

# Projet OSAE : Phase 0/A du projet de nanosatellite UnivEarthS-I

Simon Bacholle Julio Rabanal

17 mars 2013



# Table des matières

<b>1</b>	<b>Introduction</b>	<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Contraintes liées au sous-système de télémétrie</b>	<b>3</b>
2.1	contraintes de la plate-forme . . . . .	3
2.2	Détermination des fréquences de communication . . . . .	3
2.3	Description de l'environnement extérieur . . . . .	4
<b>3</b>	<b>Étude du sous-système</b>	<b>4</b>
3.1	Définition des interfaces du sous système . . . . .	4
3.2	Système émetteur-récepteur . . . . .	5

# 1 Introduction

Le projet de nanosatellite UnivEarthS-I est un projet visant à réaliser un satellite développé par des étudiants. Le projet a comme but scientifique de mesurer le rayonnement gamma et le contenu électronique total dans l'anomalie de l'Atlantique sud et dans les cornets polaires. L'anomalie de l'Atlantique sud est une région où la ceinture de Van Allen est située à quelques centaines de kilomètres d'altitude à cause d'une dépression du champ magnétique terrestre. L'étude de ce phénomène est d'une grande importance pour les satellites situés dans cette région car l'exposition au rayonnement cosmique y est beaucoup plus élevé.

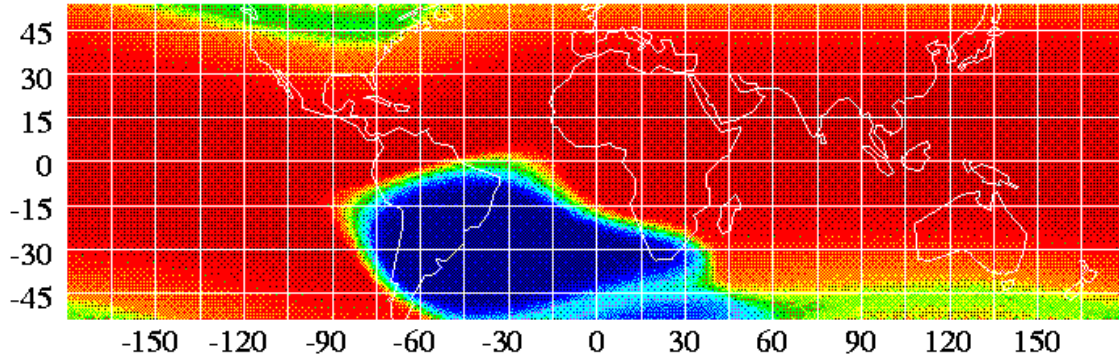


FIGURE 1 – carte montrant en rouge la zone de diminution du champ magnétique terrestre (l’Anomalie sud-Atlantique)

## 2 Contraintes liées au sous-système de télémétrie

### 2.1 contraintes de la plate-forme

Le satellite est actuellement dans la phase 0, où les équipes responsables des différents sous systèmes en définissent les interfaces et les contraintes. Les informations donnée dans cette partie sont susceptibles de changer, mais garderont *a priori* le même ordre de grandeur (pour les informations quantitatives).

Le satellite aura une orbite polaire à une altitude d’environ 800 km. La plate-forme aura les caractéristiques suivantes :

- volume : 30x10x10 m<sup>3</sup> ;
- puissance disponible :  $\sim 3$  W ;
- masse disponible :  $\sim 3$  kg .

Ces valeurs seront utilisés avec une marge de 20 % pour dimensionner les sous systèmes.

### 2.2 Détermination des fréquences de communication

La fréquence de communication d’un satellite doit respecter les normes internationales qui déterminent les bandes de fréquence disponibles selon les régions où les communications auront lieu. Cette réglementation est importante car la bande utilisée ne doit pas coïncider avec d’autres bandes prioritaires (communications militaires, de navigation etc) et provoquer des interférences.

Des organisations telles que l'ITU (International Telecommunication Union) et l'IARU (International Amateur Radio Union) ont attribué des bandes de fréquence radio destinées aux radio-amateurs. Ces bandes de fréquence sont très avantageuse car la licence d'émission des radiofréquences est simple à obtenir.

Un large choix de fréquences régulièrement réparties sur le spectre des radio fréquences est disponible, cependant plusieurs contraintes nous ont menés à restreindre ce choix. Tout d'abord, le rayonnement solaire peut ioniser les hautes couches de l'atmosphère terrestre, ce qui peut entraîner une réflexion des ondes radio de fréquence décimétrique (supérieur à 10 cm) sur celle-ci. Dans les hautes fréquences, le problème de la réflexion ne se pose pas, mais la transmission de l'onde peut être facilement gênée par d'éventuels obstacles. Nous avons donc décidé de nous orienter vers les bandes métriques, et plus particulièrement vers les bandes de fréquences 144 - 146 MHz et 430 - 460 MHz, ce qui permet, en plus de satisfaire les contraintes précédemment décrites, d'avoir une longueur d'antenne raisonnable, les basses fréquences nécessitant des antennes de longueur trop importante.

La puissance émise augmentant avec la fréquence et le gain de l'antenne, on privilégiera la bande 430 - 460 MHz pour les communications descendantes (satellite → sol) et la bande 144 - 146 MHz pour les communications montantes (sol → satellite). Ces fréquences correspondent de plus aux fréquences utilisées généralement sur les CubeSat.

## 2.3 Description de l'environnement extérieur

### Température

La variation de la température extérieure est de  $-180^{\circ}\text{C}$  à  $120^{\circ}\text{C}$  au cours de périodes de quelques minutes. De plus, si l'orbite polaire est utilisée, la même face du satellite risque d'être orientée vers le soleil pendant une grande période de temps, augmentant son échauffement (cependant, la trajectoire du satellite ne sera pas contrôlée, il y a donc de fortes chances qu'il soit en rotation sur lui même).

### Activité solaire

La Terre est soumise à un bombardement constant de particules et d'ions dû à l'activité solaire. Ce bombardement affecte fortement les satellites se trouvant sur sa trajectoire, endommageant ses composants (en particulier les composants électronique). Le nanosatellite ne pourra *a priori* pas bénéficier de protection particulière, l'utilisation des composants spécifiés pour une utilisation spatiale est donc recommandée.

## 3 Étude du sous-système

### 3.1 Définition des interfaces du sous système

La figure 2 montre les interfaces du sous-systèmes de télémétrie.

Les points à évaluer sont les suivants :

- établir les fréquences de communication montante et descendante. Ces caractéristiques dépendrons aussi de la station au sol qui reste à définir ;
- définir le gain des antennes, leur longueur , leur emplacement sur la plate-forme et la précision de pointage.
- définir les exigences d'alimentation, de transmission et de codage de transmission en fonction du rendement et de la performance nécessaire ;

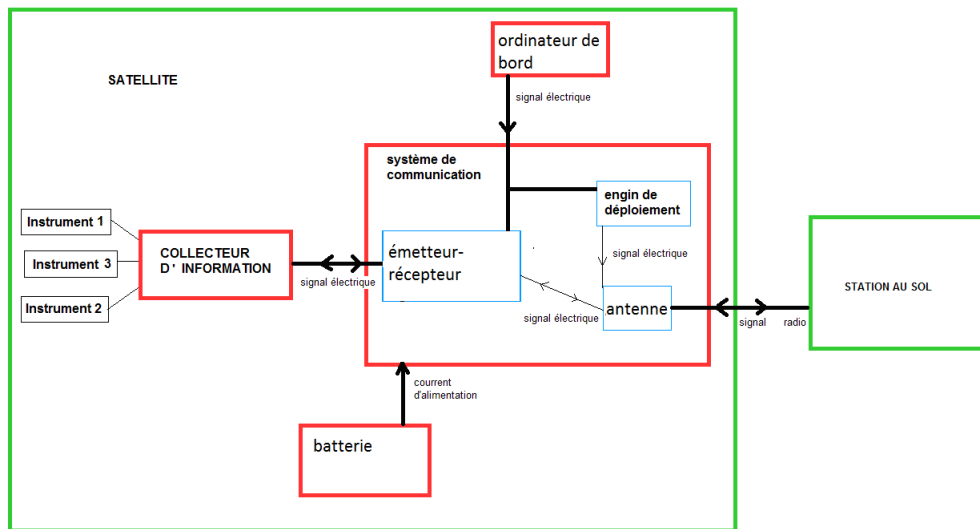


FIGURE 2 – Schéma des sous-systèmes (rouge), sous-système (bleu) et les interfaces et sens de des liaisons (flèches noires)

### 3.2 Système émetteur-récepteur

Pour le choix de l'émetteur-transmetteur, deux sociétés concevant des pièces pour CubeSats pourraient proposer des solutions intéressantes pour notre projet : ISIS et Clyde Space, toutes deux proposant également d'autres éléments, en particulier des systèmes d'antennes (que nous verrons plus en détails dans la partie suivante), ce qui pourrait être intéressant pour éviter d'éventuels problèmes de compatibilité. D'autres éléments proposés par CubeSatShop.com ont aussi retenu notre attention. Le tableau ci dessous récapitule les caractéristiques principales des différents modèles proposés :

modèle	Puissance requise	masse	Débit d'émission
ISIS UHF downlink / VHF uplink Full Duplex Transceiver	Émission : < 2,1 W Réception : < 0,2 W	85 g	1200 – 9600 bit/s
UHF Transmitter (société non renseignée)	Émission : < 1,5 W	70 g	1200 – 1800 bit/s
VHF Uplink Receiver (société non renseignée)	Réception : < 0,2 W	60 g	-
Clyde Space CMC : UHF/VHF Transceiver	Émission : 4 – 10 W Réception : < 0,250 W	< 90 g	1200 – 9600 bit/s

Ce tableau nous permet tout de suite de remarquer que la solution proposée par Clyde Space n'est pas compatible avec notre projet. En effet, la puissance maximale disponible sur le satellite (dans l'état actuel de l'avancement du projet) sera de 3 W, et la puissance minimale requise par l'appareil de Clyde Space est de 4 W. Parmi les deux autres possibilités, l'émetteur-transmetteur d'ISIS paraît le plus adapté. La capacité d'émettre et de recevoir des signaux avec le même appareil permet un gain de place et de poids très appréciable. Cependant, la puissance requise en émission,  $\sim 2$  W, risque de se révéler encore trop importante, en fonction des besoins des autres appareils (surtout en considérant une marge de 20 % sur les 3 W disponibles, ce qui les réduirait à 2,4 W), même si l'émetteur ne sera utilisé que quelques minutes par jour, durée pendant laquelle les ressources de la plate-forme pourront n'être consacrées qu'à la transmission avec la station au sol. L'autre solution serait donc d'utiliser un émetteur et un transmetteur séparés. L'émetteur présenté dans le tableau ne consommant que 1,5 W, cet appareil serait plus approprié aux restrictions de puissance. Nous serions cependant obligés d'utiliser deux appareils séparés, un émetteur et un récepteur, ce qui augmenterait la masse et surtout le volume occupé par le sous-système.

Le choix entre ces deux solutions ne pourra donc se faire qu'après avoir une idée plus précise de la consommation, de la masse et du volume occupé par les autres appareils présents dans le satellite. Il faudra également faire attention à la compatibilité avec les autres appareils avec qui l'émetteur-transmetteur sera en interface.

### Orientation de l'antenne

L'orientation de l'antenne est obtenue en étudiant le diagramme de radiation de celle-ci. On n'a fait ici qu'une étude simplifiée pour avoir un premier ordre de grandeur, en considérant l'antenne comme étant isolée et en ne prenant donc pas en compte l'influence de la plate-forme dans la forme du diagramme de radiation.

La forme générale du diagramme de radiation est représenté sur la figure 3. L'intensité d'émission est proportionnelle à  $\cos^2(\theta)/r^2$ .

Le diagramme a la forme d'une ampoule. Un angle  $\theta$  de zéro degré correspond à une intensité maximale (100%), et diminue à 75% pour un angle de 30°. On considère que pour avoir une transmission efficace on doit au moins avoir 75 % de l'intensité maximale. On doit donc avoir un angle de -30° à 30° entre la direction de l'onde issue de la station au sol et la normale à l'antenne pour avoir une bonne communication avec la station au sol.

Cet angle pourra être utile pour l'étude orbitographique et la manipulation de la station sol.

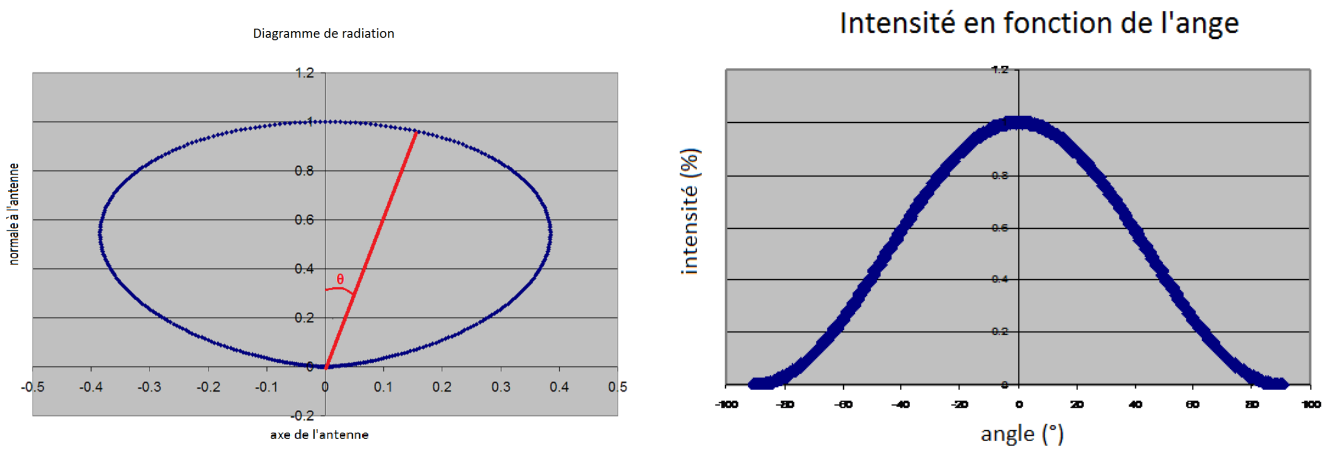


FIGURE 3 – Diagramme de radiation (à gauche) et intensité de la radiation en fonction de l'angle (à droite)

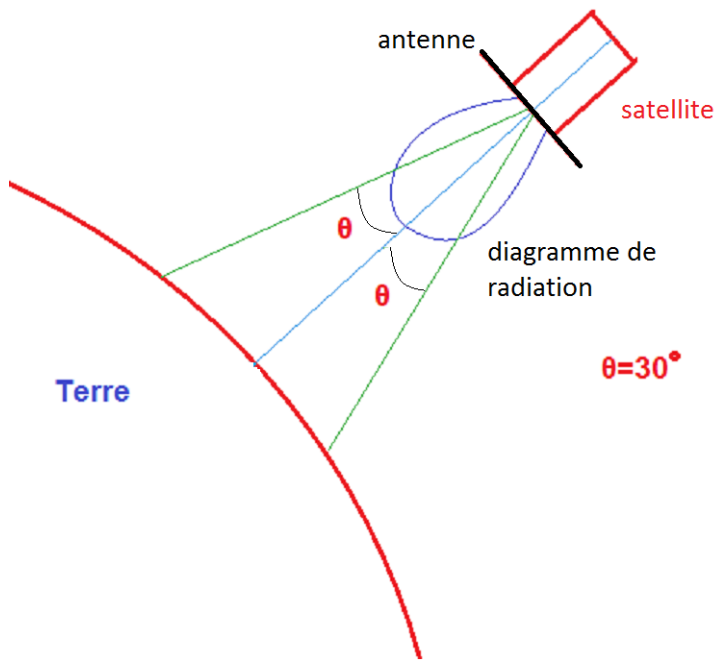


FIGURE 4 – Schéma représentant le diagramme de radiation de l'antenne du satellite par rapport à la Terre

**Choix de l'antenne :**

Types des antennes :

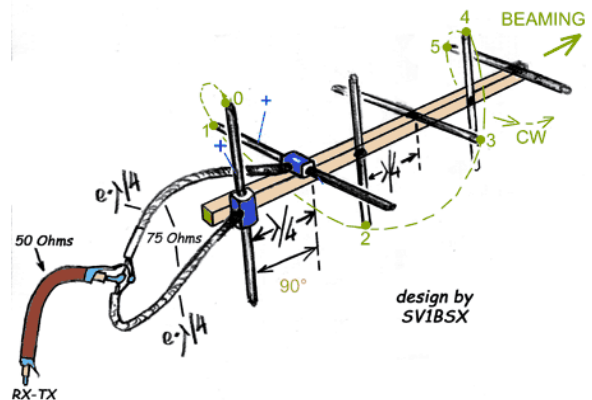
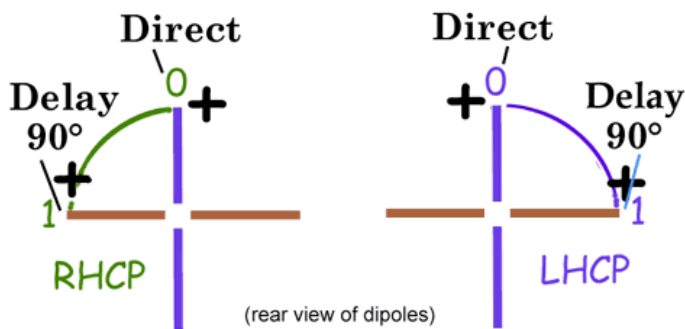


FIGURE 5 – À gauche : orientation des antennes Yagis selon la polarisation RHCP (Right Hand Circularly Polarized) ou LHCP (Lft Hand Circularly Polarized) . À droite : Schéma de la réception d'une onde polarisée circulairement RHCP par une antenne Yagi .

	Diagramme de rayonnement	Gain	Directivité	Polarisation
Dipôle	large	bas	faible	linéaire
Dipôle multi-élément	large	bas/moyen	faible	linéaire
Antenne plate	large	moyen	moyenne/élevée	linéaire/circulaire
Antenne parabolique	large	haut	élevée	linéaire/circulaire
Yagi	longitudinal	moyen/haut	moyenne/élevée	linéaire
Grille	large	bas/moyen	faible/moyenne	linéaire
Monopôle	large	bas	faible	linéaire

TABLE 1 – caractéristiques (qualitative des différents types d'antennes

La plupart des antennes de peuvent pas être utilisées sur le satellite à cause de leur géométrie encombrante.

Si le satellite n'a pas d'orientation déterminée les antennes doivent être polarisées circulairement pour éviter les pertes d'intensité, ce qui nous orienterait vers une antenne de type yagi.

S'il était possible d'avoir une bonne orientation du satellite, ce qui permettrait la réception d'une onde radio polarisée linéairement, une simple antenne bipolaire suffirait. Le choix de l'antenne est donc lié à cette limitation de l'orientation et devra être discuté avec le groupe orbitographie lors d'une étude plus détaillée.

L'industrie a les deux options des antennes dipolaires (polarisation linéaire et circulaire). L'avantage d'avoir une polarisation linéaire est que cela nécessite moins d'antennes et donc moins de masse et de volume.

### Nombre et dimension des antennes

Les fonctions de transmission, réception et éventuellement l'émission d'un signal de balise (signal de faible puissance servant à retrouver le satellite en cas de défaillance des autres sous-systèmes) se réalisent dans deux bandes de fréquence, entre 144-146 MHz (émission) et 435-438 MHz (réception). L'utilisation de deux antennes de différentes dimensions permet la transmission et la réception simultanément, et sera donc la solution à privilégier si les restrictions en masse le permettent.



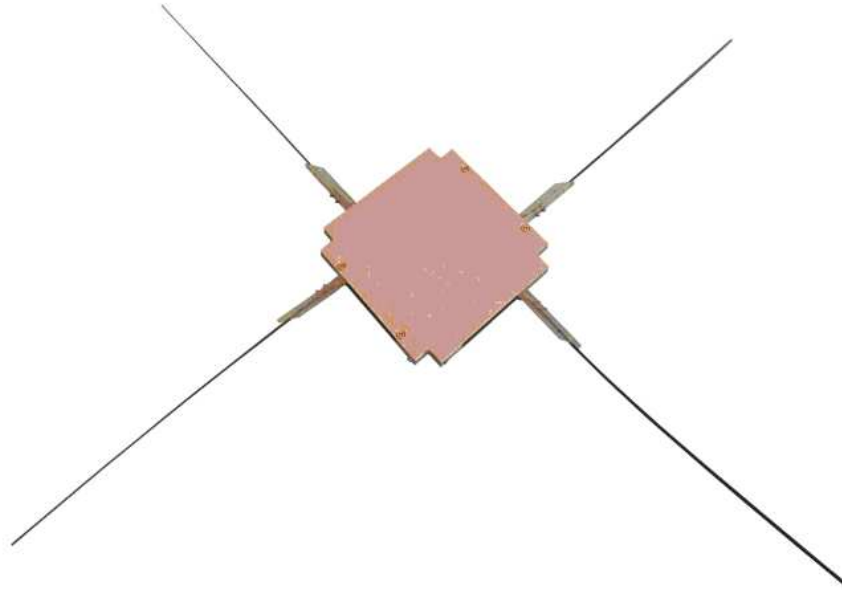


FIGURE 6 – Schéma d'un système d'antenne déployable

La dimension de l'antenne est étroitement liée à la longueur d'onde. Les antennes doivent être généralement de longueur d'un quart de la longueur d'onde utilisée. Pour les bandes sélectionnées la longueur est estimée à environ 50 cm à 17 cm pour l'émission et la réception respectivement.

Selon ces paramètres, Nous pouvons nous orienter vers la solution proposée par la société ISIS qui consiste en un système de déploiement d'antennes configurable. Ce système permet de libérer les antennes au début de l'exploitation du satellite lorsqu'il est placé en orbite afin qu'elles ne prennent pas de place dans le satellite pendant le décollage.

Ce système présente l'avantage d'être configurable sur plusieurs facteurs : tout d'abord sur le nombre d'antenne, leur polarisation et leur longueur, mais il permet aussi de placer un panneau solaire sur le système de déploiement, ou encore de laisser une ouverture afin de permettre l'utilisation d'un instrument sur cette face. Sachant que la face du satellite portant le système de déploiement des antennes risque d'être la face orientée vers la Terre, cette particularité pourra être très utile.

Propriétés du système de déploiement des antennes proposé par ISIS :

- masse : < 100 g
- Puissance requise :
  - nominale : < 20 mW
  - pendant le déploiement : < 2 W

## Conclusion

Cette étude préliminaire nous a permis de dimensionner certains paramètres liés à la télémétrie du satellite UnivEarthS-I et d'orienter le choix de l'émetteur-récepteur et des antennes.

Le choix de l'émetteur-récepteur reste assez libre, plusieurs appareils peuvent être appropriés à notre projet en fonction du budget volume, masse et puissance laissé par les autres sous-systèmes du satellite.

L'étude des antennes nous a permis de trouver une solution *a priori* adéquate pour notre projet, avec l'assurance que le système de télémétrie entravera le moins possible les fonctions de la charge utile.

Certains détails, en particulier pour l'émetteur-récepteur, devront être défini avec l'avancé des appareils composant la charge utile dans la phase 0/A, puis dans les phases de définition préliminaire puis détaillée.

## Bibliographie

[http ://www.iaru.org/uploads/1/3/0/7/13073366/iarusatspec\\_rev15.6.pdf](http://www.iaru.org/uploads/1/3/0/7/13073366/iarusatspec_rev15.6.pdf).

*Amateur Radio Satellites Information for Developers of Satellites Planning to use Frequency Bands Allocated to the Amateur-Satellite Service*, The International Amateur Radio Union, 6 Oct 2006

*http://www.itu.int*

*http://www.cubesat.org/*

*http://www.cubesatshop.com/*

*A Survey of CubeSat Communication Systems*, Bryan Klofas, Jason Anderson, California Polytechnic State University

# Annexe A

## Fiche technique du système de déploiement de l'antenne ISIS (1/2)

### Deployable UHF and VHF antennas

CubeSatShop.com

**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.

**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)

**Flight heritage**

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

**Applications**

- CubeSat TT&C
- CubeSat RF Payloads

**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

**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

**Included in shipment**

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

**Options**

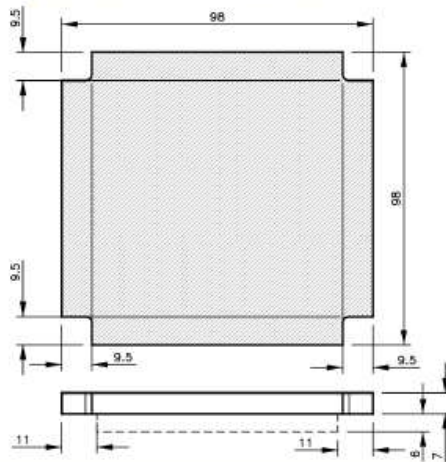
- 30 mm diameter center through-hole for pass-through of payload or other interfaces (for mono/dipole configurations)
- Solar panel on top
- Magneto torquer integrated in top panel

# Fiche technique du système de déploiement de l'antenne (2/2)



## 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<sup>2</sup>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](http://www.cubesatshop.com)

ISIS - Innovative Solutions In Space

# Annexe B

## Fiche technique de l'émetteur-récepteur ISIS (1/2)



### TRXUV VHF/UHF Transceiver



v.12.5

**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-C<sup>3</sup> 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 55Q-126-22-G-D)
- 3 Test jumpers

**Available Configurations**

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

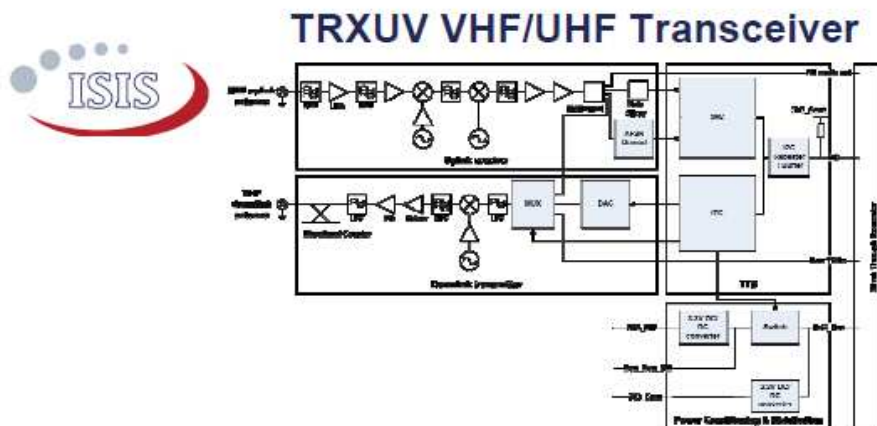


14



# Annexe B

## Fiche technique de l'émetteur-récepteur ISIS (2/2)



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 <sup>-5</sup> 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
  - I<sup>2</sup>C bus interface
- RF input / output: SMA, female, 50 ohm
- Other connectors on request

### Telemetry Outputs (over I<sup>2</sup>C)

- 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](http://www.cubesatshop.com)

**ISIS - Innovative Solutions In Space**

Molengraafsingel 12-14, 2629 JD, Delft, The Netherlands • T +31152589018 • F +31152573869 • [info@isispace.nl](mailto:info@isispace.nl) • [www.isispace.nl](http://www.isispace.nl)