêmement brève.

<sup>1</sup>C'est pratiquement le pire cas, celui qui nécessite la meilleure précision dans le pointage d'antenne afin de ne pas perdre la liaison.



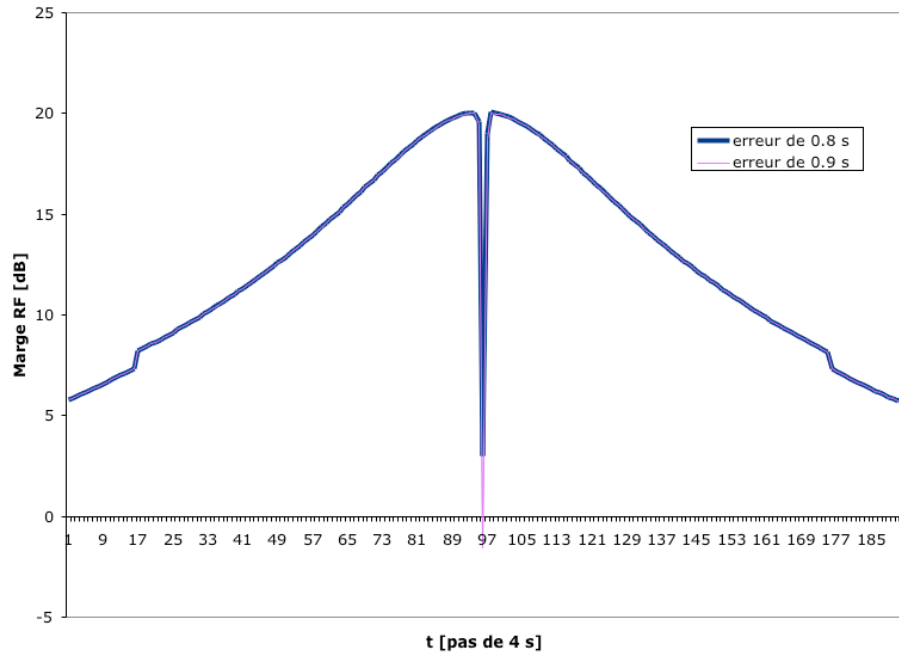


FIG. 4 – Marge RF lors d'un passage du satellite avec des erreurs de 0.8 et 0.9 secondes sur la position du satellite.

## 2.4 Capacité de réception

Pour estimer le nombre moyen d'images collectées par jour, il nous faut connaître le temps d'éclipse journalier moyen pour un satellite, car les photos ne sont renvoyées sur les stations que pendant les périodes d'éclairement satellite. Pour le satellite orbitant à 1400 km, la durée moyenne d'éclipse est de 29.12 minutes par jour (satellite héliosynchrone avec un RAAN de  $90^\circ$ ) donc le satellite voit le soleil durant environ 1411 minutes par jour. D'autre part, les données ne peuvent être envoyées aux stations sol que lorsque le satellite est en visibilité d'au moins l'une d'elles. La table 2 nous donne le pourcentage du temps pendant lequel le satellite est en visibilité. Le satellite 1400 est donc en visibilité de l'une des stations 18.16% du temps. Les deux conditions réunies permettent au satellite de transmettre ses images durant 18.16% · 1411 = 256.2 minutes par jour.

Le débit utile étant de  $75\% \cdot 250 \text{ Kbps} = 187.5 \text{ Kbps}$ , le volume de donnée transmissible par jour est de  $256.2 \cdot 60 \cdot 187.5 = 2882.25 \text{ Mb}$ . Une image a une taille de  $2000 \times 2000 \cdot 12 = 48 \text{ Mb}$ . Le nombre moyen d'images collectées par jour est donc de  $2882.25 / 48 = 60.047$ . On arrondira à 60 images collectées par jour.

## 2.5 Liaison montante

### 2.5.1 Spécifications générales liaisons

Fréquence :  $f = 2.092 \text{ GHz}$  donc  $\lambda = 0.143 \text{ m}$ .

Taux d'erreur de bit :  $10^{-6}$ .

Modulation : FSK. Donc  $E_b/N_0 = 14.5 \text{ dB}$ .

Pas d'encodage des données.

Débit :  $r = 10 \text{ Kbps}$ .

Pertes atmosphère et pluie :  $L_{atm} = 0.2 \text{ dB}$ .

Marges :  $M = 5 \text{ dB}$ .

### 2.5.2 Satellite

Antenne patch.  
Gain :  $G_R = 3$  dB.  
Température bruit :  $T = 400$  K.  
Pertes :  $L_{sat} = 2$  dB.

### 2.5.3 Stations sol

Diamètre antenne :  $D = 1.8$  m.  
Rendement antenne :  $\eta_{sol} = 0.5$ .  
Gain :  $G_T = 29.8$  dB.  
Pertes :  $L_{sol} = 2$  dB.

### 2.5.4 Calcul de la puissance d'émission

Les calculs sont similaires à la question 2.2. Cependant, on considère ici que l'antenne du satellite est parfaitement orientée vers l'antenne au sol.

Altitude	[km]	800	1000	1200	1400
$\theta$	[°]	62.27	59.45	56.98	54.77
$R$	[km]	2783.85	3194.45	3574.04	3930.48
$L_{fs}$	[dB]	167.75	168.94	169.92	170.74
$P_T$	[dBW]	-3.04	-1.85	-0.87	-0.04
$P_T$	[W]	0.50	0.65	0.82	0.99

TAB. 4 – Caractéristiques de la liaison montante en fonction de l'altitude.

## 3 Thermique, couples perturbateurs

Nous utilisons désormais SIMUSAT, un logiciel de simulation satellite qui va nous permettre, dans cette partie, d'obtenir les ordres de grandeur des couples perturbateurs dus à l'environnement naturel et de faire une analyse thermique simplifiée. La simulation nécessite un certain nombre de données préalables, caractérisant à la fois le satellite et la mission.

### 3.1 Saisie des données satellite

Il s'agit essentiellement de :

- données géométriques : le satellite étudié est un cube de 0.8 m de côté.
- données thermiques : le modèle thermique se compose d'un corps central recouvert par 6 faces : on distingue les faces terre (-Z), espace (+Z) et les 4 faces latérales équipées de panneaux solaires (+X,-X,+Y,-Y). Ces éléments de surface constituent des "nœuds thermiques" pour lesquels il est nécessaire de spécifier certaines caractéristiques (capacités calorifiques, puissances thermiques dissipées, couplages conductifs et radiatifs entre nœuds, caractéristiques thermo-optiques des revêtements choisis). Le principe de la méthode nodale utilisée pour le calcul des températures est rappelé dans le paragraphe 3.5.2.
- données pour le calcul des couples : le centre de gravité est placé arbitrairement à 2 cm du centre géométrique (sur les axes X et Z) et le moment magnétique propre du satellite est de  $10 \text{ A}\cdot\text{m}^2$  par axe.

### 3.2 Saisie de la mission

#### 3.2.1 Orbite et époque

Nous avons choisi une orbite basse circulaire à 800 km. Pour faciliter l'analyse des résultats, les caractéristiques de l'orbite et de l'époque ont été ajustées de façon à placer le soleil dans le plan orbital (plan défini par les axes X et Z). Ainsi la simulation a été réalisée à l'équinoxe de printemps (21/03/2005), époque où le soleil traverse le plan de l'équateur terrestre, avec une ascension droite au nœud ascendant nulle (nous aurions pu choisir tout aussi bien une orbite héliosynchrone avec un calage à midi au nœud ascendant).

#### 3.2.2 Pointage

Le pointage permet de définir l'attitude du satellite sur son orbite. C'est donc une donnée essentielle pour le calcul des couples perturbateurs et des flux. Pour les besoins de la mission d'observation, la face -Z est pointée vers le centre de la Terre (fig. 5).

### 3.3 Couples perturbateurs

Les simulations et les analyses sont faites sur une seule orbite (répétitivité). La connaissance des couples perturbateurs est nécessaire pour le dimensionnement du système de contrôle d'attitude.

#### 3.3.1 Couple aérodynamique

Le couple aérodynamique est lié à l'interaction du satellite avec l'atmosphère résiduelle en orbite basse.

On observe (fig. 6) un couple maximal, de l'ordre de  $5\text{E-}08 \text{ Nm}$ , selon l'axe Y. En effet, le très léger freinage atmosphérique subi par le satellite dans la direction -X (vecteur vitesse en +X) génère un couple relativement constant du fait du décentrage du centre de gravité par rapport au centre géométrique. Les petites variations cycliques observées s'expliquent par les différences de densité atmosphérique traversée le long d'une orbite : le couple atteint son maximum au-dessus des zones équatoriales (phénomène lié au gonflement équatorial de l'atmosphère sous l'effet du rayonnement

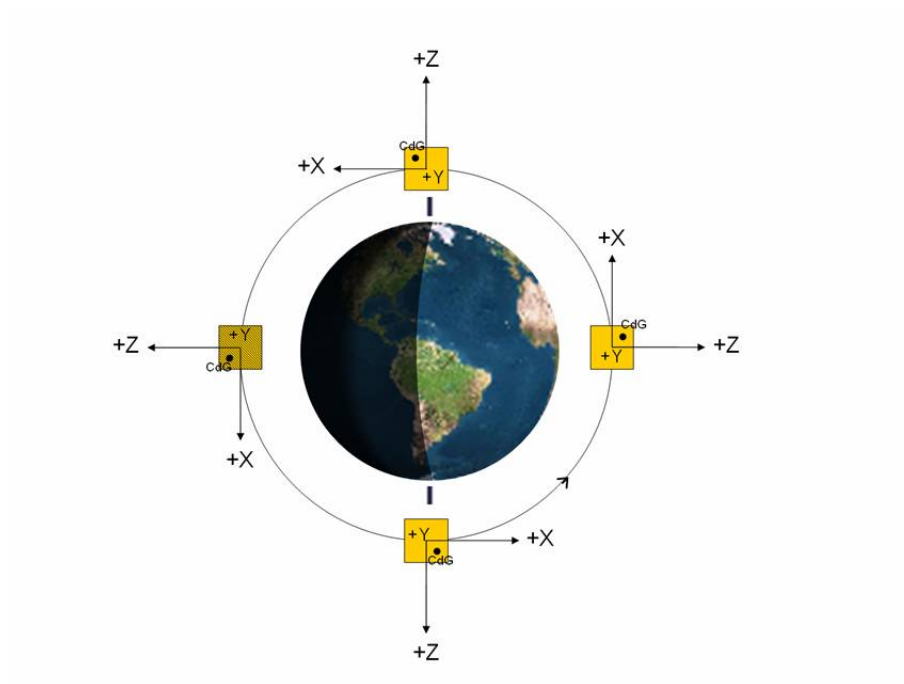


FIG. 5 – Repère en axes satellite

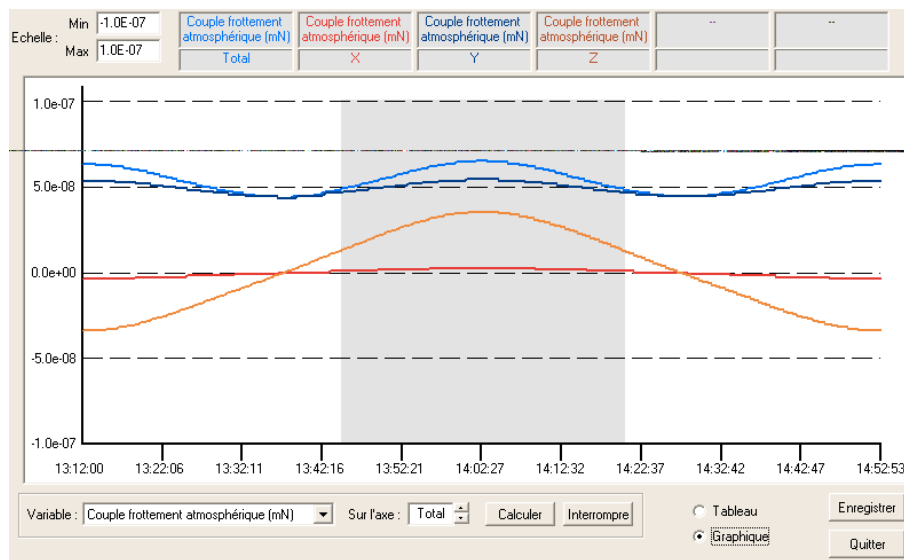


FIG. 6 – Couple aérodynamique.

UV solaire et que doit modéliser SIMUSAT). D'autre part, on remarque un couple plus faible suivant Z, positif en période d'éclipse et négatif en période d'éclairement. Cette inversion traduit l'effet de la rotation de la Terre (et de son atmosphère) sur le freinage latéral vu par le satellite en orbite ascendante ou descendante.

### 3.3.2 Couple solaire

Le couple dû à la pression de radiation solaire est lié à l'interaction du satellite avec les photons du rayonnement solaire.

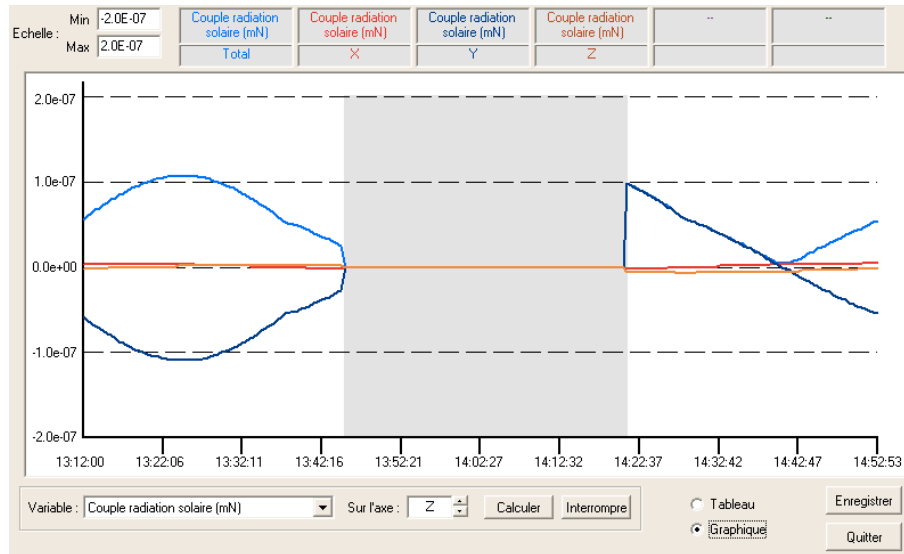


FIG. 7 – Couple solaire.

Du fait de la position du centre de gravité dans le plan orbital (X, Z), la pression de radiation solaire crée un couple suivant l'axe Y seulement (fig. 7). Ce couple est positif sur le premier quart d'orbite parcouru au-dessus de l'hémisphère sud et devient ensuite négatif sur le reste de l'orbite en éclaircissement. Le couple est maximal (en valeur absolue) quand le "bras de levier" est maximal, c'est-à-dire quand la diagonale (centre géométrique – centre de gravité) est perpendiculaire à la direction Terre-Soleil. Cette configuration se présente lorsque le satellite arrive aux trois quarts de l'orbite en éclaircissement. Le couple est alors de l'ordre de  $1\text{E-}7$  Nm. On remarquera l'annulation (prévisible!) du couple solaire lors des passages en éclipse.

### 3.3.3 Couple magnétique

Le couple magnétique est lié à l'interaction du moment magnétique propre du satellite avec le champ magnétique terrestre.

Ce couple est plus délicat à analyser sur la simulation (fig. 8). Notons simplement que le couple perturbateur magnétique total oscille entre  $2\text{E-}04$  et  $7\text{E-}04$  Nm, soit plusieurs ordres de grandeur de plus que les couples précédemment analysés.

### 3.3.4 Couple de gradient de gravité

Le couple de gradient de gravité est lié aux différences d'attraction gravitationnelle entre les différents points du satellite.

Le décalage du centre de gravité dans le plan (X, Z) entraîne un couple de gradient de gravité constant et négatif autour de l'axe +Y, de l'ordre de  $6.5\text{E-}08$  Nm (fig. 9).

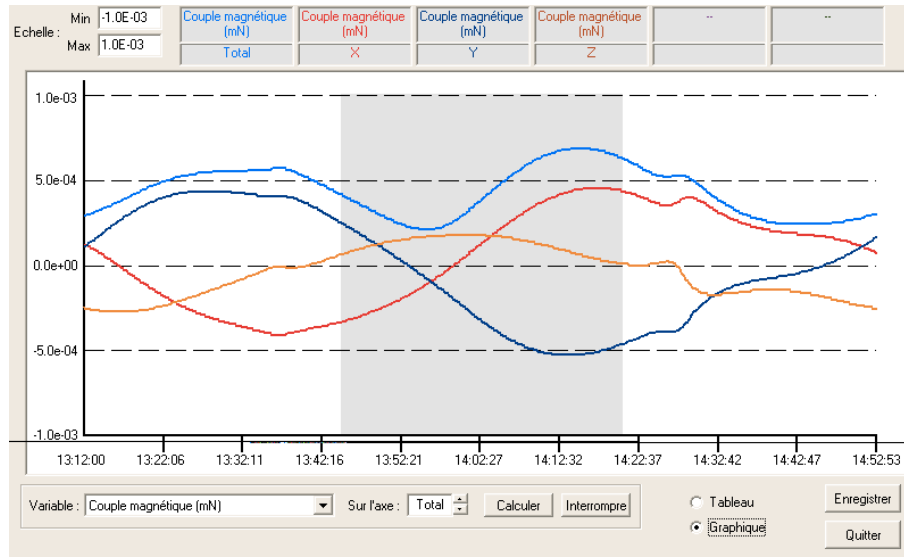


FIG. 8 – Couple magnétique.

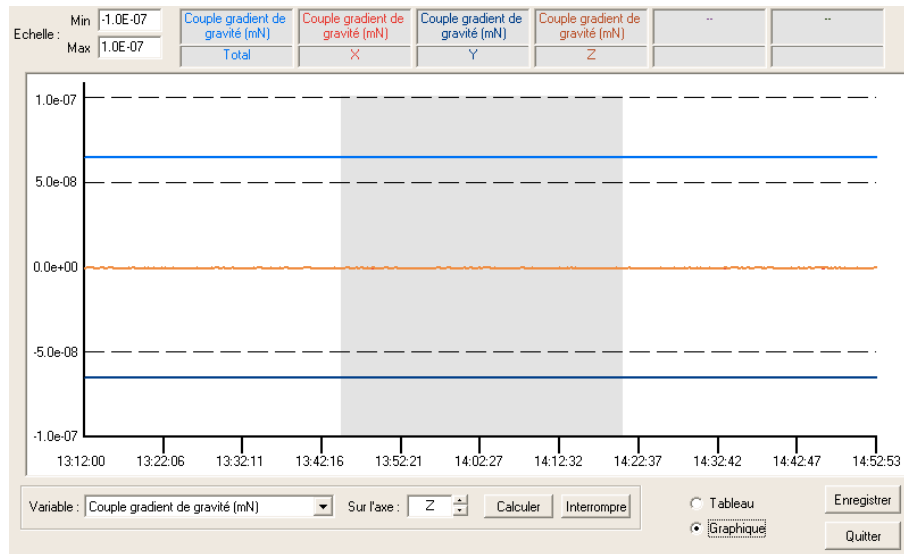


FIG. 9 – Couple de gradient de gravité.

### 3.4 Thermique

#### 3.4.1 Détermination et analyse des flux

De même que pour l'analyse des couples perturbateurs, la simulation des flux reçus par les panneaux solaires peut être faite sur une seule orbite. Les flux ont trois origines : solaire, albédo et infrarouge terrestre. La connaissance des flux permettra de dimensionner le système énergie et le système de contrôle thermique. Il est utile de rappeler que le microsatellite étudié comporte des panneaux solaires sur ses faces +X, -X, +Y et -Y.

**Flux solaire.** Nul en période d'éclipse, le flux solaire sur un panneau est maximal quand celui-ci fait face au soleil. On retrouve alors la valeur de la constante solaire au moment des équinoxes, soit environ  $1370 \text{ W/m}^2$  (fig. 10). De part et d'autre du maximum, le flux reçu décroît en cosinus de l'angle entre l'axe de la face du satellite et la direction satellite-soleil. On note qu'au point subsolaire, le flux est nul puisque les panneaux latéraux ne sont plus éclairés (les panneaux  $\pm Y$  n'étant par ailleurs jamais éclairés à cette époque de l'année).

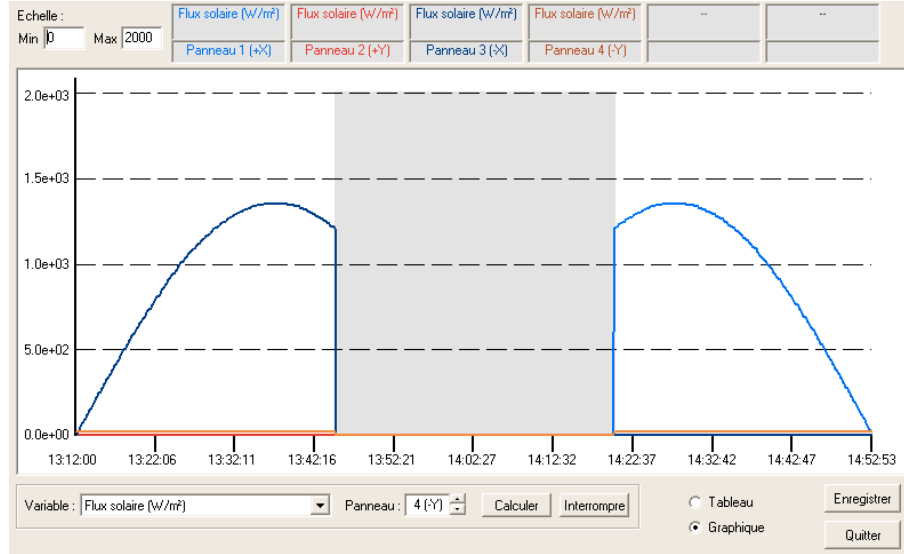


FIG. 10 – Flux solaire.

**Flux albédo.** Le flux albédo est issu de la réflexion du rayonnement solaire par la surface et l'atmosphère de la Terre. Il est donc nul en période d'éclipse et en pratique dès que le satellite se trouve à  $90^\circ$  du point subsolaire (fig. 11). En période d'éclairement, le flux albédo maximal reçu par les panneaux (latéraux) est de l'ordre de  $100 \text{ W/m}^2$ . Il est atteint au point subsolaire.

**Flux IR terrestre.** Le flux infrarouge terrestre est le flux rayonné par la Terre considérée comme un corps à une température moyenne d'équilibre radiatif de  $-18^\circ\text{C}$ . En première approximation, ce flux est homogène autour de la Terre car l'atmosphère constitue un excellent thermostat (atténuation des amplitudes thermiques jour-nuit). On observe donc un flux constant reçu par les panneaux du satellites et égal à  $50 \text{ W/m}^2$  (fig. 12).

### 3.4.2 Calcul des températures

**Méthode nodale :** Les températures sont calculées à l'aide de la méthode nodale. Cette méthode consiste à discrétiser le satellite en nœuds thermiques, éléments de surface supposés isothermes. Les nœuds sont caractérisés par leurs propriétés thermo-optiques (coefficients d'absorptivité, d'émissivité), leurs capacités calorifiques, leurs puissances dissipées. Il faut aussi prendre en compte les couplages conductifs et radiatifs qui peuvent exister entre les nœuds. Leur température s'obtient alors par résolution des bilans traduisant l'équilibre thermique de chaque nœud entre les flux absorbés et les flux rayonnés.

**Caractéristiques des nœuds thermiques :**

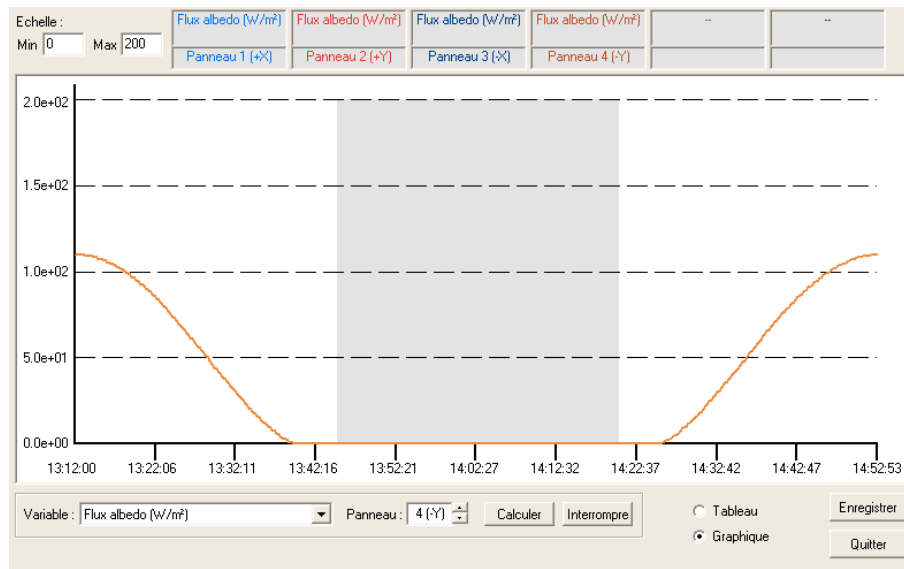


FIG. 11 – Flux albédo.

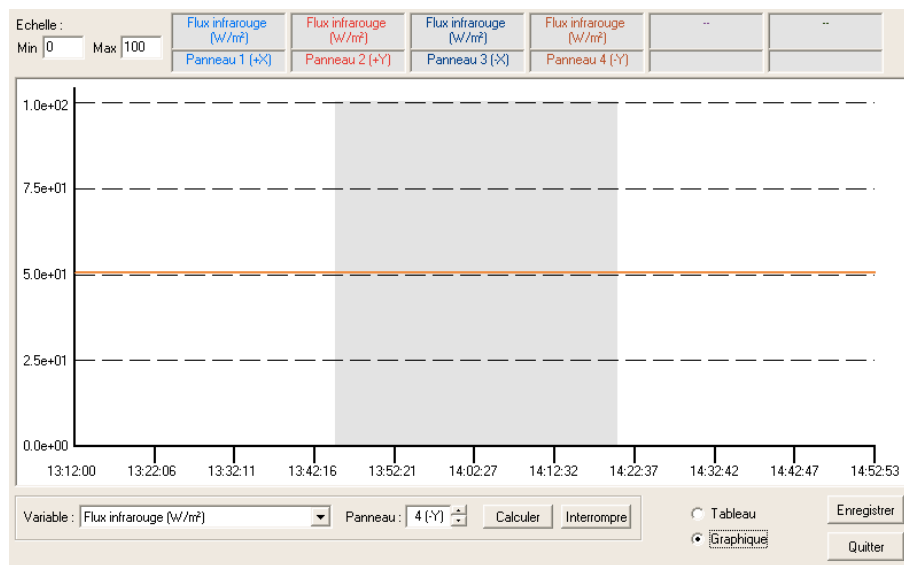


FIG. 12 – Flux infrarouge terrestre.

### 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 :  $4 \text{ W/m}^2/\text{°}$



### Coefficients d'absorptivité et d'émissivité :

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

Nous avons choisi un revêtement à base de peinture blanche pour les faces terre et espace (les autres faces étant recouvertes de cellules solaires).

**Températures :** La simulation est faite sur plusieurs orbites pour que le satellite atteigne son équilibre thermique (état cyclique stationnaire). Les figures 13, 14, 15 et 16 représentent l'évolution des températures des différents nœuds thermiques. Les panneaux situés sur les faces +Y et -Y restent froids avec des minima à  $-45^{\circ}\text{C}$  atteints en fin d'éclipse (ils ne reçoivent pas de flux solaire). La température des panneaux en +X et -X est maximale au moment où les flux solaires sur ces faces (prépondérants par rapport aux autres flux) sont maximaux. La température maximale est atteinte sur la face -X avec  $67^{\circ}\text{C}$ . Le maximum en -X est supérieur au maximum en +X car la face -X bénéficie du réchauffement global de la plateforme par couplage conductif amorcé après la fin de la période d'éclipse (cf. température du nœud intérieur). La température de la face espace est bien entendu maximale au point subsolaire mais ne dépasse pas  $0^{\circ}\text{C}$  une fois l'équilibre atteint : la peinture blanche est en effet un revêtement "froid". Enfin la température de la face inférieure, ou face terre, présente deux petits pics juste avant et juste après éclipse : ce sont les seuls moments où cette face reçoit directement le flux solaire. Sinon, sa température est conditionnée par le flux albédo, maximum au point subsolaire.

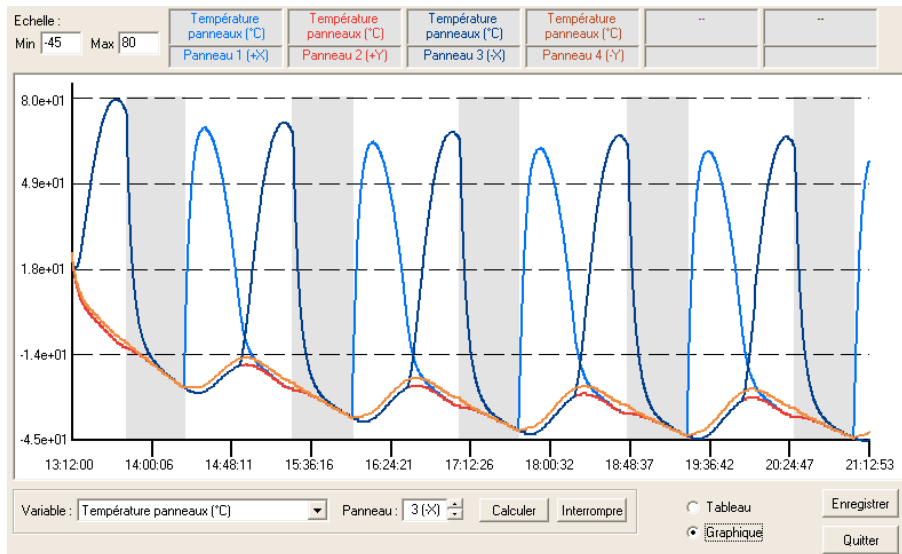


FIG. 13 – Températures des panneaux solaires.

Par conséquent, les températures des panneaux ( $> 60^{\circ}\text{C}$ ) dépassent les limites prescrites. Pour refroidir les panneaux, nous avons choisi d'augmenter sensiblement les couplages conductifs entre les panneaux et le corps central à  $8\text{W}/\text{m}^2/^{\circ}$  (en utilisant des matériaux ou des types de liaison avec une meilleure conductivité thermique). L'objectif est d'évacuer davantage la chaleur des générateurs solaires vers le corps central. Les nouvelles évolutions de températures sont données sur les figures suivantes.

Désormais, la température des panneaux solaires ne dépasse plus  $50^{\circ}\text{C}$ . L'augmentation des couplages conductifs a donc permis de maintenir leur température dans les limites prescrites. D'autre

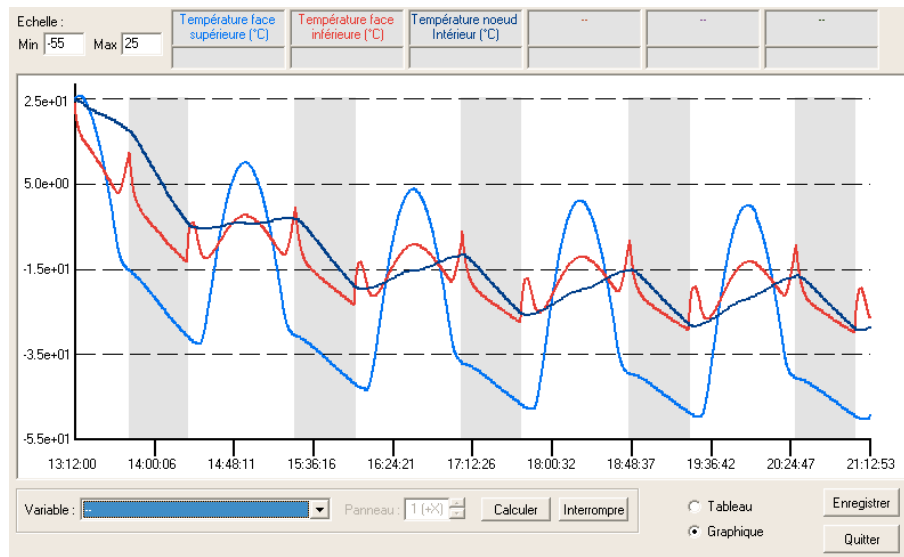


FIG. 14 – Températures des faces.

part, la température du corps central présente une température minimale de  $-28^{\circ}\text{C}$ , ce qui est encore froid mais reste acceptable pour notre microsatellite.

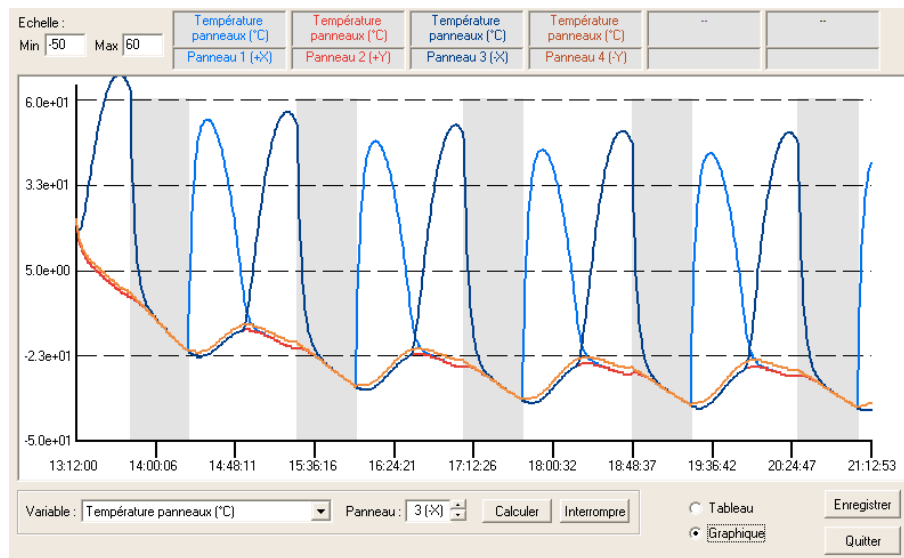


FIG. 15 – Températures des panneaux solaires.

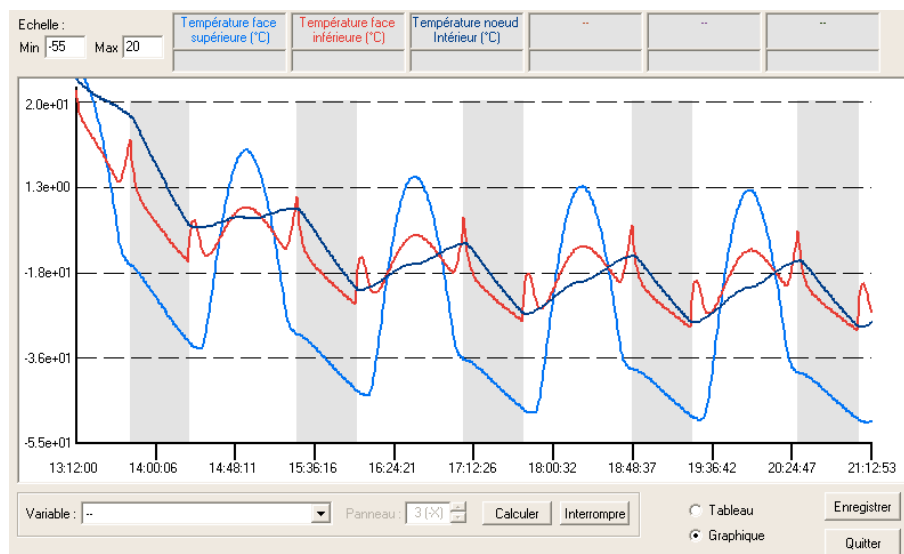


FIG. 16 – Températures des faces.

## 4 Contrôle d'attitude

### 4.1 Introduction

L'observation de la Terre nécessite le pointage d'instruments de prises de vues vers des zones terrestres données. Après avoir établi les besoins en performances du SCAO requis pour la mission (satellite en orbite circulaire à 800 km d'altitude) et dressé un inventaire des perturbations de l'environnement, il s'agira d'évaluer l'adéquation de différentes architectures possibles pour le SCAO, d'en choisir une et de la dimensionner. Outre la nécessité de satisfaire les performances requises, le choix se basera sur des critères de minimisation de la masse et de la consommation.

### 4.2 Besoin en performance du SCAO

#### 4.2.1 Besoins en pointage

Les besoins sont définis par les marges allouées aux erreurs de pointage sur le positionnement de la ligne de visée perpendiculairement à la trace (roulis) et le long de celle-ci (tangage). Ainsi les besoins de pointage autour des axes roulis et tangage, associés à une allocation de  $\pm 5^\circ$ , sont définis par :  $\pm \arctan(5/800) = \pm 0.358^\circ$

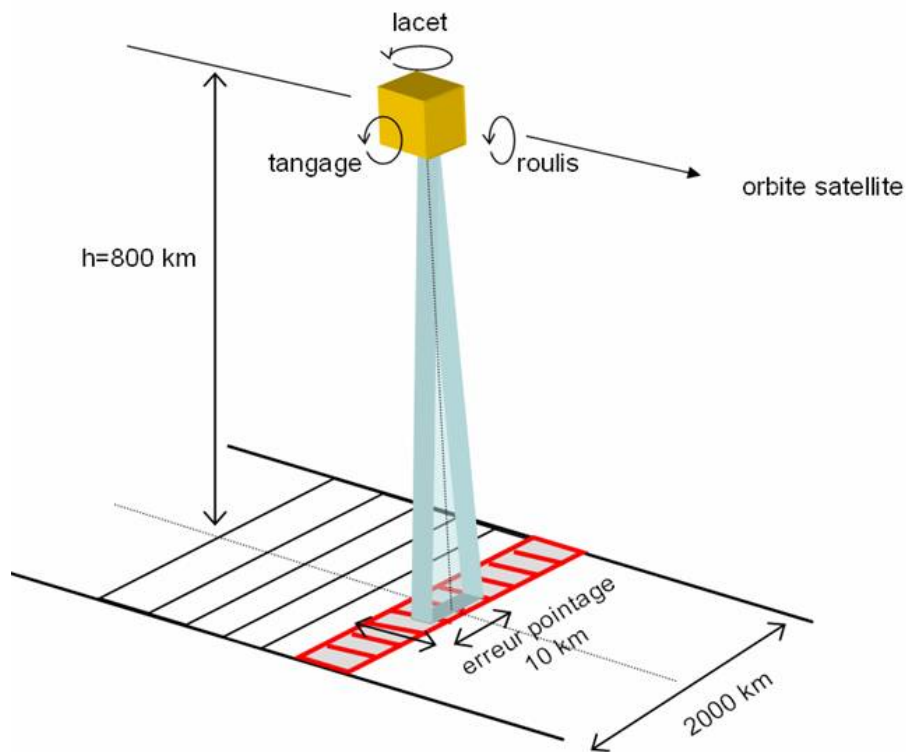


FIG. 17 – Pointage du satellite.

#### 4.2.2 Besoins en vitesse angulaire

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

1) Le pas d'échantillonnage au sol est de 1 km au nadir. La période d'échantillonnage se déduit alors de la vitesse du satellite projetée au sol :

$$V_{sol} = \frac{R_T}{(R_T + h)\sqrt{\mu/(R_T + h)}} = 6621 \text{ m/s}$$

$$T_e = \frac{P_{as}}{V_{sol}} = 0.151 \text{ s}$$

2) Les besoins de qualité image sont compatibles avec une régularité de la taille des pixels de 10% au maximum (soit 100 m pour des pixels de 1 km de côté). En d'autres termes, on autorise un débattement angulaire en roulis et en tangage de 100 m au sol pendant la période d'échantillonnage de 0.151 s, soit une vitesse projetée de 662 m/s. Ce besoin se traduit en une vitesse angulaire du satellite qui doit être inférieure à 0.047°/s.

### 4.3 Couples perturbateurs liés à l'environnement

Les principaux couples perturbateurs ont déjà été recensés et simulés avec SIMUSAT dans le chapitre précédent. Dans cette partie, nous ferons des calculs de couples basés sur des formules simples et nous chercherons à corrélérer les résultats avec ceux obtenus par simulation. Comme nous l'avons vu, les perturbations naturelles, subies par le satellite, sont le plus souvent variables en fonction de l'orbite, de la position sur l'orbite, de l'attitude du satellite, et de la période considérée. Nous rechercherons donc des ordres de grandeur majorants pour le dimensionnement du SCAO.

#### 4.3.1 Couple magnétique

L'expression de ce couple est :

$$C_{mag} = M \wedge B$$

$M = 10 \text{ Am}^2$  sur les 3 axes (moment magnétique parasite du satellite).  $B = 2\text{E-}5 \text{ T}$  (champ magnétique terrestre).

On obtient un couple de l'ordre de 2E-4 Nm. Cette valeur coïncide avec les ordres de grandeur obtenus par simulation (cf. 3.3.3). Du fait de la configuration dipolaire du champ magnétique terrestre, c'est un couple périodique pour un satellite en orbite basse polaire.

#### 4.3.2 Couple aérodynamique

L'expression de ce couple est :

$$C_{aero} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C \cdot V^2 \cdot bdl$$

Avec  $S = 0.8 \times 0.8 = 0.64 \text{ m}^2$  (surface exposée),  $C = 2.5$  (coefficient aérodynamique),  $V = 7452 \text{ m/s}$  (vitesse orbitale du satellite) et  $bdl = 1 \text{ cm}$  (bras de levier — décalage entre le centre de poussée et le centre de gravité).

Pour l'estimation de la densité atmosphérique, nous utilisons un modèle d'évolution de la densité en fonction de l'altitude en décroissance exponentielle. Ce modèle représente les variations dues aux passages jour-nuit, mais aussi et surtout celles liées au cycle d'activité solaire. Les périodes de forte activité solaire tendent à gonfler l'atmosphère et entraîne une variation de plusieurs ordres de grandeur de la densité pour une altitude donnée.

Le cas majorant, c'est-à-dire celui qui conduit à un couple atmosphérique maximal, est le cas de nuit en période de forte activité solaire. On obtient un couple maximal de l'ordre de 5E-7 Nm. Le cas minorant est le cas de jour en période de faible activité solaire. Le couple est alors égal à 3E-9 Nm.

La moyenne se situe aux environs de 4E-8 Nm, ce qui confirme les résultats de la simulation (cf. 3.3.1).

### 4.3.3 Couple solaire

L'expression de ce couple est :

$$C_{sol} = P_{sol} \cdot S \cdot bdl$$

avec  $P_{sol} = 5\text{E-6 N/m}^2$  (pression de radiation solaire),  $S = 0.8 \times 0.8 = 0.64 \text{ m}^2$  (surface exposée),  $bdl = 1 \text{ cm}$  (bras de levier – décalage entre le centre de poussée et le centre de gravité). On obtient un couple moyen de l'ordre de  $3\text{E-8 Nm}$ . Cette valeur coïncide avec le couple moyen obtenu par simulation (cf. 3.3.2). Rappelons que ce couple est périodique selon le cycle orbital et s'annule notamment en période d'éclipse.

### 4.3.4 Couple de gradient de gravité

L'expression de ce couple sur une orbite circulaire est :

$$C_{gg} = 3\omega_0^2 \hat{r} \wedge I_{sat/sat} \hat{r}$$

Avec  $\hat{r}$  le vecteur unitaire de la direction satellite centre Terre et  $\omega_0 = 1.038\text{E-3 rad/s}$  (pulsation orbitale).  $I_{sat/sat}$  = matrice d'inertie.  $I_{xz} = 2.5 \text{ kg.m}^2$  (produit d'inertie non nul).

Il vient un couple par gradient de gravité de l'ordre de  $8\text{E-6 Nm}$ . Ce couple est par nature constant. On observe cependant un écart important entre le couple calculé et celui obtenu par simulation (qui est plus faible de deux ordres de grandeur :  $7\text{E-8 Nm}$ ). La valeur du couple dépend des moments d'inertie du satellite ou, ce qui revient au même, de l'écart entre le centre de gravité et le centre d'inertie. Cet écart ne doit pas être pris en compte de la même façon dans la simulation.

Par conséquent, le couple perturbateur le plus grand (celui qui dimensionne le SCA) est le couple magnétique avec  $2\text{E-4 Nm}$ .

## 4.4 Analyse de différentes architectures SCA possibles

### 4.4.1 Stabilisation par spin

La mission n'est pas compatible avec une stabilisation par spin (pour donner de la raideur gyroscopique). La stabilisation par spin impliquerait un mouvement gyroscopique autour de l'axe de tangage, car celui-ci est normal au plan orbital et ne change donc pas d'orientation dans le repère inertiel. Cette solution est inadéquate, le satellite devant garder sa face inférieure pointée vers la Terre pour l'observation avec les performances de pointage définies au paragraphe 5.2.

### 4.4.2 Stabilisation par moment cinétique embarqué

Dans une stabilisation par moment cinétique embarqué, le SCA ne comporte généralement qu'une seule roue en rotation autour de l'axe que l'on souhaite contrôler. Rappelons l'existence du couplage (à la pulsation orbitale) entre les axes roulis et lacet. Lorsque le moment cinétique est orienté selon l'axe de roulis, un dépointage de ce moment selon l'axe de tangage se transformera, un quart d'orbite plus tard, en dépointage en lacet. Le contrôle du mouvement roulis/lacet peut donc se faire en utilisant seulement une mesure de l'erreur roulis et en exploitant le couplage précédent. La performance autour de l'axe de lacet est donnée par :

$$\Psi < \frac{C_z}{\omega_0 \cdot H_r}$$

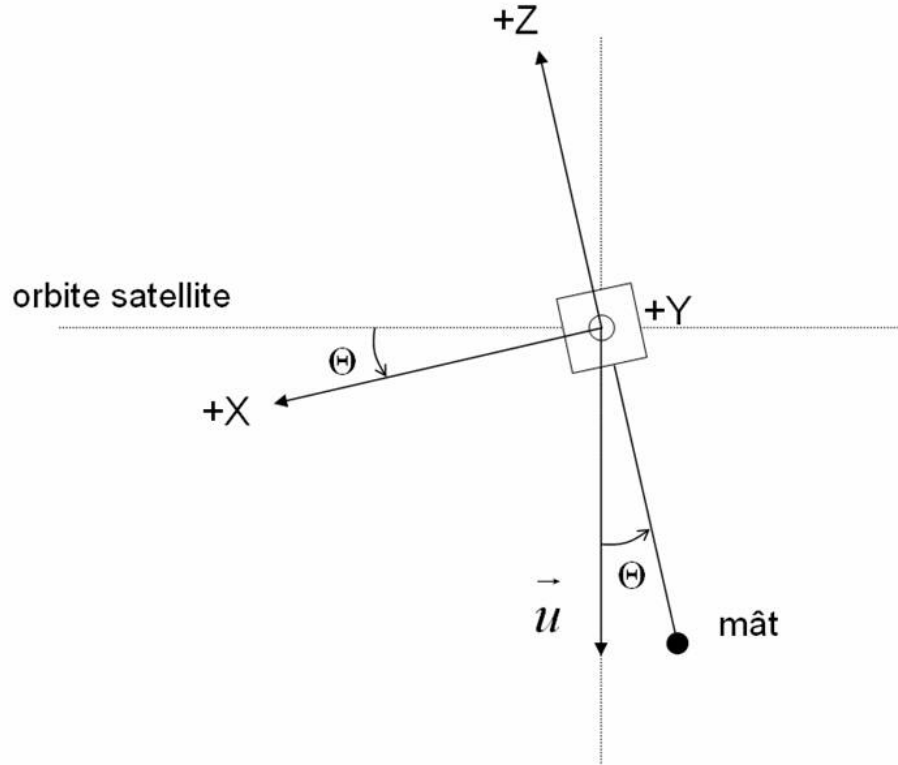
avec  $C_z = 2\text{E-4 Nm}$  (couple perturbateur le plus grand),  $\omega_0 = 1.038\text{E-3 rad/s}$  (pulsation orbitale) et  $H_r$  = moment cinétique embarqué. On suppose que les spécifications de pointage et de vitesse angulaire en roulis/tangage sont également requises sur l'axe lacet. En particulier,  $\Psi < 0.358^\circ$ . Le moment cinétique de la roue  $H_r$  nécessaire à la stabilisation est de l'ordre de  $30 \text{ Nms}$ . Dans le catalogue d'équipements, on choisira donc la roue de  $2.2 \text{ Nms}$  en moment cinétique maximal. Il

nous en faut 14 pour assurer le pointage : la masse du système sera de 40.6 kg pour une puissance consommée de 392 W. C'est beaucoup trop pour notre microsatellite.

La stabilisation par moment cinétique embarqué n'est donc pas adaptée.

#### 4.4.3 Stabilisation par gradient de gravité

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



On suppose que les axes de référence du satellite sont les axes principaux d'inertie. En développant au premier ordre l'équation donnée plus haut et en négligeant les produits d'inertie, le couple de gradient de gravité pour un léger dépointage en roulis et en tangage s'exprime comme suit :

$$C_{gg} = 3\omega_0^2 \begin{pmatrix} \sin \theta \\ \sin \varphi \\ -\cos \varphi \cos \theta \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sin \theta \\ \sin \varphi \\ -\cos \varphi \cos \theta \end{pmatrix}$$

$$C_{gg} = 3\omega_0^2 \begin{pmatrix} (I_{zz} - I_{yy})\varphi \\ (I_{zz} - I_{xx})\theta \\ 0 \end{pmatrix}$$

Les inerties  $I_{xx}$  et  $I_{yy}$  sont très grandes devant  $I_{zz}$  du fait du déploiement du mât de gravité suivant l'axe Z. Donc le couple de gradient de gravité agit comme un couple de rappel autour des axes de roulis et tangage (couples ramenant le satellite à son attitude avant dépointage).

Pour dimensionner le mât nécessaire à la stabilisation, on suppose qu'il possède à son extrémité une masse très grande devant la masse du mât lui-même.

Par calcul, on obtient une inertie nécessaire de l'ordre de  $10000 \text{ kgm}^2$ . Pour une masse de 10 kg en extrémité, il faudrait donc un mât de plus de 30 m de long ! La stabilisation par gradient de gravité n'est donc pas une bonne solution pour cette mission d'observation exigeante en pointage.

#### **4.4.4 Stabilisation 3 axes**

On s'oriente donc vers un contrôle actif à 3 roues. Dans ce cas, il faudra des actionneurs secondaires pour désaturer les roues car il y a des couples perturbateurs (quasi) constants : les couples aérodynamique et de gradient de gravité qui emmèneront les roues, devant tourner de plus en plus vite, à saturation. Pour la désaturation, on utilisera des magnétocoupleurs.



## 5 Sous-système énergie

### 5.1 Spécifications du système

Consommation :  $P_j = 35$  W le jour et  $P_n = 30$  W la nuit.  
Architecture non régulée ( $V_{barre,min} = 24V \rightarrow V_{barre,max} = 38V$ ).  
Accumulateurs Nickel-Cadmium de capacité  $C_{accu} = 3$  Ah.  
Tension max accu :  $V_{accu,max} = 1.55$  V.  
Tension moyenne décharge accu :  $V_{accu,dech,moy} = 1.25$  V.  
DOD maximale autorisée : 30%.  
Courant de recharge maximum de la batterie :  $C_{bat}/2$ .  
Cellules AsGa (4 cm  $\times$  4 cm).

### 5.2 Dimensionnement des sources d'énergie

#### 5.2.1 Batterie

Le nombre d'accumulateurs en série définit la tension de la barre d'alimentation :

$$n_{accu,serie} = \left\lfloor \frac{V_{barre,max}}{V_{accu,max}} \right\rfloor = 24$$

La tension moyenne en décharge aux bornes de la batterie est :

$$V_{batt,dech,moy} = n_{accu,serie} \cdot V_{accu,dech,moy} = 30$$
 V

La durée de l'éclipse la plus longue est obtenue par la relation :

$$T_{ecl,max} = \frac{180 - 2\alpha}{360} T$$

Avec la période :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_T + h)^3}{\mu}}$$

et

$$\alpha = \arccos \left( \frac{R_T}{R_T + h} \right) = 27.3^\circ$$

pour une altitude  $h = 800$  km. On obtient donc  $T_{ecl,max} = 35$  minutes = 0.58 heures. La quantité de charge déchargée pendant la nuit est :

$$Q_d = \frac{P_n \cdot T_{ecl,max}}{V_{batt,dech,moy}} = 0.58$$
 Ah

La capacité minimale doit respecter la condition sur la DOD :

$$C_{min} = \frac{Q_d}{DOD_{max}} = 1.93$$
 Ah

Une seule chaine d'accumulateurs en parallèle suffit à fournir le courant nécessaire car :

$$P = V_{batt,dech,moy} \cdot \frac{C_{min}}{T_{ecl,max}} > 30$$
 W

Donc

$$n_{accu, //} = 1$$

La DOD prévisionnelle est :

$$DOD_{prev} = \frac{Q_d}{C_{accu}} = 0.19$$

La puissance maximale consommée par la recharge de la batterie est :

$$\begin{aligned} P_{batt,charge,max} &= n_{accu,serie} \cdot V_{accu,max} \cdot I_{accu,charge,max} \\ &= n_{accu,serie} \cdot V_{accu,max} \cdot C_{batt}/2 = 55.8 W \end{aligned}$$

Avec  $C_{batt}/2 = 1.5$  Ah.

### 5.2.2 Générateur Solaire

Les caractéristiques électriques d'une cellule en fin de vie pour la température max présumée de 60°C sont :

		BOL	EOL	EOL, 60°C
$I_{mp}$	[A]	0.500	0.438	0.446
$V_{mp}$	[V]	0.838	0.780	0.736
$P_{mp}$	[W]	0.419	0.342	0.328

Le nombre minimum de cellules en série d'une chaîne doit vérifier :

$$\frac{V_{batt,max}}{n_{cell,serie}} < V_{mp}$$

Ce qui revient à dire :

$$n_{cell,serie} = \left\lceil \frac{V_{batt,max}}{V_{mp}} \right\rceil = \left\lceil \frac{n_{accu,serie} \cdot V_{accu,max}}{V_{mp}} \right\rceil = 51$$

Sur chaque face latérale (80 cm × 80 cm) on peut placer au maximum  $19 \times 19 = 361$  cellules de 4 cm × 4 cm, espacées chacune de 1 mm. Avec 361 cellules, on peut faire au maximum 7 chaînes complètes de 51 cellules. Le nombre maximum de chaînes en parallèle est donc  $n_{cell,||} = 7$ . Le taux de remplissage est :

$$\frac{n_{cell,||} \cdot n_{cell,serie} \cdot 4^2}{80^2} = 89.25\%$$

Le courant maximum fournit par une face latérale à l'équinoxe de printemps est :

$$I_{chaîne,max} = n_{cell,||} \cdot I_{mp} \cdot E_{eq} = 3.14 A$$

Avec  $E_{eq} = 1.006$  l'éclairement solaire relatif à l'équinoxe de printemps. La puissance fournie par une face est alors de :

$$P_{face} = n_{cell,serie} \cdot V_{mp} \cdot I_{chaîne,max} = 117.9 W$$

## 5.3 Simulation

### 5.3.1 Simulation du comportement du sous-système électrique

Nous avons simulé le sous-système électrique complet (fig. 18) et observé un comportement satisfaisant.

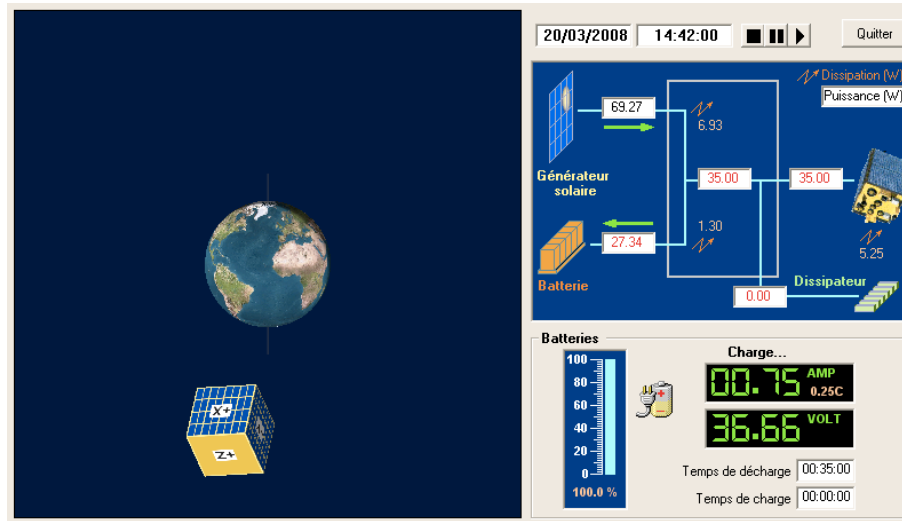


FIG. 18 – Simulation du sous-système électrique.

### 5.3.2 Modes de recharge de la batterie et validité du dimensionnement

Sur la fig. 19, nous pouvons observer le comportement en courant et tension aux bornes de la batterie durant quelques orbites. Les phases à courant ou tension constants sont bien visibles, la phase d'entretien l'est moins. La baisse de tension et de courant durant la période hors éclipse est due à l'utilisation de la batterie car à ce moment là, tous les panneaux solaires sont détournés du soleil.

### 5.3.3 Hypothèse thermique

La fig. 20 nous montre que la température des panneaux solaires reste effectivement en dessous de la limite supérieure de  $60^{\circ}\text{C}$ , respectant ainsi l'hypothèse thermique.

### 5.3.4 Puissance Max

La puissance maximum disponible à bord est visible sur la fig. 21. Celle-ci culmine à  $95.95\text{ W}$ . On note que le bilan énergétique est bien équilibré, le cycle se répétant sur plusieurs orbites.

### 5.3.5 Influence de la saison

Lors d'une simulation à la date du 21 juin, nous avons noté une baisse de la puissance disponible, ce qui correspond au fait que la distance Terre – Soleil est maximale à cette période de l'année.

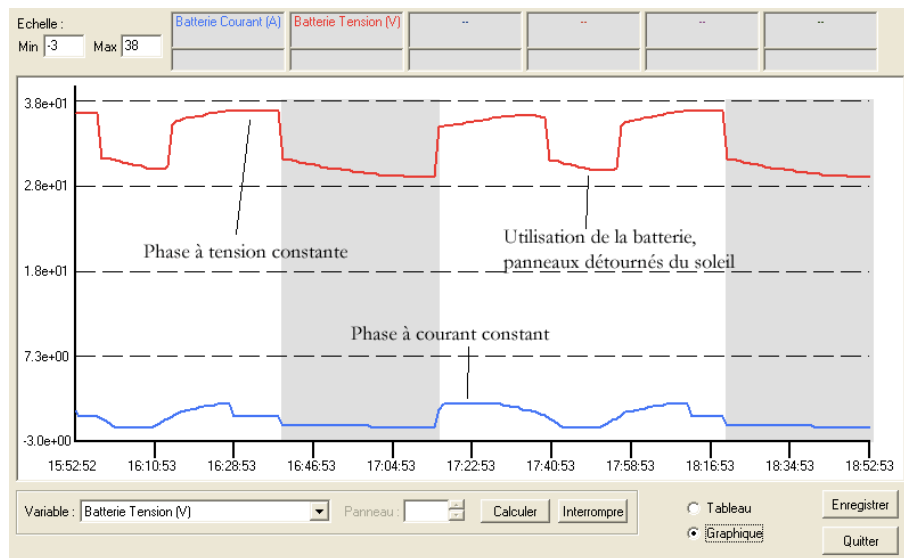


FIG. 19 – Courant et tension aux bornes de la batterie.

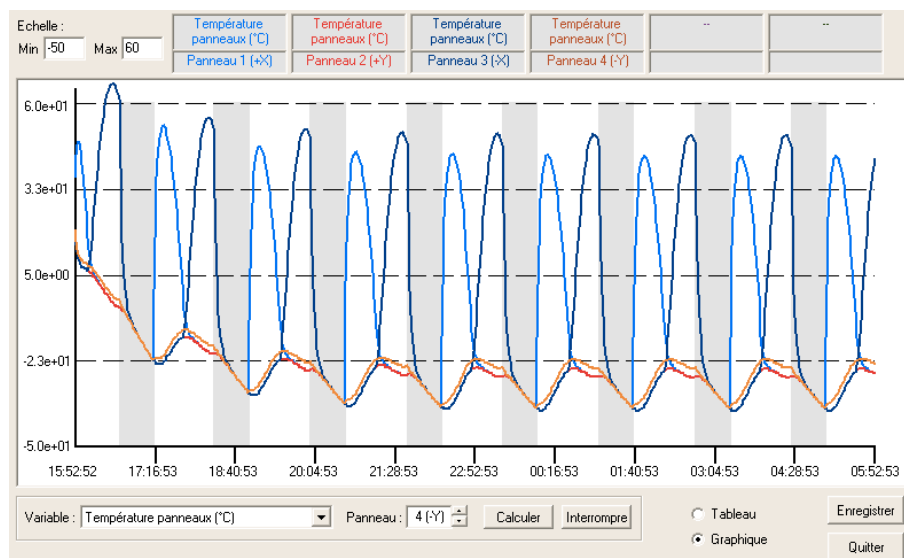


FIG. 20 – Températures des panneaux solaires.

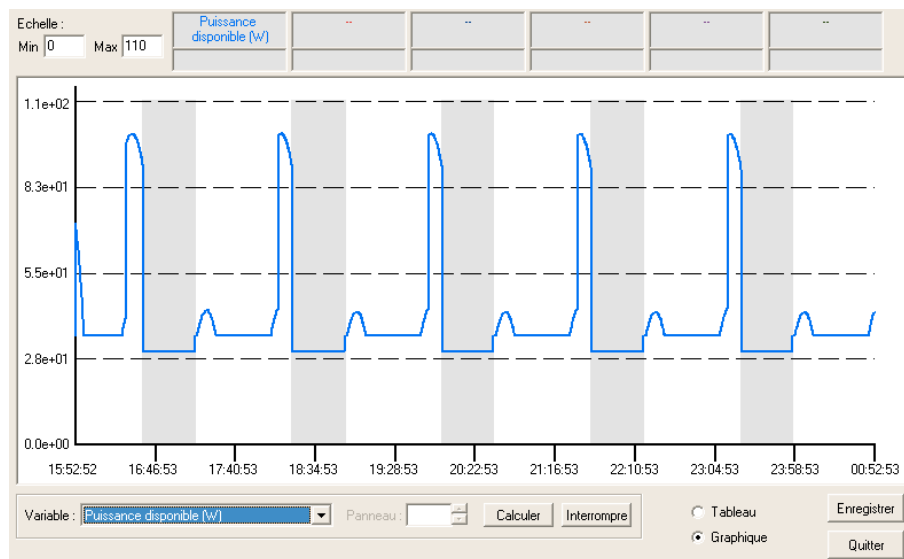


FIG. 21 – Puissance disponible à bord du satellite.