



Rapport de projet

M2 Ingénierie Physique des Energies

UNIVERSITÉ PARIS-DIDEROT

Phase 0 :
Conception de l'architecture électrique
Étude énergétique



Auteurs :

Aymar Quarré de Boiry, Thomas Dufour, Olivier Samin

Responsable de projet :

HALLOIN Hubert

Table des matières

Table des figures	4
Introduction	5
Description de l'étude	5
Les hypothèses de l'étude	5
Les objectifs de l'étude	6
1 - Les différents composants électroniques et leur consommation	7
1.1 - Le fonctionnement du nanosatellite	7
1.1.1 - Le contexte de notre étude	7
1.1.2 - Les composants	7
1.1.3 - Le choix des composants	7
1.2 - La puissance consommée par chaque composant	8
1.3 - La puissance reçue sur une période	8
1.4 - Conclusion	10
2 - Mode plateforme - survie	12
2.0- Intérêt du mode	12
2.1- Objectifs du mode	12
2.2 - Hypothèses faites pour le mode	12
2.3 - Sous-systèmes en fonctionnement	12
2.4 - Calcul de la puissance consommée	13
2.5 - Conclusion	14
3- Modes missions 1 et 2	15
3.0- Intérêt des modes	15
3.1- Objectifs de l'étude	15
3.2 - Hypothèses faites pour les modes	15
3.3 - Composants électroniques nécessaires	15
3.4 - Calcul de la puissance consommée	15
3.5 - Conclusion	17
4 - Mode caillou	18
4.0 - Intérêt du mode	18
4.1 - Objectifs du mode	18
4.2 - Hypothèses faites pour le mode	18
4.3 - Composants électroniques nécessaires	18
4.4 - Calcul de la puissance consommée	18
4.5- Conclusion	18
5 - Scénarios avec un seul mode	19
5.0 - Intérêt de ces scénarios	19
5.1 - Hypothèses générales sur les scénarios	19
5.2 - Hypothèses concernant les systèmes	19
5.3 - Résultats	19
5.4 - Cas extrême d'une mission	20
5.5 - Influence de l'utilisation du GPS	21

5.6 - Influence de l'utilisation du scintillateur	22
5.6 - Synthèse des résultats et analyse	22
5 - Conclusion de l'étude	23
Annexe A : Calcul du couple exercé par le gradient de gravité	24
Annexe B : Calcul du temps d'allumage des magnétocoupleurs	27
Annexe C : Calcul exact de l'énergie solaire reçue	30
Annexe D : Fiches techniques des sous-systèmes étudiés	36
Antenne terrestre	36
Batterie	38
Ordinateur de bord	40
Emetteur-récepteur terrestre	41
Magnétocoupleurs	43
Magnétomètre	45
Pointeur solaire	47

Table des figures

1	Puissance de chaque composant du satellite	8
2	Énergie reçue en une révolution en fonction de l'angle β	9
3	Durée d'éclipse en fonction de l'angle β	10
4	Énergie reçue en une révolution en fonction de l'angle β , en prenant en compte l'éclipse.	10
5	Puissance consommée en fonction de la fréquence d'utilisation de l'émetteur terrestre et du magnétocoupleur	13
6	Représentation visuelle de l'angle d'inclinaison du satellite pour réaliser ces mesures . .	13
7	Puissance consommée en fonction de la fréquence d'utilisation du GPS et du scintillateur	16
8	Puissance consommée en fonction de la fréquence d'utilisation du GPS et du magnéto- mètre. L'utilisation du scintillateur est choisie à 30%	17
9	Représentation de l'énergie sur 10 révolutions avec un seul mode par révolution	19
10	Représentation du cas extrême dans lequel le scintillateur, le GPS et l'émetteur sont tous allumés 100 % du temps.	20
11	Représentation de l'énergie sur 10 révolutions avec un seul mode par révolution, la courbe bleue (respectivement verte et rouge) représente un pourcentage d'utilisation du GPS de 66 % (respectivement 50 % et 33 %)	21
12	Représentation de l'énergie sur 10 révolutions avec un seul mode par révolution, la courbe bleue (respectivement verte et rouge) représente un pourcentage d'utilisation du GPS de 66 % (respectivement 50 % et 33 %)	22
13	Schématisme du satellite	24
14	Evolution de l'angle d'inclinaison du satellite en fonction de son inclinaison initiale par rapport à la tangente à sa trajectoire.	26
15	Durée mise par le satellite pour crée un écart de 10 degrés en fonction de l'écart initial .	26
16	Séquence d'allumage des magnétocoupleurs	28
17	ω en fonction du temps	29
18	Temps de la manoeuvre du SCA pour un déplacement de 20°	29
19	a) Orbite du satellite autour de la Terre, b) représentation de l'angle θ , c) représentation de l'angle β	30
20	Schéma représentant les angles liés au calcul	30
21	Schéma représentant l'angle alpha lié au calcul	31
22	Axes pour une face élémentaire	33
23	Énergie reçue en une période en fonction de l'angle β	34
24	Durée d'éclipse en fonction de l'angle β	35
25	Énergie reçue en une révolution en fonction de l'angle β , en prenant en compte l'éclipse.	35
26	Première page de la fiche technique fournie par le site Cubesatshop	36
27	Deuxième page de la fiche technique fournie par le site Cubesatshop	37
28	Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	38
29	Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	39
30	Fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	40
31	Première page de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	41
32	Deuxième page de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	42
33	Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	43
34	Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	44
35	Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	45
36	Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	46
37	Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop	47

Introduction

Les nanosatellites sont des satellites de petite taille. Leur unité de mesure est un cube U de dimensions 10x10x10 cm. Ils présentent l'avantage d'avoir un coût de lancement très réduit, tout en permettant d'effectuer différents types de mesures. Ils sont très en vogue depuis les années 2000. Aujourd'hui l'université Paris Diderot et le labex veulent également avoir son propre nanosatellite qui sera réalisé principalement grâce au travail d'étudiants.

Le nanosatellite de Paris Diderot aura pour but :

- La mesure du flux et d'électrons 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.

Description de l'étude

Le projet nanosatellite est encore dans la phase qu'on appelle « phase 0 », c'est-à-dire en phase préliminaire. Jusqu'à présent des élèves de L3 et d'EIDD ont réalisé des études sur la charge utile du nanosatellite, l'orbite de celui-ci, le temps de communication avec la terre et le contrôle d'attitude.

Le but de notre équipe, constituée de trois étudiants du Master « Ingénierie Physique des Energies » (IPE), est de réaliser une première étude de l'architecture électrique du satellite. Pour le moment, l'étude présentée ici se limitera simplement à faire fonctionner les instruments de mesures et les composants nécessaires à leur utilisation, définir les différents modes de fonctionnement, et calculer la consommation d'énergie qui en résultera. Pour cela il est nécessaire de spécifier sous quelles hypothèses notre satellite va effectuer sa rotation autour de la Terre, le temps d'une révolution et la puissance reçue afin de faire la meilleure approche possible.

Les hypothèses de l'étude

Le satellite à envoyer est un nanosatellite 3U, c'est-à-dire de dimension 30x10x10. La plateforme du satellite est composée de 3 unités de 10x10x30cm³ : 2 unités nécessaires à la plateforme et au scintillateur, la 3ème au GPS. Sa masse sera au maximum de 3 kg. Il sera envoyé à 600 km d'altitude.

Ces informations permettent de calculer la période de son orbite grâce à la 3ème loi de Kepler qui lie le rayon de l'orbite à sa période.

$$\frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{G \times M} \Rightarrow T = \sqrt{\frac{4\pi^2 r^3}{G \times M}}$$

Avec :

- T : période de révolution du satellite autour de la Terre ;
- r : rayon de révolution du satellite (soit $r = r_{Terre} + h$ avec h l'altitude du satellite ;
- G : la constante universelle de gravitation.

On trouve $T = 1\text{h}24\text{min}$. Au lancement il est prévu que le satellite ait un angle d'inclinaison de 97° . Ainsi il aura une orbite héliosynchrone ce qui permet que l'angle entre le plan de l'orbite du satellite et le soleil soit toujours identique. Ainsi le flux solaire reçu par le satellite sera identique avec une périodicité de 24 heures.

Un satellite a besoin d'énergie pour faire fonctionner tous ses composants. Pour cela toutes ses faces seront recouvertes de panneaux solaires, excepté la face arrière qui sera réservée à une antenne GPS. On considérera dans notre étude que le rendement de conversion électrique de nos panneaux sera de 20%. Ceci permettra de calculer la puissance reçue par le satellite à chaque instant.

L'étude présentée ici a pour but de vérifier la faisabilité du projet, calculer si l'énergie reçue par le soleil sera suffisante pour permettre son fonctionnement en continu, et d'étudier la mise en place différents modes de fonctionnement permettant de réguler la consommation en énergie du satellite.

Les objectifs de l'étude

L'étude comprend trois étapes :

- déterminer les sous-systèmes nécessaires au fonctionnement du satellite et leur consommation ;
- déterminer les différents modes possibles de fonctionnement du satellite ;
- pour chaque mode de fonctionnement décrire la consommation du satellite et sa production d'énergie si il y a lieu.

1 - Les différents composants électroniques et leur consommation

1.1 - Le fonctionnement du nanosatellite

1.1.1 - Le contexte de notre étude

Le nanosatellite est envoyé à 650 km d'altitude, son objectif est de mesurer le contenu électronique de l'ionosphère ainsi que le flux d'électrons et de gammas. Ces deux mesures se feront au niveau des pôles et de l'anomalie sud atlantique. Pour cela il aura à sa disposition comme charge utile un scintillateur de Saint-Gobain et une antenne GPS. Il ne doit pas excéder 3 kilos et il n'embarquera aucun système de propulsion. Il devra pouvoir émettre les données enregistrées vers la Terre (à la station de l'APC à l'Université de Paris VII) et réceptionner des données de cette même station. Enfin, pour pouvoir faire réceptionner les données envoyées par les satellites GPS, il aura besoin de s'orienter de manière à pouvoir les capter, cela implique d'embarquer un système de contrôle d'attitude (SCA). Dans cette étude, on considère qu'à 650 km d'altitude, les frottements avec l'atmosphère terrestre sont négligeables. A cette altitude la période de révolution est de 1h30 dont 58 minutes sont ensoleillées.

1.1.2 - Les composants

À l'aide de ces premières données il est possible de faire une première sélection des composants indispensables au bon fonctionnement du nanosatellite. Ils sont listés ici par fonction à remplir :

- la batterie qui est la partie vitale d'un point de vue énergétique ;
- l'ordinateur de bord qui permettra de faire les calculs nécessaires à toutes les opérations nécessaires au nanosatellite ;
- l'émetteur / récepteur pour la liaison avec la station sur Terre ;
- l'antenne nécessaire pour la communication avec la Terre ;
- le système de contrôle d'attitude qui est un magnétocoupleur ;
- le magnétomètre qui permet de détecter les variations du champ terrestre ;
- les composants de la charge utile :
 - l'antenne GPS ;
 - le scintillateur ;
 - l'amplificateur haute tension nécessaire pour délivrer une tension d'une centaine de volts au scintillateur.

1.1.3 - Le choix des composants

Le site spécialisé dans les composants électroniques pour les nanosatellites, cubesatshop, indique les différentes possibilités existantes. La liste ci dessous indique les choix intéressants en lien avec le poids limite du nanosatellite et de la consommation limite fixée à 5 W pendant l'émission des données vers la Terre :

- batterie : nanopower p31U power supply ;
- ordinateur de bord : cube computer ;
- magnétomètre : magnetometer ;
- magnétocoupleur : ISIS magnetorquer board ;
- l'émetteur / récepteur n'est pas déterminé mais un rapport antérieur³ a permis d'en sélectionner plusieurs. Dans ce rapport, qui aborde le problème d'un point de vue énergétique, nous choisissons

- le système le plus coûteux en énergie pour dimensionner le système, nous utiliserons donc ISIS UHF downlink / VHF uplink Full Duplex Transceiver ;
- l'antenne pour la communication avec la station terrestre est celle proposée par ISIS³. D'un point de vue énergétique, elle a l'avantage d'avoir un angle de 4π stéradians et ne nécessite donc pas d'orientation particulière du satellite pour communiquer ;
 - l'antenne GPS est considérée de puissance nulle, on ne prend en compte que celle du récepteur GPS de 1W ⁴ qui vient de chez NOVATEL OEM615 ;
 - cette étude étant préliminaire, il manque nécessairement des composants électroniques, il est donc judicieux de prendre une marge d'erreurs de 30% ⁴ par mesure de sécurité.

1.2 - La puissance consommée par chaque composant

Le site cubesatshop donne pour chacun des composants proposés leurs caractéristiques⁵, les composants choisis ont donc les puissances suivantes :

Systèmes essentiels	batterie	250 mW*
	ordinateur de bord	< à 200 mW
	réception avec Terre	0,2 W
	antenne Terre	20 mW
	magnétocoupleur	$2 \times 0,24 \text{ W} + 1 \times 0,48 \text{ W}^{**}$
	magnétomètre	0,4 W
Systèmes annexes	antenne GPS	1 W
	émission Terre	1,7 W
	scintillateur	80 mW
	amplificateur haute tension	0,5 W
	pointeur solaire	50 mW
Marge d'erreur 30%	composants manquants	1,32 W à 1.608 W
TOTAL		5,72 W à 6.97 W***

FIGURE 1 – Puissance de chaque composant du satellite

*La consommation de la batterie vient des convertisseurs et non pas de la batterie elle-même.

**Le magnétocoupleur est composé de 3 bobines dont 2 à noyaux ferro-magnétiques. Leur consommation est de $1 \text{ W}/(\text{A.m}^2)$ et le couple maximum est de $0,24 \text{ A.m}^2$. De même pour la troisième bobine qui a elle une consommation de $2 \text{ W}/(\text{A.m}^2)$ et un couple maximum de $0,24 \text{ A.m}^2$.

***La puissance maximale est calculée avec les magnétocoupleurs en fonctionnement.

1.3 - La puissance reçue sur une période

- déterminer la capacité de recharge lors de la demi période ensoleillée ;
- déterminer le temps nécessaire pour recharger entièrement la batterie.

Hypothèses faites pour le scénario

3. Rapport de Simon Bacholle et Julio Rabanal du 10 janvier 2013
 4. entretien avec Hubert HALLOIN
 5. Les fiches techniques des composants se trouvent en Annexe D

- le satellite est déjà dans le mode tournebroche, l'antenne GPS se trouve sur la face arrière ;
- pendant la charge, on considère que le satellite reste en mode tournebroche ;
- d'après un rapport précédent⁵ une demi cellule solaire éclairée sous incidence normale capte une puissance de 1 W sur une période complète ;
- dans cette étude qui est une phase de dimensionnement, nous prendrons le cas le plus défavorable pour l'éclairage du satellite, soit un coefficient de multiplication de la surface éclairée du satellite qui vaut $\sin \beta$ sur toute la période de révolution. Cet angle ne peut être déterminé à ce stade de l'étude car il dépend entièrement du lancement qui n'est pas encore fixé.

Résultats⁶

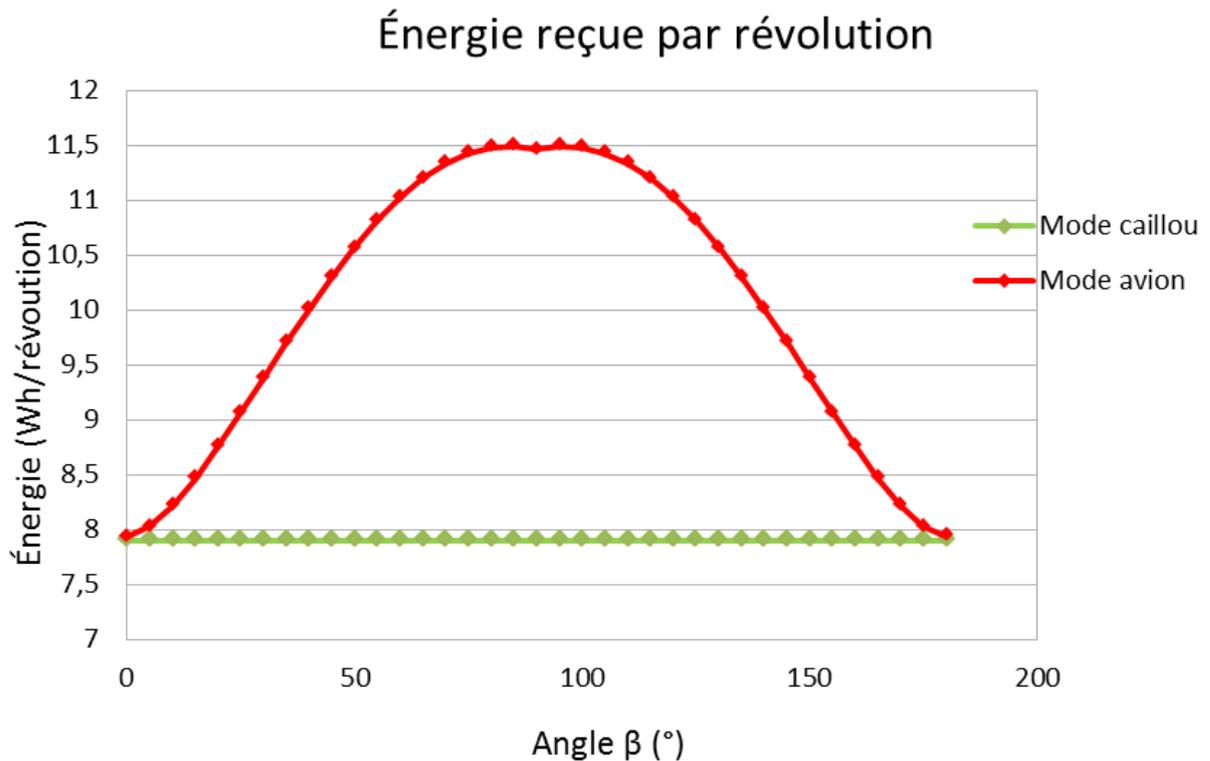


FIGURE 2 – Énergie reçue en une révolution en fonction de l'angle β

Comme le montre la figure 2, l'énergie reçue pour une révolution dépend de l'angle bêta. Elle varie entre 7,9 Wh et 11,5 Wh. Ce calcul a été fait pour une durée d'éclipse constante avec l'angle β de 36 minutes. Cette valeur n'est pas constante, elle dépend de bêta (cf figure 3), elle correspond au cas le plus défavorable. En fait pour calculer l'énergie reçue pendant une révolution il suffit de prendre en compte cette nouvelle valeur de flux, (avec comme paramètres, les paramètres définis par Dan ASSAYAG, à savoir un temps de révolution de 84 min et une puissance de 1,6 W pour une demie face exposée perpendiculairement au soleil). On obtient alors la courbe 4. Cette fois-ci l'influence de β est nettement plus grande puisque l'énergie reçu par période varie entre 7,6 Wh et 17,2 Wh.

5. Rapport de stage de Dan ASSAYAG, août 2013

6. Les schémas représentant la situation sont représentés en Annexe C à la figure 19

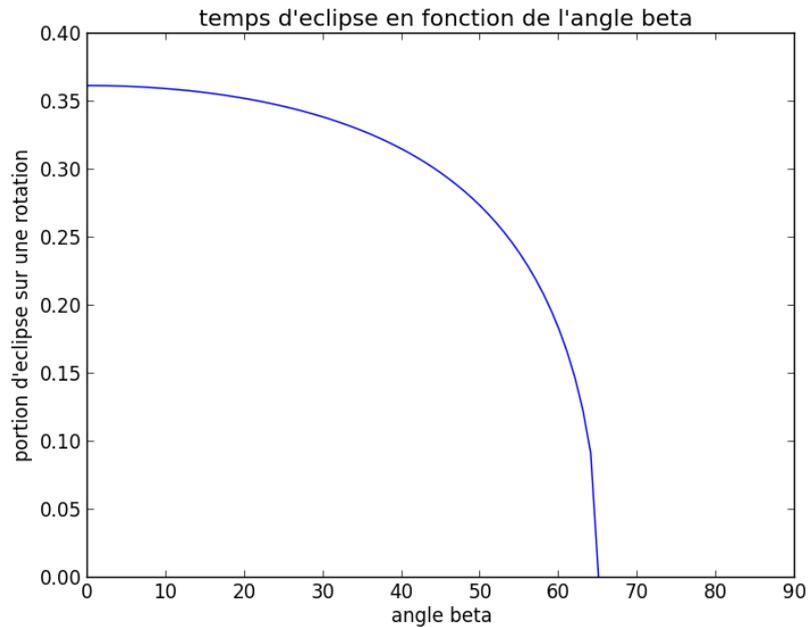


FIGURE 3 – Durée d’éclipse en fonction de l’angle β

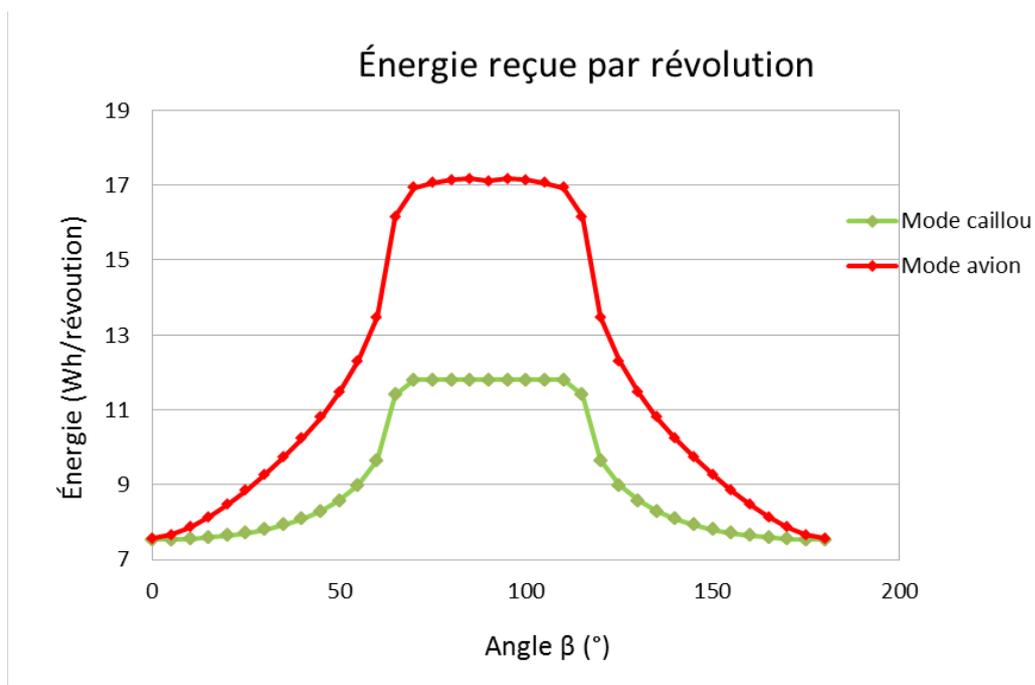


FIGURE 4 – Énergie reçue en une révolution en fonction de l’angle β , en prenant en compte l’éclipse.

1.4 - Conclusion

Bien que les composants du nanosatellite ne soient pas encore tout à fait définis on constate que la puissance moyenne reçue par le satellite grâce aux panneaux solaires est supérieure à la puissance maximale du nanosatellite lorsqu’il fonctionne à pleine puissance. Ceci est encourageant pour la suite du projet car le satellite est donc énergétiquement viable. Il est important de préciser que le satellite ne fonctionnera jamais à 100% car le besoin en énergie des missions n’en a pas l’utilité comme nous allons le voir dans les chapitres suivant qui traiteront des modes du satellite.

Enfin cette étude a calculé la puissance reçue en considérant que le temps d’éclipse du satellite est constant quelque soit l’angle bêta. Cette hypothèse est une approximation. Pour avoir une valeur plus précise, il faudra tenir compte de l’évolution de la durée d’éclipse en fonction de bêta. L’évolution du

temps d'éclipse en fonction de l'angle bêta se trouve en Annexe

2 - Mode plateforme - survie

2.0- Intérêt du mode

Le mode plateforme est utilisé entre deux modes de mesures, quand le satellite est en attente sur son orbite sans rencontrer d'avaries ni de problème énergétique.

2.1- Objectifs du mode

- calculer la puissance consommée dans cette configuration de vol.

2.2 - Hypothèses faites pour le mode

- l'axe du satellite (son axe de rotation en tournebroche) reste tangent à sa trajectoire ;
- quand le magnétocoupleur fonctionne, il est toujours à puissance maximale ;
- ni le GPS ni le scintillateur et son amplificateur associé ne sont allumés ;
- le mode survie correspond au mode plateforme avec une utilisation de l'émetteur à 0%.

2.3 - Sous-systèmes en fonctionnement

- batterie ;
- ordinateur de bord ;
- magnétomètre ;
- magnétocoupleurs ;
- antenne terrestre ;
- pointeur solaire ;
- émetteur / récepteur terrestre ;
- les composants non identifiés dans cette étude.

2.4 - Calcul de la puissance consommée

D'après le tableau de la figure 1 de ce rapport et la liste des composants établie ci dessus, la puissance nécessaire au fonctionnement de ce mode dépendra de l'utilisation de l'émetteur ainsi que des magnétocoupleurs. Cette étude présente donc un résultat de la puissance consommée en fonction de ces paramètres. Les puissances obtenues dans le tableau sont calculées avec une marge de sécurité de 30% de la manière suivante :

$$\text{Puissance totale} = \Sigma \text{Puissance}_{\text{sous-systèmes}} \times 0,3$$

Puissance totale consommée		utilisation de l'émetteur en %										
		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
utilisation du magnétocoupleur en %	0	1,456	1,677	1,898	2,119	2,34	2,561	2,782	3,003	3,224	3,445	3,666
	10	1,5808	1,8018	2,0228	2,2438	2,4648	2,6858	2,9068	3,1278	3,3488	3,5698	3,7908
	20	1,7056	1,9266	2,1476	2,3686	2,5896	2,8106	3,0316	3,2526	3,4736	3,6946	3,9156
	30	1,8304	2,0514	2,2724	2,4934	2,7144	2,9354	3,1564	3,3774	3,5984	3,8194	4,0404
	40	1,9552	2,1762	2,3972	2,6182	2,8392	3,0602	3,2812	3,5022	3,7232	3,9442	4,1652
	50	2,08	2,301	2,522	2,743	2,964	3,185	3,406	3,627	3,848	4,069	4,29
	60	2,2048	2,4258	2,6468	2,8678	3,0888	3,3098	3,5308	3,7518	3,9728	4,1938	4,4148
	70	2,3296	2,5506	2,7716	2,9926	3,2136	3,4346	3,6556	3,8766	4,0976	4,3186	4,5396
	80	2,4544	2,6754	2,8964	3,1174	3,3384	3,5594	3,7804	4,0014	4,2224	4,4434	4,6644
	90	2,5792	2,8002	3,0212	3,2422	3,4632	3,6842	3,9052	4,1262	4,3472	4,5682	4,7892
	100	2,704	2,925	3,146	3,367	3,588	3,809	4,03	4,251	4,472	4,693	4,914

FIGURE 5 – Puissance consommée en fonction de la fréquence d'utilisation de l'émetteur terrestre et du magnétocoupleur

Avec les calculs exacts du temps mis par le satellite pour dévier de 10 degrés et le résultat graphique qui se trouve en annexe A figure 15, il est possible de déterminer une plage d'utilisation du magnétocoupleur. Le choix qui est arbitraire à ce stade de l'étude mais qui semble pertinent est de prendre un angle initial proche de 23 degrés (ce qui constitue le cas le plus favorable pour effectuer des mesures).

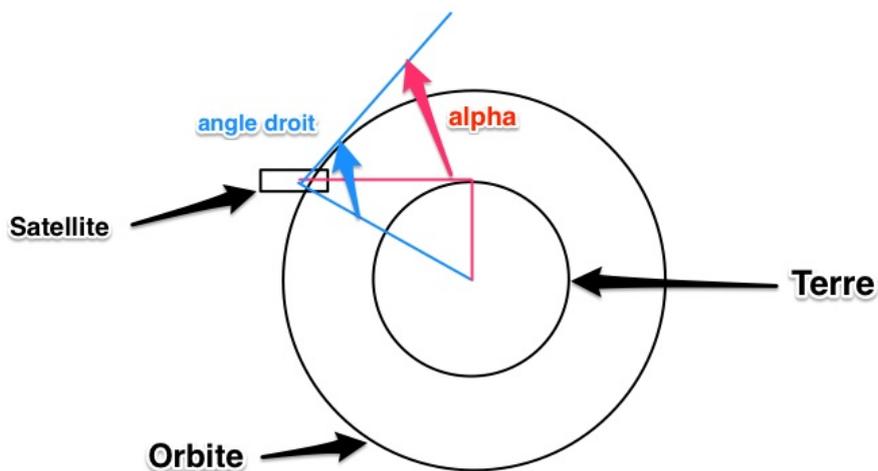


FIGURE 6 – Représentation visuelle de l'angle d'inclinaison du satellite pour réaliser ces mesures

$$\sin((\pi/2) - \alpha) = \frac{R_t}{R_t + h} \Rightarrow \alpha = 24,8^\circ$$

Et si on prend les mesures au milieu de la de la couche on a

$$\sin((\pi/2) - \alpha) = \frac{R_t}{R_t + h} \Rightarrow \alpha = 17,5^\circ$$

Dans ce cas, il faut ajuster l'attitude du satellite toutes les 17 minutes⁶ sur une période de 90 minutes soit 5 fois par révolution. Il faut utiliser le magnétocoupleur pour provoquer deux impulsions de 5 secondes par correction d'attitude, donc 10 secondes par correction. L'utilisation du magnétocoupleur est donc de 50 secondes soit un peu moins de 1% du temps de révolution.

2.5 - Conclusion

La puissance du mode plateforme varie donc entre 1,456 W et 4,914W, ceci est un trop grand écart pour concevoir la consommation d'énergie. Néanmoins grâce au chapitre sur les magnétocoupleurs on a pu constater que le satellite avait besoin d'être réajusté toutes les 17 minutes et ceci en utilisant les magnétocoupleurs que 10 secondes, ce qui fait un pourcentage d'utilisation de 1%. De plus dans les travaux de l'équipe OSAE on trouve que le temps de contact entre le satellite et la station est de 107 s en moyenne par jour, soit environ 6s par révolution. Le pourcentage d'utilisation de l'émetteur est donc inférieur à 1%. La puissance à priori réaliste de ce mode est donc comprise entre 1.456 W et 1.8W.

6. voir l'Annexe B pour les calculs et les durées d'allumage des magnétocoupleurs choisis

3 - Modes missions 1 et 2

3.0- Intérêt des modes

Ces modes permettent de faire les mesures nécessaires aux missions scientifiques pour lesquelles le satellite est lancé. Sa charge utile comprend un scintillateur (avec son amplificateur) et une antenne GPS. Ces modes sont donc essentiels et doivent être étudiés.

3.1- Objectifs de l'étude

- calculer la puissance consommée dans ces configurations de vol.

3.2 - Hypothèses faites pour les modes

- l'axe du satellite (son axe de rotation en tournebroche) reste tangent à sa trajectoire ;
- les composants du mode plateforme sont allumés ;
- quand le magnétocoupleur fonctionne, il est toujours à puissance maximale ;
- les composants électroniques ne sont pas tous connus et on prend une marge de 30%.

3.3 - Composants électroniques nécessaires

- batterie ;
- ordinateur de bord ;
- magnétomètre ;
- magnétocoupleurs ;
- antenne terrestre ;
- pointeur solaire ;
- récepteur terrestre ;
- l'amplificateur ;
- le scintillateur ;
- l'antenne GPS ;
- les composants non identifiés dans cette étude.

3.4 - Calcul de la puissance consommée

D'après le tableau de la figure 1 de ce rapport et la liste des composants établie ci dessus, la puissance nécessaire au fonctionnement de ces modes dépendra de l'utilisation de l'amplificateur couplé au scintillateur et de l'antenne GPS . Cette étude présente donc un résultat de la puissance totale consommée en

fonction de ces paramètres.

Cette étude propose deux modes mission : le premier a pour hypothèse que les magnétocoupleurs ne fonctionnent pas et le second les prend en compte. Les résultats sont présentés sous forme de tableau en fonction du pourcentage d'utilisation des différents paramètres.

Mode mission 1 : Sans les magnétocoupleurs :

La valeur de la puissance de départ se calcule en ajoutant les puissances de tous les sous-systèmes excepté le scintillateur, l'amplificateur, l'antenne GPS et le magnétocoupleur. On fait l'hypothèse que le magnétomètre reste allumé. Avec la marge d'erreur de 30% on obtient une valeur de départ de 1,456 W.

scintillateur GPS	0%	10%	20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	90%	100%
0%	1,456	1,531	1,6068	1,6822	1,7576	1,833	1,908	1,9838	2,06	2,135	2,21
10%	1,586	1,661	1,7368	1,8122	1,8876	1,963	2,038	2,1138	2,19	2,265	2,34
20%	1,716	1,791	1,8668	1,9422	2,0176	2,093	2,168	2,2438	2,32	2,395	2,47
30%	1,846	1,921	1,9968	2,0722	2,1476	2,223	2,298	2,3738	2,45	2,525	2,6
40%	1,976	2,051	2,1268	2,2022	2,2776	2,353	2,428	2,5038	2,58	2,655	2,73
50%	2,106	2,181	2,2568	2,3322	2,4076	2,483	2,558	2,6338	2,71	2,785	2,86
60%	2,236	2,311	2,3868	2,4622	2,5376	2,613	2,688	2,7638	2,84	2,915	2,99
70%	2,366	2,441	2,5168	2,5922	2,6676	2,743	2,818	2,8938	2,97	3,045	3,12
80%	2,496	2,571	2,6468	2,7222	2,7976	2,873	2,948	3,0238	3,1	3,175	3,25
90%	2,626	2,701	2,7768	2,8522	2,9276	3,003	3,078	3,1538	3,23	3,305	3,38
100%	2,756	2,831	2,9068	2,9822	3,0576	3,133	3,208	3,2838	3,36	3,435	3,51

FIGURE 7 – Puissance consommée en fonction de la fréquence d'utilisation du GPS et du scintillateur

L'influence du GPS sur la consommation est plus important que celle du scintillateur. En effet, pour une utilisation de 20 % du scintillateur, la consommation augmente de 80,91 % quand le GPS est utilisé de 0 % à 100 %. En revanche pour une utilisation de 20 % du GPS, la consommation augmente de 43,94 % pour une utilisation du scintillateur de 0 % à 100 %. Ces résultats seront vérifiés dans le scénario à un mode.

Mode mission 2 : Avec les magnétocoupleurs :

Dans ce mode mission, on choisit arbitrairement d'utiliser le scintillateur pendant 30% du temps. Avec cette hypothèse et le tableau précédent, les résultats peuvent se présenter sous forme d'un tableau double entrée en fonction du temps d'utilisation du magnétocoupleur et de l'antenne GPS :

Puissance totale consommée		utilisation de l'antenne GPS en %										
		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
utilisation du magnétocoupleur en %	0	1,6822	1,8122	1,9422	2,0722	2,2022	2,3322	2,4622	2,5922	2,7222	2,8522	2,9822
	10	1,807	1,937	2,067	2,197	2,327	2,457	2,587	2,717	2,847	2,977	3,107
	20	1,9318	2,0618	2,1918	2,3218	2,4518	2,5818	2,7118	2,8418	2,9718	3,1018	3,2318
	30	2,0566	2,1866	2,3166	2,4466	2,5766	2,7066	2,8366	2,9666	3,0966	3,2266	3,3566
	40	2,1814	2,3114	2,4414	2,5714	2,7014	2,8314	2,9614	3,0914	3,2214	3,3514	3,4814
	50	2,3062	2,4362	2,5662	2,6962	2,8262	2,9562	3,0862	3,2162	3,3462	3,4762	3,6062
	60	2,431	2,561	2,691	2,821	2,951	3,081	3,211	3,341	3,471	3,601	3,731
	70	2,5558	2,6858	2,8158	2,9458	3,0758	3,2058	3,3358	3,4658	3,5958	3,7258	3,8558
	80	2,6806	2,8106	2,9406	3,0706	3,2006	3,3306	3,4606	3,5906	3,7206	3,8506	3,9806
	90	2,8054	2,9354	3,0654	3,1954	3,3254	3,4554	3,5854	3,7154	3,8454	3,9754	4,1054
	100	2,9302	3,0602	3,1902	3,3202	3,4502	3,5802	3,7102	3,8402	3,9702	4,1002	4,2302

FIGURE 8 – Puissance consommée en fonction de la fréquence d'utilisation du GPS et du magnétomètre. L'utilisation du scintillateur est choisie à 30%

Dans cette étude, la perturbation sur le satellite est due au gradient de gravité. Aucun autre phénomène n'est pris en compte (par exemple les frottements avec l'atmosphère). Comme il a été signalé dans le mode plateforme, le temps d'utilisation du magnétocoupleur est estimé à moins de 1 %. Les résultats intéressants dans ce tableau correspondent donc presque à ceux de la première ligne. La puissance consommée va varier entre 1,68 W et 2,98 W.

3.5 - Conclusion

Le mode mission est le mode où les mesures seront réalisées. En moyenne les scintillateurs réaliseront des mesures sur 30% de leur trajectoire par révolution. Pour ce qui est des GPS on peut approximer qu'il sera nécessaire d'utiliser l'antenne 20% du temps, ceci est une approximation nous n'avons pas réalisé les calculs nécessaires. Un bon ordre de grandeur de puissance pour ce mode est de 1.9 W.

4 - Mode caillou

4.0 - Intérêt du mode

Ce mode permet au satellite, suite à une avarie par exemple, de récupérer l'énergie solaire grâce à ses panneaux alors qu'il est soumis au roulis, au tangage et au lacet en même temps. Il suspend toutes ces autres tâches de mesures ou d'émission vers la Terre. C'est aussi le mode dans lequel sera le satellite dès qu'il sera éjecté du lanceur. Il faut donc savoir quelle énergie il va dépenser pour se mettre en mode plateforme et combien de temps il lui faudra pour recharger intégralement ses batteries.

4.1 - Objectifs du mode

- calculer la puissance consommée quand le satellite est dans la situation la plus défavorable.

4.2 - Hypothèses faites pour le mode

- la réception du satellite est effective sur toute la durée du mode ;
- aucune émission de données de la part du nanosatellite ;
- un programme dans l'ordinateur de bord gère l'allumage des autres composants (antenne terrestre, récepteur, SCA, etc...) à partir d'un certain niveau de recharge de batterie ;
- les composants électroniques ne sont pas tous connus et on prend une marge de 30%.

4.3 - Composants électroniques nécessaires

- la batterie ;
- l'ordinateur de bord.

4.4 - Calcul de la puissance consommée

- la puissance consommée est de 0,585 W ;
- la puissance reçue par le soleil vaut $5,2W^{10}$.

Remarque : il faut tenir compte du fait que dans cette étude de mode, il n'est pas fait mention de l'utilisation du magnétocoupleur. La raison est que l'étude de l'énergie nécessaire au contrôle d'attitude pour placer le satellite en mode avion n'a pas été calculée. Il faudra donc une étude ultérieure sur ce sujet.

4.5 -Conclusion

Dans ce mode on limite donc la consommation du satellite, on voit qu'en coupant bon nombre des sous-systèmes la puissance consommée chute à 0.585 W, ce qui peut être intéressant si les réserves en énergies sont très basses. On constate également que la puissance reçue baisse beaucoup. Ce mode ne permet pas un rechargement des batteries efficace. Il sera intéressant de l'utiliser uniquement si le satellite a de gros problèmes de réserve, ou bien que l'on souhaite limiter la recharge de ses batteries.

10. Le calcul se trouve en Annexe C

5 - Scénarios avec un seul mode

5.0 - Intérêt de ces scénarios

Maintenant que tous les modes sont décrits, il est utile de savoir comment le bilan énergétique va évoluer sur plusieurs révolutions autour de la Terre. Cela permet de vérifier si les différents modes décrits vont remplir leur rôle d'un point de vue énergétique. Ces scénarios vont permettre de déterminer le mode le plus énergivore et de dimensionner le système énergétique du satellite en conséquence.

5.1 - Hypothèses générales sur les scénarios

Le nombre de révolutions arbitrairement choisis pour un scénario est de 10 périodes de révolutions.

5.2 - Hypothèses concernant les systèmes

Il est important de rappeler que dans cette étude, la puissance consommée par le magnétocoupleur est toujours choisie comme sa puissance maximale de fonctionnement (soit 0,96 W). Il sera judicieux dans les études suivantes de calculer de manière plus précise la consommation du magnétocoupleur pour affiner les résultats présentés ici.

L'utilisation de l'émetteur a été choisie ici de manière arbitraire à 50% pour les modes plateforme et mission et à 0% pour les modes survie et caillou (car l'émetteur n'est pas allumé dans ces modes). L'utilisation du scintillateur et du GPS est fixée à 30% pour le mode mission. Enfin l'utilisation du magnétocoupleur est de 1%.

5.3 - Premiers résultats

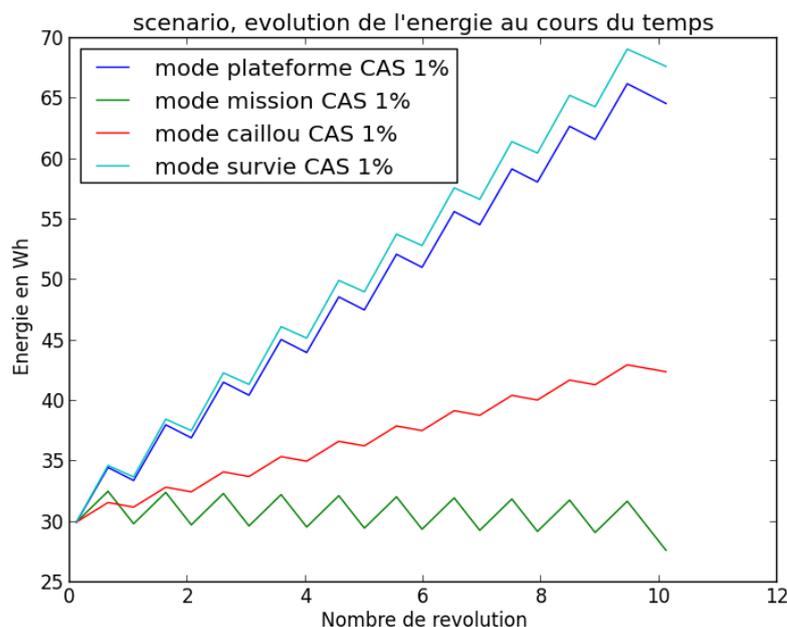


FIGURE 9 – Représentation de l'énergie sur 10 révolutions avec un seul mode par révolution

Ces premiers résultats montrent que les modes plateforme, survie et caillou vont permettre de recharger le satellite comme prévu. Le mode un peu plus critique du point de vue énergétique est le mode mission car il utilise beaucoup plus de systèmes électriques. Il convient donc de regarder l'influence du pourcentage d'utilisation de la charge utile du satellite sur son bilan énergétique.

5.4 - Cas extrême d'une mission

Ce scénario suppose que le scintillateur, l'émetteur et le GPS sont simultanément à un pourcentage d'utilisation de 100 %.

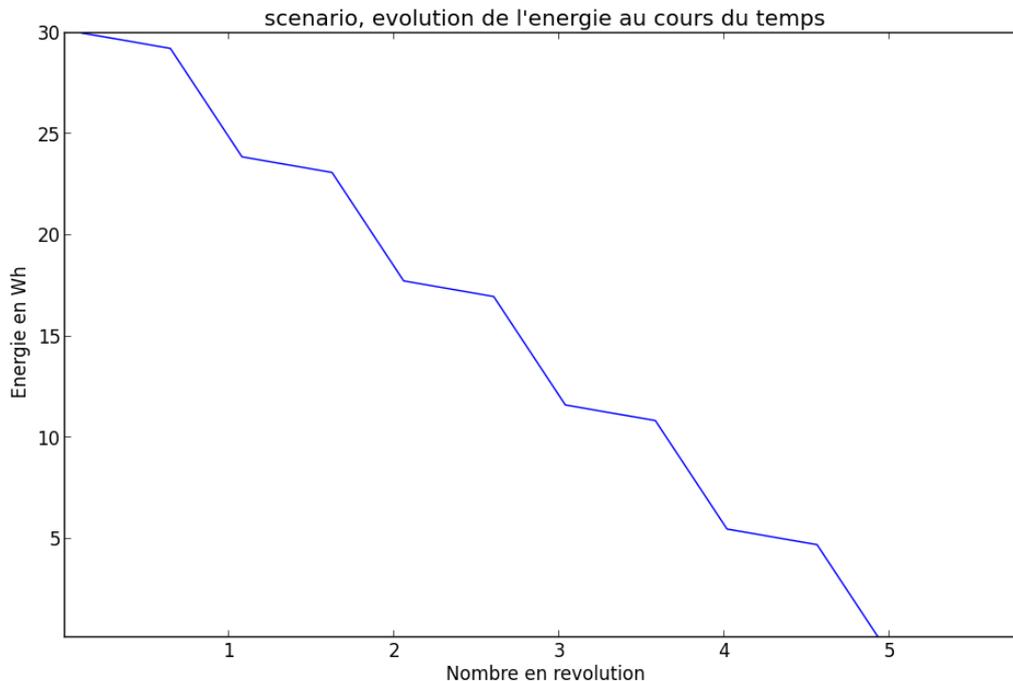


FIGURE 10 – Représentation du cas extrême dans lequel le scintillateur, le GPS et l'émetteur sont tous allumés 100 % du temps.

Ce scénario met en évidence la décharge complète et rapide de la batterie du satellite en moins de 5 révolutions. C'est le cas le plus énergivore que le satellite peut rencontrer en mode normal de fonctionnement (sans prendre en compte une avarie quelconque). C'est donc une limite énergétique de fonctionnement qui permettra de dimensionner le système et également les temps de fonctionnement des différents modes. Il est intéressant de regarder plus en détails l'influence de chaque système comprenant la charge utile du satellite.

Remarque : La valeur de 30Wh pour la batterie est arbitraire. Il faudra tenir compte de la valeur choisie à la fin du projet et non de cette valeur ci.

5.5 - Influence de l'utilisation du GPS

Dans cette partie, le pourcentage d'utilisation de l'émetteur est fixé à 10%, celui du scintillateur à 66 % et celui du GPS varie de 33 % à 50 % puis à 66 %. Ce rapport met en évidence l'influence essentielle de l'utilisation du GPS pour l'évolution énergétique du satellite sur un scénario de 10 révolutions.

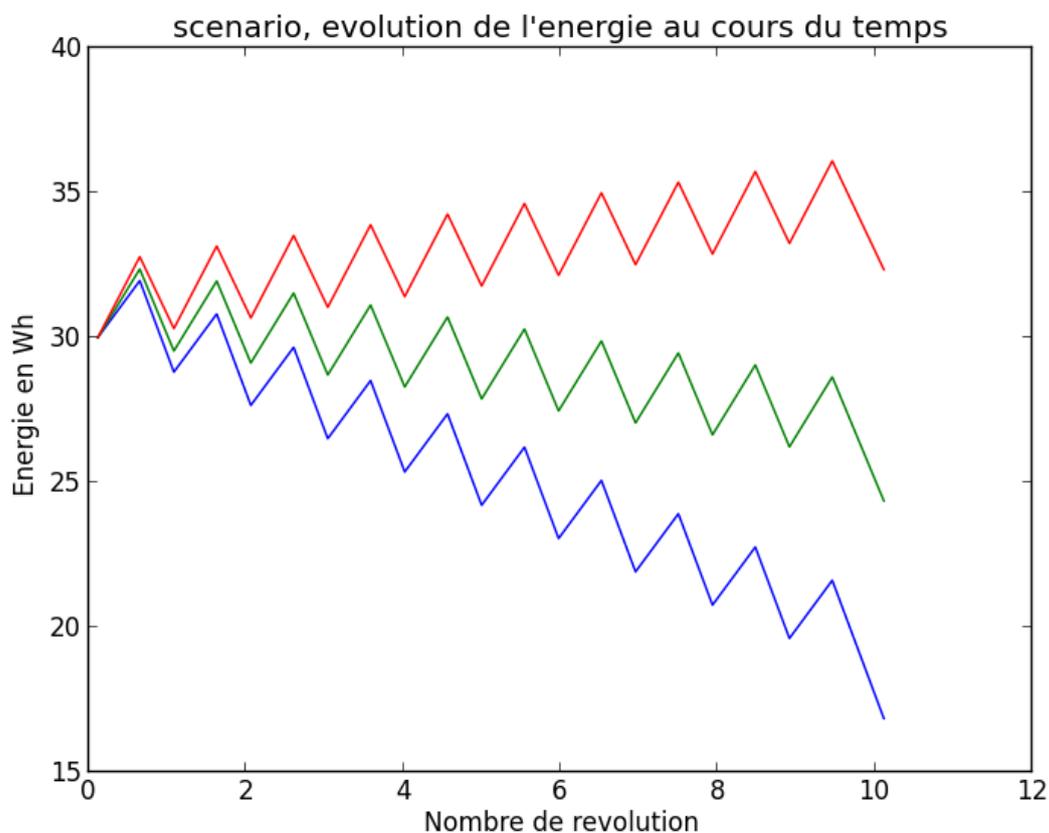


FIGURE 11 – Représentation de l'énergie sur 10 révolutions avec un seul mode par révolution, la courbe bleue (respectivement verte et rouge) représente un pourcentage d'utilisation du GPS de 66 % (respectivement 50 % et 33 %)

Ce scénario montre qu'en 10 révolutions, le satellite perd environ 50 % de son énergie.

Il pourrait être envisagé d'utiliser le GPS pour décharger la batterie en cas de surplus d'énergie récupérée par les panneaux solaires. Le pourcentage d'utilisation bien choisi du GPS pourrait éviter l'emploi d'un système de régulation thermique supplémentaire. Cela pourrait éviter d'augmenter la masse du satellite.

5.6 - Influence de l'utilisation du scintillateur

Dans cette partie, le pourcentage d'utilisation de l'émetteur est fixé à 10%, celui du GPS à 50 % et celui du scintillateur varie de 33 % à 50 % puis à 66 %. Ce rapport met en évidence la faible influence de l'utilisation du scintillateur pour l'évolution énergétique du satellite sur un scénario de 10 révolutions.

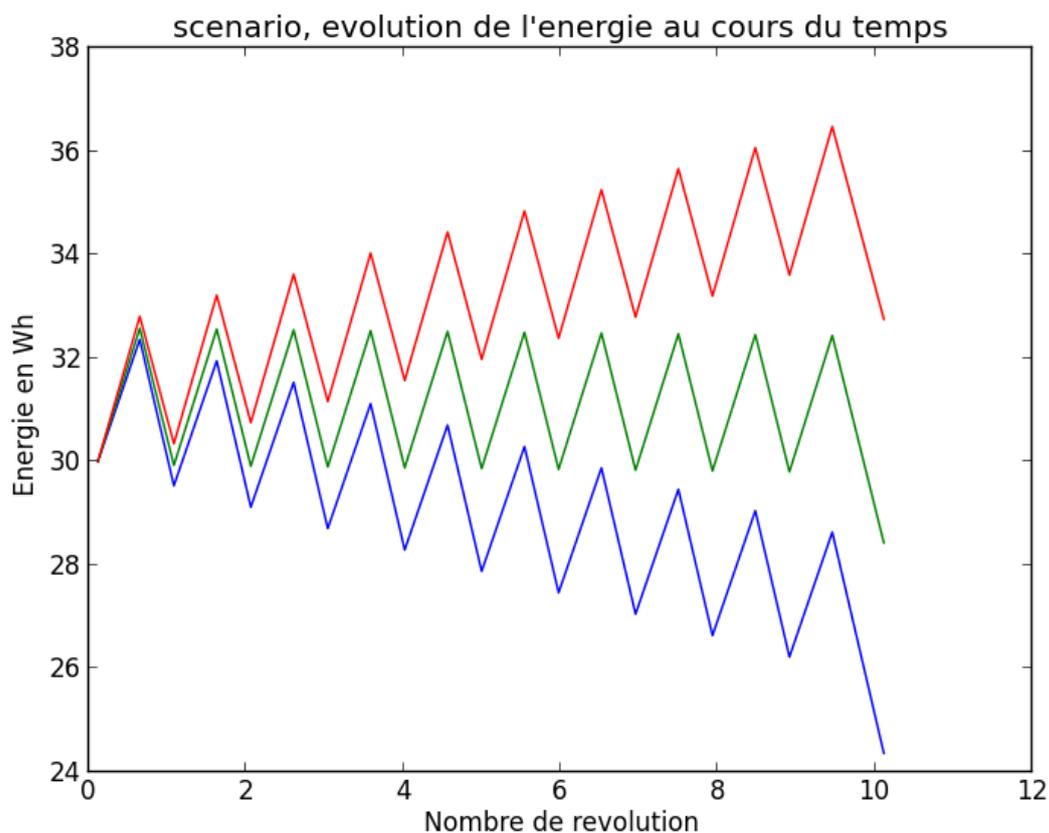


FIGURE 12 – Représentation de l'énergie sur 10 révolutions avec un seul mode par révolution, la courbe bleue (respectivement verte et rouge) représente un pourcentage d'utilisation du GPS de 66 % (respectivement 50 % et 33 %)

Ce scénario montre qu'une utilisation poussée du scintillateur amènera une perte d'environ 20 % de l'énergie du satellite en 10 révolutions.

Là encore il est envisageable d'utiliser cette perte d'énergie pour une régulation thermique.

5.6 - Synthèse des résultats et analyse

Pour conclure il semble que les modes plateforme, survie et caillou puissent remplir leur rôle en permettant au satellite de recharger ses batteries. Le mode mission soit celui qui est déterminant du point de vue énergétique. Il vide la batterie du satellite en 5 révolutions si tous les systèmes sont constamment allumés. Les systèmes électriques les plus énergivores pour le mode mission soit dans l'ordre décroissant :

- le GPS qui consomme 50 % de l'énergie en 10 révolutions
- le scintillateur avec son amplificateur qui consomme 20 % de l'énergie en 10 révolutions

Ces deux systèmes semblent également être un moyen intéressant de faire de la régulation thermique en évitant d'installer dans le satellite un système de régulation thermique trop important.

5 - Conclusion de l'étude

Cette étude avait pour but de :

- déterminer les systèmes électriques indispensables au projet nanosat ;
- déterminer la puissance reçue par le satellite dans toutes les configurations de vol possible ;
- déterminer la puissance consommée par l'architecture électrique selon les différents modes de fonctionnement du satellite ;
- proposer des pistes de réflexion sur des sujets qui n'ont pu être abordés.

Les conclusions de cette étude sont :

- avec les sous systèmes proposés pour l'élaboration du satellite, l'étude montre qu'il est énergétiquement viable de l'envoyer pour réaliser ses mesures scientifiques ;
- dans tous les modes étudiés à part le mode mission, le satellite reçoit plus d'énergie qu'il n'en consomme ;
- selon la durée d'utilisation des différents systèmes de la charge utile du satellite, le mode mission peut dégager un bilan énergétique positif ou négatif. Il pourrait être envisagé comme un moyen de régulation du surplus énergétique.

Les pistes à suivre pour les prochaines études sont :

- La partie thermique du satellite (les chocs thermiques reçus par les systèmes, système de régulation thermique...);
- l'évolution des caractéristiques de chaque système en fonction de la température ;
- aborder le sujet des radiations cosmiques ;
- étudier l'influence d'autres perturbations que le gradient de gravité sur l'évolution de l'attitude du satellite ;
- prendre en compte l'évolution de la durée de l'éclipse en fonction de l'angle bêta ;
- compléter le calcul sur la puissance utilisée par les magnétocoupleurs, dans chacune des applications, ils ont toujours été utilisés à pleine puissance ce qui n'est peut être pas le cas en réalité ;
- déterminer de manière précise le pourcentage d'utilisation de la charge utile. Comme il a été montré dans cette étude, le mode mission est le plus énergivore, il faut donc le regarder avec grande attention ;
- tous les calculs ont été moyennés sur une révolution, il faudrait, pour être plus précis, prendre en compte l'alternance jour/nuit ;
- déterminer de manière plus exacte tous les systèmes électroniques nécessaires pour se débarrasser de la marge d'erreur de 30% et obtenir des résultats plus exacts.

Annexe A : Calcul du couple exercé par le gradient de gravité

Hypothèses de calcul :

Pour calculer le couple exercé par le gradient de gravité le satellite est assimilé à deux masses m identique de 1,5 kg (Le poids total du satellite est de 3 kg) séparées par une barre de masse nulle. La distance entre les deux barres est de $d = 15$ cm. Pour calculer le couple maximal on suppose que la barre est inclinée à 45° par rapport à l'axe terre-satellite. Cette altère est représenté en figure 13.

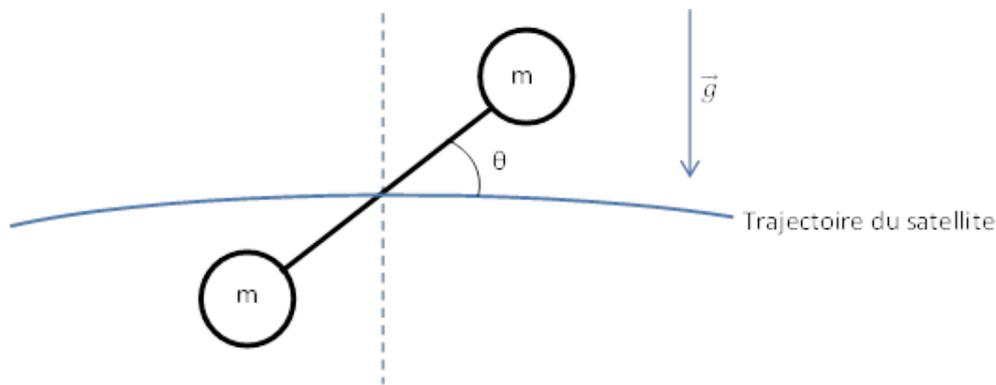


FIGURE 13 – Schématisation du satellite

Calculs :

La force pour deux masses m_1 et m_2 s'écrit : $P = \frac{m_1 m_2 G}{r^2}$ donc le gradient de poids s'écrit $dP = \frac{2m_1 m_2 G}{R^3}$, en valeur absolue. Les deux masses subissent une perturbation lorsqu'elles s'écartent de la position d'équilibre. Pour chaque masse on note \vec{p}_1 et \vec{p}_2 cette perturbation (ce sont des forces). On veut calculer le couple maximal donc on calcul le couple pour $\theta = 45^\circ$. On a $\vec{p}_1 = -\vec{p}_2$ et $\|\vec{p}_1\| = dP \frac{d}{2} \sin \theta = dP \times \frac{d}{2\sqrt{2}}$. On a donc :

$$\|\vec{p}_1\| = \frac{mm_T G d}{\sqrt{2} R^3}$$

Comme $g = \frac{m_T G}{R_T^2}$ on a alors

$$\|\vec{p}_1\| = \frac{mg R_T^2 d}{\sqrt{2} R^3}$$

Or,

$$\vec{C} = \vec{d} \wedge \vec{p}_1$$

Donc

$$C = d \times p_1 \cos(\theta) = \frac{mg R_T^2 d^2}{2 R^3}$$

Application numérique :

- $R_T = 6380$ km ;
- $R = 7030$ km ;
- $g = 9,8$ m.s⁻¹ ;

- $m = 1,5 \text{ kg}$;
- $d = 15 \text{ cm}$

Le résultat est $C = 1,9 \times 10^{-8} \text{ N.m}$.

Interprétation :

Maintenant que le couple est calculé nous nous intéressons au temps caractéristique que met le satellite pour être incliné de 10° par rapport à son orbite. En effet nous considérons qu'à partir de 10° il faut corriger l'orientation du satellite.

$$\ddot{\theta}(t) = \frac{C}{I}$$

En intégrant deux fois nous obtenons (vitesse et angle initial nul) :

$$\Delta\theta = \frac{Ct^2}{2I}$$

Finalement

$$t = \sqrt{\frac{2I\Delta\theta}{C}}$$

Pour $\Delta\theta = 10^\circ$ nous obtenons $t = 11 \text{ min}$ et 30 s . Il est important de noter qu'il s'agit d'une approximation faite avec la valeur maximal du couple (à $\theta = 45^\circ$), ce temps est en réalité plus élevé. En posant $\Delta\theta = 180^\circ$, nous avons une première approximation de la demie période d'oscillation, soit 48 min .

Calcul exact :

Le premier calcul donne une valeur de 10 min , ce qui peut s'avérer contraignant. Ce calcul en ordre de grandeur s'avère en fait très inexact car lorsque θ est faible le couple exercé par le gradient de gravité est beaucoup plus faible. L'idée de ce calcul est de partir d'un angle θ_p qui est en fait lié à la précision du système sca et d'intégrer la déviation dû au gradient gravité.

On a toujours la formule :

$$\begin{aligned} C(\theta) &= d * \frac{d}{2} dP \sin \theta \cos \theta \\ &= \frac{mgR_T^2 d^2}{R^3} \sin \theta \cos \theta \\ &= \frac{mgR_T^2 d^2}{2R^3} \sin(2\theta) \end{aligned}$$

Or

$$\ddot{\theta}(t) = \frac{C(\theta)}{I}$$

Donc

$$\ddot{\theta}(t) = \frac{mgR_T^2 d^2}{2IR^3} \sin(2\theta)$$

On note $a = \frac{mgR_T^2 d^2}{2IR^3}$ et nous obtenons

$$\ddot{\theta}(t) = a \sin(2\theta)$$

Avec $a = 7,6 \cdot 10^{-7} \text{ s}^{-2}$

L'équation n'étant pas intégrable directement, une intégration numérique est faite grâce au logiciel Python. La figure 14 donne l'intégration de toute la trajectoire pour différents angles initiaux. On peut constater que la différence se situe surtout au début. La figure 15 donne le temps que met le satellite pour dévier jusqu'à 10° et ce pour différents angles initiaux. Conformément à nos attentes le temps est beaucoup plus long que celui donné par le calcul grossier.

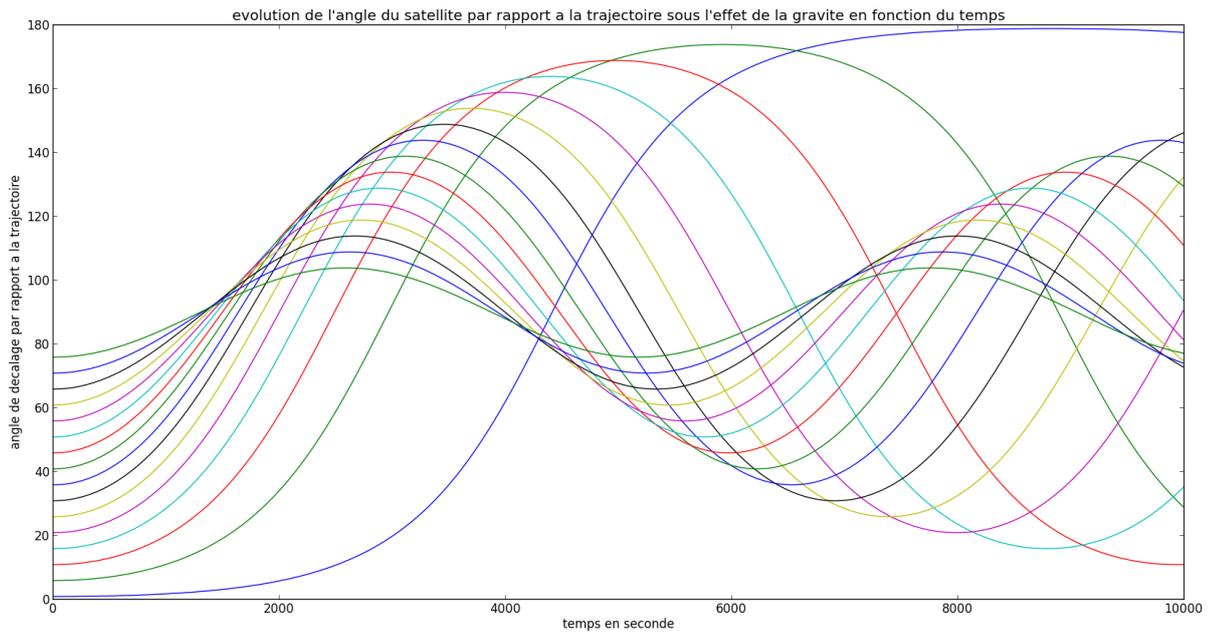


FIGURE 14 – Evolution de l’angle d’inclinaison du satellite en fonction de son inclinaison initiale par rapport à la tangente à sa trajectoire.

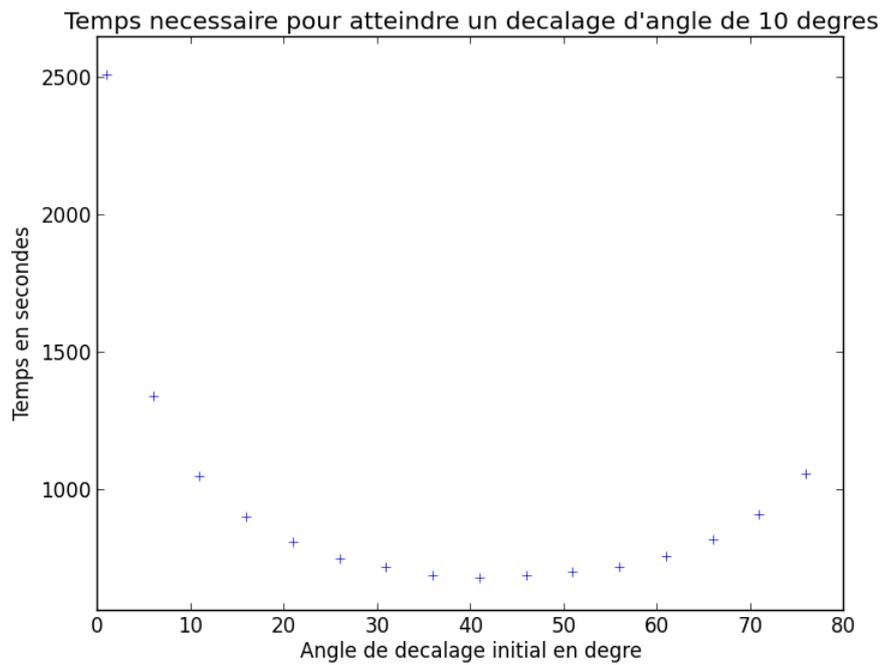


FIGURE 15 – Durée mise par le satellite pour crée un écart de 10 degres en fonction de l’écart initial

Annexe B : Calcul du temps d'allumage des magnétocoupleurs

Calcul formel :

On veut calculer l'énergie dépensée pour pouvoir orienter le cubesat vers le gps et ainsi recevoir le signal. Le but est de faire tourner le satellite d'un angle donné afin de l'orienter vers le satellite. La figure 16 montre la séquence d'allumage suivante : On allume à i_{max} pendant t_α pour faire tourner le satellite puis on rallume à $-i_{max}$ à partir de $t_f - t_\alpha$ et pendant t_α pour arrêter la rotation. Finalement le temps total de la manœuvre est de t_f . La séquence d'allumage est représentée en figure 16.

Le couple \vec{C} , exercé par le magnétocoupleur s'exprime en fonction de \vec{S} , la surface totale des spires ($\vec{S} = n \times \vec{S}_0$ avec n le nombre de spire et \vec{S}_0 la surface orientée d'une spire).

$$\vec{C} = i \times \vec{S} \wedge \vec{B}$$

Avec i le courant parcouru par la spire.

On veut \vec{C} perpendiculaire à la terre pour pouvoir tourner dans le plan tangent à la terre donc seule la composante tangentielle du champ magnétique contribue au déplacement. On note B_t la composante tangentielle du champ magnétique et on suppose que la bobine est perpendiculaire à B_t (en réalité c'est faux mais comme on a trois bobines on peut se ramener à une seule en sommant les différentes contributions). L'orientation du couple \vec{C} sera donnée en allumant les trois bobines avec une intensité différente. Après projection on a

$$C = i \times S \times B_t$$

On note $C_{max} = i_{max} S B_t$

On a aussi :

$$C = I \dot{\omega}$$

Avec I_Δ le moment d'inertie du satellite et ω , la vitesse de rotation.

Pour trouver $\omega(t)$ on intègre une première fois :

Entre $t = 0$ et $t = t_\alpha$ (intervalle 1) :

$$\omega(t) = \frac{C_{max}}{I} t$$

Entre $t = t_\alpha$ et $t = t_f - t_\alpha$ (intervalle 2) :

$$\omega(t) = \frac{C_{max}}{I} t_\alpha$$

Entre $t = t_f - t_\alpha$ et $t = t_f$ (intervalle 3) :

$$\omega(t) = \frac{C_{max}}{I} t_\alpha - \frac{C_{max}}{I} (t - t_f + t_\alpha)$$

Cette intégration donne la figure 17.

Pour trouver $\theta_f - \theta_i$ on intègre $\omega(t)$ entre $t = 0$ et $t = t_f$ et on trouve :

$$\theta_f - \theta_i = \frac{C_{max} t_\alpha^2}{2I} + (t_f - 2t_\alpha) t_\alpha \frac{C_{max}}{I} + \frac{C_{max} t_\alpha^2}{2I}$$

En simplifiant on obtient :

$$\theta_f - \theta_i = \frac{C_{max}}{I} t_\alpha (t_f - t_\alpha)$$

avec $C_{max} = i_{max}SB_t = \mu B_t$, μ étant caractéristique de la bobine.

On calcule I_{Δ} pour un parallélépipède rectangle homogène : $I = \frac{m(a^2+b^2)}{12}$. Ici $a = 10$ cm, $b = 30$ cm et $m = 3$ Kg. Nous obtenons $I_{\Delta} = 0,025$ Kgm². Si t_f est fixé on peut exprimer t_{α} pour $\Delta\theta_f$ fixé, en résolvant une équation du second degré. On obtient :

$$t_{\alpha} = \frac{1}{2} \left(t_f - \sqrt{t_f^2 - \frac{4\Delta\theta_f I}{C_{max}}} \right)$$

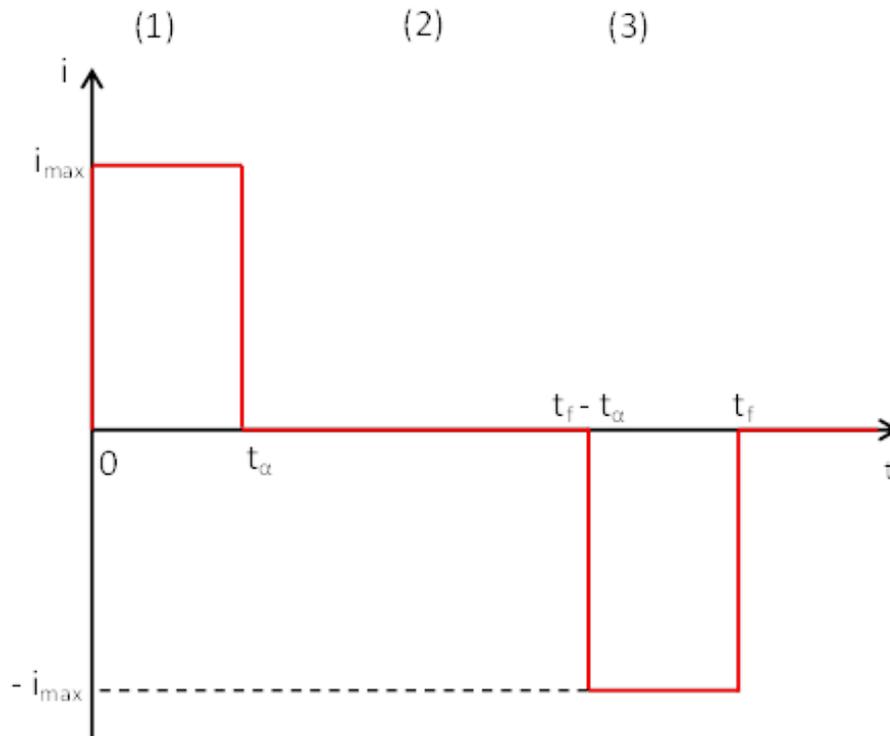


FIGURE 16 – Séquence d'allumage des magnétocoupleurs

Pour pouvoir choisir le temps optimal nous traçons en figure 18 le temps total de la séquence (t_f) en fonction du temps d'allumage des bobines (t_{α}).

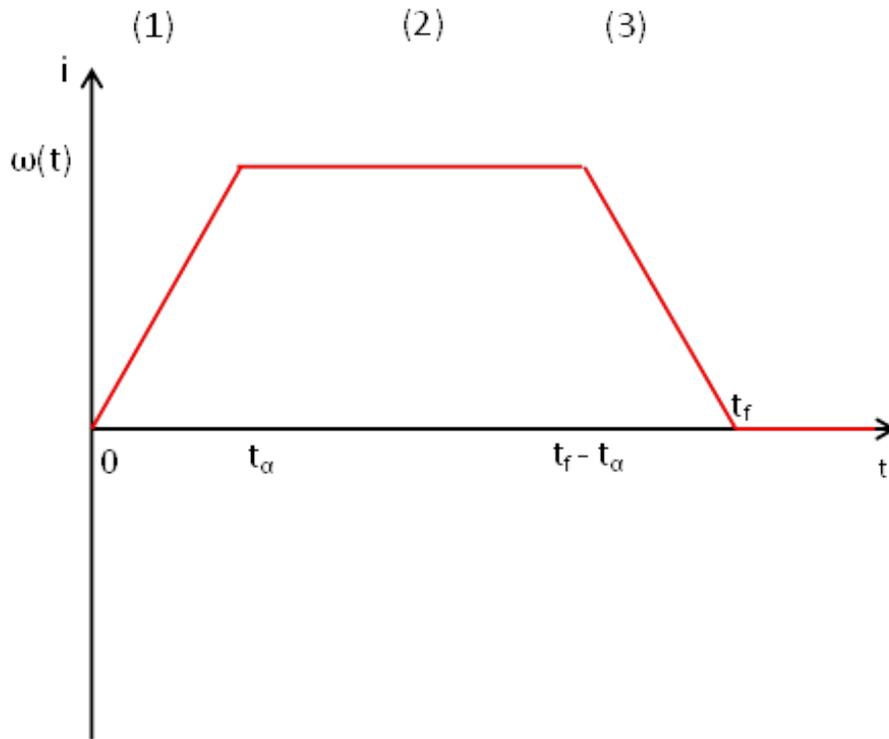


FIGURE 17 – ω en fonction du temps

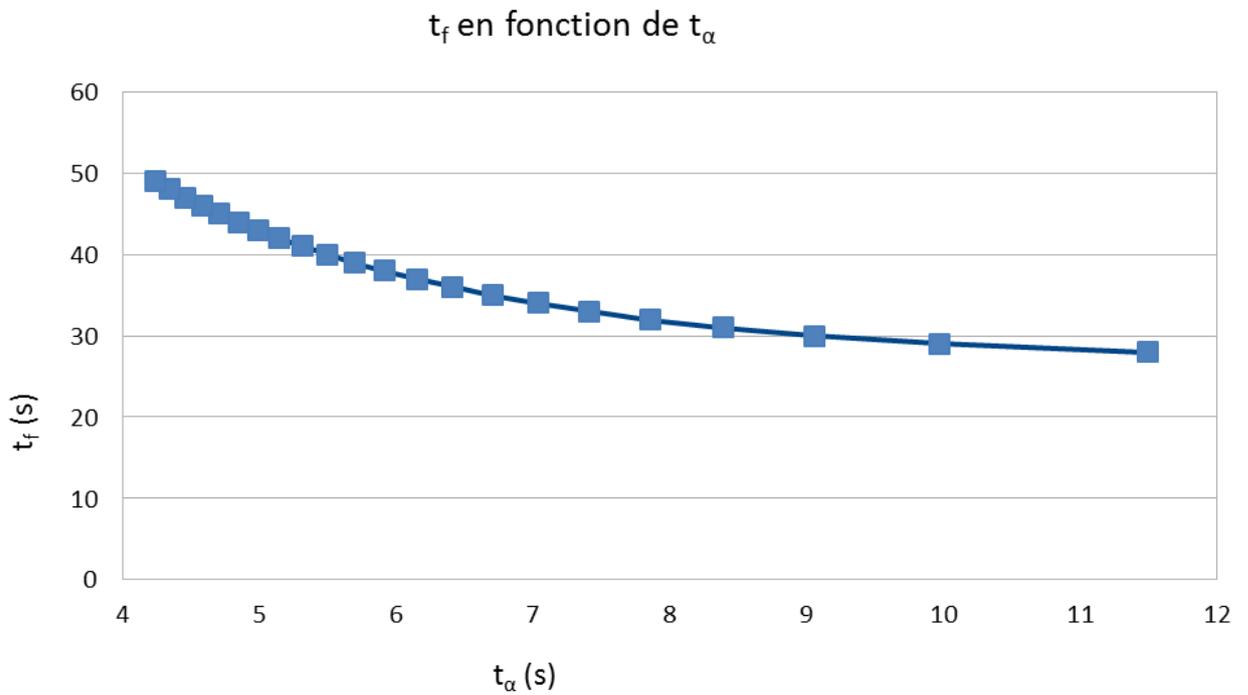


FIGURE 18 – Temps de la manoeuvre du SCA pour un déplacement de 20°

Calcul exact de l'énergie solaire reçue

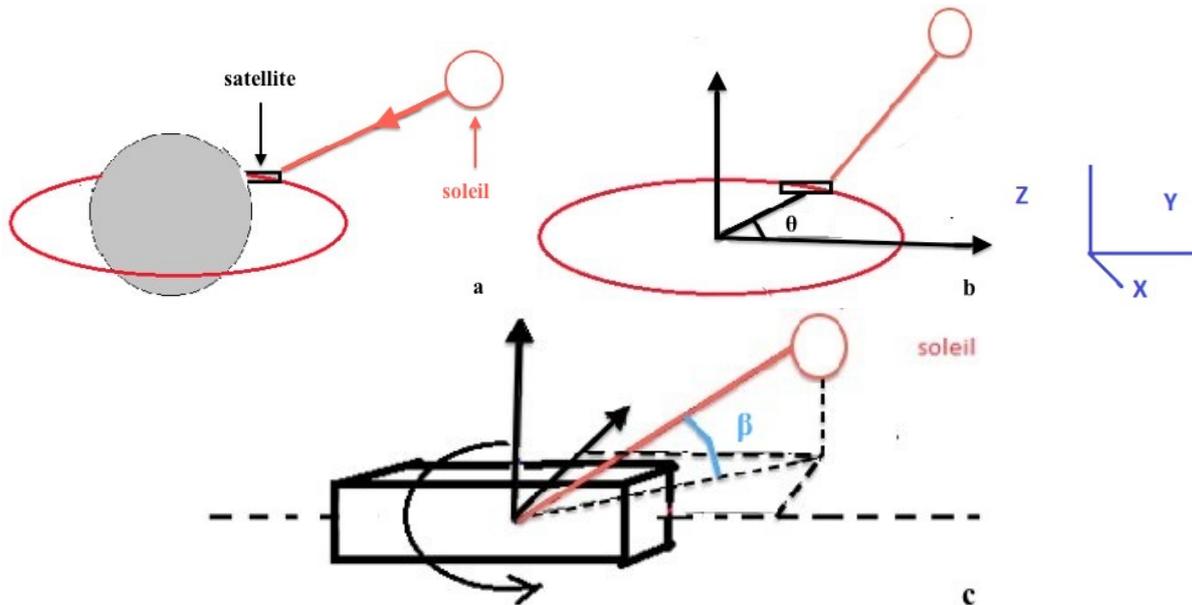


FIGURE 19 – a) Orbite du satellite autour de la Terre, b) représentation de l'angle θ , c) représentation de l'angle β

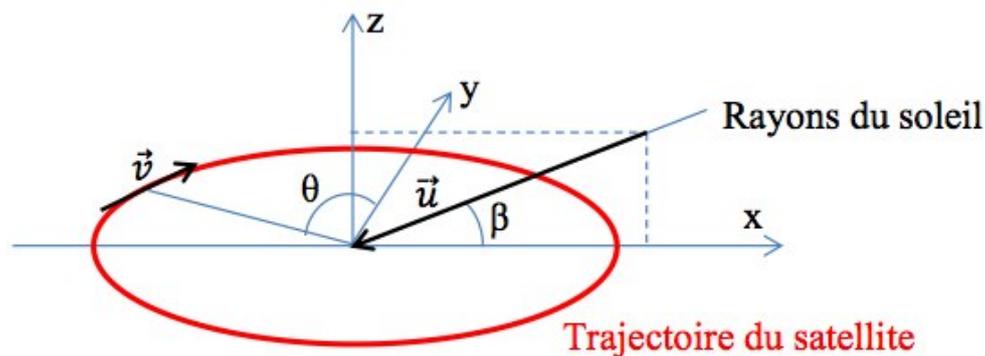


FIGURE 20 – Schéma représentant les angles liés au calcul

On veut calculer quelle est la quantité d'énergie solaire que reçoit en moyenne le satellite pendant sa rotation. Lorsqu'il est à une position quelconque le satellite reçoit une énergie moyenne grâce au mouvement tournebroche. Cette énergie devant être multipliée par le sinus de l'angle que fait le soleil avec l'axe de rotation. Dans un premier temps il faut faire une moyenne sur l'axe de rotation tournebroche. Pour cela on suppose que le soleil fait un angle de 90° avec l'axe. On note P_{moy} la puissance moyenne reçue et P_f la puissance que reçoit une face (de $30 \times 10 \text{ cm}^2$) perpendiculaire au soleil. On a :

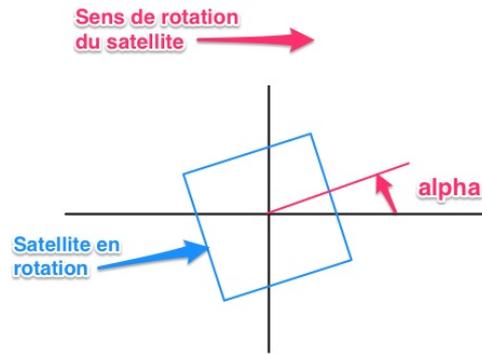


FIGURE 21 – Schéma représentant l'angle alpha lié au calcul

$$\begin{aligned}
 P_{moy} &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi/2} P_f \sin \alpha + P_f \cos \alpha d\alpha \\
 &= P_f \frac{4}{\pi} \\
 &= 6\phi S_0 \frac{4}{\pi} \\
 &= \phi S_{eq}
 \end{aligned}$$

Avec ϕ le flux surfacique de soleil et $S_{eq} = 6S_0 \frac{4}{\pi}$, S_0 étant la surface d'un panneau solaire, $5 \times 10 \text{ cm}^2$. Maintenant que nous avons pris en compte la rotation tourne broche, nous pouvons assimiler notre satellite à une barre, symbolisée par un vecteur. Il reste à calculer la puissance reçue sur un cycle entier autour de la terre. Comme l'angle entre le soleil et l'axe du satellite n'est pas de 90° , il faut le calculer. Soit β l'angle entre le soleil et le plan de rotation du satellite autour de la terre. Soit θ le paramétrage du parcours sur ce plan de rotation (voir figure 20).

Calcul exact de l'énergie reçue

On veut faire le calcul exact de l'énergie reçue par le satellite mais moyenné sur une période. Le panneau solaire latéral (à l'opposé de l'antenne) sera pris en compte grâce à un calcul ultérieur.

Les notations utilisées sont :

β est l'angle que fait le soleil par rapport au plan de rotation du satellite. Étant donné que notre satellite est sur une orbite héliosynchrone. Le repère xyz est alors défini :

- le plan xy est le plan de rotation du satellite autour de la terre
- le vecteur des rayons du soleil est dans le plan xz.

L'axe x est donc la projection orthogonale de l'axe terre-soleil sur le plan de l'orbite du satellite et l'axe z est la normale du plan de rotation.

L'angle θ est l'angle entre l'axe y et l'axe terre-satellite.

Soit \vec{v} le vecteur assimilé à l'axe du satellite et \vec{u} le vecteur des rayons du soleil. Alors la puissance instantané reçue est

$$P(\theta, \beta) = \sin(\vec{v}, \vec{u}) \times \phi S_{eq}$$

S_{eq} est la surface que l'on a calculé précédemment lors du calcul de la surface moyenne en mode tourne broche. $S_{eq} = \frac{24 \times S_0}{\pi}$

$$|\sin(\vec{v}, \vec{u})| = \frac{\|\vec{v} \wedge \vec{u}\|}{\|\vec{v}\| \|\vec{u}\|}$$

on a :

$$\vec{v} = \begin{pmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \\ 0 \end{pmatrix} \text{ et } \vec{u} = \begin{pmatrix} \cos \beta \\ 0 \\ \sin \beta \end{pmatrix}$$

Donc

$$\vec{v} \wedge \vec{u} = \begin{pmatrix} \sin \theta \sin \beta \\ -\cos \theta \sin \beta \\ -\sin \theta \cos \beta \end{pmatrix}$$

On a donc

$$\begin{aligned} \|\vec{v} \wedge \vec{u}\|^2 &= \sin^2 \theta \sin^2 \beta + \cos^2 \theta \sin^2 \beta + \sin^2 \theta \cos^2 \beta \\ &= \sin^2 \beta + \sin^2 \theta \cos^2 \beta \end{aligned}$$

et

$$\|\vec{v}\| = \|\vec{u}\| = 1$$

Finalement

$$|\sin(\vec{v}, \vec{u})| = \sqrt{\sin^2 \beta + \sin^2 \theta \cos^2 \beta}$$

Le calcul de la puissance instantanée donne :

$$\begin{aligned} P(\theta, \beta) &= \frac{24\phi S_0}{\pi} |\sin(\vec{v}, \vec{u})| \\ &= \frac{24\phi S_0}{\pi} \sqrt{\sin^2 \beta + \sin^2 \theta \cos^2 \beta} \end{aligned}$$

On calcule la puissance moyenne lorsque θ varie.

$$P_{moy}(\beta) = \frac{24\phi S_0}{\pi^2} \int_0^\pi \sqrt{\sin^2 \beta + \sin^2 \theta \cos^2 \beta} d\theta$$

Pour calculer cette puissance l'intégration est faite numériquement.

D'après le rapport de Dan ASSAYAG, $\phi S_0 = 1 \text{ W}$ (résultat moyenné sur une révolution). Son calcul a été fait pour une durée d'éclipse constante avec l'angle β de 36 minutes. Cette valeur n'est pas constante, elle dépend de β , elle correspond au cas le plus défavorable. C'est tout à fait cohérent pour une démarche de dimensionnement, mais il faudra en tenir compte pour des résultats plus précis.

Pour avoir l'énergie par révolution il suffit de multiplier par 1,5 h car $\phi S_0 = 1 \text{ W}$ prend déjà en compte la nuit.

Ce calcul a été fait pour un satellite tangent à sa trajectoire. En fait le satellite est incliné de 23° par rapport à la tangente. Si on note γ cet angle, dans le calcul cela revient à changer θ en $\theta + \gamma$, et comme l'intégrale est faite de 0 à 2π , cela revient au même. En outre, si le satellite est orienté axe vers la terre, ce cas pouvant se présenter à cause du gradient de gravité, cela revient à dire que $\gamma = 90^\circ$. L'énergie reçue est alors la même.

Ajout du panneau solaire opposé à l'émetteur.

Pour les faibles valeurs de β ce panneau solaire (qui n'a pas encore été pris en compte va être exposé au soleil. L'énergie reçue est (avec les mêmes notations)

$$P = \phi S_0 \|\vec{u} \cdot \vec{v}\|$$

En effet bien qu'il y ait deux demis faces, elles ne sont exposés que sur un demi cycle (hormis la nuit qui est déjà prise en compte).

$$\begin{aligned} \langle P(\theta) \rangle &= \frac{\phi S_0}{\pi} \int_\pi^0 |\cos \theta| \cos \beta d\theta \\ &= \frac{2\phi S_0}{\pi} \cos \beta \end{aligned}$$

Finalement la puissance moyenne reçue est :

$$P_{moy}(\beta) = \frac{24\phi S_0}{\pi^2} \int_0^\pi \sqrt{\sin^2 \beta + \sin^2 \theta \cos^2 \beta} d\theta + \frac{2\phi S_0}{\pi} \cos \beta$$

En figure 23, est représenté en diamant rouge l'énergie reçu par cycle en fonction de β . Le calcul a été fait en prenant en compte que l'axe du satellite est tangent à la terre.

Mode caillou

On veut calculer l'énergie reçu en mode caillou. Il s'agit en fait de moyenner selon les trois axes de rotation. Comme le satellite tourne aléatoirement selon les trois directions de l'espace, toutes les faces sont équivalentes. Il est utile de rappeler qu'une face élémentaire est une demi face d'un cube. Il y a donc 26 faces élémentaires équipées de panneaux solaires. Une face perpendiculaire au soleil reçoit un flux moyenné sur un cycle $\phi S_0 = 1$ W. Il faut maintenant prendre en compte le fait que les faces élémentaires tournent. Toutes les directions de rotations sont découplées, la moyenne peut donc être calculée séparément sur les 3 axes. Chaque moyenne sur les différents axes va induire un facteur multiplicatif ≤ 1 . Les axes sont représentés en figure 22.

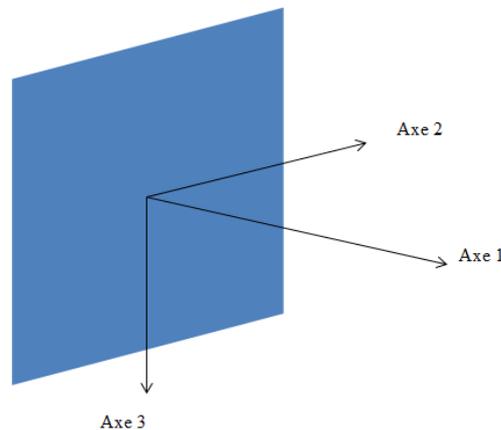


FIGURE 22 – Axes pour une face élémentaire

Axe 1

Cet axe de rotation est perpendiculaire à la face donc le facteur multiplicatif est 1.

Axes 2 & 3

Ces deux axes sont équivalents. On note f le facteur multiplicatif à calculer.

$$f = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \cos \theta d\theta$$

$$f = \frac{2}{\pi}$$

Finalement

$$\begin{aligned} P &= \frac{26f^2\phi S_0}{2} \\ &= \frac{52\phi S_0}{\pi^2} \end{aligned}$$

Le facteur 2 vient du fait que la face ne reçoit rien lorsque le flux vient de l'arrière Application numérique : $P = 5,3$ W soit 7,9 Wh par période Nous avons représenté en figure 23, en diamant vert l'énergie reçu par cycle en fonction de β .

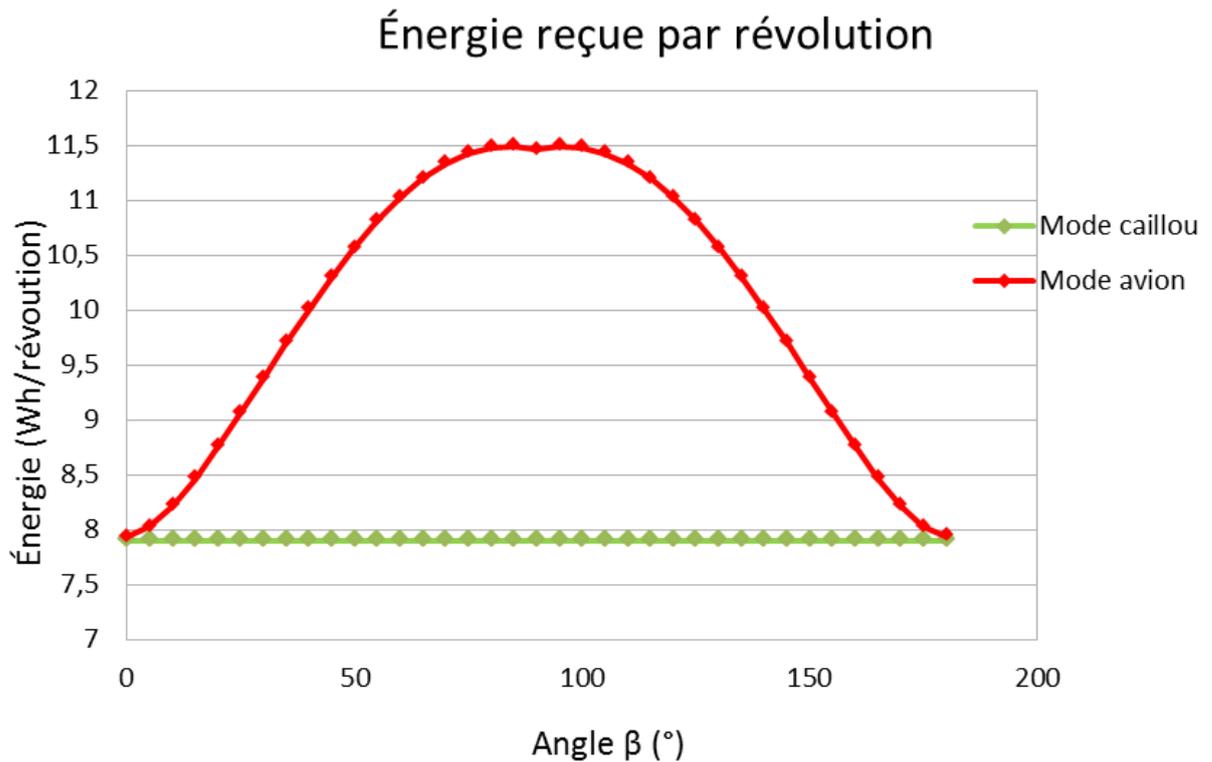


FIGURE 23 – Énergie reçue en une période en fonction de l'angle β

Comme le montre la figure 23, l'énergie reçue pour une révolution dépend de l'angle bêta. Elle varie entre 7,9 Wh et 11,5 Wh. Ce calcul a été fait pour une durée d'éclipse constante avec l'angle β de 36 minutes. Cette valeur n'est pas constante, elle dépend de bêta (cf figure 24), elle correspond au cas le plus défavorable. En effet le temps d'éclipse est calculable facilement. Grâce à des calculs sur des angles on obtient pour $\beta < 65,1^\circ$:

$$T_{\text{ensoleillé}} = T_p \left(1 - \frac{1}{\pi} \arccos \left(\frac{\sqrt{1 - \left(\frac{R_T}{R}\right)^2}}{\cos(\beta)} \right) \right)$$

et $T_{\text{ensoleillé}} = T_p$ pour $\beta > 65,1^\circ$. En fait pour calculer l'énergie reçue pendant une révolution il suffit de prendre en compte cette nouvelle valeur de flux, (avec comme paramètres, les paramètres définis par Dan ASSAYAG, à savoir un temps de révolution de $T_p = 86$ min et une puissance de 1,6 W pour une demie face exposée perpendiculairement au soleil). C'est la valeur ϕS_0 qui change et devient une fonction de β , $\phi(\beta)S_0 = 1,6 * \frac{T_{\text{ensoleillé}}}{60}$. On obtient alors la courbe 25.

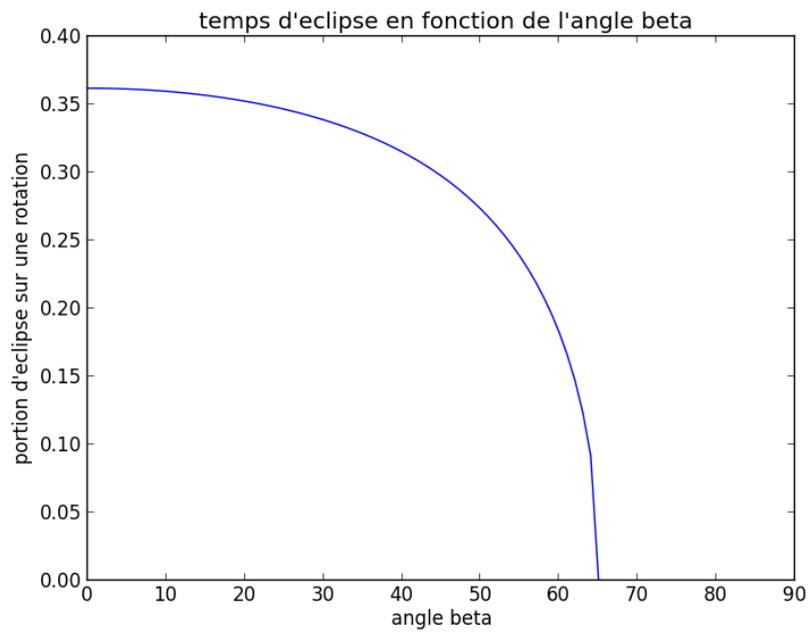


FIGURE 24 – Durée d'éclipse en fonction de l'angle β

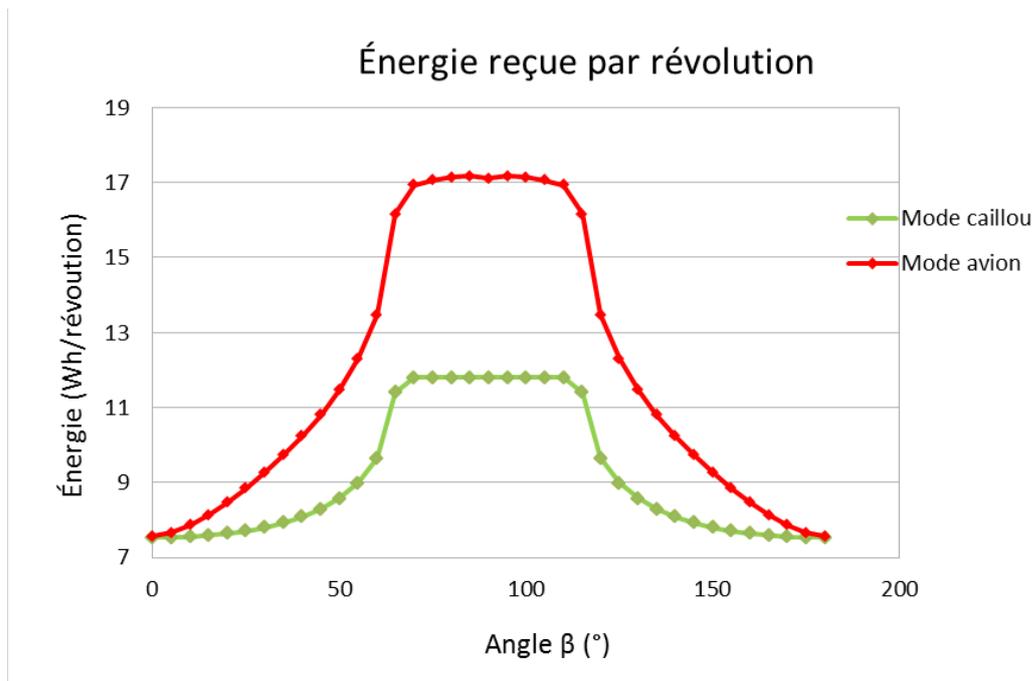


FIGURE 25 – Énergie reçue en une révolution en fonction de l'angle β , en prenant en compte l'éclipse.

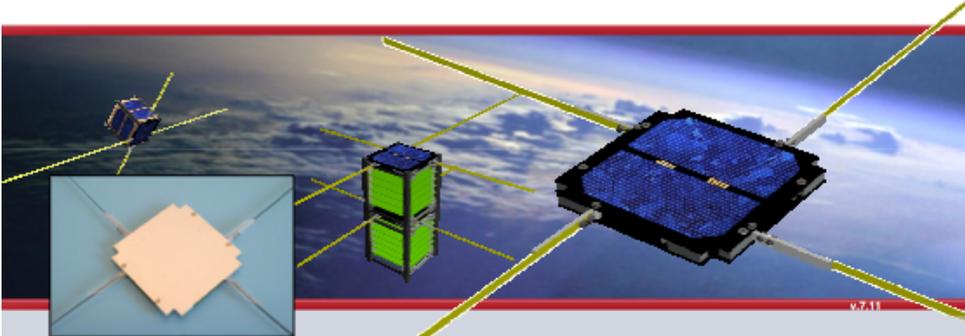
Annexe D : Fiches techniques des sous-systèmes étudiés

Antenne terrestre



Deployable UHF and VHF antennas





Overview

The ISIS deployable antenna system is a flight proven technology which contains up to four shape memory alloy tape antennas of up to 55 cm length, which deploy from all four sides of the structure upon command. Its innovative and compact design provides your CubeSat with the best transmissions quality for a minimum space.

Flight heritage

- Design based on heritage from the Delfi-C3 satellite (2008)
- Flight heritage since July 2010 (StudSat, India)

Features

- Possibility to connect one, two or four radios
- Dual redundant deployment system
- Software safe/arm implementation
- Deployment confirmation switch per antenna
- Additional temperature sensors
- Special mechanical and electrical Engineering Models available

Included in shipment

- ISIS deployable antenna system
- Connectors and cables
- Burn wire refurbishment set

Options

- 30 mm diameter center through-hole for pass-through of payload or other interfaces (for mono/dipole configurations)
- Solar panel on top
- Magneto torquer integrated in top panel

Available configurations

- 4 VHF and/or UHF monopoles
- Single VHF or UHF dipole
- Dual VHF and/or UHF dipole
- VHF or UHF Turnstile (circular polarization)
- Combination of UHF / VHF Dipole + Monopole(s)

Applications

- CubeSat TT&C
- CubeSat RF Payloads

Compatibility

- Designed for compatibility with the ISIS VHF/UHF Transceiver Products
- Compatible with ISIS products and recent Pumpkin, Clyde Space and GomSpace products
- Compliant to CubeSat standard

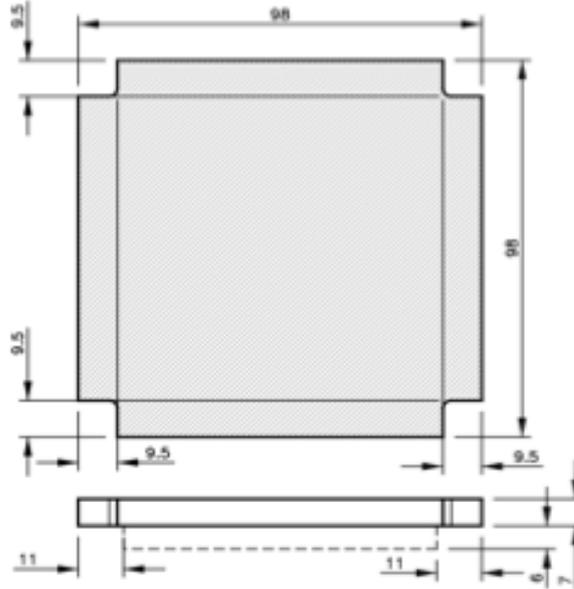


FIGURE 26 – Première page de la fiche technique fournie par le site Cubesatshop



Deployable UHF and VHF antennas

Envelope fits between the feet on CubeSat top or bottom side



Specifications	
RF Impedance (deployed)	50 Ohm
Max RF Power	2 W
Insertion loss	< 1,5 dB
Frequency Range	10-13 MHz bandwidth within 130- 500 MHz
Electrical power	Nominal: < 20mW During Deployment: 2 W
Mass (exact mass depends on antenna configuration)	< 100 g
Envelope stowed: (l x w x h)	98 mm x 98 mm x 7 mm
Supply Voltage	3 V (5V and 8V available on demand)

Qualification
• Thermal Testing range: -30 to +70 °C
• Qualification Vibration Testing for most launch vehicles
• Flight units thermally acceptance tested for workmanship

Telemetry Outputs (over I ² C)
• Safe/arm status
• Deployment status
• Temperature

Interfaces
• One miniature 9 pin OMNETICS connector
• RF input / output: 1-4 SSMCX, female, 50 Ohm

Qualification and Acceptance Testing		
Test	QT	AT
Functional	✓	✓
Vibration	✓	-
Mechanical Shock	✓	-
Thermal Cycling	✓	✓
Thermal Vacuum	✓	-
Total Ionizing Dose	-	-

QT is performed on the design/qualification model
AT is performed on the unit to be shipped

This document is subject to change without notice. The latest technical information and price information is available on www.cubesatshop.com

ISIS - Innovative Solutions In Space

Volengraafsingel 12-14, 2629 JD, Delft, The Netherlands • T +31152569018 • F +31152573969 • info@isispace.nl • www.isispace.nl

FIGURE 27 – Deuxième page de la fiche technique fournie par le site Cubesatshop



CubeSatShop.com
The one-stop-shop for all your CubeSat and nanosat systems...

isispace.nl | isilaunch.com

CubeSatShop.com

CubeSatShop.com is an ISIS initiative



ISIS

Cubesatshop » Home »

Search

NanoPower BP4



[View Full-Size Image](#)

NanoPower P31U Power Supply

Price: € 3,300.00

[Ask a question about this product](#)

Overview

The NanoPower P-series power supplies are designed for small, low-cost satellites with power demands from 1-30W. Employing a strictly KISS design philosophy, the NanoPower interfaces to triple junction photo-voltaic cells and uses a highly efficient boost-converter to condition their output power in order to charge the provided lithium-ion batteries. The incoming power along with the energy stored in the batteries is used to feed two buck-converters supplying a 3.3V@5A and a 5V@4A output bus. Each of these busses have three individually output switches with over-current shut-down and latch-up protection.

Feature

- Photovoltaic power conversion up to 30W
- 3 input channels with independent power-point setting
- Three different photovoltaic power point options:
 - Hardware fixed voltage
 - Software adjustable voltage
 - Maximum power point tracking
- Battery under-voltage and over-voltage protection
- Two regulated power buses: 3.3V@5A and 5V@4A
- 3 user-controlled output switches per power bus w. latching current limiter
- Discrete control of output switches

Login to Cubesatshop

Username

Password

Remember me

[Forgot your password?](#)

[Forgot your username?](#)

Shop News

Unveiling the ISIS On Board Computer



ISIS has now made available for you its new high performance On Board Computer, providing extra interface and flexibility to your mission thanks to innovation and

FIGURE 28 – Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop

providing data interface and telemetry to your mission thanks its innovative and customizable daughter board architecture. Find more info [here!](#)

Introducing 6U Structure



Have you considered a 6U CubeSat? If yes, the ISIS 6U versatile and flexible structure system will be the starting point for your high performance mission. Find more info [here!](#)

Xiphos and its products now on the shop!



Welcome to Xiphos Technologies, from Canada, who is now offering its Q6 Processor Board and its Q-Stack on CubeSatShop. Find more info [here!](#)

New partner: HEAD Aerospace



Find now the high-end infrared sensors products of our latest partner, HEAD, on CubeSatShop.com!

CubeSatShop.com welcomes Stellenbosch University

- Discrete control of output switches
- Onboard housekeeping measurements
- Interface to battery board NanoPower QuadBat
- Separation-switch interface with latching mechanism
- Remove-Before-Flight-pin interface
- Onboard 2600mAh lithium ion battery pack
- Onboard microcontroller with I²C interface
- Compatible with ISIS, CubeSat Kits and ClydeSpace products

Available Product Options

- Optional 5200mAh lithium ion battery pack

Performance

- 93% average input converter efficiency
- Power consumption: 250 mW
- Two regulated power buses: 3.3V@5A and 5V@4A
- Lithium-Ion Cells:
 - Voltage: 3.7V typ. (3.0V min. to 4.2V max.)
 - Charge current: 1250 mA typ. (2500 mA max.)
 - Discharge current: 500 mA typ. (3750 mA max.)
 - Charge temperature: -5 to 45°C
 - Discharge temperature: -20 to 60°C
 - Storage temperature: -20 to 20°C
 - Internal impedance: 70 mOhm

Product Properties

- Dimensions: 96mm x 90mm x (16 to 26) mm
- PCB material: FR4 Tg180 (HAL finish)
- IPC-A-610 Class 3 assembly
- Mass without batteries: 105g
- Mass with batteries: 200g
- [Download STEP file](#)
- [Download IGES file](#)

Quantity:

Availability

Usually ships in:



8-12 weeks

Shopping Cart

Your Cart is currently empty.

Featured Product

ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver



€ 6,750.00

FIGURE 29 – Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop

Ordinateur de bord

	<h2 style="text-align: center;">CubeComputer</h2> <p style="text-align: center;">General Purpose Onboard Computer</p>													
<p>Microcontroller :</p> <ul style="list-style-type: none"> • High performance, low power 32-bit ARM Cortex-M3 based MCU • 4-48MHz @ 1.25 DMPIS/MHz • Internal & external watchdog for added reliability <p>Memory & Storage :</p> <ul style="list-style-type: none"> • 256 KB of EEPROM • 4 MB of Flash for Code Storage • 2 x 1 MB of external SRAM for Data Storage <ul style="list-style-type: none"> ◦ SEU protection by means of an FPGA based flow-through EDAC ◦ SEL protection by detecting and isolating latchup currents • MicroSD socket for storage up to 2GB <p>Communication :</p> <ul style="list-style-type: none"> • 2 x I2C interface with multi-master capabilities • 1 x Debug UART interface on external header • 1 x CAN interface up to 1Mbps <p>PiggyBack Header :</p> <ul style="list-style-type: none"> • Design a mission specific piggyback board which can be interfaced directly with CubeComputer. • Includes pinouts for: 3.3V, 5V, Battery Supply, 4xPWM, 4xADC, 1xUART, 1xSPI, 1xI2C and more. <p>Software :</p> <ul style="list-style-type: none"> • Full compilation of drivers for OBC • Robust bootloader with the ability to store and load multiple programs in-flight • Compatible with variety of commercial Real-Time Operating Systems 														
	<p>Application</p> <ul style="list-style-type: none"> • Onboard Computer suitable for nanosatellite C&DH, TT&C, mass storage and ADCS • PC/104 form factor, compatible with CubeSat standard 													
	<p>Testing & Heritage</p> <ul style="list-style-type: none"> • Successful vibration & heated vacuum tests • Radiation test (TID & SEE) to be conducted in Q4 2013 • Used as ADCS OBC in QB50 ADCS Bundle 													
	<p>Specifications</p> <table border="1" style="width: 100%;"> <tr> <td>Operating Voltage</td> <td style="text-align: right;">3.3 V</td> </tr> <tr> <td>Power Consumption</td> <td style="text-align: right;">< 200 mW</td> </tr> <tr> <td>I2C Bus Voltage</td> <td style="text-align: right;">3.3 V / 5 V</td> </tr> <tr> <td>Operating Temperature</td> <td style="text-align: right;">-10 °C – 70 °C</td> </tr> <tr> <td>Mass*</td> <td style="text-align: right;">50 g – 70 g</td> </tr> <tr> <td>Dimensions*</td> <td style="text-align: right;">90 x 96 x 10 mm</td> </tr> </table> <p>*Depends on configuration options</p>		Operating Voltage	3.3 V	Power Consumption	< 200 mW	I2C Bus Voltage	3.3 V / 5 V	Operating Temperature	-10 °C – 70 °C	Mass*	50 g – 70 g	Dimensions*	90 x 96 x 10 mm
Operating Voltage	3.3 V													
Power Consumption	< 200 mW													
I2C Bus Voltage	3.3 V / 5 V													
Operating Temperature	-10 °C – 70 °C													
Mass*	50 g – 70 g													
Dimensions*	90 x 96 x 10 mm													
<p>Electronics Systems Laboratory Engineering Faculty University of Stellenbosch Private Bag X1 Matieland 7602 South Africa</p>	<p>Contact Us: Phone: +27-21-808-4926 Fax: +27-21-808-4981 Email: whsteyn@sun.ac.za URL: http://www.esl.sun.ac.za</p>													

FIGURE 30 – Fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



TRXUV VHF/UHF Transceiver



Overview

The ISIS TRXUV VHF/UHF Transceiver enables your CubeSat to have a full duplex system with telemetry, telecommand & beacon capabilities on a single board. Its efficient BPSK downlink modulation scheme and flexible UHF receiver make it easy to communicate with your CubeSat.



Features

- Design based on heritage from the Delfi-C³ satellite (2008)
- Full duplex operation (sending and receiving simultaneous)
- Additional CW (Morse code) beacon mode
- Receiver loopback mode (usable as transponder, for ranging or uplink checking)
- On-board AX.25 command decoding
- Single board Telemetry, Telecommand and Beacon capability



Compatibility

- Compliant to CubeSat standard
- Compatible with ISIS, GomSpace, Pumpkin and Clyde Space products
- Compatible with ISIS deployable VHF/UHF antenna system
- Compatible with ISIS Ground Station

Applications

- Cubesat TT&C
- Nanosat TT&C
- Microsat TT&C

Included in shipment

- VHF / UHF transceiver
- User Manual
- JAVA BPSK demodulator library and documentation
- 2 CubeSat Kit stackthrough extender connectors (type number SAMTEC SSQ-126-22-G-D)
- 3 Test jumpers

Available Configurations

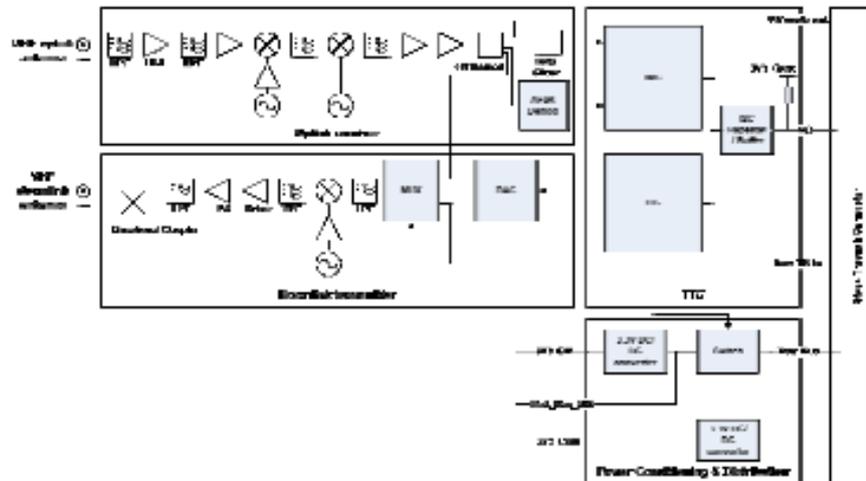
- Custom RF connectors
- Other frequencies available as different products (see RXU, RXV, TXU, TXV and TRXUV)



FIGURE 31 – Première page de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



TRXUV VHF/UHF Transceiver



Specifications	
Power supply	6.5-12.5V DC
Power consumption (DC)	<1.55W (transmitter on), <0.2W (receiver only)
Mass	± 85g depending on configuration
Dimensions	96x90x15 mm
Transmitter Frequency range	Single frequency in 130 – 160MHz range (crystal controlled)
Transmit power	22 dBm average
Transmitter modulation scheme	Raised-Cosine Binary Phase Shift Keying (BPSK)
Receiver frequency range	Single frequency in 400-450MHz range (crystal controlled)
Receiver sensitivity	-104dBm for 10 ⁻⁵ Bit Error Rate
Receiver modulation scheme	AFSK or Manchester FSK (Raw FSK output available)
Downlink data rate	1200 / 2400 / 4800 / 9600 bps
Protocol	AX.25
Operating temperature range	-10 to +45°C

- Interfaces**
- 104 pin CubeSat Kit stackthrough connector carrying:
 - 6-30V DC power supply or 5V/3V3
 - I²C bus interface
 - RF input / output: SMA, female, 50 ohm
 - Other connectors on request

- Telemetry Outputs (over I²C)**
- Power amplifier temperature
 - Received signal strength indicator
 - FM Discriminator DC voltage
 - Forward RF power indicator
 - Reflected RF power indicator
 - Current consumption & bus voltage

Qualification and Acceptance Testing

Test	QT	AT
Functional	✓	✓
Vibration	✓	-
Mechanical Shock	✓	-
Thermal Test	✓	✓
Thermal Vacuum	✓	-
Total Ionizing Dose	-	-

QT is performed on the design/qualification model
AT is performed on the unit to be shipped

This document is subject to change without notice. The latest technical information and price information is available on www.cubesatshop.com

ISIS - Innovative Solutions In Space

Molengraaffsingel 12-14, 2629 JD, Delft, The Netherlands • T +31152569018 • F +31152573969 • Info@Isispace.nl • www.Isispace.nl

FIGURE 32 – Deuxième page de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



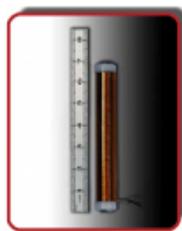
CubeSatShop.com | isinspace.nl | isilaunch.com
 The one-stop-shop for all your CubeSat and nanosat systems...



CubeSatShop.com is an ISIS initiative

[CubeSatShop](#) » [Home](#) »

CubeSense



View Full-Size Image

CubeSat Magnetorquer Rod

Price: € 1,200.00

[Ask a question about this product](#)

Overview

Magnetorquers offer a method of controlling the attitude of a spacecraft. This can be achieved either directly, by interacting with the local Earth's magnetic field, or in combination with reaction wheels where they allow a method of dumping excess momentum in the wheels without the need for a complex propulsion system.

The use of a magnetic alloy rod produces an amplification effect over an air cored magnetorquer. This allows a system that uses less power, which is critical for CubeSat missions. The rods can enable a mission with increased manoeuvrability and reduced detumble rates.

CubeSat Magnetorquer rods are designed to be run directly from a switched 5 Volt power output from the on-board power control system.

Features

- Applications:
 - Active damping for spin stabilized, momentum biased and gravity gradient controlled CubeSats
 - Momentum dumping of reaction wheels in three axis stabilized spacecraft
- Low cost standard product

Login to Cubesatshop

Username

Password

Remember me

Login

[Forgot your password?](#)

[Forgot your username?](#)

Shop News

Introducing 6U Structure



Have you considered a 6U CubeSat? If yes, the ISIS 6U versatile and flexible structure system will be the starting point for your high performance mission. Find more info [here!](#)

FIGURE 33 – Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



Have you considered a 6U CubeSat? If yes, the ISIS 6U versatile and flexible structure system will be the starting point for your high performance mission. Find more info [here!](#)

Xiphos and its products now on the shop!

Xiphos Technologies

Welcome to Xiphos Technologies, from Canada, who is now offering its Q6 Processor Board and its Q-Stack on CubeSatShop. Find more info [here!](#)

New partner: HEAD Aerospace

HEAD

Find now the high-end infrared sensors products of our latest partner, HEAD, on CubeSatShop.com!

CubeSatShop.com welcomes Stellenbosch University



Features

- Applications:
 - Active damping for spin stabilized, momentum biased and gravity gradient controlled CubeSats
 - Momentum dumping of reaction wheels in three axis stabilized spacecraft
- Low cost standard product
- High torque for low power
- Small size and mass
- No electronic interface required
- Low residual magnetic moment

Performance

- Magnetic moment: 0.2 Am²
- Linearity: +/- 5% across operating design range
- Residual moment: <0.001 Am²
- Typically 200mW from 5V supply
- Random vibration: 15g rms

Product Properties

- Lifetime: >10 years
- Length: 7cm
- Overall Diameter: < 9 mm
- Mounting: tied and bounded direct to PCB
- Mass: 30 g
- Interfaces: Coil wires solder direct to PCB pads
- Operating range: -35°C to +75°C

Availability

Usually ships in: **6-8 weeks**

★★★★★

Quantity: **Add to Cart**

Shopping Cart

Your Cart is currently empty.

Featured Product

3-Unit CubeSat Deployer



FIGURE 34 – Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



CubeSatShop.com | isispace.nl | isilaunch.com
 The one-stop-shop for all your CubeSat and nanosat systems...



CubeSatShop.com is an ISIS initiative

[CubeSatShop » Home »](#)

SSOC-D60 2-Axis accurate sun sensor

CubeTorquer



Magnetometer

Price: € 11,000.00

[Ask a question about this product](#)

Overview

The design of the tri-axial magnetometer utilises Anisotropic Magneto-Resistance (AMR). The sensors are implemented as ceramic packages and co-located with drive electronics in a potted sensor head - ideally at the end of a rigid boom. Closed loop control improves the overall linearity and limits sensitivity drift.

The MR driver ensures the sensor maintains low noise operation by holding the sensor at its optimum position on the sensor transfer function. The sensors delivers the three components of the magnetics field plus a temperature measurement.

In CubeSat applications the magnetometer requires an electronics mezzanine card one third the area of a standard CubeSat PCB. The sensors connects to the mezzanine via a lightweight harness. Power requirements are one digital (3.3 or 5V) and one analogue (12V-15V) line. A digital serial interface can be included if required. In microsat applications, the additional electronics is integrated with the sensor head resulting in a very compact unit that is simple to accommodate.

Features

- Low cost magneto-resistive magnetometer designed for use in LEO smallsats and CubeSats
- Can be used for the calculation of magnetorquers control torque levels

Login to Cubesatshop

Username

Password

Remember me

[Forgot your password?](#)

[Forgot your username?](#)

Shop News

Unveiling the ISIS On Board Computer



ISIS has now made available for you its new high performance On Board Computer, providing extra interface and flexibility to

FIGURE 35 – Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



ISIS has now made available for you its new high performance On Board Computer, providing extra interface and flexibility to your mission thanks its innovative and customizable daughter board architecture. Find more info [here!](#)

Introducing 6U Structure



Have you considered a 6U CubeSat? If yes, the ISIS 6U versatile and flexible structure system will be the starting point for your high performance mission. Find more info [here!](#)

Xiphos and its products now on the shop!



Welcome to Xiphos Technologies, from Canada, who is now offering its Q6 Processor Board and its Q-Stack on CubeSatShop. Find more info [here!](#)

New partner: HEAD Aerospace

Features

- Low cost magneto-resistive magnetometer designed for use in LEO smallsats and CubeSats
- Can be used for the calculation of magnetorquers control torque levels
- Attitude determination sensor, when used with an IGRF reference model
- Angular rate determination sensor by comparing successive measurements
- Very small size
- Very low mass
- Simple and flexible interface options
- Fully calibrated
- Three flights of this unit are planned for 2011

Performance

- Orthogonality: better than +/- 1°
- Measurement range: +50,000nT to -50,000nT
- Sensitivity: 10nT
- Update rate: up to 10Hz
- Noise density: <150pT RMS/Hz @1Hz
- Frequency response: 3dB @ >200Hz
- Power consumption: 400 mW
- Power supply: +5V and +15V DC or 28V unregulated option
- 3-axis analogue output: 0-5V,
- Temperature output 0-5V
- Serial (RS422 or I2C) options

Product Properties

- Analogue output impedance: 100 Ohm +/-5%
- Sensor: 10x10x5mm
- Electronics: 90x30x11mm
- Mass: 15g sensor, 150g electronics
- Operating temperature: -50°C to +85°C
- 16g rms random vibration
- > 15krad total dose
- Connector (microsat version): 9-pin D-type male

Shopping Cart

Your Cart is currently empty.

Featured Product

3-Unit CubeSat Deployer



FIGURE 36 – Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop



CubeSatShop.com
The one-stop-shop for all your CubeSat and nanosat systems...

isispace.nl | isilaunch.com
CubeSatShop.com



CubeSatShop.com is an ISIS initiative

[Cubesatshop » Home »](#)

CubeSense



View Full-Size Image

ISIS Magnetorquer Board

CubeSat Sun Sensor

Price: € 2,500.00
[Ask a question about this product](#)

Overview

The CubeSat sun sensor determines the spacecraft body angles with respect to the sun. The sensor is extremely small and light to minimise the demands on nano-spacecraft, the sensor achieves much higher measurement accuracy than traditional photodiode cosine sensors.

The sensor consists of a CMOS PSD detector sitting behind a small pin-hole with a field of view of +/- 57 degrees. The device produces four analogue voltages that are dependant on the incident angle of sunlight in the horizontal and vertical directions. Each sensor is supplied with a calibration algorithm that calculates the sun vector from these four voltages to an accuracy of +/-0.5 degrees.

Features

- Applications:
 - Accurate determination of sun-angle
 - Four to six sensors can achieve full sky coverage
 - Used in conjunction with a magnetometer for simple attitude control
 - Can be used as safe-mode sensors on gyro or star-mapper controlled systems
- PSD architecture
- Good accuracy
- Wide field of view
- Ultra Small size and low mass

Search

Login to Cubesatshop

Username

Password

Remember me

Login

Forgot your password?

Forgot your username?

Shop News

Unveiling the ISIS On Board Computer



ISIS has now made available for you its new high performance On Board Computer, providing extra interface and flexibility to your mission thanks its innovative and

FIGURE 37 – Première partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop

customizable daughter board architecture. Find more info [here!](#)

Introducing 6U Structure



Have you considered a 6U CubeSat? If yes, the ISIS 6U versatile and flexible structure system will be the starting point for your high performance mission. Find more info [here!](#)

Xiphos and its products now on the shop!



Welcome to Xiphos Technologies, from Canada, who is now offering its Q6 Processor Board and its Q-Stack on CubeSatShop. Find more info [here!](#)

New partner: HEAD Aerospace



Find now the high-end infrared sensors products of our latest partner, HEAD, on CubeSatShop.com!

CubeSatShop.com welcomes

- Low power
- Simple analogue interface

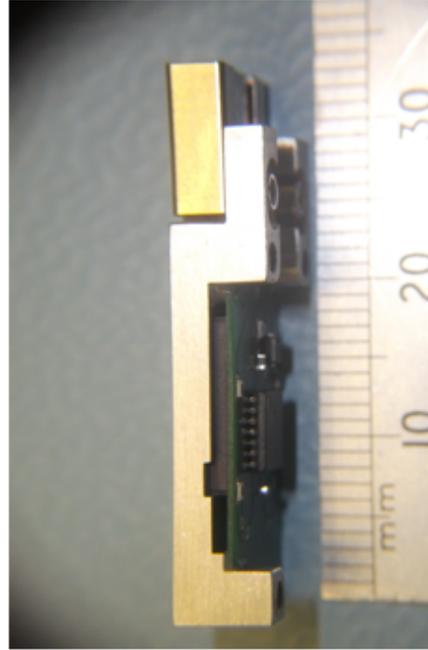
Performance

- Field of view: 114°
- Update Rate: >10 Hz (limited by ADC)
- Accuracy: <0.5°
- Interfaces:
 - Power Supply: 5V
 - I/F: 5 analogue channels, 9-way Nano-D connector

Product Properties

- Mass: < 5 g
- Power: < 10 mA
- Size: 33mm x 11mm x 6mm
- Environmental Characteristics
 - Operating temperature: -25°C to +50°C
 - 250 rms random, 1000g shock (Qualification levels)
 - 10krad total dose (component level)

Images

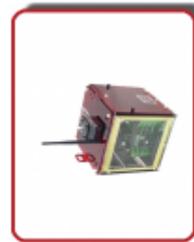


Shopping Cart

Your Cart is currently empty.

Featured Product

Eyasat Classroom Satellite



€ 5,800.00

FIGURE 38 – Deuxième partie de la fiche technique fournie en ligne par le site Cubesatshop