



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**"Evaluación y Aplicaciones de  
Tecnologías Nanosatelitales".**

**TESIS**

**QUE PARA OBTENER EL GRADO DE:  
Ingeniero en Telecomunicaciones**

**Presentan:**

**Luis Eduardo Ojeda Rosete**

**Adriana Vázquez Jiménez**

**Director de Tesis: Dr. Salvador Landeros Ayala**

**Co-Director de Tesis: Dr. Víctor García Garduño**

MEXICO, D.F., CD. UNIVERSITARIA OCTUBRE 2008



Adriana Vázquez Jiménez



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

## **Agradecimientos y dedicatorias**

Agradezco a Dios por la oportunidad que me ha brindado de poder llegar a cumplir una meta más, concluir con éxito mi carrera profesional y permitirme seguir adelante.

De igual forma deseo expresar mi admiración, agradecimiento, dedicatoria y amor a mi familia, mis padres y hermanas, que gracias a ellos y a su apoyo incondicional a lo largo de toda mi vida logré siempre salir adelante y avanzar sin detenerme para poder lograr mis objetivos y mis sueños, muchas gracias por creer en mí Josueth, Tere, Mayté y Wendy. Sin ustedes simplemente no hubiese sido la misma historia, gracias por hacer mi vida tan especial.

Papas gracias por inculcarme el amor al estudio y a la superación, convenciéndome de que es la mejor forma de llegar a cumplir nuestros deseos.

También agradezco el apoyo incondicional que me ha brindado Juan Carlos, que gracias a sus ideas, amor y entusiasmo a lo largo del desarrollo de mi trabajo me ha dado la pauta para siempre creer en mí y en las cosas que día a día llevo a cabo.

A mis amigos, a mi compañero de tesis y profesores que siempre han creído en mi persona, y que en el tiempo que lleve a cabo mis estudios me apoyaron y permitieron hacer amena mi estancia en la Universidad.

Agradezco a los profesores Dr. Salvador Landeros Ayala, Dr. Víctor García Garduño, Ing. José Luis García García, Ing. Jesús Reyes García, Dr. Miguel Moctezuma Flores y M.I. Juventino Cuellar González, que en este proceso me han apoyado con su asesoría y su apoyo, y que gracias a ello ahora puedo cerrar un ciclo en mi vida, un ciclo que me abre nuevas puertas a un futuro que desde años atrás he venido forjando.

¡Gracias a cada uno de ustedes por su paciencia, sabiduría, amistad y consejos, y les dedico este trabajo que me lleva ahora a obtener el grado de Ingeniera en Telecomunicaciones, concluyendo así una etapa más en mi vida!

Adriana Vázquez Jiménez.

## **Agradecimientos y dedicatorias**

Mi tesis la dedico con todo mi amor y cariño:

A ti DIOS que me diste la oportunidad de vivir, de regalarme una familia maravillosa y de cumplir una meta tan importante en mi vida.

Con mucho cariño principalmente a mis padres que me dieron la vida y han estado conmigo en todo momento. Gracias por todo papá y mamá por darme una carrera para mi futuro y por creer en mí, aunque hemos pasado momentos difíciles siempre han estado apoyándome y brindándome todo su amor, por todo esto les agradezco de todo corazón el que estén conmigo a mi lado. Los quiero con todo mi corazón y este trabajo es para ustedes, aquí está lo que me brindaron, solamente les estoy devolviendo lo que me dieron en un principio.

A mis hermanos Jorge, Javier, Gloria y Arturo gracias por estar conmigo, por creer en mi y apoyarme siempre, los quiero mucho. Así mismo, a mis sobrinos, que me han brindado su cariño estos años.

A mi compañera de tesis y a mis amigos, que me brindaron su apoyo, su cariño, su amistad y que sin ellos la vida durante la Universidad no hubiera sido la misma. Gracias a todos aquellos que me dieron sus consejos, que me sirvieron demasiado para poder llegar hasta aquí.

Agradezco a mis profesores: Dr. Salvador Landeros Ayala, Dr. Víctor García Garduño, Dr. Miguel Moctezuma Flores, Ing. Jesús Reyes García, M.I. Juventino Cuellar González y a Ing. José Luis García García por haberme apoyado con sus conocimientos para poder realizar este trabajo y porque gracias a ellos, se cierra una etapa muy importante en mi vida.

A M. Vincent Marechal, qui a été un très bonne professeur, un ami et un exemple pour moi. Merci beaucoup Vincent par ta grande amitié et pour tes conseils qui m'ont fait une meilleure personne et un bon ingénieur.

Ojeda Rosete Luis Eduardo.

|   |    |
|---|----|
| OBJETIVO:   | 6  |
| ALCANCE:  | 6  |
| INTRODUCCIÓN  | 6  |
| 1. NANOSATÉLITES EN EL MUNDO                                      | 8  |
| 1.1 México y Rusia  | 8  |
| 1.2 España  | 9  |
| 1.3 Argentina   | 10 |
| 1.4 China   | 11 |
| 1.5 Estados Unidos  | 12 |
| 2. SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES                                   | 14 |
| 2.1 Transpondedores   | 14 |
| 2.2 Descripción y funcionamiento del subsistema de comunicaciones | 15 |
| 2.3 Bandas de frecuencias   | 19 |
| 2.3.1 Asignación de frecuencia:                                   | 19 |
| 2.3.2 Bandas de operación L y S:                                  | 19 |
| 2.3.3 Banda C   | 20 |
| 2.4 Ejemplo   | 21 |
| 3. SUBSISTEMA ELÉCTRICO   | 25 |
| 3.1 Sistema de alimentación primaria                              | 26 |
| 3.1.1 Celdas fotovoltaicas sobre membrana sensible                | 27 |
| 3.1.2 Módulos de celdas fotovoltaicas orientadas por un motor     | 27 |
| 3.2 Celdas solares disponibles en el mercado                      | 27 |
| 3.2.2 Celda solar de 1.3 W fabricada por Canrom                   | 28 |
| 3.2.3 Celda solar MAIN12530 de Schott Solar                       | 28 |
| 3.2.4 Celda Solar USF-32 de Uni-Solar                             | 29 |
| 3.3 Sistema de alimentación secundaria                            | 29 |
| 3.3.1 Bobinas de Ni-Cd  | 30 |

|   |    |
|---|----|
| 3.3.2 Bobinas de Ni-MH30  |    |
| 3.3.3 Bobinas de Li-Ion   | 30 |
| 3.4 Bobinas disponibles en el mercado   | 31 |
| 3.4.1 Celda Li-Ion VL45E de Saft, Celda Li-Ion VM27M de Saft, Celda Li-Ion VL41M de Saft. | 31 |
| 3.4.2 Celda de baterías Ni-Cd VOS10AM de Saft, KR7000F de Sanyo, KR20000M de Sanyo.       | 31 |
| 3.5 Ejemplos  | 32 |
| 4. SUBSISTEMA TÉRMICO   | 33 |
| 4.1 Estabilización  | 33 |
| 4.1.1 Principales fuentes externas de perturbación de un vehículo espacial, momentos:     | 35 |
| 4.1.2 Control de actitud pasivo   | 36 |
| 4.1.3 Control de actitud activo   | 36 |
| 4.2 Metodología a través del método de Elementos Finitos                                  | 47 |
| 4.2.1 Configuración pre-eliminar  | 47 |
| 4.2.2 Casos de carga térmica  | 48 |
| 4.2.3 Análisis térmico  | 51 |
| 4.2.4 Resultados  | 52 |
| 4.2.4.1 Órbita Fría   | 52 |
| 4.2.4.2 Órbita Caliente   | 52 |
| 5. SUBSISTEMA DE TELEMETRÍA   | 54 |
| 5.1 Subsistema de manejo de datos   | 54 |
| 5.2 Subsistema de telecomunicaciones.   | 54 |
| 5.2.1 Monitorización del nanosatélite.  | 55 |
| 5.2.2 Equipos de Telecomunicaciones.  | 56 |
| 5.2.2.1 Antenas.  | 57 |
| 5.2.2.2 Transmisores.   | 57 |
| 5.2.2.3 Receptores  | 58 |

|  |    |
|--|----|
| 6. SUBSISTEMA DE POSICIONAMIENTO Y ORIENTACIÓN                               | 59 |
| 6.1 Determinación de la Orientación y/o de la Posición                       | 60 |
| 6.1.1 Toma de referencia con respecto a las estrellas                        | 60 |
| 6.1.2 Determinación de la posición del sol                                   | 60 |
| 6.1.3 Determinación de la orientación con respecto al horizonte terrestre    | 60 |
| 6.1.4 El sistema GPS   | 61 |
| 6.1.5 La medición inercial   | 61 |
| 6.1.6 Determinación de la posición con respecto al campo magnético terrestre | 61 |
| 6.2 Control de la posición y/u orientación                                   | 62 |
| 6.2.1 Conservación del momento cinético                                      | 62 |
| 6.2.2 Utilización del efecto giroscópico                                     | 62 |
| 6.2.3 Explotación del campo magnético terrestre                              | 62 |
| 6.3 Sistemas GPS y giroscopios   | 62 |
| 6.3.1 Sistema GPS  | 62 |
| 6.3.2 Giroscopio hecho a base de MEMS  | 63 |
| 6.4 Sistemas disponibles en el mercado                                       | 64 |
| 6.4.1 Ashtech DG16   | 64 |
| 6.4.2 GPS 112 / 112w de JRC  | 64 |
| 6.4.3 GPS 18 5 Hz de GARMIN  | 64 |
| 6.4.4 BD950 fabricado por TRIMBLE  | 65 |
| 6.5 Ejemplo  | 65 |
| 7. SUBSISTEMA ESTRUCTURAL  | 66 |
| 7.1 Estructura satelital.  | 66 |
| 7.2 Ejemplo de la estructura del Pehuensat                                   | 66 |
| 8. SUBSISTEMA DE COMPUTADORAS  | 68 |
| 8.1 Componentes de una computadora a bordo                                   | 69 |
| 8.1.1 Procesador   | 69 |

|  |    |
|--|----|
| 8.1.2 Ejemplos de Procesadores Comerciales                                   | 70 |
| 8.1.2.1 Procesador Efficeon  | 70 |
| 8.1.2.2 Cortex-A8 (ARM)  | 70 |
| 8.1.2.3 Athlon X2  | 70 |
| 8.1.2.4 PowerPC 970FX  | 71 |
| 8.1.2.5 Core solo  | 71 |
| 8.1.3 Tarjeta madre  | 71 |
| 8.1.4 Memoria  | 71 |
| 8.1.4.1 Memoria DDR  | 71 |
| 8.2 Computadora a bordo  | 72 |
| 8.2.1 Tarjeta TS-7300 (High-Security Linux FPGA Computer)                    | 72 |
| 9. APLICACIONES  | 74 |
| 9.1 Nanosatélite Websat  | 74 |
| 9.1.1 Descripción del sistema  | 75 |
| 9.2 Nanosatélite Modulsat  | 75 |
| 9.2.1 Arquitectura del sistema   | 76 |
| 9.3 Aplicaciones potenciales   | 78 |
| 9.3.1 Nanosatelites de Comunicaciones  | 78 |
| 9.3.1.1 Nanosatélite experimental Iknow para misión en Banda W (75-110 GHz). | 78 |
| 9.3.1.2 IKNOW: PEQUEÑO NANOSATELITE EXPERIMENTAL                             | 79 |
| 9.3.1.3 Características de la carga útil del IKNOW                           | 83 |
| 9.3.1.4 Experimento de la comunicación                                       | 84 |
| 9.3.2 Nanosatelites de meteorologia  | 85 |
| 9.3.3 Nanosatelites de navegacion  | 86 |
| 9.3.4 Nanosatelites de teledeteccion   | 87 |
| 9.3.5 Nanosatélites militares  | 88 |
| 10. EVALUACIÓN   | 89 |

|   |     |
|---|-----|
| 10.1 Problemas con diseños tradicionales                      | 89  |
| 10.1.1 Empleo de la microtecnología                           | 90  |
| 10.2 Lanzadores espaciales y puntos espaciales                | 91  |
| 10.2.1 Lanzadores espaciales                                  | 91  |
| 10.2.1.1 Cañón electromagnético                               | 91  |
| 10.2.1.2 Transbordadores                                      | 92  |
| 10.2.2 Lanzadores en prueba                                   | 93  |
| 10.2.3 Puntos de lanzamientos                                 | 94  |
| Puntos y lugares de lanzamientos 10.6                         | 95  |
| 10.3 Cuadro comparativo de nanosatélites por características. | 95  |
| 11. CONCLUSIONES  | 98  |
| 11.1 Ventajas   | 98  |
| 11.2 Desventajas  | 99  |
| 11.3 Problemáticas  | 99  |
| BIBLIOGRAFÍA  | 100 |

## ÍNDICE:

## OBJETIVO:

En el presente trabajo el objetivo principal es poder identificar las oportunidades de aplicación de los Nanosatélites en el mundo.

## ALCANCE:

En base a la escasa información que existe sobre uso y aplicaciones de pequeños satélites -ya que se trata de un tema nuevo- se analizan y evalúan las oportunidades para aprovechar esta tecnología, con el objeto de preparar las mejores opciones de utilización.

## INTRODUCCIÓN

El uso de satélites para resolver problemas relacionados con los recursos naturales, desastres naturales y percepción ambiental, se hace cada vez más necesario, por lo que se requieren artefactos de bajo costo y de pequeñas dimensiones, que pueden realizar las funciones de satélites de mayores dimensiones y más costosos.

Un nanosatélite es un objeto puesto en órbita alrededor de la Tierra con gran variedad de fines, científicos, tecnológicos y militares; pero que pesa entre 1 Kg y 10 Kg.

Los nanosatélites son el resultado de aplicar al espacio la tendencia a la miniaturización de la tecnología, la cual nos permite conseguir altas prestaciones con un tamaño y peso reducidos.

Este concepto de *pequeñez* se dio a lo largo del siglo XX porque al darse cuenta de que mientras más pequeño era el satélite, resultaba mejor; ya que no se tenía que sacrificar la funcionalidad por el tamaño, es decir, su tamaño facilita el transporte y permite usarlo cuando se le necesita y reemplazarlo con facilidad. Los nanosatélites son más fáciles de construir gracias a su tamaño pequeño. Esto se debe a que, para fabricar y probar los satélites miniaturizados, no se requieren equipos y componentes especiales, como grandes cámaras de vacío térmicas, baterías voluminosas, etc. Además, son fáciles de manejar y de trasladar de un sitio a otro.

Cuando están completamente armados y cargados con combustible, estos nanosatélites pesan sólo unos 22 Kg. en comparación con un satélite grande que puede pesar unos 1500 Kg. (3000 libras), es decir, aproximadamente el peso de un automóvil pequeño. Los vehículos espaciales más grandes, debido a su volumen y peso, son más difíciles de lanzar al espacio.

El uso de satélites más pequeños brinda a las agencias espaciales una mayor flexibilidad para explorar los tipos de cohetes y diferentes métodos de lanzamiento a usar; y por su tamaño, los nanosatélites caben prolijamente debajo de un vehículo más grande y pueden ser lanzados desde el mismo cohete hacia la misma órbita.

Lo importante es que los nanosatélites, a pesar de su tamaño, ofrecen funciones completas, lo que significa que portan sistemas de guiado, navegación y control, tienen control de orientación y propulsión, y ofrecen un alto ancho de banda y complejas funciones de comunicaciones. En conjunto, cada uno de los nanosatélites actúa como vehículo y no como elemento individual.

Se espera que los nanosatélites realicen algunas o todas las funciones que los satélites de mayor tamaño, demostrando y probando en el espacio la capacidad de estos satélites inteligentes para identificar eventos científicos e implementar estrategias cooperativas de captura de datos.

Ya puestos en órbita, los nanosatélites volarán en varios puntos dentro de la magnetosfera, que es la región que rodea a nuestro planeta como si fuera un blindaje.

Así, en el primer capítulo se dará una visión de los nanosatélites que se han desarrollado en el mundo, principalmente por Universidades, en países como, México y Rusia, España, Argentina, China y Estados Unidos.

En el segundo capítulo se hablará del subsistema de Comunicaciones, tratando temas sobre sus funciones principales y citando un ejemplo de un nanosatélite español.

En el tercer capítulo se observa al subsistema Eléctrico en donde se hablará del Sistema de Alimentación Primaria, el tipo de celdas disponibles en el mercado, el Sistema de Alimentación Secundaria y los Acumuladores disponibles en el mercado, además de darse un ejemplo de lo que engloba este subsistema.

En el cuarto capítulo se describirá el Subsistema Térmico en el cual se observa este subsistema y se ejemplificará por medio de la metodología de métodos finitos y un análisis térmico.

En el quinto capítulo se hará referencia al Subsistema de Telemetría en el cual se abordarán temas como el Manejo de Datos y lo que implica el Subsistema de Telecomunicaciones, el cual no es diferente al subsistema de comunicaciones tratado en el capítulo 2.

En el sexto capítulo se hablará del Subsistema de Posicionamiento y Orientación, aquí se tocarán los temas de la Determinación de la posición y orientación del nanosatélite, así como del Control del mismo, de los Sistemas GPS y giroscopios, de los Sistemas disponibles en el mercado y un ejemplo de ello.

En el séptimo capítulo se tratará al Subsistema Estructural, que se refiere a la estructura del satélite y se dará un ejemplo de ello.

En el octavo capítulo se hablará del subsistema de Computadoras en donde se tocarán temas como, los componentes de una computadora a bordo y se citarán ejemplos de componentes disponibles en el mercado.

En el noveno capítulo se darán a conocer las diversas Aplicaciones que se les han dado a los nanosatélites, partiendo de proyectos que se han ido desarrollando en los campos de meteorología, navegación, exploración terrestre y militares.

En el décimo capítulo se dará a conocer la Evaluación de estos nanosatélites en cuanto a los problemas que se tienen con los diseños tradicionales, el empleo de la microtecnología, los tipos de lanzadores que se utilizan para su puesta en órbita, transbordadores; además de aportarse una comparación entre algunos nanosatélites para tener una mejor perspectiva de sus características y su funcionamiento.

Finalmente en el décimo primer capítulo, tras un previo conocimiento y análisis, se darán a conocer las conclusiones que se tienen acerca de esta nueva tecnología por medio de ventajas, desventajas y problemáticas.

## 1. NANOSATÉLITES EN EL MUNDO

### 1.1 México y Rusia

Un nanosatélite de 10 kilogramos de peso planeado en México, permitirá detectar precursores eléctricos y electromagnéticos, con importante potencial para prever posibles terremotos, este nanosatélite se encuentra en planes de construcción, lo cual tendrá implícitas las pruebas correspondientes como lo son la resistencia térmica, la resistencia al espacio exterior, entre otras. El programa se desarrollo dentro de un proyecto de colaboración entre la Universidad Nacional Autónoma de México, el Instituto de Aeronáutica de Moscú y el Instituto de Física Espacial de Suecia. El ex-rector de la Universidad Nacional Autónoma de México, el Dr. Juan Ramón De La Fuente, comentó que este tipo de proyectos son los que México y los estudiantes de la Universidad necesitan para demostrar sus capacidades, lo cual implica un regreso a la cuestión espacial por parte de la Universidad ya que después de los microsátélites (satélites que pesan entre 10 y 100 Kg.) UNAMsat no se había continuado con este tipo de proyectos.

Es una tecnología novedosa con posibilidad de detectar sismos con mayor anticipación que los sistemas convencionales, esto se debe a detección de la emisión del gas radón, que se libera con los movimientos telúricos, se modifica el contenido de electrones en la ionósfera, el satélite lo detecta, y manda la señal a un receptor que estará en la Ciudad Universitaria de México.

El nanosatélite se integró en el Instituto Aeronáutico de Moscú, Rusia, con la participación directa del doctor Saúl de la Rosa y otros estudiantes de doctorado mexicanos, y se ha acordado ya la sesión de la tecnología y de los diseños de plataforma básica a la Universidad Nacional Autónoma de México, para que puedan reproducirse en este país.

Con el protocolo experimental se planteó que los doctores mexicanos en disciplinas espaciales aprendan a diseñar sus propios satélites; así que se prevé que la Facultad de Ingeniería instale en un futuro un laboratorio de tecnología espacial.



Prototipo Nanosatelital a base de un microsátélite <sup>1.1</sup>

<sup>1.1</sup> ФГУП ПО «ПОЛЕТ», КБ - ЗАО КБ «ПОЛЕТ»  
“Elaboración de satélites de masa pequeña (small presentation)”,  
Diapositiva No.3, Rusia – México.

## 1.2 España

El primer nanosatélite español, Nanosat 01, fue lanzado el 18 noviembre de 2004 en el cohete Ariane 5 desde la Base de Lanzamiento Europea en la Guyana francesa (CSG).

Nanosat 01 fue desarrollado por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, INTA. Pesó menos de 20 kilos y midió menos de medio metro de lado.

El Nanosat, con menos de 20 kilos de peso, lleva a bordo cuatro experimentos, con los que el INTA pretende demostrar el uso de varias tecnologías nuevas.

El cohete europeo Ariane 5, también puso en órbita el satélite militar Helios 2; así como a cinco microsatélites franceses, de aproximadamente 80 kilos de peso. El Nanosat 01 se colocó en una órbita polar, al igual que los demás satélites que llevaba consigo el Ariane 5, permitiéndole así al Nanosat 01, cubrir a todo el planeta al estar a una altura aproximada de 650 kilómetros.



El Nanosat 01 tiene forma de prisma de base hexagonal y está totalmente cubierto de paneles solares <sup>1,2</sup>

<sup>1,2</sup> ФГУП ПО «ПОЛЕТ», КБ - ЗАО КБ «ПОЛЕТ»  
“Elaboración de satélites de masa pequeña (small presentation)”.

Gracias a la altura a la cual se encuentra colocado el Nanosat 01, es que se pueden llevar a cabo uno de los experimentos para los cuales fue lanzado, la comunicación en diferido entre estaciones científicas en lugares remotos, como la Antártida, y el INTA, situado en Madrid; el propósito del nanosatélite recoge los datos al pasar sobre las bases, y los descargará en Madrid cuando su órbita lo lleva cerca de España.

El jefe del programa del INTA, José Torres, declaró que el tiempo máximo que transcurrirá desde la recolección de los datos hasta la descarga de los mismos era de 12 horas. Lo que más ha costado han sido los nanosensores, solar y magnético, dos de los experimentos que se planearon para llevarse a cabo con el Nanosat 01; basados en un nuevo concepto, en el cual se aplican técnicas de nanotecnología y nuevos materiales.

Otro propósito del Nanosat 01 es el probar la comunicación óptica, con luz infrarroja, entre equipos dentro del mismo satélite; por lo que resulta un sistema; además de resultar interesante en el espacio porque ayuda a solucionar problemas derivados de la propia miniaturización.

Los dispositivos son cada vez más pequeños, sin embargo, los cables que los conectan siguen siendo convencionales y es por ello que se piensa que las comunicaciones ópticas dentro del propio satélite pueden ser una solución y fue el concepto que se maneja en el Nanosat 01: La investigación de esta nueva tecnología esta a cargo de José Torres y su grupo, los cuales tienen un contrato con la Agencia Europea del Espacio.



España y los nanosatélites <sup>1.3</sup>

### 1.3 Argentina

Argentina entró en la carrera del lanzamiento de nanosatélites con un pequeño satélite de sólo seis kilogramos, ubicado en una órbita a 640 kilómetros de altura. Este nanosatélite fue construido por alumnos de grado y posgrado de la Universidad Nacional del Comahue.

---

Diapositiva No.6, Rusia – México.

<sup>1.3</sup> [www.meteored.com/ram/1747/el-primer-nanosatelite-espaol-se-lanzar-en-diciembre](http://www.meteored.com/ram/1747/el-primer-nanosatelite-espaol-se-lanzar-en-diciembre)



El nanosatélite educativo argentino, Pehuensat-1, fue lanzado al espacio desde la India el 10 de enero de 2007, en el marco del acuerdo de complementación económica entre Argentina e India, firmado en julio de 2006, por el canciller Jorge Taiana, durante su misión comercial argentina a la India.

El Pehuensat-1 viajó a bordo del cohete PSLV-C7, que también transportaba otros tres satélites y despegó de la base de lanzamiento de Satish Dawan, en la costa Este de la India. El lanzamiento responde a un cambio estratégico de la política argentina porque hasta antes de lanzar el Pehuensat-1 los satélites argentinos se lanzaban desde los Estados Unidos de América.

El Pehuensat-1 estará ubicado en una órbita a 640 kilómetros de altura y permite comunicar escuelas y universidades de todo el país y el mundo, ya que sus mensajes se transmiten en diferentes idiomas, como el español, inglés e hindú.

El Pehuensat-1 tiene un sistema que permite ser captado con un receptor de radioaficionados en el momento en que el satélite sobrevuela la zona en una frecuencia de uso público, de libre acceso a la información que transmite. Este nanosatélite es el fruto de más de cinco años de trabajo de 17 profesores y 44 estudiantes de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional del Comahue (UNC), bajo la dirección de Jorge Lassig, responsable del Programa Pehuensat en dicha universidad, y de Pablo de León, integrante de la Asociación Argentina de Tecnología Espacial (AATE). La finalidad de este proyecto es el educar en tecnología espacial en la Argentina.

Este proyecto contempla la integración de los tres niveles de enseñanza, estudiantes universitarios de grado y posgrado diseñaron, construyeron y montaron el satélite, además, planificaron los experimentos que se realizaron a bordo y son los encargados de operarlo; sin embargo, cabe aclarar que también intervinieron alumnos de escuelas industriales de Río Negro y Neuquén.

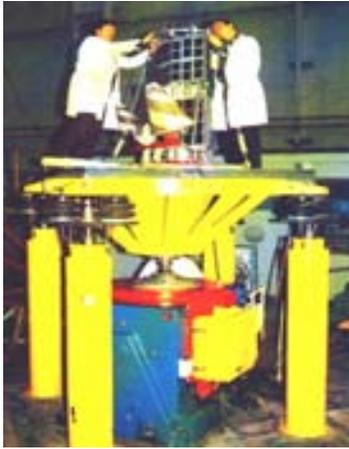
La base del diseño y construcción de los nanosatélites es la corriente en ámbitos universitarios de diversos países, ya que su bajo costo los hace ideales para la experimentación.

## 1.4 China

Los chinos han creado nanosatélites maniobrables que crean interferencias electrónicas y que además pueden ser puestos en órbita con facilidad desde lanzaderas móviles.

---

<sup>4</sup> [www.meteored.com/ram/1747/el-primer-nanosatelite-espao-1-se-lanzar-en-diciembre](http://www.meteored.com/ram/1747/el-primer-nanosatelite-espao-1-se-lanzar-en-diciembre)



Ensamblaje de un satélite de masa pequeña <sup>1.5</sup>

## 1.5 Estados Unidos

Estados Unidos tiene en puerta el proyecto Space Technology 5 del Programa Nuevo Milenio (NMP), con sede en el Centro de Vuelos Espaciales de Goddard de Greenbelt, Maryland.

Conocida como ST5, esta novedosa misión consiste en múltiples satélites miniaturizados, denominados nanosatélites o "small-sats", que recorren la "pista de pruebas de la magnetosfera" terrestre. Son nanosatélites que miden 54,2 centímetros (21,3 pulg). de ancho y 28,6 centímetros (8 pulg) de alto y que ya con carga completa de combustible, pesan aproximadamente 22 kg.

Este tipo de tecnologías es una de las metas principales de ST5 como parte del programa NMP. Al lanzar grupos de varios vehículos espaciales, se reduce el riesgo de que toda la misión fracase en caso de que falle un sistema o un instrumento.

Los nanosatélites ofrecen funciones completas, es decir, que portan sistemas de guiado, navegación y control, tienen control de orientación y propulsión, y ofrecen un alto ancho de banda y complejas funciones de comunicaciones; cada uno de los nanosatélites actúa como vehículo y no como elemento individual; es por ello que se espera que los nanosatélites realicen algunas de las funciones de sus congéneres de mayor tamaño.

El objetivo de este proyecto, ST5, es demostrar y probar en el espacio la capacidad de estos satélites inteligentes para identificar eventos científicos e implementar estrategias cooperativas de captura de datos. También se busca desarrollar y construir un autobús espacial que permita lanzar al espacio los múltiples nanosatélites de la misión con un mismo cohete y ponerlos en órbita geoestacionaria a aproximadamente 57.600 km sobre la Tierra, como si fueran discos voladores.

Este movimiento de rotación se requiere para asegurar el aprovechamiento óptimo de la luz solar. Los paneles solares recogen la luz solar y la transforman en energía para que el satélite la pueda utilizar como alimentación eléctrica de todos sus componentes e instrumentos internos.

<sup>1.5</sup> ФГУП ПО «ПОЛЕТ», КБ - ЗАО КБ «ПОЛЕТ»  
"Elaboración de satélites de masa pequeña (small presentation)",  
Diapositiva No.3,7, Rusia – México.

Se planea que una vez puestos en servicio, los nanosatélites volarán en varios puntos dentro de la magnetosfera, que es la región que rodea a nuestro planeta como si fuera un blindaje y así los magnetómetros de a bordo de estos satélites miniaturizados medirán las partículas energéticas de la magnetosfera y sus datos serán enviados a científicos en tierra para su análisis; estos datos contribuirán a determinar los niveles de radiación ambiental y la respuesta del subsistema del vehículo espacial a este riesgo.

Se planea que cada nanosatélite se comande individualmente desde estaciones terrestres, a excepción de un período de una semana en que no funcionarán. Durante ese tiempo, los nanosatélites volarán autónomamente mediante comandos preprogramados, como prueba para determinar si el comando desde Tierra durante las 24 horas es realmente necesario. Los vuelos de estas misiones podrán realizarse sólo si los dispositivos son capaces de responder a los cambios de las partículas cargadas y los campos magnéticos del exigente ambiente de la magnetosfera terrestre.

Los nanosatélites de ST5 podrán medir las partículas de energía presentes en esta región magnética que rodea a nuestro planeta como un blindaje. El estudio de esta región brindará información importante acerca de los eventos meteorológicos del espacio que perturban nuestros sistemas de comunicación, navegación y energía. Actualmente, los científicos no tienen suficiente información sobre la actividad solar como para pronosticar con exactitud el tiempo espacial a fin de disminuir sus efectos perjudiciales sobre los sistemas espaciales y terrestres. Sabemos que las erupciones o explosiones solares y las expulsiones de masa coronal, que son burbujas de gas, proyectan el plasma solar hacia afuera. El viento solar transporta este plasma por el espacio interplanetario, para finalmente llegar a la magnetosfera interior de la Tierra.

La magnetosfera actúa como blindaje protector que desvía gran parte del plasma del viento solar y las partículas energéticas solares que emanan del sol. Sin embargo, existen cinturones de radiación que rodean la Tierra a alturas de unos 3000 a 30.000 kilómetros y que representan un riesgo para los satélites, tales como los del proyecto ST5, que orbitan a estas distancias. Además, parte de la masa y la energía transportadas por el viento solar atraviesa el blindaje. La energía eléctrica transferida a la magnetosfera causa las tormentas y subtormentas geomagnéticas que afectan nuestro bienestar. <sup>6</sup>Las tecnologías de avanzada que se validan en vuelo como parte del proyecto ST5 brindarán una cobertura global de la reacción de la magnetosfera a los principales eventos solares durante las tormentas y subtormentas geomagnéticas.



Microsatélite ensamblado (prototipo para nanosatélite) <sup>1,6</sup>

<sup>1,6</sup> ФГУП ПО «ПОЛЕТ», КБ - ЗАО КБ «ПОЛЕТ»  
“Elaboración de satélites de masa pequeña (small presentation)”,  
Diapositiva No.16, Rusia – México.

## 2. SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES

El subsistema de comunicaciones es la interface entre el nanosatélite y la Tierra, o entre el nanosatélite y otros nanosatélites. En operación normal, el subsistema transmite y recibe simultáneamente señales de RF en frecuencias únicas.

Los elementos del subsistema de comunicaciones de un satélite son básicamente los transpondedores. A la trayectoria completa de de cada repetidor, comprendiendo todos sus equipos, desde la salida de la antena receptora hasta la entrada de la antena transmisora se le da el nombre de transponder o transpondedor. Por lo tanto, el subsistema de comunicaciones consta de muchos transpondedores y la cantidad de éstos depende del diseño del satélite. Además, puede haber ligeras variantes en las etapas de amplificación y conversión de frecuencia.

En el interior del aparato las señales son separadas por grupos, amplificadas, tal vez procesadas digitalmente, y son trasladadas a frecuencias más bajas dentro del espectro electromagnético; posteriormente son amplificadas aun más y reagrupadas, para que todas salgan de regreso hacia la tierra a través de la antena transmisora.

Un satélite puede tener varias antenas receptoras o tal vez sólo una, dependiendo de su diseño y aplicaciones y cada una de ellas debe ser capaz de recibir al mismo tiempo muchos canales con información, los cuales serán posteriormente amplificados por separado en distintos transpondedores.

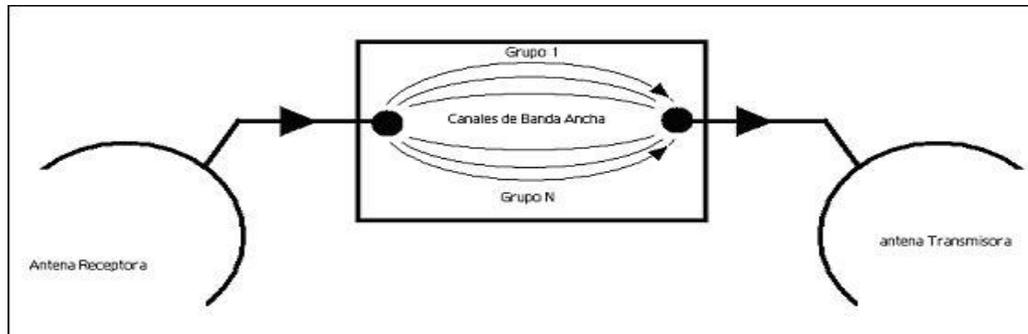
Es decir, tanto las antenas receptoras, como las transmisoras tiene un BW muy grande, suficiente para operar a las frecuencias asignadas para los satélites de comunicaciones, cuya mayor parte funciona actualmente en las bandas L, S, C, Ku y W.

### 2.1 Transpondedores

Los equipos de telecomunicaciones denominados transpondedores realizan las mismas funciones que los repetidores de los sistemas de relevadores eléctricos; reciben transmisiones de la tierra y después de efectuar la amplificación y transposición de frecuencia las devuelven a la tierra. Las antenas asociadas con estos aparatos están diseñadas especialmente a fin de proporcionar cobertura a las regiones de la Tierra comprendidas dentro de la zona de servicio del sistema de satélites.

Para evitar confusiones, a cada canal de banda ancha o de microondas se le conoce como transpondedor; así por ejemplo, un nanosatélite típico tiene cierto número de transpondedores para una determinada banda de trabajo (C, Ku, etc.) y polarización.

Un transponder es toda la cadena de unidades o equipos interconectados en serie del canal de banda ancha, desde la antena receptora hasta la antena transmisora; algunas unidades o equipos, por ejemplo son el amplificador de bajo ruido o el demultiplexor de entrada, son comunes o compartidos entre todos los transpondedores.

Función del transpondedor <sup>2.1</sup>

## 2.2 Descripción y funcionamiento del subsistema de comunicaciones

Ya se menciona que este subsistema consta de antenas receptoras, transmisoras y transpondedores. A continuación se dará una explicación de cómo interactúan estos elementos para poder realizar la comunicación del nanosatélite con la Tierra y/u otros nanosatélites.

El primer dispositivo electrónico importante que encuentran las señales recibidas por la antena es un amplificador de bajo ruido, con poca potencia de salida; este aparato genera internamente poco ruido, que se suma a las señales originales que entran a él para la amplificación.

Todos los dispositivos electrónicos generan ruido, principalmente por su calentamiento; este término se emplea para identificar las señales nuevas, de diversas frecuencias, que son generadas internamente e indeseablemente por el aparato. Si estas nuevas señales, ajenas a la información original, son muy grandes o intensas, entonces al sumarse con la segunda pueden alterar su contenido.

La primera etapa de amplificación es muy importante, porque cualquier señal recibida por la antena es muy débil. Por esta razón, es muy importante que el ruido generado por este primer dispositivo de amplificación, común para todos los transpondedores de una misma banda de trabajo, sea lo más bajo posible, y de ninguna manera comparable en magnitud a ninguna de las débiles señales que están entrando en él. Las estaciones terrenas receptoras también llevan un amplificador de bajo ruido inmediatamente después de la antena, por razones similares, ya que las señales también se atenúan mucho durante su recorrido de regreso del satélite a la Tierra.

El amplificador de bajo ruido tiene un ancho de banda muy grande, de 500 MHz, pues debe ser capaz de amplificar al mismo tiempo todas las señales recibidas por la antena, antes de que se proceda a separarlas entre sí, por medio de filtros, para realizar las siguientes etapas del proceso que se lleva a cabo en el subsistema de comunicaciones. Es un dispositivo clave, de cuyo correcto funcionamiento depende que la información siga fluyendo o no dentro del nanosatélite, y por lo tanto se debe contar con un duplicado; es decir, el amplificador de bajo ruido es un equipo redundante, de tal forma que si uno de los amplificadores falla, el enlace se transfiere a otro que sí esté en buenas condiciones, mediante un conmutador.

<sup>2.1</sup> [www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141](http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141)

Después de que todas las señales han sido amplificadas casi fielmente, puesto que muy poca potencia de ruido se les ha sumado, continuarán su viaje a lo largo de la trayectoria del transpondedor; en las etapas siguientes de amplificación se les seguirá introduciendo un poco más de ruido, pero su efecto ya no será tan problemático como hubiese podido serlo en la primera etapa de amplificación, porque ahora están vigorizadas con un nivel de potencia tal que las hace menos vulnerables.

Hasta este momento, lo único que se ha hecho es aumentar ligeramente el nivel de potencia de las señales. Cuando han alcanzado un nivel adecuado, pasan por un dispositivo conocido como convertidor de frecuencia, que no es más que un oscilador local que multiplica las señales que entran por otra generada internamente; las señales obtenidas a la salida del aparato son similares a las que entraron, por lo que respecta a su contenido, pero han sido desplazadas a frecuencias más bajas en el espectro radioeléctrico.

Después de amplificar y cambiar la frecuencia de las señales, el siguiente paso es separarlas en grupos o bloques. La separación se realiza con un demultiplexor, que tiene un solo conducto de entrada y varios de salida. A él entra la información completa de 500 MHz de ancho de banda, y en su interior, mediante filtros, se separan los canales en bloques de 36 MHz cada uno.

A continuación cada bloque pasa por una etapa muy fuerte de amplificación, proporcionada por un amplificador de potencia, y después todos los bloques son reunidos nuevamente en un solo conjunto de 500 MHz de ancho de banda, a través de un multiplexor, conectado a la antena transmisora del satélite.

Después de cada salida del demultiplexor hay un atenuador de microondas o resistencia variable; ésta sirve para disminuir a control remoto, y en distinto grado, la intensidad del bloque de señales que entra a cada amplificador de potencia, o a la primera etapa de amplificación si es que hay más de una.

La regulación de la intensidad de entrada permite operar el amplificador de potencia en distintas condiciones o puntos de trabajo, es decir, se puede controlar la cantidad de potencia que salga de él, como sucede con un aparato de radio casero al que se le sube o baja el volumen girando un mando. Sin embargo, si se toma en cuenta que la potencia de las señales transmitidas llega muy baja al satélite, y que éste tiene una capacidad limitada de amplificación, aparentemente no es lógico atenuarlas antes de amplificarlas.

Cuando los amplificadores de potencia del satélite entregan a su salida el máximo de potencia posible, se dice que están operando en su punto de saturación, para que esto ocurra, la potencia total de las señales que entran a ellos debe tener un valor determinado. Sin embargo, no siempre es necesariamente deseable obtener a la salida de un amplificador de potencia la máxima posible, es decir, operarlo en saturación, todo depende de la clase de información que contenga el bloque que se va a amplificar.

Por otra parte, cuanto mayor sea la intensidad de las señales que llegan al satélite, se obtienen mejores resultados en la primera etapa de amplificación (amplificador de bajo ruido), ya que la relación entre la potencia de la señal amplificada y la potencia del ruido térmico generado internamente es mayor, y como la calidad con la que finalmente la señal se recupera en la Tierra depende, entre otros parámetros, de esta relación de potencias, se obtiene entonces una mejor fidelidad.

Sin embargo, el alto nivel de las señales amplificadas en esta primera etapa, que se convierte en la entrada a los amplificadores de potencia, en general puede ser demasiado, además de que hay que respetar normas establecidas sobre límites en la densidad de flujo; en estas circunstancias conviene reducir el nivel de las señales con un atenuador variable antes de alimentar a cada amplificador de potencia.

Todo tipo de información que se transmite al nanosatélite tiene una frecuencia asignada, denominada portadora; por ejemplo, un canal de televisión tiene su propia frecuencia portadora, y la combinación de 60 canales telefónicos en un solo grupo también tiene la suya. La misma técnica se utiliza cuando los canales telefónicos no se agrupan, sino que se envían en forma aislada, uno a uno; en este caso, cada canal telefónico tiene asignada una frecuencia portadora distinta. De igual forma, un canal digital que contenga datos, sin importar si es de alta o baja velocidad, requiere tener su propia frecuencia portadora. En la Figura 5.48b se muestra un ejemplo usual de lo que podría contener un transpondedor de 36 MHz de ancho de banda, en donde el espacio de frecuencias disponibles es ocupado por cuatro señales similares en amplitud y ancho de banda, con su propia frecuencia portadora; cada señal puede contener 132 canales telefónicos agrupados, o más, y provenir de una ciudad distinta.

Este ejemplo sería sólo un caso posible y hay muchísimas otras formas en que los 36 MHz pueden ser repartidos entre los usuarios del sistema.

Para el ejemplo anterior, el número de frecuencias portadoras que entrarían al amplificador de potencia sería mayor que uno e igual a cuatro, y como la característica entrada-salida del amplificador es no lineal, se producirían internamente muchas señales adicionales e indeseables que a la salida se sumarían a la información original, distorsionándola. Estas señales indeseables se denominan en conjunto ruido de intermodulación, y su intensidad es cada vez mayor, y más dañina, conforme se trata de obtener más y más potencia a la salida del amplificador, hasta llegar quizá a la máxima posible, correspondiente al punto de saturación.

Por esta razón es preciso operar al amplificador de potencia en un punto de trabajo interior al de saturación para reducir así el ruido de intermodulación y su efecto sobre la información original, aunque para ello se tenga que sacrificar potencia de salida.

Los atenuadores o resistencias variables descritas anteriormente permiten regular la intensidad de las portadoras y entregar menos o más potencia a la entrada del amplificador, para que a su vez salga de él menos o más amplificación de potencia, con un nivel aceptable de ruido de intermodulación.

Siempre que haya más de una portadora presente al mismo tiempo en el amplificador de potencia, se produce ruido de intermodulación, y cuanto mayor sea su número, mayor es el ruido y su efecto sobre la información original; por lo tanto, mientras más portadoras se quieran amplificar con el mismo dispositivo al mismo tiempo, será preciso operar en un punto cada vez más abajo del de saturación, y será menor la cantidad de potencia que se pueda aprovechar a la salida. Este problema del ruido de intermodulación también se tiene en los amplificadores de potencia de las estaciones terrestres transmisoras.

A continuación se presenta un cuadro en el cual se describen las funciones principales de este subsistema.

| Funciones Generales   | Funciones específicas  |
|---|--|
| <ul style="list-style-type: none"> <li>• Recibir señales                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- De la Tierra</li> <li>- De otro nanosatélite</li> </ul> </li> <br/> <li>• Transmitir señales                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Hacia la Tierra</li> <li>- Hacia otro nanosatélite</li> </ul> </li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Seguimiento de la portadora                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- 2 vías de comunicación coherente (enlace de bajada es proporcional al enlace de subida.</li> <li>- 2 vías de comunicación no coherente.</li> <li>- 1 vía de comunicación</li> </ul> </li> <br/> <li>• Puesto de recepción y detección                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Obtener y seguir la portadora en el enlace de subida.</li> <li>- Demodular las portadoras y subportadoras.</li> <li>- Enviar los datos de comando y reloj hacia el subsistema de comando y manejo de datos.</li> </ul> </li> <br/> <li>• Telemetría, modulación y transmisión.                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Recibir los datos de telemetría del subsistema de comando y datos.</li> <li>- Modular las portadoras y subportadoras del enlace de bajada.</li> <li>- Transmitir la señal compuesta hacia la Tierra u otro nanosatélite.</li> </ul> </li> <br/> <li>• Ranging                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Detectar y retransmitir códigos pseudoaleatorios o señales.</li> <li>- Retransmitir cualquier fase coherente o no coherente.</li> </ul> </li> <br/> <li>• Operación del subsistema                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Recibir órdenes del subsistema de comando y manejo de datos.</li> <li>- realice operaciones de secuencia de misión por secuencia de software almacenada</li> </ul> </li> </ul> |

|  |  |
|--|--|
|  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- autónomamente seleccione la antena omnidireccional cuando la actitud del nanosatélite es perdida</li> <li>- autónomamente descubra defectos y recupere comunicaciones que usan la secuencia de software almacenada</li> </ul> |
|--|--|

Principales funciones del subsistema de comunicaciones<sup>2.2</sup>

## 2.3 Bandas de frecuencias

### 2.3.1 Asignación de frecuencia:

| Banda | Ascendente (GHz) | Descendente (GHz) |
|-------|------------------|-------------------|
| C     | 6                | 4                 |
| X     | 8                | 7                 |
| Ku    | 14               | 11                |
| Ka    | 30               | 20                |

Frecuencias asignadas de los enlaces.<sup>2.3</sup>

Generalmente la menor frecuencia se utiliza como descendente y la mayor como ascendente. Se utilizan diferentes frecuencias (“bajadas” y “subidas”) para evitar interferencias.

Por ejemplo: 6 / 4 GHz. Indica que la señal “sube” con una frecuencia cercana a los 6 GHz y “baja” con una frecuencia cercana a los 4 GHz.

### 2.3.2 Bandas de operación L y S:

Las bandas L y S son empleadas para comunicaciones móviles con ancho de banda limitado; la S también es empleada para ciertos servicios de recepción de TV. Las frecuencias de ambas bandas son cercanas a 1.5 GHz y 2 GHz.

Banda L: 1.5 a 1.6 GHz

Tx: 1626.5 a 1660.5

Rx: 1525.0 a 1559.0

<sup>2.2</sup>Electrical Power Systems, Direct Currently, Space Vehicle Design Requirements.

B.A. Lenertz

Electrical and Electronics systems Department. The Aerospace corporation, El Segundo C.A.

<sup>2.3</sup>Nanosatellite de télédétection

Rapport final

Université Laval, Abril 2006

### 2.3.3 Banda C

En la banda C, las frecuencias que se utilizan para transmitir de la Tierra hacia el nanosatélite están entre 5.925 y 6.425 GHz, con una frecuencia central de 6.175 GHz.

La antena receptora del satélite detecta todas estas frecuencias, pues su ancho de banda de recepción es mayor que 500 MHz. Los transpondedores, entre otras funciones, cambian las frecuencias de todas las señales contenidas en ese rango, bajándolas a otro de igual ancho de banda, pero cuyos límites inferior y superior son, respectivamente, 3.7 y 4.2 GHz; posteriormente, todas las señales contenidas en estas últimas frecuencias son entregadas a la antena transmisora para que las envíe de regreso a la Tierra.

En la banda Ku, el proceso de recepción, conversión de frecuencias y transmisión es similar al de la banda C, sólo que las frecuencias Tierra-satélite están entre 14.0 y 14.5 GHz para el servicio fijo, con una frecuencia central de 14.25 GHz, y las frecuencias satélite-Tierra están entre 11.7 y 12.2 GHz; en este caso, el enlace se representa con la nomenclatura 14/12 GHz. Un razonamiento similar aplica para la banda Ka.

La banda Ka es extremadamente sensible a la lluvia (sufre grandes pérdidas).

| Banda          | Enlace ascendente (GHz)  | Enlace Descendente (GHz)  | Servicio                    |
|----------------|--|---|-----------------------------|
| C: 6/4 GHz     | 5.925 - 6.425<br>(500 MHz)<br>5.850 - 7.075<br>(1225 Mhz)                        | 3.700 - 4.200<br>(600 MHz)<br>3.400 - 4.200<br>4.600 - 4.800<br>(1100 Mhz)                | FSS                         |
| X: 8/7 GHz     | 7.925 - 8.425<br>(500 MHz)   | 7.250 - 7.750<br>(500 MHz)  | Comunicaciones<br>Militares |
| Ku: 14/11 GHz  | 14.0 - 14.5<br>(500 MHz)<br><br>12.750 - 13.250<br>14.000 - 14.500<br>(1000 MHz) | 10.950 - 11.200<br>11.450 - 11.700<br>(500 MHz)<br><br>10.700 - 11.700<br>(1000 MHz)<br>- | FSS                         |
| Ku: 14/12 GHz  | 14.000 - 14.500<br>(500 MHz)   | 11.700 - 12.200<br>(500 MHz)  | FSS                         |
| Ku: 17/12 GHz  | 17.3 - 17.8<br>(3,500 MHz)   | 17.7-21.2<br>(3,500 MHz)  | BSS                         |
| Ka: 30/20 GHz  | 27.500 - 31.000<br>(3500 MHz)  | 17.700 - 21.200<br>(3600 MHz)   | FSS                         |
| Q/V: 50/40 GHz | 47.2 - 50. 2<br>(3, 000MHz)<br>Banda V   | 39.5 - 42.5<br>(3, 000 MHz)<br>Banda Q  | FSS                         |

Resumen de las frecuencias asignadas a cada banda<sup>2.4</sup>

<sup>2.4</sup> <http://ciberhabitat.gob.mx/medios/satelites/artificiales/tipos.htm>

\* El ancho de banda se muestra en paréntesis

#### ABREVIATURAS:

FSS: Fixed Satellite Service.

MSS: Mobile Satellite Service.

BSS: Broadcast Satellite Service.

DBS: Direct Broadcast Service/Satellite.

DTH: Direct-To-Home Service/Satellite.

BSS, DBS y DTH se aplican al mismo servicio.

Algunas de las aplicaciones que se dan dentro de estas frecuencias son las siguientes:

- **VHF** (Frecuencias muy altas)  
Teléfonos inalámbricos, 40 a 50 MHz  
Controles remotos por ondas de radiofrecuencia, 40 a 75 MHz  
Canales de televisión (del 2 al 6), 54 a 88 MHz  
  
**FM** (Frecuencia Modulada), 88 a 108 MHz  
Banda de radio aeronáutica, 108 a 137 MHz  
Canales de televisión (del 7 al 13), 174 a 220 MHz
- **UHF** (*Ultra High Frequencies* – Frecuencias ultra altas)  
Canales de televisión del 14 al 83 – 470 a 890 MHz  
  
**GPS** (*Global Positioning System* - Sistema de Posicionamiento Global), 1 227 a 1 575 MHz  
  
**GSM** (*Global System for Mobile Communication* – Sistema Global para Telefonía Móvil o Celular), 900 a 1 900 MHz  
  
**Wi-Fi (802.11b)** (*Wireless Fidelity* – Fidelidad inalámbrica), 2,4 GHz  
  
**Bluetooth**, 2,45 GHz

## 2.4 Ejemplo

Para poder ilustrar de mejor manera este subsistema, tomaremos como ejemplo el subsistema de comunicaciones del Nanosatélite NANOSAT de España.

El NANOSAT es un pequeño satélite de órbita baja de comunicaciones cuya misión, una vez en órbita, será recibir y almacenar datos científicos adquiridos por diversas estaciones científicas, y transmitirlos en diferido a una estación central.

El objetivo principal es conseguir que el servicio sustentado por el NANOSAT ofrezca una capacidad de mensajería de cobertura global basado en técnicas de almacenamiento y envío en diferido para enlazar, como mínimo, las estaciones científicas cuyos emplazamientos figuran a continuación, con la estación principal, localizada en Madrid:

- Islandia (64N, 23W)
- Irkutak (52N, 104E)
- Arenosillo (37N, 6W)
- Izaña (28N, 17W)
- Pune (18N, 74E)
- Ushuaia (55S, 66W)
- Juan Carlos I (62S, 60W)
- Marambio (64S, 56W)
- Belgrano (78S, 35W)

A continuación se muestra un diagrama a bloques del subsistema de comunicaciones del NANOSAT.

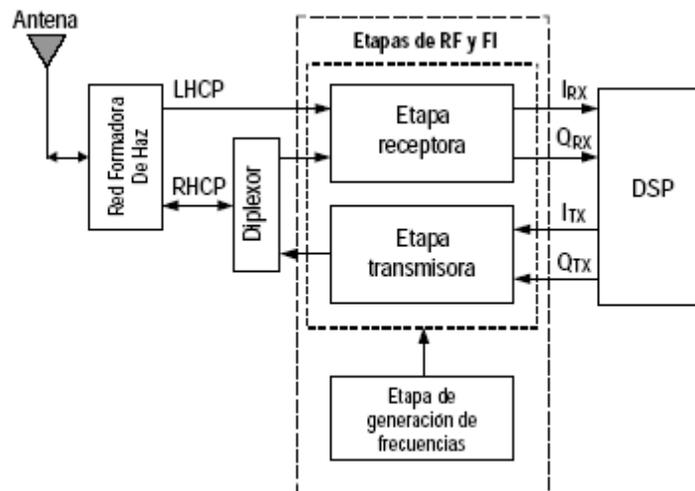


Diagrama de bloques del Nanosat <sup>2.5</sup>

Así, en este diagrama podemos identificar las siguientes etapas de este subsistema:

- Una etapa de conformación del diagrama de radiación de la antena, y de elección del sentido de la comunicación mediante un diplexor.
- Una etapa analógica, en la que se acondicionan, según sea el sentido de la comunicación, bien las señales que se reciben (previamente a su tratamiento digital), bien aquellas señales que se van a transmitir (antes de pasar a la antena).
- Y una etapa digital, basada en un procesador digital de señal (*Digital Signal Processor*, DSP), encargada de realizar el tratamiento de la señal de información que se ha obtenido en la etapa anterior y de generar las componentes de la señal de información que se desea transmitir.

Observando el diagrama, se aprecia que la etapa analógica (en la parte denominada “Etapas de RF y FI”) se ha dividido a su vez en tres subetapas: una de recepción, una de transmisión, y una tercera que se encarga de la generación de frecuencias.

<sup>2.5</sup> ETAPAS DE RF Y FI DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA NANOSAT  
Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones ETSI de Telecomunicación  
Universidad Politécnica de Madrid

En líneas muy generales, las funciones que debe cumplir cada una de estas tres subetapas son:

- La antena genera dos polarizaciones que se utilizan para hacer un proceso de diversidad en recepción. Mientras una sola de las polarizaciones (RHCP) se utiliza para la transmisión, en recepción se conmuta entre las dos en función del nivel de potencia detectado en cada una de ellas. El conmutador se integra detrás del primer amplificador de RF para asegurar la mínima figura de ruido del sistema.

- La etapa receptora ha de convertir la señal de RF (centrada en 400 MHz) a FI (70MHz), y, posteriormente, dicha señal de FI a banda de base, obteniendo sus componentes en fase y en cuadratura, IRX y QRX respectivamente, que serán entregadas al módem en recepción. Estas dos señales de banda de base habrán de tener el nivel adecuado cuando alcancen el módem, para lo cual es necesario que esta etapa lleve a cabo un proceso de amplificación de la señal recibida, proceso que se realizará en parte en RF, y el resto se hará en FI.

La banda de paso en RF se filtra hasta una anchura de 50KHz en las tres etapas. Un primer filtrado en RF a 20 MHz, un segundo filtrado en FI a 400KHz y un filtrado final en banda base a 50 KHz. Como el enganche de portadora se realiza en el procesador digital, es necesario mantener la banda de paso por encima de la banda final del sistema para admitir las derivas de frecuencia y efecto

Doppler. No se ha implementado un sistema de CAG, ya que el margen dinámico previsto es de 22dB y puede ser absorbido sin problema por el conversor A/D, sin que aumente el ruido de conversión.

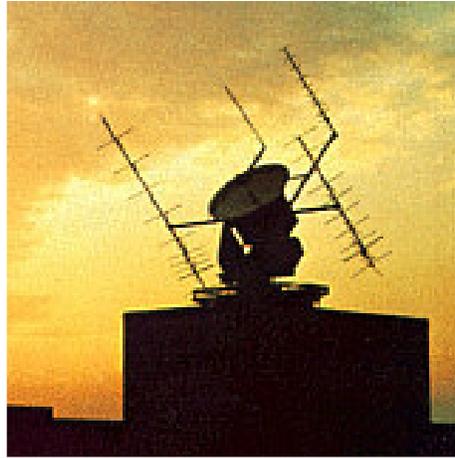
- La etapa de transmisión toma como entrada las señales en fase y en cuadratura que proporciona el módem digital en transmisión, ITX y QTX respectivamente, las cuales son convenientemente tratadas y convertidas luego a la frecuencia del enlace descendente para ser enviadas a la estación terrena. La potencia de transmisión es de 5W nominal y 7W máxima.

- La etapa de generación de frecuencias tiene por misión proporcionar a las etapas receptora y transmisora las frecuencias de oscilador local que éstas requieran para poder llevar a cabo las conversiones de frecuencia que correspondan en cada caso. Está formada por los osciladores que alimentan el modulador del transmisor, el conversor a de RF a FI en el receptor y el demodulador del receptor. Los osciladores no están enganchados pero están formados por cristales compensados en temperatura, para asegurar que las derivas térmicas o por envejecimiento no superan nunca 1KHz.

En lo referente a la implementación física de tales etapas, en este NANOSAT se optó por utilizar circuitos integrados comerciales, ya que aportan la totalidad de los componentes con un costo, un peso y un volumen muy reducido. No obstante, tales circuitos comerciales habrán de satisfacer un cierto estándar militar, que verifique que son capaces de soportar las condiciones de espacio.

En un principio, el estándar exigido a todos los componentes fue el MIL-STD-883, pero a medida que avanzó el proyecto, este requerimiento se relajó hasta exigir simplemente que los componentes tuviesen encapsulado metálico, y un margen de temperaturas en operación que cubriese el rango de -10°C a +40°C, rango dentro del cual cabe esperarse que estén las temperaturas en el interior del satélite.

A continuación se muestran algunas imágenes que muestran algunos elementos necesarios para mantener una comunicación entre el nanosatélite y la estación terrena.



*Antenas receptoras en la estación terrena.<sup>2.6</sup>*



*Antenas y elementos de comunicación en un nanosatélite.<sup>2.6</sup>*

Finalmente, se puede decir que las dimensiones de este subsistema dependen estrictamente de la carga útil y de las necesidades de la misión.

Es necesario recalcar que existen nuevas opciones que podrían modificar fundamentalmente la manera de comunicación de los nanosatélites con la estación terrena.

Se trata de la utilización de constelaciones de satélites destinadas a la transmisión de datos de alta capacidad, como vectores de comunicación del nanosatélite.

---

<sup>2.6</sup> <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=1>

### 3. SUBSISTEMA ELÉCTRICO

Para funcionar adecuadamente todo nanosatélite necesita un suministro de potencia eléctrica sin interrupción y sin variaciones significativas en los niveles de voltaje y corriente.

La cantidad de potencia requerida por cada uno en particular depende de sus características de operación. El subsistema eléctrico consiste de tres elementos fundamentales: una fuente primaria, una fuente secundaria y un acondicionador de potencia; este último integrado por dispositivos como reguladores, convertidores y circuitos de protección que permiten regular y distribuir la electricidad con los niveles adecuados a cada una de las partes del nanosatélite.

Con excepción de las primeras horas, en que se utiliza como fuente de alimentación las baterías del satélite, el resto del tiempo la energía se recibe gracias a los paneles solares hechos de silicio. Una desventaja de las celdas solares de silicio es su bajo rendimiento. En un principio eran del orden del 8%, pero ahora ya existen celdas con tecnología de triple juntura, que brindan una eficiencia de 25%. Las celdas solares funcionan bajo el principio del efecto fotovoltaico: cuanto mayor sea la densidad de flujo de energía solar que incide sobre el panel, mayor es la electricidad que generan.

Todas las celdas solares se ven expuestas durante su vida de operación a diversos tipos de radiaciones que año tras año van disminuyendo su eficiencia aún más; después de varios años de operación, su eficiencia puede disminuir en un 20% con respecto a la original.



Celdas solares en un nanosatélite <sup>3.1</sup>

Para poder crear un sistema tan complejo como lo es un nanosatélite, es evidente que se necesitan escoger materiales que consuman poca energía. Así, usando materiales que consuman menos energía, el sistema eléctrico será más pequeño y su masa reducida.

<sup>3.1</sup> ФГУП ПО «ПОЛЕТ», КБ - ЗАО КБ «ПОЛЕТ»  
“Elaboración de satélites de masa pequeña (small presentation)”,  
Diapositiva No.75, Rusia – México.

Además, menos energía se perderá en forma de calor, aumentando la duración de vida en general.

Con la finalidad de que el nanosatélite sea autónomo, es indispensable asegurar que el sistema de alimentación sea capaz de otorgar toda la energía que el nanosatélite necesitará durante su vida.

### 3.1 Sistema de alimentación primaria

Es necesario satisfacer las necesidades energéticas de los diferentes elementos materiales del nanosatélite; para esto es indispensable tener un sistema de alimentación eficaz, funcional y que sea capaz de responder a todas las necesidades del usuario.

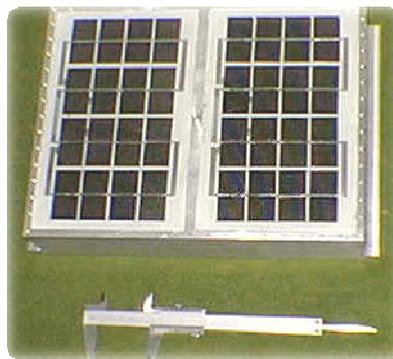
A continuación se presenta una tabla con los principales criterios que se deben tomar en cuenta en este sistema de alimentación primaria.

| Físicos   | Económicos   | Temporales  | Ambientales                               |
|---|--|---|---|
| Estar en medida de satisfacer las necesidades energéticas de los aparatos utilizados. | Obtener el costo con los precios más bajos posibles. | Utilizar una tecnología actualmente presente en el mercado. | Tecnología limpia que no genere residuos. |

*Criterios de evaluación<sup>3.2</sup>*

Por otra parte, para poder hacer celdas solares que nos permitan un buen funcionamiento y un mejor rendimiento del sistema eléctrico, es necesario conocer que tecnologías existen en la fabricación de éstas.

Así, enseguida presentamos algunas de las principales tecnologías usadas en la fabricación de celdas solares.



*Vista del prototipo del nanosatélite Pehuensat con sus paneles solares<sup>3.3</sup>*

<sup>3.2</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

<sup>3.3</sup> [www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141](http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141)

### 3.1.1 Celdas fotovoltaicas sobre membrana sensible

Primeramente, estas celdas permiten una grande adaptación y de igual forma, son ligeras y flexibles, es decir; poco importa la superficie, su instalación jamás ocasionará algún problema. Estos módulos flexibles son utilizados principalmente en los materiales de características militares.

Sin embargo, el rendimiento energético de éstas, generalmente no es muy grande.

La utilidad de módulos flexibles puede ser interesante dependiendo del tipo de celda que los constituya. Esta tecnología actualmente está disponible en el mercado y el precio es muy aceptable.

Finalmente, ya que lo fotovoltaico es una tecnología limpia, no constituye ningún problema en el aspecto ambiental.

### 3.1.2 Módulos de celdas fotovoltaicas orientadas por un motor

Para poder esperar la capacidad máxima de un módulo fotovoltaico, los rayos incidentes deben pegar perpendicularmente sobre la superficie de éste. Es posible guardar los paneles a su pleno potencial checando continuamente la orientación óptima que éstos deberían tomar y en consecuencia, modificando su inclinación.

La utilización de material foto-detector y de un motor para posicionar los paneles es indispensable; en consecuencia, la masa del nanosatélite resulta ser mayor al igual que el costo.

## 3.2 Celdas solares disponibles en el mercado

A continuación de muestran algunas celdas solares disponibles en el mercado, las cuales pueden ser de gran ayuda para componer el sistema de alimentación primaria.

### 3.2.1 Celda solar de triple juntura y de alta eficiencia fabricada por EmCore

Características:

|                             |                          |
|-----------------------------|--------------------------|
| Potencia máxima             | 135.3 mW/cm <sup>2</sup> |
| Voltaje máximo              | 2.30 V                   |
| Corriente máxima            | 431 mA                   |
| Voltaje en circuito abierto | 2.60 V                   |
| Corriente en corto circuito | N/D                      |
| Rendimiento                 | 27.5 %                   |
| Masa                        | 86 mg/cm <sup>2</sup>    |
| Espesor                     | 6 mm                     |

Características de la celda creada por EmCore <sup>3,4</sup>

Estas celdas de triple juntura están compuestas por tres capas (InGaP, GaAs, Ge) que reposan sobre un sustrato de germanio. Ellas son muy resistentes a las radiaciones.

<sup>3,4</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

EmCore propone un producto seguro y controlado que responde fuertemente a las exigencias de calidad (norma ISO 9001).

Cabe mencionar que uno mismo puede determinar las dimensiones de la celda deseada y que el material está igualmente calificado para las misiones espaciales ya que es muy resistente a las radiaciones.

### 3.2.2 Celda solar de 1.3 W fabricada por Canrom

Características:

|                             |           |
|-----------------------------|-----------|
| Potencia máxima             | 1.3 W     |
| Voltaje en circuito abierto | 0.57 V    |
| Corriente en corto circuito | 2.8-3.1 A |
| Rendimiento                 | N/D       |
| Masa                        | N/D       |
| Longitud                    | 100 mm    |

Características de la celda de Canrom <sup>3.5</sup>

Estas celdas fotovoltaicas Canrom de 1.3 W están fabricadas de cristal de silicio. El modelo data de 1998 y el costo del material es un poco elevado, sin embargo, la calidad no es lo suficientemente buena.

### 3.2.3 Celda solar MAIN12530 de Schott Solar

Características:

|                             |         |
|-----------------------------|---------|
| Potencia máxima             | 2.35 W  |
| Voltaje en circuito abierto | 616 mV  |
| Corriente en corto circuito | 5.07 mA |
| Efectividad                 | 15.1 %  |
| Masa                        | 18.12 g |
| Longitud                    | 125 mm  |
| Altitud                     | 125 mm  |

Características de la celda de Schott <sup>3.6</sup>

Las celdas fotovoltaicas MAIN de Schott Solar están fabricadas de hojas de silicio multi-cristalino de alta efectividad. MAIN (Multi-crystalline Advanced Industrial) es una tecnología muy fácil de manejar y muy confiable.

<sup>3.5, 3.6</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

### 3.2.4 Celda Solar USF-32 de Uni-Solar

Características:

|                             |          |
|-----------------------------|----------|
| Potencia máxima             | 32 W     |
| Voltaje máximo              | 23.8 V   |
| Corriente máxima            | 1.94 A   |
| Voltaje en circuito abierto | 16.5 V   |
| Corriente en corto circuito | 2.4 A    |
| Rendimiento                 | N/D      |
| Masa                        | 4.8 Kg   |
| Longitud                    | 142.9 cm |

Características celda USF-32<sup>3.7</sup>

Las celdas UNI-SOLAR utilizan la tecnología Thin-Film, un procedimiento multicapa desarrollado por Energy Conservation Devices Inc, semejante a la tecnología X3 de Foveon; las diferentes capas de silicio permiten una mejor absorción de diferentes frecuencias del espectro luminoso.

Están también disponibles dentro de esta serie, los modelos USF-11 y USF-5 que pueden proveer respectivamente una potencia máxima de 10.3 W y 5 W.

### 3.3 Sistema de alimentación secundaria

La alimentación secundaria del satélite constituye el sistema posterior al primario. Éste se encargará de asegurar la alimentación del satélite en todo momento y será recargado gracias a las sobrecargas de energía absorbidas por el sistema de alimentación primaria.

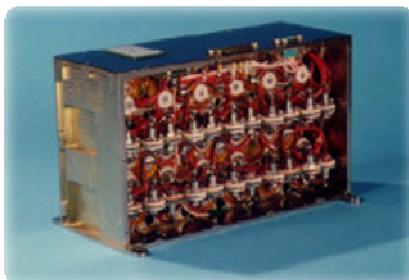
A continuación se presenta una tabla con los principales criterios a considerar en un sistema de alimentación secundaria.

| Físicos   | Económicos   | Temporales  | Ambientales                               |
|---|--|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> <li>• Estar en medida de satisfacer las necesidades energéticas de los aparatos utilizados.</li> <li>• La más baja masa total.</li> <li>• Tasa de carga aceptable.</li> <li>• Larga duración de vida.</li> </ul> | Obtener el costo con los precios más bajos posibles. | Utilizar una tecnología actualmente presente en el mercado. | Tecnología limpia que no genere residuos. |

Criterios de evaluación<sup>3.8</sup>

<sup>3.7, 3.8</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

A continuación, mencionaremos algunas bobinas y sus características con respecto a la tecnología que manejan, ya que éstos nos pueden servir para componer el sistema secundario.



*Bobina de un sistema de alimentación secundaria*<sup>3.9</sup>

### **3.3.1 Bobinas de Ni-Cd**

Las bobinas de Ni-Cd son las más viejas respecto a la tecnología. Éstas eran utilizadas como alimentación secundaria al interior de los satélites antes de la aparición de las baterías de Li-Ion. Presentan una masa muy razonable y dependiendo de la tecnología, una tensión nominal de 1.2V/elemento. Además, este tipo de baterías tiene un ciclo de vida importante. A nivel económico, estas bobinas se encuentran entre los menos costosos entre las diferentes tecnologías disponibles en el mercado.

Sin embargo, las baterías Ni-Cd tienen el inconveniente de ser un poco contaminantes por el hecho de tener una presencia importante de cadmio.

### **3.3.2 Bobinas de Ni-MH**

Las bobinas de Ni-MH son una variante de los de Ni-Cd. Éstas tienen una tensión nominal de 1.2 V/elemento y una masa razonable. Igualmente presentan una buena sensibilidad a la sobrecarga y una duración de vida muy pequeña. Al contrario de las de Ni-Cd, las baterías de Ni-MH son más contaminantes.

### **3.3.3 Bobinas de Li-Ion**

Estas bobinas son de tecnología reciente y ciertamente son dignas reemplazantes de las baterías de Ni-Cd; las baterías de Li-Ion presentan muchas ventajas. En primer lugar poseen una excelente densidad de energía másica (160 a 180 Wh/kg), una tensión nominal de 3.7 V/elemento y una masa total poco elevada gracias a la presencia de litio.

Por el contrario, presentan una sensibilidad a la sobrecarga, lo que implica la inclusión de un regulador. Su temperatura de operación oscila entre -20°C y 60°C. Esta tecnología presenta la ventaja de no ser contaminante.

---

<sup>3.9</sup> <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=1>

### 3.4 Bobinas disponibles en el mercado

A continuación se presentan algunas características de bobinas (celdas) presentes en el mercado y que sirven para realizar el sistema de alimentación secundario.

#### 3.4.1 Celda Li-Ion VL45E de Saft, Celda Li-Ion VM27M de Saft, Celda Li-Ion VL41M de Saft.

Características:

| Modelos      | Densidad de energía | Masa    |
|--------------|---------------------|---------|
| Li-Ion VL45E | 149Wh/kg            | 1.07 kg |
| Li-Ion VM27M | 124Wh/kg            | 0.77 kg |
| Li-Ion VL41M | 136Wh/kg            | 1.07 kg |

Principales características de las baterías de Li-Ion <sup>3.10</sup>

Todas estas baterías poseen la tecnología Li-Ion. Los parámetros principales son la masa y la densidad de energía. Las características técnicas de estos tipos de baterías se pueden ver en la tabla anterior. Estos diferentes modelos de baterías tienen una densidad de energía muy alta (superior a 50Wh/kg), lo que constituye una gran ventaja.

#### 3.4.2 Celda de baterías Ni-Cd VOS10AM de Saft, KR7000F de Sanyo, KR20000M de Sanyo.

Características:

| Modelos  | Densidad de energía | Masa     |
|----------|---------------------|----------|
| VOS10AM  | 29.74W/kg           | 0.464 kg |
| KR 7000F | 36.5Wh/kg           | 0.230 kg |
| KR 20000 | 37.5Wh/kg           | 0.640 kg |

Principales características de las baterías de Ni-Cd <sup>3.11</sup>

Estos diferentes modelos tienen densidades de energía muy bajas (inferiores a 50Wh/kg). Para suministrar toda la energía necesaria para el buen funcionamiento del satélite, se necesitarían un gran número de pilas, lo que implicaría un aumento en la masa. Así, el uso de este tipo de baterías de Ni-Cd resulta ser más costoso e implicaría un mayor peso.

Existen también, las celdas solares creadas por Surrey Satellite Technology LTD. El diseño de la mayoría de sus celdas son fabricadas para satélites pequeños y tienen un área de 20 mm x 40 mm con material de arseniuro de galio y germanio (GaAs/Ge).

<sup>3.10, 3.11</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

### 3.5 Ejemplos

A continuación se presenta el diagrama de bloques del subsistema eléctrico en el nanosatélite KUTESAT-1 o Pathfinder hecho por estudiantes de la Universidad de Kansas, EUA. Este nanosatélite fue creado para medir la radiación en la atmósfera y la meta final es ayudar al gobierno a experimentar con nuevas tecnologías a bajo costo. Una de estas tecnologías es llamada “micro-electro-mechanical system” (MEMS).

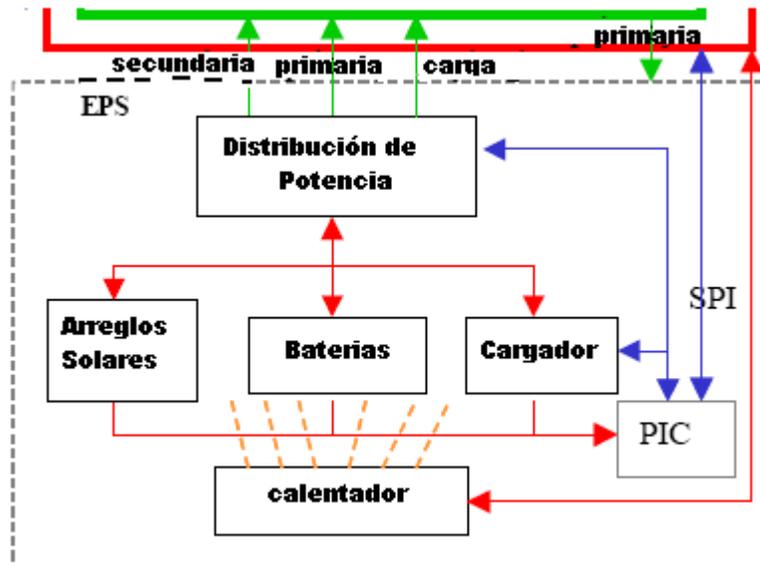


Diagrama de bloques del subsistema eléctrico en el KUTESAT<sup>3.12</sup>

En este diagrama se puede ver que este subsistema es capaz de proveer diferentes niveles de potencia (diferentes voltajes), cada uno organizado en diferentes bloques que facilitan obtener los voltajes según sea la prioridad de los otros subsistemas durante la misión.

La fuente de poder primaria es de celdas solares de triple juntura de arseniuro de galio, con una eficiencia mínima del 25%.

La fuente de poder secundaria esta hecha con baterías de Li-Ion, que están empaquetadas para proveer la suficiente cantidad de energía hacia las cargas y ser capaces de sustentar cualquier operación del nanosatélite.

El software del tablero de potencia provee un nivel de dirección adecuado para regular adecuadamente el uso de los componentes del sistema y de esta forma obtener la mayor eficiencia.

<sup>3.12</sup> KUTESAT-2, A STUDENT NANOSATELLITE MISSION FOR TESTING RAPID RESPONSE SMALL SATELLITE TECHNOLOGIES IN LOW EARTH ORBIT  
Scott Tyson  
Space Microsystems, Inc.

## 4. SUBSISTEMA TÉRMICO

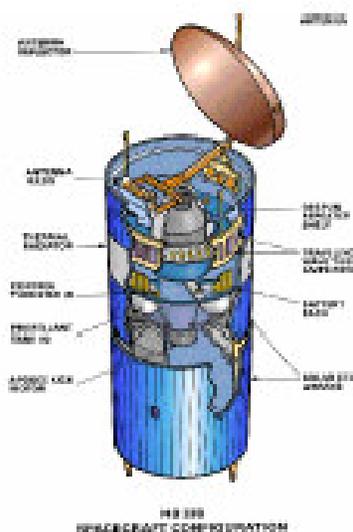
Sabemos que las comunicaciones móviles representan una de las áreas en telecomunicaciones con mayor crecimiento a nivel mundial. Y aunque las comunicaciones móviles terrestres (celular/PCS) y satelital inician por separado, tienden a converger.

Un satélite se divide en dos partes principales:

- La **Plataforma**, que es el conjunto de subsistemas a bordo del satélite que soportan el funcionamiento remoto del mismo.
- La **Carga Util**, que es el subsistema específico del satélite que le permite prestar el servicio de interés al usuario en Tierra.

Partes de un satélite de comunicaciones:

### 4.1 Estabilización



Estabilización <sup>4.1</sup>

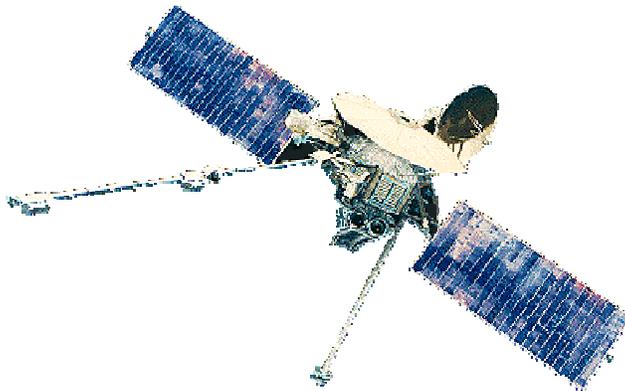
La importancia de que el vehículo espacial mantenga una determinada actitud reluce en la necesidad de que mantenga un ángulo de ataque cero durante su impulso a través de la atmósfera o que adquiera el ángulo de ataque necesario con anterioridad a la entrada en la atmósfera o la importancia de la dirección apropiada del cambio de velocidad del impulso para la modificación de su trayectoria o su correcta orientación para enviar señales a La Tierra o apuntar a estrellas.

<sup>4.1</sup> <http://www.iec.uia.mx/proy/titulacion/proy15/subsistemas.html>

Comúnmente, el vehículo espacial es inherentemente inestable y está sometido a momentos generados por su interacción con el entorno y por el movimiento dentro del vehículo mismo, sin embargo, aunque las fuerzas asociadas con estos momentos no son normalmente suficientemente grandes para afectar la trayectoria de un vehículo espacial, los momentos sí pueden afectar significativamente la actitud del vehículo espacial; estos momentos, también llamados torques del entorno por ser externos, sobre un satélite pueden provenir de la presión de radiación solar, de campos planetarios gravitatorios y magnéticos, y de fuerzas por moléculas libres, si el satélite está suficientemente cerca de una atmósfera planetaria.

También cabe la posibilidad de impactos de micrometeoritos y partículas de polvo; los momentos que provienen de movimientos internos pueden ser generados por desplazamientos de la carga y por los movimientos y acciones de los ocupantes y/o por la eyección de propulsores y otros líquidos.

Si un vehículo espacial en órbita es inestable, degenerará si es perturbado; si es marginalmente estable, es decir, no amortiguado, oscilará sobre una posición de equilibrio; y si es estable, con el amortiguamiento externo o interno, volverá a la posición de equilibrio después de que la oscilación transitoria haya desaparecido.



Estabilización del movimiento <sup>4.2</sup>

A pesar de que un vehículo espacial inestable no sea aceptable, un vehículo espacial marginalmente estable puede ser aceptable si la amplitud y la frecuencia de las oscilaciones son pequeñas; un vehículo espacial dinámicamente estable es el objetivo de diseño de un satélite.

Las técnicas de estabilización pueden clasificarse como pasivas o activas; los dispositivos activos de estabilización, como toberas impulsoras, giróscopos y ruedas de reacción, requieren un gasto de energía y aumento del peso del vehículo espacial y pueden ser caros; además, si el abastecimiento de energía se agota, el control de actitud del sistema falla, el vehículo espacial degenera, y la misión quedará abortada.

<sup>4.2</sup> [www.pandeo.com/cache.asp?IDRes=1889](http://www.pandeo.com/cache.asp?IDRes=1889)

Sin embargo, también se debe tomar en cuenta de que además del problema de estabilización, hay un problema de orientación, generalmente un problema de control activo, en que el vehículo espacial o una parte del equipo del vehículo espacial debe apuntar en una dirección específica; un ejemplo de esto se puede ver en un satélite de exploración de la Tierra con cámaras y sensores infrarrojos que deben siempre apuntar a la superficie de la Tierra.

#### **4.1.1 Principales fuentes externas de perturbación de un vehículo espacial, momentos:**

##### Aerodinámicos

Aquí la atmósfera superior crea una fuerza de resistencia que, en general, producirá un momento perturbador sobre el vehículo espacial debido a cualquier desviación entre el centro aerodinámico de presiones y el centro de masas.

##### Por gradiente-gravitatorio

En este caso un objeto en órbita experimentará una atracción más fuerte sobre su lado "más inferior" que su lado "superior". Esta atracción diferencial, si se aplica a un cuerpo que tiene momentos principales de inercia desiguales, resulta en un momento que tiende a rotar el objeto para alinear su eje largo (momento de inercia mínimo) con la vertical local.

##### Por presión de radiación solar

La presión de radiación solar puede producir momentos perturbadores además de fuerzas, que pueden requerir compensación por el sistema de control de actitud. El momento por radiación solar es independiente de la velocidad o la posición de vehículo espacial, existe mientras el vehículo esté iluminado por la luz del sol, y es siempre perpendicular a la línea de sol. A la altitud de la órbita geoestacionaria, la presión por radiación solar puede ser la fuente primaria de momentos perturbadores.

##### Magnéticos

La Tierra y los otros planetas tales como Júpiter, que tienen un campo magnético considerable, aún ejercen otro momento sobre el vehículo espacial en órbitas bajas.

##### Perturbadores

Además de las torques introducidas por el entorno exterior del vehículo espacial, existe una variedad de otras fuentes perturbadoras de la actitud, muchas de ellas generadas por el vehículo espacial durante el transcurso de su operación. La ventilación de fluidos, tanto accidentales como deliberados, son una fuente común de momentos perturbadores del vehículo espacial. Las piezas desechables, tales como puertas o cubiertas de lentes, producirán un momento instantáneo de reacción cuando se suelten.

## **4.1.2 Control de actitud pasivo**

Las técnicas pasivas de estabilización se aprovechan de principios físicos básicos y de fuerzas que se producen espontáneamente para diseñar el vehículo espacial reforzando el efecto de una fuerza mientras se reducen otras. En efecto, se usarán los momentos perturbadores analizados anteriormente para controlar el vehículo espacial, eligiendo un diseño tal que enfatice un momento y mitigue los otros. Una ventaja del control pasivo es la capacidad para lograr una muy larga vida del satélite, no limitada por consumibles de a bordo o, posiblemente, incluso por el desgaste y rotura de piezas móviles. Las desventajas típicas del control pasivo son la exactitud total relativamente pobre y la respuesta algo inflexible a condiciones cambiantes. Donde estas limitaciones no sean de interés, las técnicas pasivas funcionarán muy bien.

### Estabilización por rotación

Una técnica pasiva básica es la estabilización por rotación, en donde la "rigidez" giroscópica intrínseca de un cuerpo rotatorio se usa para mantener su orientación en el espacio inercial. Si no se manifiesta ningún torque perturbador externo, el vector momento angular permanece fijo en el espacio, constante en módulo, dirección y sentido. La estabilización por rotación es útil en un número de casos especiales donde la fiabilidad y la simplicidad son más importantes que la flexibilidad operacional. Los satélites destinados a órbitas geoestacionarias, por ejemplo, son comúnmente estabilizados por rotación para las dos igniciones requeridas para la órbita de transferencia.

### Estabilización por gradiente gravitatorio

De la discusión previa, está claro que un vehículo espacial, en una órbita razonablemente baja, tenderá a estabilizarse con su eje de momento de inercia mínimo en orientación vertical. Esta propiedad puede, obviamente, usarse como una ventaja por el diseñador cuando se desea una orientación de cenit o nádir para instrumentos particulares. La manera usual de obtener las propiedades de inercia del vehículo espacial requeridas (es decir, largo y delgado) es desplegar un brazo movido por motor con una relativamente pesada masa en la punta (varios kilogramos). El control de actitud por gradiente gravitatorio puro no proporciona estabilidad de guiñada; el vehículo espacial es completamente libre para rotar sobre su eje vertical.

### Estabilización aerodinámica y por presión solar

Como con el caso del gradiente gravitatorio, la existencia de momentos aerodinámicos y por presión de radiación solar induce a pensar en la posibilidad de su uso en el control del vehículo espacial. De hecho, esto ya se ha realizado, aunque su historial de vuelos sea considerablemente pequeño comparado con el caso del gradiente gravitatorio.

## **4.1.3 Control de actitud activo**

### Conceptos de control por realimentación

El concepto básico de control activo de la actitud es que la actitud del satélite se mide y compara con el valor deseado. La señal de error así desarrollada se usa entonces para determinar una maniobra de torque corrector, que es implementada por el actuadores de a bordo. Puesto que las perturbaciones externas seguirán ocurriendo, y puesto que tanto las mediciones como las correcciones serán imperfectas, el ciclo continuará indefinidamente.

### Volante de reacción

Los volantes o ruedas de reacción son una elección común para el control de actitud activo de la astronave, particularmente con astronaves no tripuladas. En este modo de control un motor eléctrico unido a la astronave hace girar una pequeña rueda, de rotación libre (como el plato de un tocadiscos), del cual, el eje de rotación está alineado con el eje a controlar del vehículo. La astronave debe llevar una rueda por eje para un control de actitud completo. Las ruedas de reacción dan una respuesta muy rápida comparada con otros sistemas.

Con tal sistema, la astronave rota de una manera y la rueda de la manera opuesta en respuesta a momentos aplicados externamente sobre la astronave. De la aplicación del teorema del momento cinético, la integral del torque total aplicado en un período de tiempo producirá una variación del momento angular total almacenado a bordo de la astronave, que irá a parar a la rueda o ruedas rotatorias, dependiendo de cuántos ejes se controlen.

### Volantes de inercia

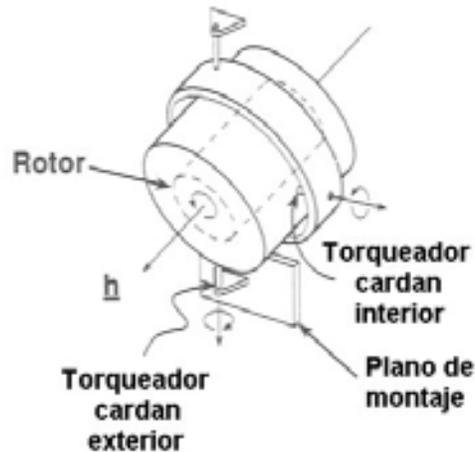
Cuando una rueda de reacción se destina para operar a una velocidad relativamente alta (quizás varios decenas de revoluciones por minuto), entonces se efectúa un cambio tanto en la terminología como en la lógica de control. Se dice que la astronave posee un volante de inercia; un circuito de control basado en un tacómetro mantiene la velocidad de la rueda a un valor nominalmente constante con respecto al cuerpo de la astronave. Esta velocidad se ajusta ligeramente arriba o abajo en respuesta a los torques externos. Cuando la gama de estos ajustes excede lo que el diseñador del sistema de control ha fijado como el límite, la descarga de momento angular permite que la velocidad de la rueda sea devuelta en la gama deseada. El uso de un volante de inercia en una astronave ofrece la ventaja de una estabilidad giroscópica considerable. Esto es, un nivel determinado del torque perturbador producirá un cambio mucho más pequeño en la posición nominal deseada de la astronave a causa del relativamente pequeño porcentaje de cambio que produce en el vector momento angular total de la astronave.

### Giróscopo inercial de control

Los volantes de inercia pueden usarse aún en otra configuración, como giróscopos inerciales de control. El giróscopo inercial de control es básicamente un volante de inercia en un cardan, como el mostrado en la figura, con el cardan colocado perpendicular al eje de rotación de la rueda. Un torque aplicado al cardan produce un cambio en el momento angular perpendicular al vector momento angular existente, y así un torque de reacción sobre el conjunto.

### Torqueadores magnéticos

Una astronave que orbita a la altura relativamente baja sobre un planeta con un campo magnético estimable puede hacer uso efectivo de torqueadores magnéticos, particularmente para las maniobras de adquisición inicial de actitud y para descargar exceso de momento angular de ruedas de reacción.



Giroscopio inercial de control <sup>4.3</sup>

### Toberas de reacción

Las toberas de reacción de control son unos medios comunes y efectivos de proporcionar control de actitud a la astronave. Son el equipo estándar de las astronaves tripuladas porque pueden ejercer rápidamente fuerzas de control grandes. Son también comunes sobre satélites destinados para operar en órbita relativamente alta, donde ningún campo magnético estará disponible para la descarga de momento angular. Como contraprestación a estas ventajas, las toberas de reacción de control usan consumibles, tales como un gas neutro (p. ej., Freón o Nitrógeno) o hidracina tanto en sistemas monopropelente como bipropelente. Generalmente es inaceptable tener una única tobera funcionando para un eje de control dado, porque su fallo dejará incapacitada a la astronave en ese eje.

<sup>4.3</sup> <http://www.geocities.com/estsat/anexo.html#pasivo>

| Clasificación de los Satélites |                          |   |
|--------------------------------|--------------------------|---|
| Según:                         | Tipo:                    | Definición:   |
| Tipo de Estabilización         | Axial (por giro, spin)   | Los satélites spinner, utilizan el movimiento angular de su cuerpo giratorio para proporcionar una estabilidad de giro. Figura 1.   |
|                                | Tri - axial (giroscopos) | Con este tipo de satélites, el cuerpo permanece fijo en relación a la superficie de la Tierra, mientras que el subsistema interno es el que proporciona una estabilización de giro. Figura 2.   |
| Cobertura                      | Globales                 | Se alcanza cobertura global cuando el contorno geométrico de la zona de servicio rodea toda la parte visible de la tierra correspondiente a un determinado ángulo de elevación. Figura 3.   |
|                                | Regionales               | Cuando la cobertura no es global se dice que es reducida y debe entonces referirse a una región específica de la tierra vista desde el satélite. Figura 4.  |
|                                | Domésticos               | Cuando cubren la región o zona específica de un país. Figura 5.   |
| Altura (Posición Orbital)      | Baja                     | LEOS (Low Earth Orbit Satellite, que significa órbitas bajas) Orbitan la Tierra a una distancia entre 500 y 1500 Km. Los satélites colocados en esta orbitas operan en equipo, pues se necesitan muchos a la vez, girando alrededor de la tierra, para formar lo que se denomina constelación. Se usan para proporcionar datos geológicos sobre movimiento de placas terrestres y para la industria de la telefonía satélite. Figuras 6 y 6.1 |
|                                | Media                    | MEOS (Medium Earth Orbit Satellite, órbitas medias). Son satélites que se mueven en órbitas medianamente cercanas entre 6000 y 11000 Km. Su uso se destina a comunicaciones de telefonía y televisión, y a las mediciones de experimentos espaciales. Figuras 6 y 6.1   |
|                                |                          |   |

|                             |                 |   |
|-----------------------------|-----------------|---|
|                             | Elíptica        | Satélites HEO (Highly Elliptical Orbit, órbitas muy elípticas). Estos satélites no siguen una órbita circular, sino que su órbita es elíptica. Alcanzan distancias mucho mayores en el punto de órbita más alejada. A menudo se utilizan para cartografiar la superficie de la Tierra, ya que pueden detectar un gran ángulo de superficie terrestre. Figuras 6 y 6.1   |
|                             | Geosíncrona     | GEOS (Geosynchronous Earth Orbit Satellite). Tienen una velocidad de traslación igual a la velocidad de rotación de la Tierra, lo que supone que se encuentren suspendidos sobre un mismo punto del globo terrestre. Por eso se llaman satélites <b>geoestacionarios</b> . Para que la Tierra y el satélite igualen sus velocidades es necesario que este último se encuentre a una distancia fija de 35.786 Km sobre el ecuador. Se destinan a las telecomunicaciones: emisiones de televisión y de telefonía, a la transmisión de datos a larga distancia, y a la detección y difusión de datos meteorológicos. Figuras 6 y 6.1 |
| Tamaño y peso               | Microsatélites  | Son aquellos satélites que tienen un peso aproximado entre 10 y 100 Kg. Figura 7.   |
|                             | Minisatélites   | Son aquellos satélites que tienen un peso entre 100 y 500 kg. Figura 8.   |
|                             | Satélites       | Son aquellos satélites que tienen un peso > 500 kg <sup>3</sup> . Figura 9.   |
| Cantidad de Transpondedores | Pequeños        | Son aquellos satélites que poseen un máximo de 12.  |
|                             | Medianos        | Son aquellos satélites que poseen entre de 12 y 36.   |
|                             | Grandes         | Son aquellos satélites que poseen más de 36.  |
| Aplicación                  | Bélicos (Armas) | Están diseñados con la finalidad de destruir satélites enemigos, otras armas orbitales y objetivos. Algunos están armados con proyectiles, mientras que otros usan armas de energía o partículas para destruir satélites, misiles balísticos, entre otros.  |
|                             |                 |   |

|  |                          |   |
|--|--------------------------|---|
|  | Análisis astronómico     | Se utilizan para la observación de planetas, galaxias y otros objetos astronómicos de interés para la humanidad.  |
|  | Biosatélites             | Diseñados para llevar los organismos vivos para la experimentación en el espacio y analizar el comportamiento de los mismos.  |
|  | Comunicaciones           | <p>Su función es recibir una señal y transmitirla nuevamente hacia la Tierra, después de re-direccionarla hacia distintos puntos donde se encuentre un usuario. Sus principales usos son la telefonía, video/TV, Internet, voz y datos.</p> <p><b>Pasivos:</b> Solo reflejan la señal recibida sin llevar a cabo ningún otro tipo de actuación sobre ella; actúan como una especie de espejo en el que rebota la señal. No llevan en su interior ningún instrumento de medida y sus movimientos son estudiados desde la Tierra.</p> <p><b>Activos:</b> Reciben, regeneran y retransmiten las señales entre las estaciones terrenas considerando que amplifican estas antes de remitirlas. Son los mayormente utilizados ya que la calidad de las comunicaciones es mejor que la de los pasivos o reflectores.</p> |
|  | Observación de la Tierra | Se utilizan como una ayuda indispensable para el conocimiento de los fenómenos naturales y las condiciones cambiantes del entorno global. Entre ellos tenemos los de análisis meteorológico, de cartografía y de control del medio ambiente. Figuras 11 y 12.   |
|  | Espías                   | Estos con utilizados con fines militares por organizaciones de inteligencia. Principalmente para determinar el número, la ubicación y los movimientos del enemigo.  |
|  |                          |   |

|  |                       |   |
|--|-----------------------|---|
|  | Estaciones espaciales | Estas entran dentro de la clasificación ya que son diseñadas para que los seres humanos puedan vivir en el espacio exterior. Las mismas no disponen de propulsión o capacidad de aterrizar, para ello utilizan otros vehículos como transporte hacia y desde la estación. |
|--|-----------------------|---|



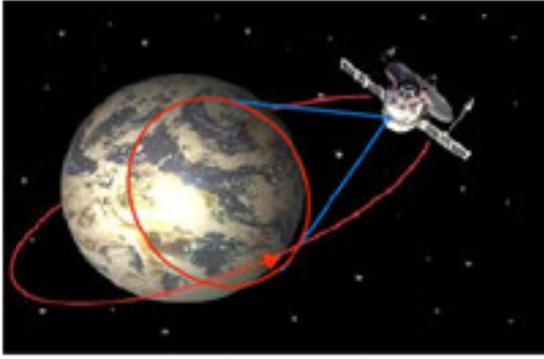
Estabilización por spin <sup>4.4</sup>



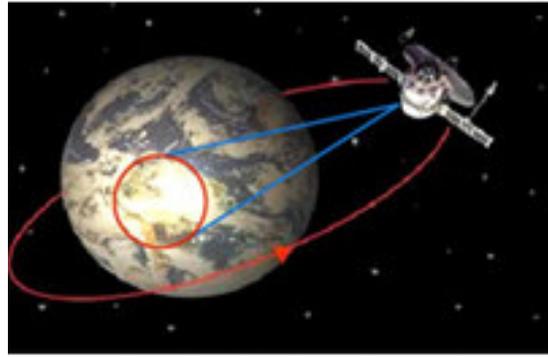
Estabilización en tres ejes (Tri – Axial) <sup>4.5</sup>

<sup>4.4</sup> [www.cev.gob.ve/index.php?option=com\\_content&task=view&id=29&Itemid=52](http://www.cev.gob.ve/index.php?option=com_content&task=view&id=29&Itemid=52)

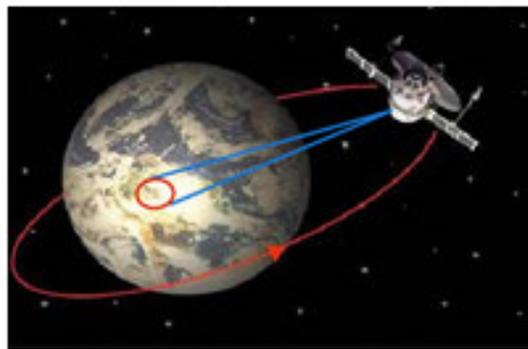
<sup>4.5, 4.6, 4.7, 4.8</sup> [www.cev.gob.ve/index.php?option=com\\_content&task=view&id=29&Itemid=52](http://www.cev.gob.ve/index.php?option=com_content&task=view&id=29&Itemid=52)



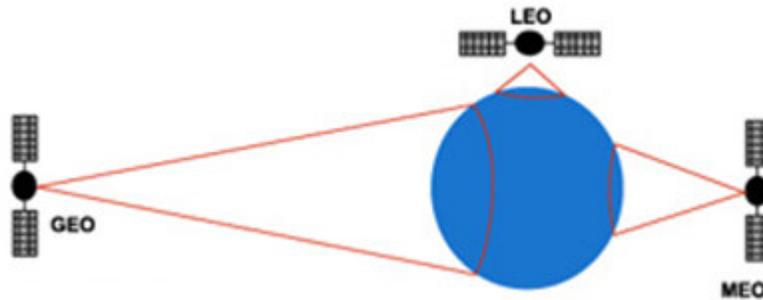
Cobertura Global <sup>4.6</sup>

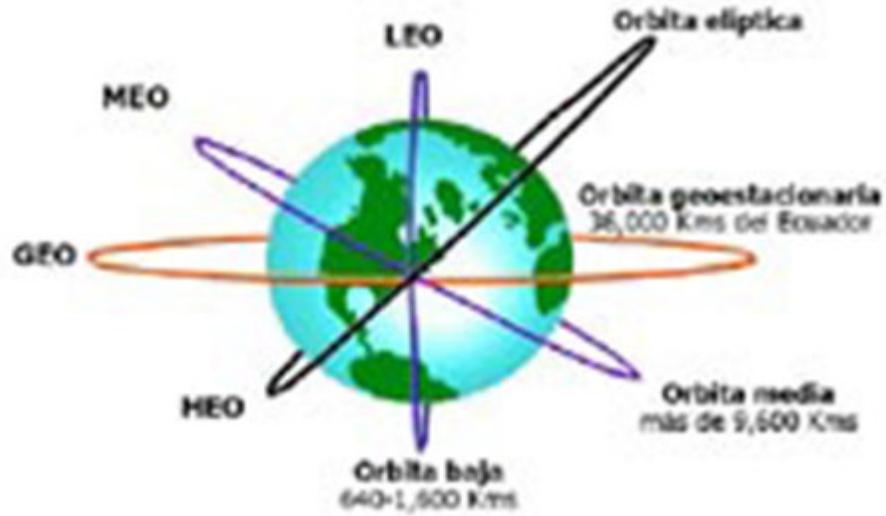


Cobertura Regional <sup>4.7</sup>



Cobertura Doméstica <sup>4.8</sup>





Satélites según su posición orbital <sup>4.9</sup>



Satélite Astronómico (telescopio espacial Hubble) <sup>4.10</sup>

<sup>4.9, 4.10</sup> [www.cev.gob.ve/index.php?option=com\\_content&task=view&id=29&Itemid=52](http://www.cev.gob.ve/index.php?option=com_content&task=view&id=29&Itemid=52)



Microsatélite <sup>4.11</sup>



Minisatélite <sup>4.12</sup>



Satélite <sup>4.13</sup>



Satélite Meteorológico (GOES – 8) <sup>4.14</sup>



Satélite de observación de la Tierra (ERS – 2) <sup>4.15</sup>



Estación espacial (MIR) <sup>4.16</sup>

4.11, 4.12, 4.13, 4.14, 4.15, 4.16 [www.cev.gob.ve/index.php?option=com\\_content&task=view&id=29&Itemid=52](http://www.cev.gob.ve/index.php?option=com_content&task=view&id=29&Itemid=52)

El mantenimiento de la estabilidad requiere funciones de dos tipos:

- Una FUNCION DE DIRECCION que consiste en hacer que una cara del satélite esté orientada hacia la Tierra girando alrededor del eje de *pitch* para compensar el movimiento aparente de la Tierra respecto del satélite. Para un satélite geoestacionario esta rotación se realiza a la velocidad constante de una revolución por día (0.25°/minuto).
- Una FUNCIÓN DE ESTABILIZACION que incluye la compensación de los efectos de las pares perturbadores. Estos pares son creados por fuerzas gravitacionales, presión de la radiación solar y la interacción entre la electrónica del satélite y el campo magnético de la Tierra. Son pequeños, del orden de  $10^{-4}$  -  $10^{-5}$ .

En el pasado se utilizaban controles de estabilidad pasivos. Esto implicaba utilizar los efectos de los pares de fuerzas naturales para mantener la estabilidad requerida, pero la precisión obtenida era incompatible con los requerimientos de los satélites de comunicaciones que usaban antenas directivas, ya que requerían un apuntamiento preciso.

Consecuentemente, ahora se utilizan controles de estabilidad activos. El proceso implica:

- Medida de la estabilidad del satélite respecto a referencias externas.
- Determinar la estabilidad respecto a una referencia predefinida.
- Evaluar la función de los actuadores.
- Ejecutar las correcciones por medio de los actuadores montados en el satélite.
- Seguimiento de la evolución de la estabilidad durante el movimiento del satélite influido por la acción de los pares perturbadores y de corrección.

El sistema puede operar en bucle cerrado a bordo del satélite, con lo que el control de los actuadores es generado directamente en el propio satélite en función de las salidas de los sensores de estabilidad. Dichas salidas pueden ser también transmitidas a una estación terrena a través de Telemetría para que la estación evalúe las acciones correctivas correspondientes. En la práctica, se utiliza una combinación de estas dos técnicas.

Aunque se realice control de estabilidad activo, también es útil sacar partido de efectos naturales tales como:

- Uso de rigidez giroscópica obtenida por la creación de un momento angular a bordo del satélite.
- Creación de pares de control usando espiras magnéticas que interactúan con el campo magnético terrestre.
- Generación de pares de control aprovechando la presión de la radiación solar.

El uso de los efectos naturales nos ofrece una mayor flexibilidad en el control de la estabilidad y reduce de manera considerable el consumo de combustible.

## 4.2 Metodología a través del método de Elementos Finitos

La metodología a través Elementos Finitos puede ser realizada en base a diseño estructural realizado fibra de carbono-epoxi; en la que los cálculos son fueron efectuados para casos de cargas térmicas suponiendo órbitas LEO de tipo heliosincrónica, para modalidades de vuelo con orientaciones preferenciales típicas para los microsátélites de acuerdo a experiencias que se recogieron durante el proyecto **μ-Sat-1** "Victor". Con estos elementos se realizaron análisis utilizando el software COSMOS, con el fin de detectar las temperaturas extremas en el satélite, para cada configuración. Luego se analizan los resultados a fin de extraer conclusiones y recomendaciones para el diseño.

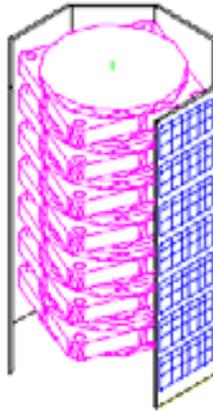
Por lo que podemos ver, el subsistema térmico se encuentra ubicado en la plataforma de un satélite y es de extrema importancia, ya que el satélite se enfría bruscamente al quedar en la oscuridad, y cuando está de nuevo expuesto a los rayos solares sufre otro cambio brusco de temperatura. Es decir, mantiene las partes activas del satélite a una temperatura adecuada (radia el calor excedente al espacio para mantener los elementos activos fríos porque las cubiertas térmicas mantienen el calor distribuido y controlado).

Es fácil deducir que el control térmico de pequeños satélites presenta dificultades debidos a su pequeño tamaño, reducida masa y limitaciones tecnológicas. Sin embargo, es importante citar la falta de espacio para la ubicación de aislaciones térmicas y baja disponibilidad de energía para implementar un control térmico activo; por lo que existen antecedentes de fallas catastróficas en algunos de estos pequeños satélites por deficiencia en el control térmico. Hecho que dio origen al proyecto *Sat* que se desarrollado entre UNC-IUA, en el que se aborda el problema desde el inicio del proyecto ya que el sistema de control térmico puede tener un elevado impacto en la configuración, materiales, diseño y aun el perfil de funcionamiento del satélite y para ello se cuenta con modelos computacionales sencillos aplicables a estimaciones preliminares del balance térmico de dichos satélites, exponiéndose algunas conclusiones que pueden ser útiles en etapas posteriores de desarrollo.

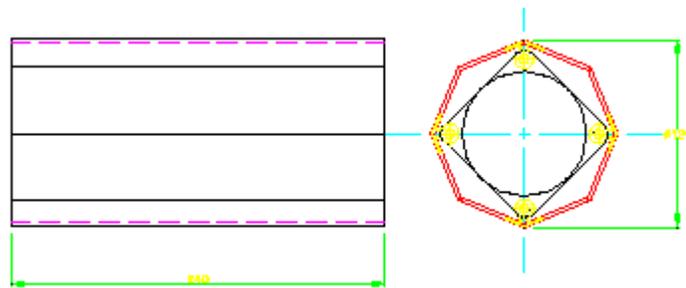
Al tener los requerimientos de planificación del proyecto se plantea la necesidad de contar rápidamente con estimaciones de las temperaturas extremas que pueden encontrar los distintos componentes del satélite; con este motivo es que se elaboró un modelo de Elementos Finitos sobre una configuración simplificada a los fines de identificar puntos críticos en el diseño. Las necesidades de resistencia estructural y bajo peso derivadas de las rigurosas aceleraciones que surgen en el lanzamiento motivan la necesidad de emplear materiales compuestos de fibra de carbono-epoxi en su estructura. Las particulares características térmicas de dicho material y la poca experiencia existente en nuestro medio harán necesario un apreciable esfuerzo de diseño y cálculo, además de una cuidadosa planificación de ensayos de las propiedades térmicas y mecánicas, tanto del laminado como de la configuración completa; se espera que las conclusiones de este trabajo, y las líneas que marque, puedan ser útiles para orientarlos correctamente.

### 4.2.1 Configuración pre-eliminar

El **nSat-IE** consiste básicamente en una estructura externa que sirve de sustrato a las celdas solares, unas platinas internas donde va situado los equipos electrónicos y dos tapas ubicadas en los extremos, una de las cuales lleva un amortiguador y se conecta con el "sabot" o contenedor para el lanzamiento. En la tapa opuesta van montadas antenas e instrumentos. La configuración preliminar se puede apreciar en las figuras.



nSat-IE – Vista esquemática 4.17



nSat-IE 4.18

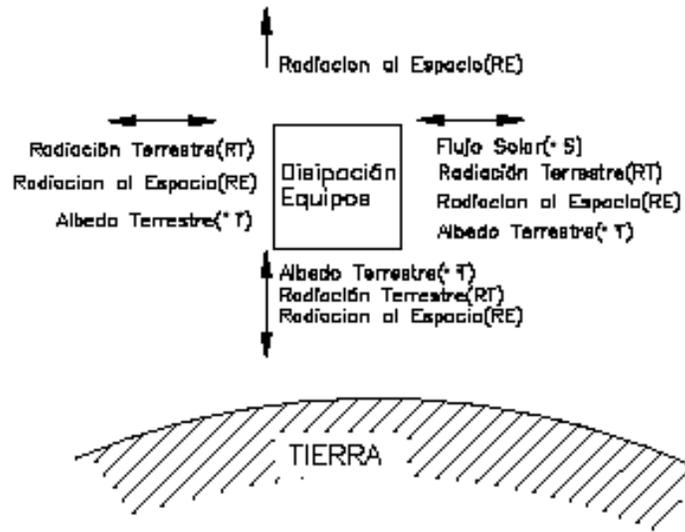
Para los materiales estructurales se eligió el compuesto Fibra de Carbono-epoxi, con el cual se realizaron las simulaciones.

#### 4.2.2 Casos de carga térmica

La órbita del nSat se definió como LEO (Low Earth Orbit – órbita Terrestre Baja) circular a 600 [Km] de altura con una inclinación mayor de 60 [°], lo que implica un período orbital de aproximadamente 100 minutos y tiempos de eclipse variables desde 0 a 40 minutos, según distintas épocas del año. De aquí se pueden definir dos casos térmicos extremos: el caliente (con insolación plena toda la órbita) y el frío (con máximo tiempo de eclipse), para los cuales se realizaron las simulaciones térmicas. El balance térmico del satélite se puede visualizar en la figura 3 y en refs.[6],[7],[8], variando para cada caso de órbita y posición orbital.

Se puede apreciar que las cargas térmicas consisten básicamente en el flujo solar, el flujo debido al albedo terrestre, la radiación terrestre, la radiación hacia el espacio y la disipación de los equipos.

4.17, 4.18 <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/155/142>



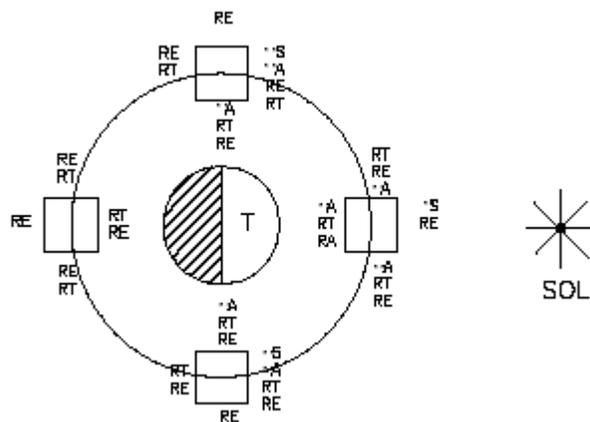
Cargas Térmicas <sup>4.19</sup>

**Flujo Solar:** para una órbita planetaria, se lo debe considerar como constante, dado que depende del radio de la órbita del planeta; en el caso terrestre  $q_s = 1400W/m^2$ .

**Albedo Terrestre:** Fracción de la luz solar reflejada por el planeta; para el caso de la Tierra, típicamente 0.45, mientras el satélite está del lado iluminado del planeta

**Radiación:** radiación mutua entre las superficies del satélite y las respectivas fuentes (tierra y espacio); las temperaturas respectivas están definidas como  $T_t = 288K$  y  $T_e = 3K$ . La carga térmica sobre cada superficie depende de su respectivo Factor de Vista a la fuente considerada.

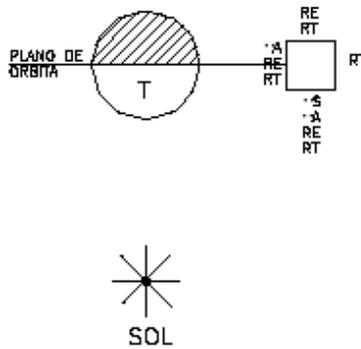
El caso de carga para la llamada "órbita fría", con un período de eclipse de 40min se resume en la Figura, donde, para cada una de cuatro posiciones orbitales, la carga térmica sobre cada cara del satélite.



Órbita Fría <sup>4.20</sup>

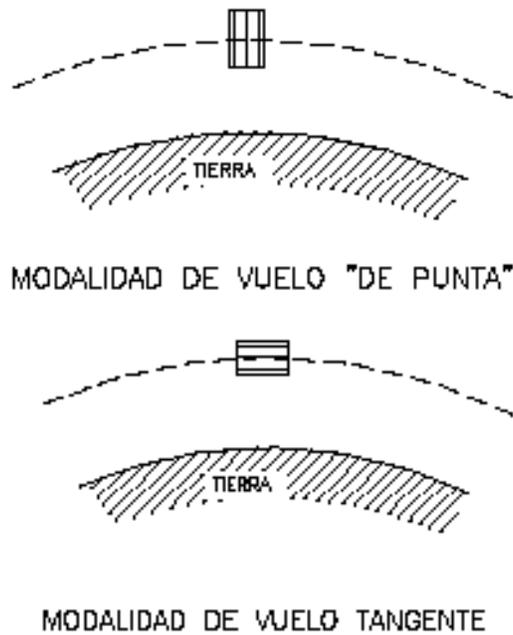
4.19, 4.20 <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/155/142>

El caso de carga para la llamada “órbita caliente”, sin período de eclipse, se resume:



Orbita Caliente <sup>4.21</sup>

Para la orientación del satélite, es posible tomarse en cuenta en cuenta dos casos, que se denominan *de punta* y *tangente*, según la orientación de su eje longitudinal respecto a la Tierra. En todos los casos se considera que el satélite tiene velocidad angular nula, por ser esta la condición que presenta peores características térmicas.



4.21, 4.22 <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/155/142>

### 4.2.3 Análisis térmico

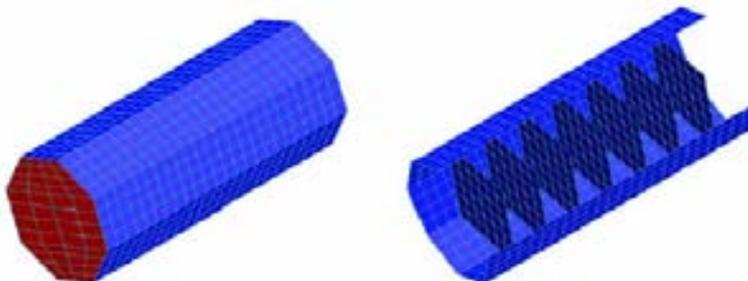
Para el análisis térmico del n**Sat-IE**, en esta etapa, se utiliza el código comercial de EF COSMOS, dado que se ha demostrado su aptitud para la solución de estos problemas en los proyectos  $\mu$ **Sat-1** y  $\mu$ **Sat-2**. Las consideraciones para el cálculo son:

- La estructura externa recibe la carga térmica ambiental (Sol, albedo e IR terrestre), a la vez que funciona como radiador, emitiendo la energía del satélite hacia el espacio.
- La estructura interna (platinas), que alberga la mayoría de los sistemas, debe garantizar los límites de temperatura aceptables para el funcionamiento de los equipos electrónicos.
- La transmisión de calor dentro del satélite se realiza por conducción entre las platinas y la estructura externa, despreciando la radiación mutua entre las distintas platinas; en etapas más avanzadas del proyecto, con la configuración y distribución de equipos definida, se estudiará la conveniencia de mantener o no este modelo, regulando las propiedades ópticas de las superficies.
- La interfaz entre las dos subestructuras se considera térmicamente acoplada (con nula resistencia de contacto), situación que se justifica por la utilización de órganos de unión con gran precarga (necesarios dados los requerimientos mecánicos durante el lanzamiento).
- Dada la indefinición actual de la distribución interna de los sistemas se resolvió considerar a las distintas platinas como placas homogéneas, con propiedades másicas y térmicas equivalentes. La generación de calor en cada placa se considera como carga nodal.

En función de estas consideraciones es que se decidió utilizar el elemento SHELL4T (placa homogénea con gradientes en el espesor), que resulta adecuado para la introducción de las cargas superficiales<sup>11</sup> (radiación y flujos térmicos) y nodales (generación interna de calor).

Además, este elemento resulta apropiado para el estudio estructural y de tensiones térmicas, sin necesidad de introducir grandes modificaciones en la generación de las mallas y definición de propiedades y condiciones de contorno.

Este modelo resulta compatible con los niveles de detalle y precisión necesarios en este momento del proyecto, en el que se deben obtener valores acotados de temperaturas máximas y mínimas, tanto en la estructura externa como en cada uno de los módulos o platinas internas.



Modelo de EF <sup>4.23</sup>

<sup>4.23</sup> <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/155/142>

## 4.2.4 Resultados

Para cada caso de carga se recopilaron los resultados siguientes:

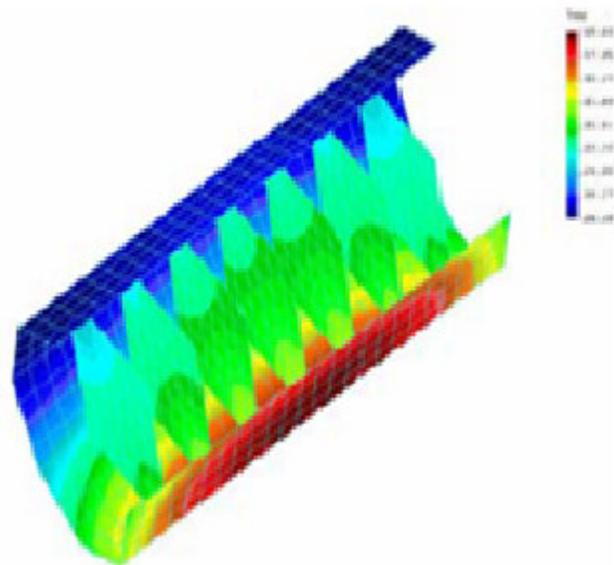
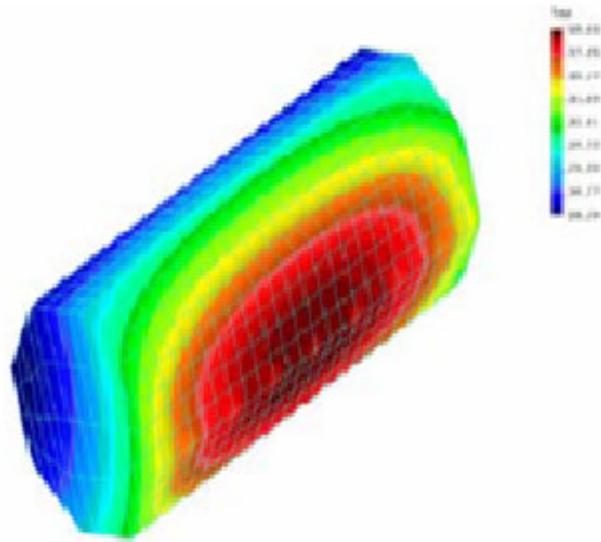
- Temperatura máxima en el recubrimiento exterior
- Temperatura mínima en el recubrimiento exterior
- Temperatura máxima en platinas
- Temperatura mínima en platinas
- Temperatura máxima en tapa superior e inferior
- Temperatura mínima en tapa superior e inferior

### 4.2.4.1 Órbita Fría

| Orbita fría de 5400 [s] |               | T máxima |      |            | T mínima |      |            |
|-------------------------|---------------|----------|------|------------|----------|------|------------|
|                         |               | T        | Nodo | Tiempo [s] | T        | Nodo | Tiempo [s] |
| Vuelo Tangencial        | Recubrimiento | 324.590  | 1384 | 2400       | 178.390  | 1483 | 5400       |
|                         | Modulos       | 302.938  | 1031 | 2400       | 185.573  | 1318 |            |
|                         | Tapas         | 268.210  |      |            | 169.580  |      |            |
| Vuelo Perpendicular     | Recubrimiento | 313.814  | 700  | 2670       | 177.155  | 1454 | 5400       |
|                         | Modulos       | 284.563  | 1318 | 2670       | 183.937  | 1318 | 5400       |
|                         | Tapas         | 275.36   |      |            | 183.17   |      |            |

### 4.2.4.2 Órbita Caliente

| Orbita Caliente     |               | T máxima |      | T mínima |      |
|---------------------|---------------|----------|------|----------|------|
|                     |               | T        | Nodo | T        | Nodo |
| Vuelo Tangencial    | Recubrimiento | 325.626  | 195  | 260.191  | 635  |
|                     | Módulos       | 292.007  | 1171 | 285.046  | 1318 |
|                     | Tapas         | 288.56   |      | 260.55   |      |
| Vuelo Perpendicular | Recubrimiento | 320.02   | 185  | 257.308  | 745  |
|                     | Módulos       | 288.43   | 1171 | 280.969  | 1318 |
|                     | Tapas         | 298.17   |      | 241.06   |      |



Gráfica de isotermas para una órbita caliente en vuelo tangente <sup>4.24</sup>

<sup>4.24</sup> <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/155/142>

## 5. SUBSISTEMA DE TELEMETRÍA

La telemetría se define como un conjunto de procedimientos para medir magnitudes físicas y químicas desde una posición distante al lugar donde se producen los fenómenos cuando existen limitaciones de acceso.

La telemetría espacial surgió de la necesidad de transmisión de medidas desde globos sonda y de la de controlar las pruebas de vuelo y verificación de aviones, cohetes, misiles, sondas, etc. Ha resultado de gran utilidad en los satélites artificiales para la transmisión a la Tierra de las mediciones efectuadas a bordo de los mismos, y en las cápsulas tripuladas, pues la seguridad del hombre en vuelo orbital depende estrechamente del sistema telemétrico.

El subsistema de telemetría tiene a su vez dos subsistemas importantes: el subsistema de manejo de datos y el de telecomunicaciones; cabe destacar que este último subsistema es totalmente diferente al subsistema de comunicaciones tratado en el capítulo 2.

A continuación se citarán algunas características de estos dos subsistemas.

### 5.1 Subsistema de manejo de datos

El subsistema de manejo de datos y el subsistema de telecomunicaciones son la parte que más nos interesa del nanosatélite, ya que es donde se encuentran los equipos que realizan las funciones que permiten la comunicación con la Tierra. Este sistema envía datos de los sensores del satélite y dan cuenta del estado del mismo.

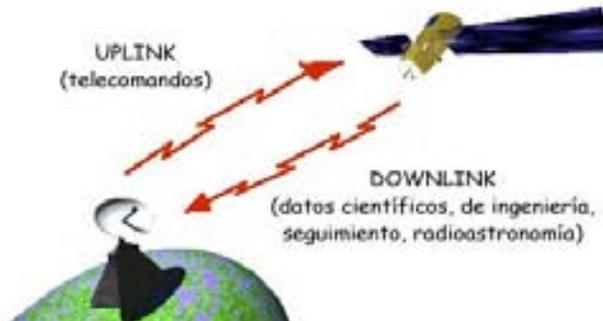
Los equipos de telemetría obtienen la información mediante transductores que transforman las magnitudes físicas a medir en señales eléctricas equivalentes, que son enviadas al punto de observación mediante ondas eléctricas para su recogida y análisis.

Una de las principales aplicaciones de la telemetría es la meteorología, los satélites meteorológicos, que obtienen imágenes y medidas tanto de las capas altas de la atmósfera como de la superficie con imágenes ópticas, en los espectros visible e infrarrojo normalmente. En ocasiones cuentan con detectores radar. Las señales de los sensores se envían mediante una emisora de radio a la tierra.

### 5.2 Subsistema de telecomunicaciones.

La comunicación es enteramente digital, transmitiéndose símbolos binarios ("1" y "0"). La modulación habitualmente utilizada es en fase. Todas las comunicaciones que se realicen entre la nave espacial y el equipo de seguimiento en Tierra se pueden dividir en dos grupos: el uplink (enlace de subida) y el downlink (enlace de bajada). En el primero están incluidas todas las comunicaciones en el sentido Tierra--sonda, y en el segundo están las comunicaciones en sentido contrario. El uplink es utilizado por los ingenieros en la Tierra para enviar órdenes al ordenador central de la sonda (*telecomando*).

El downlink es utilizado para tres tipos de comunicaciones: envío de datos (*telemetría*), tanto los datos científicos obtenidos por los equipos de la carga útil como los datos sobre el estado de la nave obtenidos a partir de sensores estratégicamente situados, e información para el seguimiento de la sonda (*tracking*). Además, el downlink es utilizado para realizar estudios de radioastronomía, midiendo como es afectado el campo que lo transporta al atravesar la atmósfera de los planetas que encuentra en su camino.



Comunicación Tierra – Satélite, Satélite – Tierra <sup>5.1</sup>

El núcleo del equipo de manejo de datos es el ordenador central de la nave, el llamado CDS (*Command and Data Subsystem*). Aquí tienen lugar todos los procesos efectuados sobre los datos. Él es el encargado de recibir, decodificar e interpretar los datos enviados desde la Tierra y de preparar los datos que han de ser enviados por la nave.

Cuando un uplink llega a la nave, es decodificado y se extraen de él los datos binarios que indican comandos al ordenador central. Este actúa inmediatamente en consecuencia o los almacena en el CDS para futuro uso (una parte de la memoria del CDS se utiliza como almacén para las secuencias de comandos y programas enviados desde la Tierra). Generalmente los comandos llevan indicado un tiempo del *SCLK* (reloj de la nave) en el cual deben empezar a ejecutarse.

### 5.2.1 Monitorización del nanosatélite.

La monitorización de la nave se realiza a través de un amplio abanico de medidas, desde la posición de los conmutadores y el estado de los subsistemas hasta potenciales, temperaturas y presiones. Estas medidas forman miles de 'canales' de datos. La nave puede usar varios esquemas para multiplexar estos datos y formar una '*trama de datos de ingeniería*'.

Los datos procedentes de los instrumentos científicos y la trama de ingeniería llegan al CDS para formar la telemetría. Ya que en la telemetría hay que enviar dos tipos de datos, será necesario implementar algún tipo de multiplexado. La señal es multiplexada en tiempo (TDM) siguiendo el familiar proceso de muestreo, codificación y transmisión. En la Tierra tiene lugar el proceso inverso. Para mantener la sincronización la nave introduce un número binario conocido de varios dígitos, llamado *código de pseudo-ruido (PN code)*, al principio de cada ronda de muestreo (*trama de telemetría*), que puede ser buscado por el sistema terrestre. Una vez reconocido se usa como punto de partida y las medidas pueden ser demultiplexadas en el orden que toca.

<sup>5.1</sup> [http://www.upv.es/satellite/trabajos/Grupo2\\_99.00/subs\\_telecom.html](http://www.upv.es/satellite/trabajos/Grupo2_99.00/subs_telecom.html)

Las naves más modernas utilizan *empaquetamiento* más que TDM. En este esquema una ráfaga o paquete de datos se transmite desde un instrumento o sensor, seguida por otro paquete procedente de otro sensor, y así uno a uno sin orden específico.

Cada ráfaga contiene un identificador de la medida que representa para poder identificar en la Tierra qué instrumento la envía. Estos esquemas generalmente siguen el protocolo OSI de ISO, independiente de la distancia y por lo tanto igual de válido para naves a horas-luz que para dos computadoras en la Tierra.

Si la nave está transmitiendo datos en tiempo real, el paquete o trama de telemetría debe ser enviado al transmisor. Si no, se almacena en una cinta grabadora o en su equivalente en estado sólido (grandes bancos de memoria RAM sin partes móviles). Cuando la transmisión es posible, un comando invita a la descarga del dispositivo para el downlink. Es raro que una nave sea continuamente monitorizada en tiempo real, de ahí la lógica existencia de uno o varios dispositivos de almacenamiento de datos.

Antes de ser transmitidos tiene lugar un procesado de datos en el CDS. Se aplica compresión para reducir el número de bits a transmitir, y codificación utilizando códigos correctores de errores que evitarán pérdidas de datos (típicamente *Viterbi*, *Golay* y *Reed-Solomon*).

Junto a la información modulada en el downlink como telemetría, la portadora en sí también es utilizada para el seguimiento de la nave y para llevar a cabo algunos tipos de experimentos científicos.

Para estos usos se necesita una estabilidad extrema en la frecuencia del downlink, ya que una variación del orden de fracciones de Hertzio puede convertirse en muchos MHz. tras un periodo de horas. Pero sería imposible para cualquier nave transportar el equipo necesario a bordo para generar y mantener dicha estabilidad. La solución pasa por que la nave genere un downlink coherente en fase con el uplink que recibe.

Bajo la base de cada antena de la Deep-Space Network subyace un generador de frecuencia estándar basado en un oscilador de hidrógeno. Ésta se usa como referencia para generar una frecuencia portadora del uplink extremadamente estable, que a su vez utilizará la nave para generar el downlink coherente. El resultado es un downlink con la misma extraordinaria estabilidad en alta frecuencia que el voluminoso sistema basado en el oscilador de Hidrógeno. Muchas naves también pueden hacer uso de un modo no coherente que no utiliza la frecuencia del uplink como referencia para el downlink, sino un oscilador a bordo. Este modo es conocido como 'bidireccional no coherente' (Two-Way-Non-Coherent). La frecuencia portadora del downlink así generado no es tan estable como la coherente, ya que el oscilador de a bordo se puede ver afectado por cambios de temperatura. Cuando la nave está recibiendo el uplink de una estación y su downlink coherente será recibido por otra estación, al downlink se le denomina coherente 'a tres bandas'.

## **5.2.2 Equipos de Telecomunicaciones.**

Los equipos de telecomunicaciones (antenas, transmisores y receptores) son escogidos para una nave en respuesta a los requerimientos de la misión. Se tienen en cuenta las distancias máximas previstas, las bandas de frecuencia planeadas, la velocidad de los datos y la potencia disponible para los transmisores a bordo:

### 5.2.2.1 Antenas.

- Las antenas de alta ganancia (HGA) en forma de plato son las más utilizadas para la comunicación con la Tierra. El valor de la ganancia conseguida (normalmente referenciada como alta, media o baja) indica la cantidad de potencia radio entrante que puede ser recogida y focalizada hacia los receptores de la nave. En los rangos de frecuencia utilizados conlleva el uso de grandes reflectores parabólicos. El diseño Cassegrain con una segunda superficie reflectora es el más común en las naves en misiones interplanetarias, ya que la antena total pesa menos que con un solo reflector. Las HGA pueden ser articuladas o fijas al bus. Asimismo sirve como excelente parasol para las naves que operan cerca de nuestra estrella (como *Magallanes*). A mayor superficie de antena, mayor ganancia y mayor velocidad de datos soportable. Pero también a mayor ganancia más direccional es la antena. La HGA debe apuntar a la Tierra con un error del orden de fracciones de grado para que la comunicación sea viable. Una vez conseguido, ésta tendrá lugar a la más alta velocidad posible sobre la altamente enfocada señal radio. Si el subsistema de posicionamiento no consigue la exactitud requerida por una u otra razón deben existir otros medios de comunicación con la nave.
- Las antenas de baja ganancia (LGA) son usadas como medida de seguridad en caso de desapuntamiento de las antenas de mayor ganancia. La cobertura es casi omnidireccional, excepto en áreas tapadas por el propio cuerpo de la nave. Las LGAs están diseñadas para operar a velocidades relativamente bajas, pero utilizables en distancias relativamente cortas. Algunas LGAs están montadas en el extremo del subreflector de la HGA (superficie reflectora secundaria). Este es el caso de *Voyager*, *Magallanes* y *Galileo*.

En ocasiones se incluye una segunda LGA en la parte contraria a la primera de forma que proporciona total cobertura acomodando los puntos ciegos de la primera LGA.

- Las antenas de ganancia media (MGA) son un compromiso entre las dos anteriores, con ángulos de apuntamiento más anchos que la HGA, de unos 20 o 30 grados. *Magallanes* transporta una consistente en una gran bocina en forma de cono, utilizada en algunas maniobras cuando la HGA no apunta a la Tierra.

### 5.2.2.2 Transmisores.

- Los transmisores son dispositivos electrónicos que generan un tono a una radio frecuencia prediseñada, típicamente en la banda-S (unos 2 GHz) o en la banda-X (unos 8 GHz). Se le denomina portadora. Puede ser enviada a la Tierra tal cual o modulada con los datos de la subportadora en el transmisor. La señal generada pasa por un amplificador de potencia que la eleva a rangos de decenas de vatios. Este amplificador de potencia de microondas suele ser un amplificador de estado sólido (SSA) o un tubo de onda progresiva (TWTA). La salida es conducida a través de guías de onda fijas y programables hacia la antena elegida: HGA, MGA o LGA.

### 5.2.2.3 Receptores

- Los receptores son dispositivos electrónicos sensibles a una amplia gama de frecuencias, generalmente unos cuantos KHz. alrededor de la frecuencia prediseñada para la misión.

Una vez detectado el uplink, el PLL del receptor seguirá cualquier cambio en frecuencia dentro de su ancho de banda, pudiéndola proporcionar al transmisor como referencia para formar el downlink coherente. Una vez detectada, capturada y bajada en frecuencia, es desvinculada de la subportadora de comandos y datos, para lo cual pasa a través del circuito detector de comandos (CDU). Esta unidad convierte los saltos de fase analógicos de la modulación en el uplink en un flujo binario de "1" y "0".

- Frecuentemente transmisores y receptores se combinan en un único dispositivo electrónico denominado traspondedor.

En un nanosatélite la misión del sistema de Telemetría es el permitir misión es que se permita el conocimiento por control remoto de la operación y posición del satélite, así como el envío de órdenes para que se produzca alguna transformación. Los equipos telemétricos disponen de diferentes claves de sensores instalados en multitud de puntos de prueba, que realizan la medición de magnitudes como tensiones, intensidades de corriente, presiones, posición de interruptores y temperaturas, entre otras.

Las lecturas realizadas por los sensores son convertidas en una señal digital que el satélite transmite hacia la Tierra con una velocidad baja, a través de la transmisión de varias señales sonoras standard, llamados "tonos", desde la estación terrestre de control hacia el satélite. Las anteriores operaciones se llevan a cabo mediante un mismo amplificador en el interior del satélite.

En resumen, las señales de telemando tienen la función de permitir realizar las correcciones en la operación y funcionamiento del satélite por control remoto, como el cambio de la ganancia de los amplificadores, cerrar algún interruptor, permutar de traspondedor, modificación de la orientación de la estructura, etc.

## 6. SUBSISTEMA DE POSICIONAMIENTO Y ORIENTACIÓN

Ya que es importante que las funciones que realiza el nanosatélite se lleven a cabo lo más adecuado posible y que tengan un buen rendimiento, resulta indispensable un sistema de posicionamiento y orientación para poder estabilizarlo constantemente.

Este sistema nos ayudará a determinar y mantener la posición y orientación del nanosatélite, así como la estabilización y orientación correcta de las antenas y paneles solares. Generalmente este subsistema resulta ser el más costoso debido a los componentes utilizados.

La orientación del nanosatélite se puede llevar a cabo tomando en cuenta 3 ángulos y la variación de éstos con respecto al tiempo:

- **Alabeo (roll):** rotación del nanosatélite alrededor del eje que pasa por su centro de gravedad y definido por su vector de velocidad.
- **Guiñada (yaw):** rotación del nanosatélite alrededor del eje que pasa por su centro de gravedad y el centro de la Tierra.
- **Cabeceo (pitch):** rotación del nanosatélite alrededor del eje que pasa por su centro de gravedad y perpendicular a los dos anteriores.

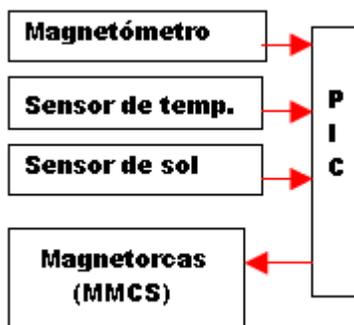
A continuación se presenta una tabla en donde se pueden ver los criterios de evaluación que se deben tomar en cuenta al momento de diseñar el sistema de posicionamiento de un satélite.

| Físicos   | Económicos  | Temporales  | Ambientales   |
|---|---|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> <li>• Ser controlado por una computadora.</li> <li>• Permitir una precisión adecuada.</li> <li>• Poco consumo de energía.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Obtener el menor costo del mercado.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Utilizar una tecnología presente actualmente en el mercado.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Ninguno</li> </ul> |

Criterios de evaluación para diseñar un sistema de posicionamiento <sup>6.1</sup>

<sup>6.1</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

Enseguida se muestra el sistema de control del nanosatélite KUTESAT-1.



Sistema de posicionamiento y orientación del KUTESAT-1.<sup>6.2</sup>

## 6.1 Determinación de la Orientación y/o de la Posición

Las soluciones técnicas que permiten la determinación de la orientación y/o la posición son las siguientes:

### 6.1.1 Toma de referencia con respecto a las estrellas

Esta forma es adecuada para aquellos objetos que tienen necesidad de un posicionamiento inercial como por ejemplo los telescopios espaciales. El sistema necesita la comparación entre una imagen adquirida y una base de datos. Este sistema es poco aplicable en los nanosatélites ubicados en LEO a causa de la influencia de los roces atmosféricos.

### 6.1.2 Determinación de la posición del sol

Si se tienen que orientar los paneles solares, este sistema es vital. Se pueden utilizar sensores dedicados a esta tarea o interpretar directamente la corriente entregada por las celdas solares. Las mediciones tienen entonces un margen de error muy grande.

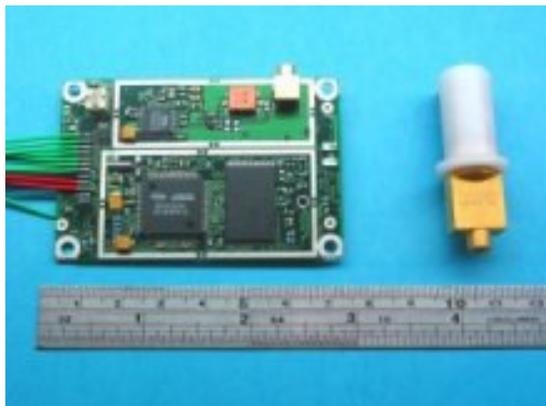
### 6.1.3 Determinación de la orientación con respecto al horizonte terrestre

Se trata de hacer coincidir la proyección del horizonte terrestre sobre una cámara vía un reflector convexo. El sistema es particularmente adaptable a los nanosatélites en LEO ya que es simple, preciso y pequeño. Sin embargo, solo el posicionamiento con respecto a la vertical terrestre es posible.

<sup>6.2</sup> KUTESAT-2, A STUDENT NANOSATELLITE MISSION FOR TESTING RAPID RESPONSE SMALL SATELLITE TECHNOLOGIES IN LOW EARTH ORBIT  
Scott Tyson  
Space Microsystems, Inc

### 6.1.4 El sistema GPS

Originalmente destinado a la navegación terrestre, marítima y aérea, se supo que esta tecnología puede ser útil en el caso de órbitas bajas. El sistema original tiene la necesidad de adaptarse, pero su gran ventaja radica en la determinación de la posición en latitud, en longitud y en altitud sin necesidad de información complementaria. Integrando estos datos, se determina igualmente la amplitud y la dirección de la velocidad instantánea.



GPS fabricado por SSTL.<sup>6.3</sup>

### 6.1.5 La medición inercial

Haciendo referencia a un giroscopio, es posible determinar con precisión la orientación. Se debe, sin embargo, escalonar periódicamente la medición, ya que se produce una deriva con el transcurso del tiempo. Este sistema no es utilizable en los nanosatélites ya que el mantenimiento del movimiento de un giroscopio perturba notablemente su orientación si la relación de masas es débil. Hay que recordar que si la talla de un nanosatélite disminuye en un factor  $L$ , su masa disminuye un factor  $L^3$ .

### 6.1.6 Determinación de la posición con respecto al campo magnético terrestre

La utilización de magnetómetros constituye una alternativa cuando se necesita determinar por ejemplo la variación de la posición en un lazo cerrado. La variación permanente, la no homogeneidad y el mal modelo del campo magnético terrestre hacen absolutamente difícil la determinación de la posición. Además, hay que aislar los magnetómetros de las fuentes perturbadoras dentro del nanosatélite.

<sup>6.3</sup> <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=1>

## **6.2 Control de la posición y/u orientación**

A continuación se muestran algunas formas más importantes de controlar la posición:

### **6.2.1 Conservación del momento cinético**

Dando una velocidad de rotación al satélite alrededor de su eje principal, se opone el momento de inercia del satélite a las eventuales perturbaciones. Este sistema no se puede adaptar a los nanosatélites, ya que su inercia no es la suficiente para asegurar tal estabilización.

### **6.2.2 Utilización del efecto giroscópico**

Modificando la orientación de un giroscopio, se obtiene un fuerte par de torsión, pero el gran consumo de energía de este sistema parece prohibir su uso en los nanosatélites. Sin embargo, hoy en día se puede ver que existen los giroscopios hechos a base de MEMS, lo que aparece como una fuerte posibilidad de usarlos en los nanosatélites, ya que son más pequeños y consumen menos energía; más adelante se abundará más sobre este tema.

### **6.2.3 Explotación del campo magnético terrestre**

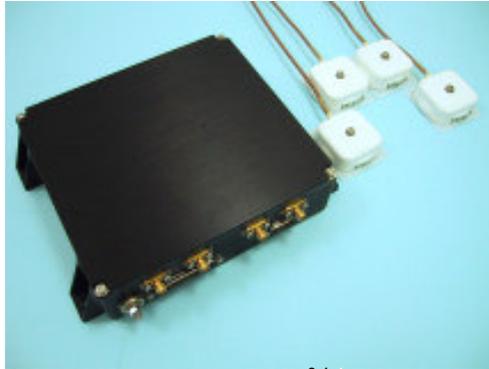
Con la ayuda de una simple bobina se puede generar un dipolo magnético que tiende a alinearse con el campo magnético terrestre (importante en órbita LEO). Este sistema tiene la ventaja de que no necesita de ninguna pieza móvil, por esta razón es muy adaptable a los nanosatélites.

## **6.3 Sistemas GPS y giroscopios**

Algunos de los sistemas más utilizados son los GPS o los giroscopios. A continuación se presentan algunos ejemplos de éstos.

### **6.3.1 Sistema GPS**

El proceso de estabilización es realizado de forma automática por la sonda, y necesita una referencia para saber si la estabilización es correcta. Para ello se usan sensores o sistemas de monitoreo GPS. Los sistemas GPS (Global Positioning System), son los más rápidos y los más apropiados para obtener el posicionamiento de un nanosatélite en órbita.

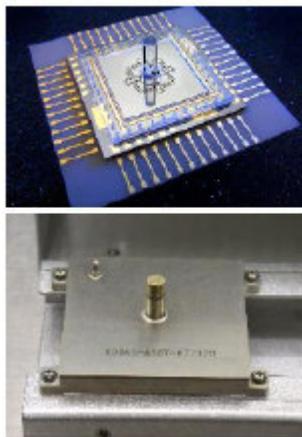


Sistema GPS<sup>6.4</sup>

### 6.3.2 Giroscopio hecho a base de MEMS

Los Sistemas Microelectromecánicos (MEMS), son estructuras mecánicas con dimensiones microscópicas (de varias decenas de micras) cuya principal característica es que pueden ser construidos con el mismo proceso usado para la fabricación de circuitos integrados. Por lo cual es posible integrar en un solo componente, dispositivos mecánicos con la electrónica necesaria para su funcionamiento. Esto ha originado el desarrollo de nuevos sensores y dispositivos que están cambiando el estilo de vida, en campos tan diversos como son, sistemas de comunicaciones, fuentes alternas de energía, aplicaciones biomédicas, automotriz etc.

A continuación se muestran las imágenes de un giroscopio hecho a base de MEMS.



Giroscopio a MEMS<sup>6.5</sup>

En la figura anterior se puede ver que este giroscopio a MEMS es compacto, de baja potencia y con vibraciones.

El desempeño de este giroscopio es muy bueno y puede ser comparado con el desempeño de un giroscopio óptico.

<sup>6.4</sup> <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=1>

<sup>6.5</sup> InfoEspacio, Junio 2003.  
[www.proespacio.org](http://www.proespacio.org)

## **6.4 Sistemas disponibles en el mercado**

A continuación se presentan algunas de los sistemas de posicionamiento más usados y más actuales que se pueden encontrar en el mercado.

### **6.4.1 Ashtech DG16**

Características:

Este GPS es un circuito muy utilizable que tiene una precisión de aproximadamente 5 metros. Además posee un modo de espera para optimizar el consumo de energía eléctrica, que cuando se encuentra en plenitud, es de 1.5 W incluyendo la antena activa.

También, cualquier algoritmo que sea utilizado vía diferentes plataformas de Windows, puede permitir la interacción con el receptor.

Cabe mencionar que su tiempo de adquisición de señales del satélite es de 90 segundos en frío y de 3 segundos cuando sale del modo de espera. Esta solución es caracterizada por el fabricante como una solución de bajo precio. Los datos pueden ser transmitidos por el puerto serie y todo el circuito resulta ser muy compacto.

### **6.4.2 GPS 112 / 112w de JRC**

Características:

Este receptor GPS funciona con 12 canales y posee una precisión de 30 metros. Si una corrección del tipo WAAS puede estar disponible sobre la órbita, su precisión aumenta aproximadamente 7 metros.

Su frecuencia de captura de datos es de una vez por segundo, lo que corresponde al valor esperado.

Su señal de salida es del formato NMEA como la mayoría de los sistemas y necesita entonces un programa de conversión en la computadora central para traducirlo. Consumiendo menos de 3W, está constituido de una simple antena de pequeña dimensión dentro de la cual se sitúa el receptor.

Esta antena con GPS integrado es puesta en funcionamiento casi al mismo tiempo que la alimentación es suministrada, por lo cual puede ser controlada por la computadora.

### **6.4.3 GPS 18 5 Hz de GARMIN**

Características:

El GPS 18 5 Hz OEM es un receptor de satélite que, como si nombre lo indica, se actualiza 5 veces por segundo.

Utiliza 12 vías del satélite, lo cual le confiere una precisión debajo de los 15 metros. Si una corrección es de tipo WAAS esta disponible sobre la órbita, la precisión sobre su posición será inferior a los 3 metros.

Las conexiones pueden hacerse ya sea por medio de un puerto USB de tipo A o bien, un puerto serie de tipo DB-9, y su lenguaje puede ser de formato Garmin USB o de formato NMEA 0183 versión 2 ó 3.

Su consumo máximo se sitúa alrededor de 0.36 W y necesita de 5 minutos para encontrar su posición después del encendido.

#### 6.4.4 BD950 fabricado por TRIMBLE

Características:

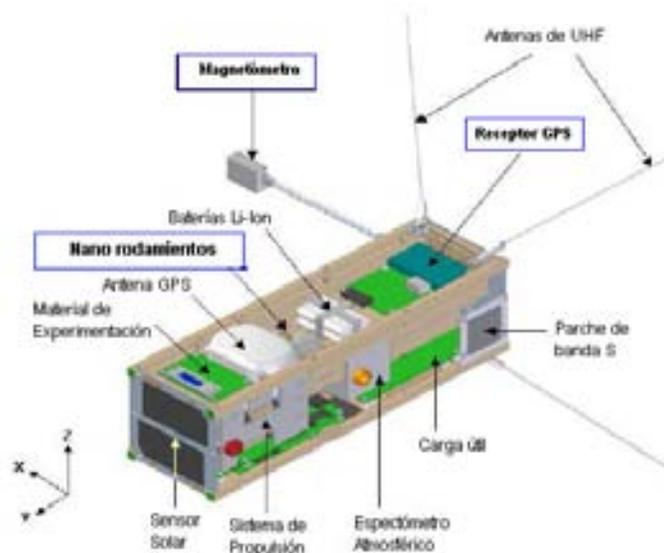
El GPS BD950 ofrecido por Trimble es muy compacto y utiliza una tecnología de 24 canales, lo que es el equivalente a 2 GPS de 12 canales, lo que hace que sea sumamente preciso. Además consume menos de 1.5 watts. La frecuencia de actualización de su posición es de 20 veces por segundo.

Este GPS puede ser configurado por Windows o algún otro software. Las comunicaciones de tipo ASCII o sistema binario pueden ser transmitidas por medio de alguno de los 4 puertos series bidireccionales.

### 6.5 Ejemplo

A continuación se pueden ver los principales elementos que constituyen al sistema de posicionamiento del nanosatélite CANX-2.

Este nanosatélite es de origen canadiense y fue lanzado en el año 2006. Su peso fue de 3.5 Kg y su primer objetivo fue el experimentar con nuevas tecnologías en el espacio. Fue creado con nuevas tecnologías en el subsistema de propulsión, de posicionamiento y de control triaxial.



Elementos del CANX-2<sup>6.6</sup>

<sup>6.6</sup> [http://download.micron.com/pdf/datasheets/imaging/MT9T001\\_3100\\_DS.pdf](http://download.micron.com/pdf/datasheets/imaging/MT9T001_3100_DS.pdf)

## 7. SUBSISTEMA ESTRUCTURAL

Es la parte encargada de ofrecer un soporte para la conexión de los equipos de la nave y para protegerlos de las extremas condiciones de temperatura y radiación que pueden encontrarse en el espacio, es decir, se encarga de la parte física del satélite. Presenta enganches donde anclar las antenas y equipos científicos que deban ir alejados de estructuras metálicas (p. ej., el magnetómetro). Su forma establece la geometría final de la sonda, y está pensada para permitir una fácil manipulación de la sonda durante su testeo, transporte y lanzamiento.

En decir, este sistema es la parte que se encarga de sostener al satélite son durante el lanzamiento y el entorno orbital y sus principales características cuantitativas son las frecuencias de resonancia, que son las fuerzas estructurales.

### 7.1 Estructura satelital

La estructura satelital debe tener como cualidades más importantes la resistencia, ligereza y larga duración. Es el soporte de todos los dispositivos que forman el satélite y da la seguridad suficiente para contrarrestar las fuerzas y aceleraciones a las que se ve sujeto el satélite desde el momento en que deja la superficie terrestre.

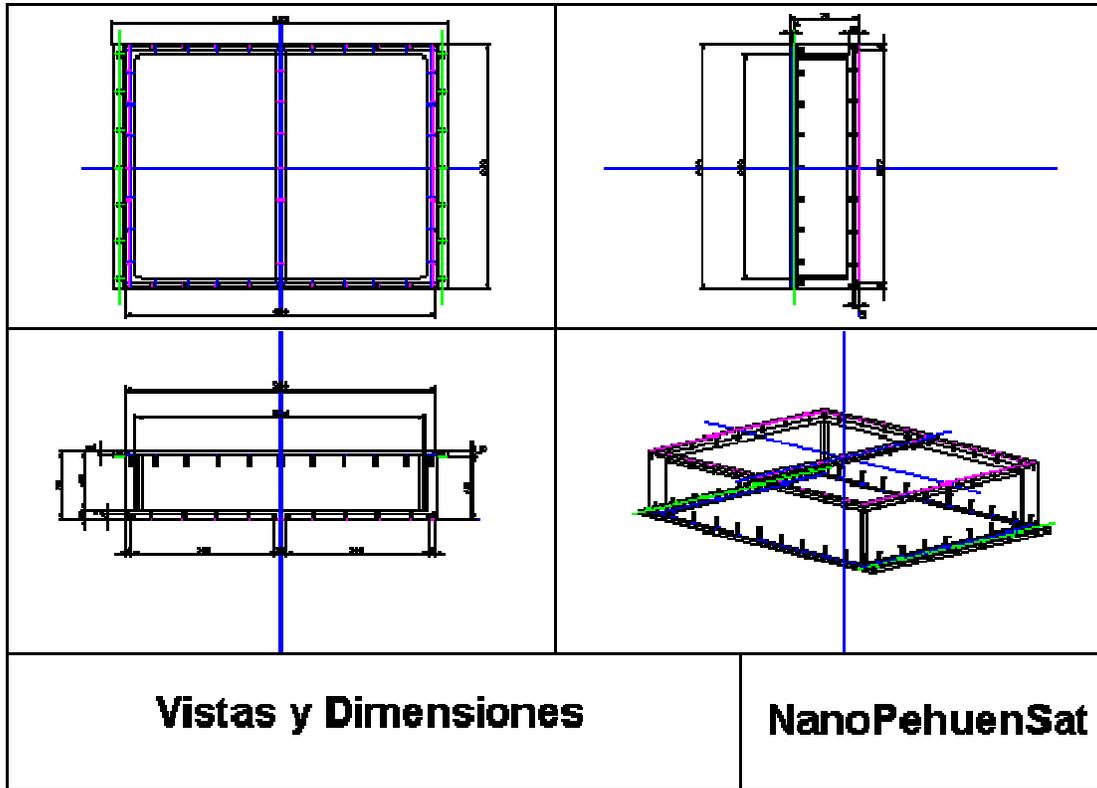
En las fases orbitales finales, los satélites se encuentran con multitud de obstáculos como impactos de meteoritos, presiones de radiación de las antenas, fuerzas de atracción de la Tierra, la Luna y el Sol, y empujes producidos por el propio subsistema de propulsión.

La masa de la estructura puede tener una gama que varía entre el 10 y el 20 por 100 del total de la masa del satélite.

### 7.2 Ejemplo de la estructura del Pehuensat

Consta de una estructura tipo cajón, donde la cara inferior va unida a la estructura de la última etapa del cohete lanzador. La cara superior contiene los paneles solares y la antena del transmisor.

La estructura es de aluminio de fabricación nacional, y el resto de los materiales son acero inoxidable y PTFE. La masa total es de 5 Kg, lo que lo ubica en la categoría de Nano Satélite.



Estructura del nanosatélite Pehuensat. <sup>7.1</sup>

<sup>7.1</sup> [www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141](http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141)

## 8. SUBSISTEMA DE COMPUTADORAS

El sistema informático es el corazón del nanosatélite. Se trata de un módulo que controla todas las partes del satélite. Utiliza la energía producida por la fuente de alimentación para distribuirla según las necesidades de cada uno de los componentes. Es este sistema que contiene los programas capaces de recolectar y transmitir los datos científicos a la estación terrena.

Este sistema debe ser autónomo y tener principalmente una fuente de alimentación estable. Igualmente debe tener una gran capacidad de datos en memoria viva, tener una memoria con corrección de errores (ECC), y ser compacta para disminuir el costo del lanzamiento del satélite. Debe ser programable desde la Tierra (ej. A 10 Mbits/s en vista de la optimización y de la actualización de los programas).

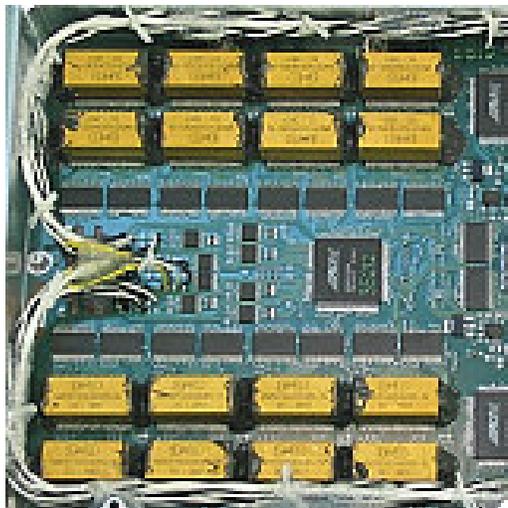
Además, hay que tener principalmente un buen rendimiento del procesador en términos de instrucciones y de consumo eléctrico por ciclo de reloj para aumentar la duración de vida de la batería.

Una memoria de tipo RAM puede ser utilizada por su confiabilidad después del lanzamiento, contrariamente a un disco rígido que tiene piezas mecánicas frágiles por ejemplo.

En este estado, por ejemplo para el nanosatélite de teledetección de origen francés, la memoria necesaria para la conservación de los datos antes de la transmisión a la Tierra sería de 768 Mo. Hay que ajustar a esta capacidad el código de todo lo que es necesario para el buen funcionamiento del satélite así como la memoria indispensable para la gestión y la comunicación con la estación terrestre. Por consiguiente, lo ideal y la configuración más segura sería tener 1 Go de memoria.

La selección de un buen sistema es vital para cualquier proyecto, he aquí algunos aspectos a considerar durante la elección de los componentes de este subsistema de computadoras.

- Físicos
  - Volumen pequeño
  - Masa mínima
  - Consumo eléctrico pequeño
  - Presencia de puertos necesarios para la conexión de diferentes elementos.
- Económico
  - Costo no muy alto
- Temporal
  - Disponibilidad en el mercado
  - Respete las normas eléctricas (seguridad).



Circuitos Computarizados <sup>8.1</sup>

Dos conceptos de solución pueden encontrarse. Una computadora a bordo estándar compuesta de una tarjeta madre, un procesador y la memoria viva correspondiente, o un simple circuito computarizado donde los componentes estén integrados en una sola tarjeta.

A continuación se describen los componentes de una computadora a bordo en el caso donde el procesador, la tarjeta madre y la memoria no están en la misma tarjeta.

## **8.1 Componentes de una computadora a bordo**

### **8.1.1 Procesador**

El procesador (CPU) es el cerebro de la computadora; él permite manipular la información numérica, es decir, la información codificada en forma binaria y ejecutar las instrucciones guardadas en memoria.

Existen diversos procesadores comercializados en el mercado. La mayoría son especiales y programables en sectores de aplicaciones precisas. Además, algunos procesadores destinados a ciertas tareas no específicas están disponibles en el mercado.

En el caso de los procesadores especializados, éstos no necesitan de un sistema de alto nivel y pueden ser programados para tareas específicas según como lo desee el cliente. Además, la mayor parte de las ocasiones hay que tener una tarjeta madre única.

En el caso de los procesadores genéricos, solamente tres compañías los fabrican actualmente.

Se trata de AMD (Advanced Micro System), Intel e IBM. Estos procesadores fueron pensados para ser la base de los sistemas de operación de alto nivel, como por ejemplo Windows, Linux y MacOS. Es por esto que existen varias programas compatibles con estos sistemas de explotación y por lo tanto, con estos procesadores.

<sup>8.1</sup> [http://www.sstl.co.uk/documents/Subsys\\_SGR10\\_HQ%5B1%5D\\_1.pdf](http://www.sstl.co.uk/documents/Subsys_SGR10_HQ%5B1%5D_1.pdf)

## **8.1.2 Ejemplos de Procesadores Comerciales**

### **8.1.2.1 Procesador Efficeon**

La Empresa Transmeta fabricó el microprocesador de 256 bits Efficeon destinado principalmente al mercado de terminales móviles. Al igual que su antecesor (el microprocesador Crusoe), integra un conjunto de tecnologías destinadas a reducir su consumo eléctrico.

La frecuencia de reloj a considerar es de 1 GHz con un consumo de 5 W. Utiliza una capa de abstracción de software, es decir, una máquina virtual, conocida bajo el nombre de Code Morphing Software.

Este código permite convertir un código inicialmente previsto para funcionar sobre los procesadores x86 hacia un conjunto de instrucciones propias al VLIW. VLIW significa: Very Long Instruction Word.

Además posee una arquitectura en 128 bits VLIW que le permite ser eficaz teniendo un consumo energético reducido y una débil disipación térmica.

Efficeon dispone de un conjunto de dispositivos propios a los procesadores Intel Pentium 4 y Opteron de AMD.

### **8.1.2.2 Cortex-A8 (ARM)**

El fabricante de semiconductores ARM, reconocido por sus procesadores presentes en ciertos teléfonos móviles, PDA o televisión digital tiene un proyecto llamado Cortex-A8 Tiger previsto para este año 2008.

Es una pequeña maravilla de miniaturización, se trata de un chip a 1 GHz y capaz de ofrecer una potencia de cálculo de 2 millares de instrucciones por segundo. Este procesador consume menos de 300 mW.

Sin embargo, a pesar de su débil consumo, es un procesador específico adaptado para los aparatos miniatura, por lo tanto no compatible con una tarjeta madre y menos con un direccionamiento importante en memoria viva.

### **8.1.2.3 Athlon X2**

AMD es un fabricante que inovó con el Athlon 64 y el Athlon X2. Este último está constituido por dos Athlon 64 sobre un mismo chip.

Está disponible bajo dos variantes, ya sea 2 x 512 ko de caché L2 o bien, 2 x 1024 ko de cache L2. Las frecuencias de reloj varían de 2.0 GHz a 2.4 GHz, siendo el equivalente de un Pentium 4 entre 3.0 GHz y 4.6 GHz.

El consumo varía de 89 a 110 W.

La potencia de cálculo es interesante pero desmesurada para las necesidades de un nanosatélite. Además, su consumo eléctrico es muy elevado, lo que limitaría el tiempo de vida del nanosatélite.

#### **8.1.2.4 PowerPC 970FX**

IBM a puesto en el mercado este procesador de doble núcleo en el año de 2005. Maneja una frecuencia de 2.5 GHz. El 970FX de bajo voltaje equipa a los PowerMac G5. La versión de bajo voltaje consume solamente de 13 a 16 W.

A pesar de que este procesador tenga una gran eficiencia eléctrica y una buena capacidad, aún no existe tarjeta madre desarrollada para este ambiente de trabajo.

#### **8.1.2.5 Core solo**

El Core solo de Intel está disponible en el mercado. Se trata del modelo T1300, maneja una frecuencia de 1.66 GHz y consume 27 W.

Este procesador es muy bueno aunque su consumo eléctrico puede resultar un poco elevado para ciertas necesidades de los nanosatélites.

Así, hemos visto diversos tipos de procesadores disponibles en el mercado, algunos con mayor frecuencia de manejo, algunos con mayor consumo eléctrico; sin embargo, el que mejor se adapta a las necesidades de los nanosatélites es el procesador Efficeon, ya que es menos costoso, consume poca energía y además se asemeja mucho a los procesadores Intel y ADM.

### **8.1.3 Tarjeta madre**

El principal elemento en la computadora es la tarjeta madre. Ésta es la que permite la conexión del conjunto de elementos esenciales de la computadora.

Como su nombre lo indica, la tarjeta madre es una tarjeta maestra, que toma la forma de un gran circuito impreso que posee principalmente conectores para las tarjetas de expansión, memorias, procesador, periféricos, etc.

Un hecho ajeno a las tarjetas madre es que éstas solo funcionan individualmente para un procesador dado; sin embargo, varios modelos de tarjetas madre existen para un procesador.

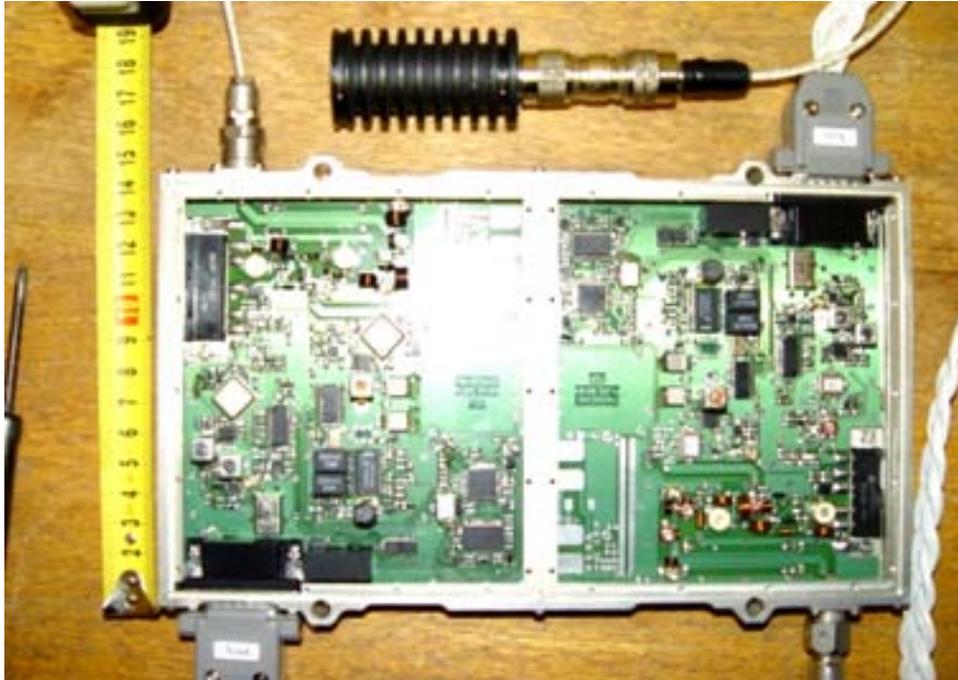
### **8.1.4 Memoria**

La elección del tipo de memoria es impuesta según sea la elección de la tarjeta madre. En efecto, esta última no puede soportar más que un solo tipo de memoria. Así, la composición de una computadora a bordo es un esquema inter relacionado donde cada una de sus partes tiene un objetivo y una función precisa, de ahí que todo deba ser compatible.

#### **8.1.4.1 Memoria DDR**

La DDR es una memoria basada en la tecnología SDRAM. DDR significa Double Data Rate. La lectura o escritura de datos en memoria se realiza sobre la base de una señal de reloj. Las memorias DRAM estándar utilizan un método llamado SDR (Single Data Rate) que consiste en leer o escribir un dato en cada nivel alto de la señal de reloj.

La DDR permite doblar la frecuencia de lectura o de escritura con respecto a la SDRAM, con una señal de reloj funcionando a la misma frecuencia, enviando datos en cada nivel alto así como en cada nivel bajo.



Ejemplo de un procesador, tarjeta madre y memoria en diferentes tarjetas.<sup>8.2</sup>

## 8.2 Computadora a bordo

Aquí podemos ver los componentes de una computadora a bordo en el caso en donde el procesador, tarjeta madre y memoria se encuentran en una misma tarjeta o monotarjeta. Este tipo de computadora es comúnmente llamada Computadora a bordo (Single Board Computer).

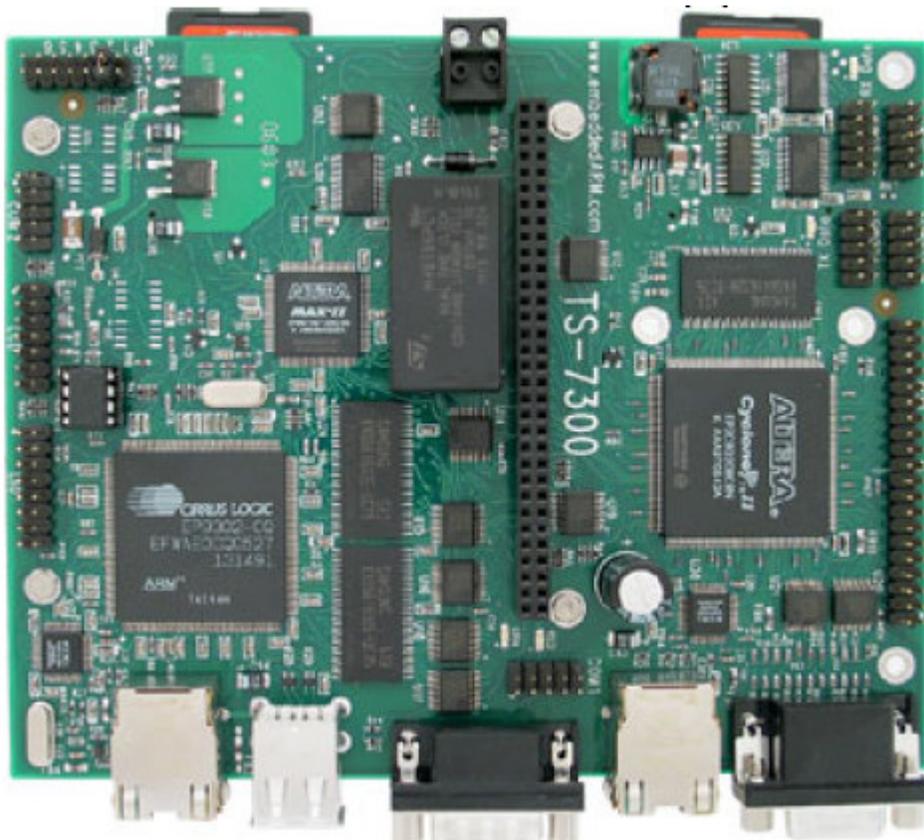
Estas tarjetas son generalmente hechas para la práctica con materiales autónomos. Aunque son muy interesantes para la concepción de un nanosatélite ya que su consumo es menor que si se tuviera un procesador y una tarjeta madre separadas.

### 8.2.1 Tarjeta TS-7300 (High-Security Linux FPGA Computer)

La TS-7300 es una tarjeta que contiene un procesador ARM9 con una velocidad de reloj de 200 MHz y una memoria viva de 128 Mo. Además, posee 2 puertos USB 2.0, 10 puertos serie y consume solamente 1.8 W. Sin embargo, solo funciona con el sistema de operación Linux.

<sup>8.2</sup> [http://www.sstl.co.uk/documents/Subsys\\_SGR10\\_HQ%5B1%5D\\_1.pdf](http://www.sstl.co.uk/documents/Subsys_SGR10_HQ%5B1%5D_1.pdf)

A continuación se presenta la tarjeta TS-7300.



Tarjeta TS-7300<sup>8.3</sup>

Es así como hemos visto que el subsistema de computadoras es el que controla todo los movimientos de nuestro nanosatélite, es el que dirige a todos los demás subsistemas y por lo tanto, éste debe funcionar siempre adecuadamente. Además tiene que ser pequeño y de poco peso, es por eso que en este caso no se utilizan discos duros ya que son pesados y contienen piezas móviles y pueden afectar en cualquier caso a los demás sistemas.

<sup>8.3</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

## 9. APLICACIONES

El objetivo de este capítulo es encontrar nuevas aplicaciones potenciales adaptadas a los nanosatélites.

Aquí podemos citar algunas de las características principales de la órbita terrestre que nos ayudarán a encontrar o a mencionar algunas aplicaciones en marcha o que aún no se realizan en el ámbito nanosatelital.

- Microgravedad
- Trayectoria elíptica
- Posición fuera de la atmósfera
- Posibilidad de órbita geosíncrona
- Altitud mínima e 160 km
- Energía a disposición (solar y campo magnético terrestre variable).

Además, otro elemento principal es la carga útil, ya que de ésta dependerá el tamaño del nanosatélite y la aplicación.

Una aplicación de un nanosatélite reside entonces en la exploración de las características de un estado orbital. Esta clasificación está establecida, dentro de esta relación, sobre la base natural de la misión: la manipulación de datos (o generalmente de energía) y la manipulación de la materia. En otras ocasiones no es la misión la más importante sino la existencia y la puesta a punto de ésta.

Esta jerarquización naturalmente puede estar sujeta a discusión, sin embargo, más que el resultado, es el proceso de su desarrollo lo interesante permitiendo determinar un máximo de aplicaciones de manera sistemática.

A continuación se presentan algunas de las principales aplicaciones que se han dado en los nanosatélites o que se pueden dar en un futuro no muy lejano.

### 9.1 Nanosatélite Websat

Websat es un nanosatélite dedicado a la difusión en tiempo real de imágenes de la superficie terrestre en Internet. El nanosatélite se desplaza sobre una órbita circular situada a 400 Km de altitud. Su órbita heliosíncrona, retrógrada e inclinada a  $97.03^\circ$  le permite cubrir casi en su totalidad la superficie del globo terrestre, conservando un ángulo de iluminación constante y permitiendo obtener datos del relieve terrestre.

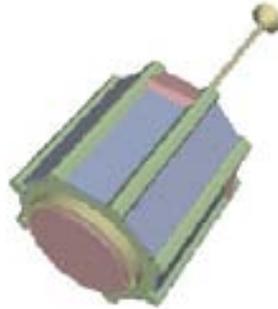
A esta altitud, la duración de vida del nanosatélite depende de los roces que tenga con la atmósfera de la Tierra. Ésta puede variar de uno a tres años en función de la actividad solar.

La cámara disponible en este sistema puede ser aquella desarrollada por la ESA en la cual se adjunta otro lente óptico. El nanosatélite podría además servir como banco de prueba. En este caso la resolución no puede ser superior a los 25 m (condición de Rayleigh).

Websat es relativamente independiente de su estación terrena ya que la determinación de su posición se hace gracias al sistema GPS que contiene.

### 9.1.1 Descripción del sistema

- Características del sistema:
    - Dimensiones: Prisma ortogonal de  $\Phi$  13cm x 15 cm
- Masa: aproximadamente 3 Kg.



Nanosatélite Websat<sup>9.1</sup>

- Determinación de la ubicación: Solamente GPS
- Control: Electromagnético y gradiente de gravedad
- Cámara CCD de 1024 x 1024 y lente focal asociado con electrónica de tratamiento de imágenes.
- Comunicación: Unidireccional (nanosatélite → base terrena) vía Teledesic (2 Mbps) (1W).
- Alimentación: mínimo 3 W distribuidos por las celdas solares repartidas sobre al superficie del prisma.

## 9.2 Nanosatélite Modulsat

Modulsat es un concepto de nanosatélite totalmente compuesto, que descansa sobre un bus físico cuyos objetivos son los siguientes:

- Estandarización del alojamiento de subsistemas internos.
- Estandarización del alojamiento de elementos externos (ópticos, sensores, etc).
- Protección de los subsistemas a los choques.
- Protección de los elementos externos a los choques.
- Protección de los subsistemas contra las radiaciones.
- Aislamiento electromagnético de los subsistemas entre ellos y con el exterior.

---

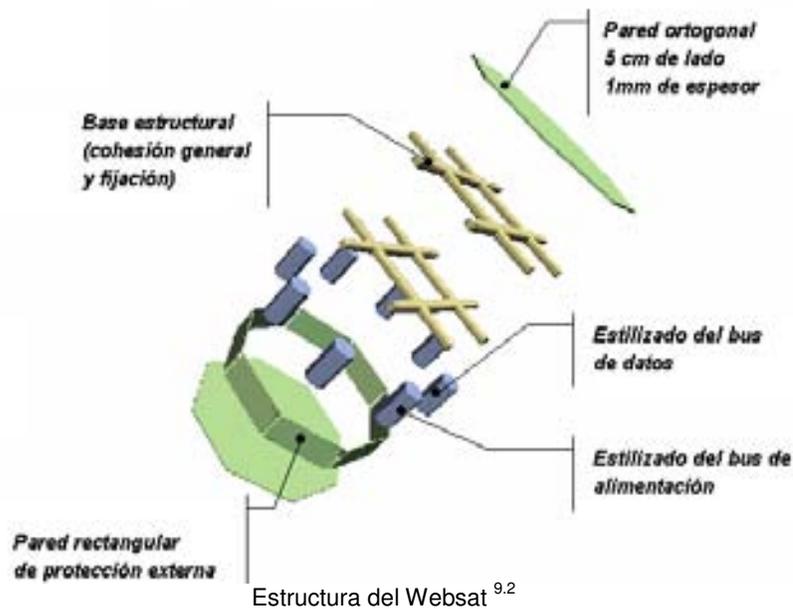
<sup>9.1</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

- Transportación de los datos entre los subsistemas.
- Transportación de la energía entre los subsistemas.
- Disipación térmica.

### 9.2.1 Arquitectura del sistema

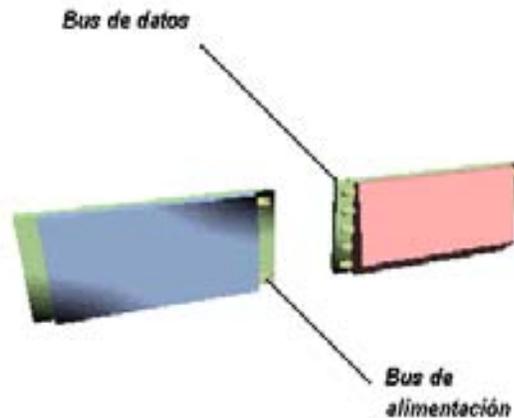
El bus estructural está formado de módulos cuya combinación produce un prisma octogonal de 5 cm de costado, definiendo la morfología general del nanosatélite. Estos módulos de base son:

- Una base permitiendo la fijación de los subsistemas. Ella está formada de viguetas conectando los vértices del octágono.
- Un estilizado que hospeda al bus de datos y asegura el enlace entre las diferentes bases.
- Un estilizado que hospeda al bus de alimentación y asegura el enlace entre las diferentes bases (ubicado en alternancia con el estilizado anterior).
- Una pared rectangular que asegura la protección externa de las caras del octágono.
- Una pared octogonal cuya función es idéntica a la anterior.
- Un sistema de enlace innovador que permite un ensamblado rápido, simple y confiable que asegura a la vez la rigidez del conjunto y el contacto con el bus de datos o energía.



<sup>9.2</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

Las caras exteriores están destinadas a recibir los módulos estandarizados, tales como las celdas solares, sensores, receptores GPS, antenas de radio, etc. Cada uno de estos módulos está conectado de un costado al bus de datos y del otro al bus de alimentación. Su medida debe ser imperativamente de 5 cm (longitud de un costado del octágono) por 2.5 cm.

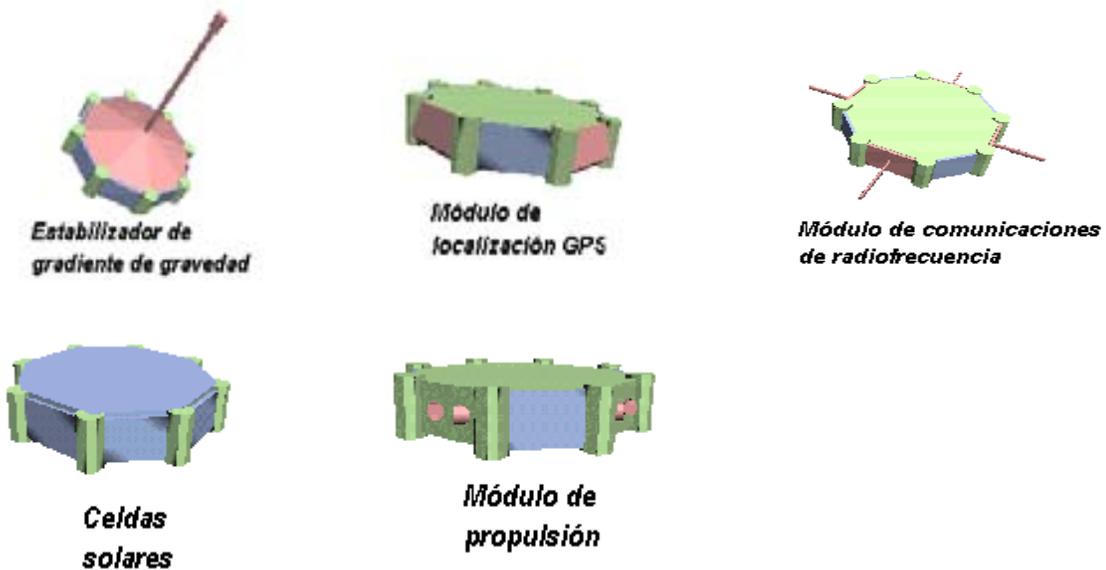


Opciones de módulos externos: celdas solares y GPS <sup>9.3</sup>

Hay que destacar que el estilizado es el elemento principal en este concepto. Él asegura la transmisión de datos y de energía entre los diferentes módulos.

La presencia de los bus de datos y de energía en los estilizados permite también el reordenamiento de los módulos externos sobre el nanosatélite, independientemente de la posición de los módulos internos.

A continuación se muestran algunas imágenes de los módulos principales.



Módulos del Websat <sup>9.4</sup>

<sup>9.3, 9.4</sup> Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

## 9.3 Aplicaciones potenciales

### 9.3.1 Nanosatélites de Comunicaciones

Se ubican en la intersección de la tecnología del espacio y la de las comunicaciones. Constituyen la aplicación espacial más rentable y, a la vez, más difundida en la actualidad. Las transmisiones en directo vía satélite ya son parte de nuestra cotidianidad, por lo que no tienen ningún carácter especial. Para la difusión directa de servicios de televisión y radio, telefonía y comunicaciones móviles sólo son necesarios sencillos receptores y antenas parabólicas cada día más pequeñas.

En este caso analizaremos un nanosatélite experimental italiano fabricado para utilización de la banda W, comprendida entre 75 y 110 GHz.



Nanosatélite de Comunicaciones <sup>9.5</sup>

#### 9.3.1.1 Nanosatélite experimental Iknow para misión en Banda W (75-110 GHz).

Se ha propuesto a la banda W (75-110 GHz) hoy día como una alternativa valiosa de manera intensiva para la transmisión de alta velocidad sobre redes de satélite. En tal marco, algunos experimentos están siendo realizados, que apuntan a verificar la viabilidad de explotación de esta banda para el despliegue de servicio de banda ancha. Desde un punto de vista teórico, la disponibilidad de amplitud de banda grande y la cantidad escasa de interferencia típica de la banda W deberían garantizar altas capacidades.

Sin embargo, muchos aspectos cruciales deben todavía ser con cuidado investigados, p.ej., cuestiones de propagación de señal, daños de RF, opción de modulación y codificación, el diseño de antena eficiente, etc. IKNOW es una misión cuyo estudio de viabilidad en curso, está siendo hecha por una Agencia italiana Espacial en el análisis de de Banda W. Este proyecto está siendo coordinado por el Departamento de Ingeniería Electrónica de la Universidad de Roma.

El objetivo principal de la misión IKNOW es abordar algunos aspectos inexplorados críticos que conciernen la transmisión de satélite en banda W. En tal perspectiva, IKNOW debería ser considerado como " una misión piloto, " cuyos resultados serán usados para una primera caracterización de canal uplink-downlink de satélite, la validación en órbita de la tecnología en banda W y procesos de calificación espaciales.

---

<sup>9.5</sup> <http://www.inegi.gob.mx/inegi/contenidos/espanol/ciberhabitat/medios/satelites/artificiales/aplicaciones.htm>

La exploración de bandas de frecuencia con la disponibilidad de amplitud de banda más grande es un punto de vista que corresponde a la demanda creciente de tarifas de datos más altas, desplegando servicios de telecomunicación nuevos con la calidad de servicio difícil (QoS) y dando una respuesta a la necesidad fuerte de integrar sistemas de telecomunicación heterogéneos.

Como las frecuencias alrededor de la gama de 60 GHz con eficacia no pueden ser explotadas, debido a fenómenos atmosféricos de la absorción, la comunidad de investigación ha mostrado un gran interés en desplegar sistemas de banda ancha de satélite para servicios científicos y comerciales en frecuencias en banda W (75-110 GHz).

Hoy, el comportamiento de funcionamiento de cualquier solución para el transporte de datos sobre frecuencias en banda W a través de la troposfera es todavía desconocido, ya que ningún experimento científico y/o la misión de telecomunicación ha sido realizado.

Realmente, esta incertidumbre fuerte sobre la caracterización de canal física puede representar un potencial "agujero negro" en el uso de la banda W en conexiones de satélite.

Los efectos de nubes, gases, y la turbulencia atmosférica sobre transmisiones digitales de satélite en 90 GHz todavía no son bien definidos y siendo realistas modelados.

Es importante notar que la única misión relevante de satélite relacionada con la explotación en banda W es los Datos y la Distribución Interactiva De vídeo (DAVID) la misión, establecida en 2000 por la Agencia italiana espacial (ASI).

También, la NASA está interesada en la explotación en banda W en futuras misiones interplanetarias que pueden ser de empleo óptico, comunicaciones, etc; esto puede permitir accesos en particular atractivos porque estas tecnologías pueden apoyar altas tarifas de datos sobre distancias muy grandes con menos masa, menos consumo de electricidad, y tamaños más pequeños en técnicas de RF convencionales en frecuencias inferiores.

### **9.3.1.2 IKNOW: PEQUEÑO NANOSATELITE EXPERIMENTAL**

En la banda W, la misión IKNOW apunta a la realización de un experimento económico de un nanosatellite que será lanzado a una órbita de LEO para verificar la conveniencia en banda W para establecer un eslabón de satélite entre el espacio y la Tierra y conseguir una primera idea de los problemas operacionales relacionados con el empleo de esta gama de frecuencias. Los objetivos generales de la misión pueden ser divididos en dos categorías diferentes:

- 1) objetivos científicos, concernir el nanosatélite en banda W para canalizar la caracterización de atenuación de troposfera y medidas de calidad
- 2) objetivos tecnológicos, en cuanto a validación en órbita del hardware en esta banda y metodologías de calificación espaciales.

Respecto al primer objetivo científico, la misión IKNOW deberá realizar una evaluación preliminar de la propagación, es decir, IKNOW deberá proporcionar la información preliminar que será provechosa para la creación de modelos empíricos o para la validación de modelos electromagnéticos físicamente basados.

Respecto al segundo objetivo científico, la misión de IKNOW debe realizar una base de datos de la tarifa de error. Las medidas para enlace ascendente y enlace descendente (y/o para la tierra-satélite-tierra). En tal marco, la carga útil tiene que poder enviar y recibir una señal modulada en banda W para la realización de un operativo preliminar del canal.

Todos los datos serán supervisados, recogidos, y analizados en las estaciones de tierra. El panorama de la misión IKNOW se representa en figura abajo mostrada. La infraestructura prevista es compuesta por los elementos siguientes:

- Segmento del espacio;
- Segmento de tierra.

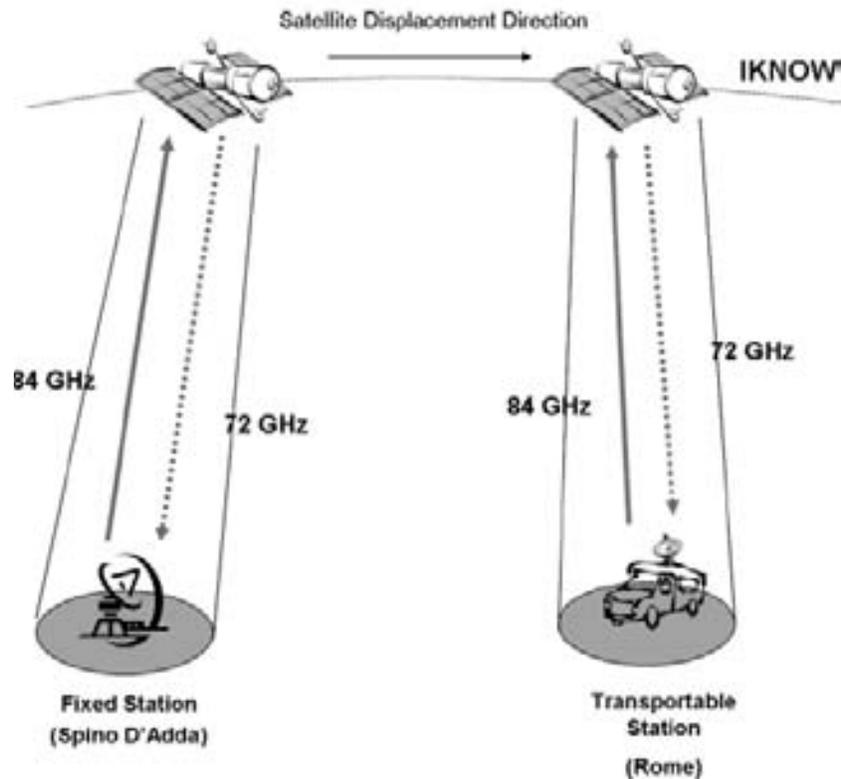
El segmento del espacio es representado por el satélite. Puede ser concebido como la combinación de una plataforma favorable y de la carga útil. Obviamente, una demodulación y una sección de la modulación podían ser previstas, para realizar el enlace ascendente.

Para cumplir los requisitos de misión, la plataforma requiere las características siguientes:

- Estabilización y control de actitud de tres ejes
- Sitio para acomodar una carga útil de la banda W de 5-15 kilogramo: el nanosatélite en el radio de acción de 20-30 kilogramos podía ser conveniente para los objetivos de misión;
- una energía en la gama de 5 a 25 W, no necesariamente continua
- Compatibilidad con los vehículos múltiples del lanzamiento y de la vida en LEOs con diversas inclinaciones;
- un curso de la vida nominal de dos años.

El segmento de tierra consiste en las estaciones de tierra, Misión y centro de control basado en los satélites (SCC), y los datos Adquisición y centro del proceso. Dos estaciones de tierra son previstos: una terminal de tierra fija situada en Spino D'Adda (Milan, Italia) sitio, usado previamente en varias medidas de la propagación y equipado para alcanzar niveles de poca atenuación incluso en condiciones pobres del canal; una terminal de tierra transportable situado sobre toda el área alrededor de Roma.

La puesta en práctica de la estación de tierra móvil aumenta la complejidad de la carga útil con respecto a las antenas, pero al mismo tiempo permite una colección particularmente amplia de medidas de la propagación en varios lugares y condiciones atmosféricas, dando la capacidad de cambiar las localizaciones (latitudes).

IKNOW, pequeño satélite experimental <sup>9.6</sup>

El centro de control de IKNOW estará compuesto por una estación de control de carga útil y una estación de control de la plataforma. La estación de control de la carga útil consistirá en una estación de la computadora que permita la definición de la planificación de misiones basada en los satélites según las peticiones de usuario que vienen de la interfaz usada.

La interfaz utilizada se basa en un segundo sitio de trabajo y se dedica completamente a la conexión con los usuarios científicos de la misión. La mayor parte de las actividades del control de misión serán realizadas dentro de este centro, que es también responsable de la preparación de los mandatos de macro (MCMDs) y del control basado en los satélites del estado. La estación de control basada en los satélites es una estación de la computadora que transmite y recibe solamente señales de telemetría. La función de la estación de control es seguir la posición exacta del satélite mediante la telemetría y el comando (TT& C).

El subsistema de telemetría y comando funcionará en la banda "estándar" de la frecuencia S. El mismo canal también se utiliza para enviar la información sobre la recepción en el satélite de la señal transmitida por la estación de tierra. Después de ese, esta información se envía de la estación de control al centro de adquisición de datos. El nanosatélite IKNOW se moverá en órbita alrededor en una altitud de cerca de 700 kilómetros pasando sobre estaciones en Spino D'Adda y Roma.

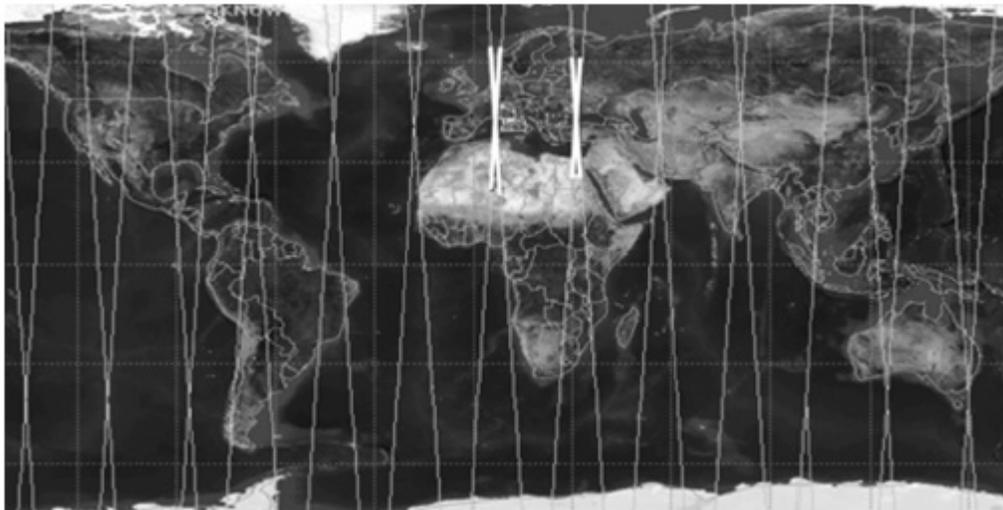
Los gráficos divulgaron en estas dos figuras la demostración de la órbita seguida por el satélite de IKNOW para los dos planos orbitales considerados durante un intervalo de tiempo de un día (el 10-11 de junio de 2008).

<sup>9.6</sup> <http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/login.jsp?url=/iel5/4505446/4526225/04526275.pdf?temp=x>

De hecho, tener una cobertura más amplia permitiría el recoger datos en las localizaciones distribuidas caracterizadas por diversas características meteorológicas, que significa diversas condiciones de la propagación. Mientras que tener tiempo de acceso más alto permitiría para conducir experimentos con tiempos más largos de la observación.

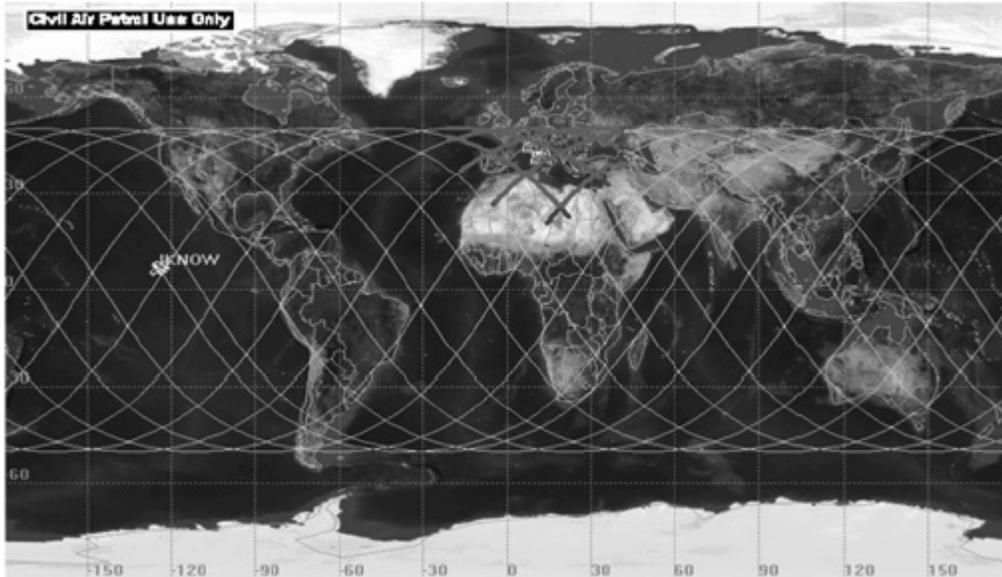
| LOCALIDAD    | LATITUD | LONGITUD | ALTITUD [m] |
|--------------|---------|----------|-------------|
| Spino d'Adda | 45.4° N | 9.5° E   | 84          |
| Rome         | 41.9° N | 12.5° E  | 32          |

Parámetros geográficos de las localidades seleccionadas <sup>9.7</sup>



Vista de la órbita por un día del IKNOW con inclinación de 90° <sup>9.8</sup>

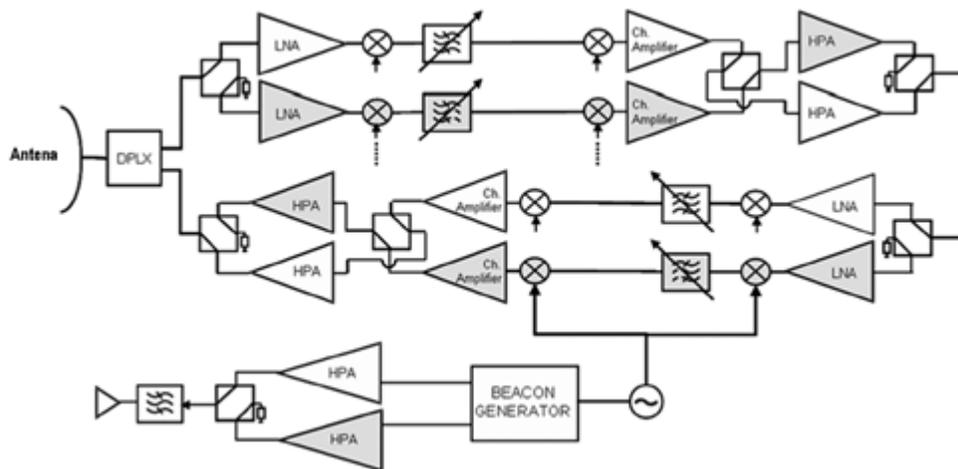
<sup>9.7, 9.8</sup> <http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/login.jsp?url=/iel5/4505446/4526225/04526275.pdf?temp=x>



Vista de la órbita por un día del IKNOW con inclinación de  $50^\circ$  <sup>9.9</sup>

### 9.3.1.3 Características de la carga útil del IKNOW

Después de analizar las características orbitales de la misión IKNOW, ahora se analizarán algunos aspectos de la carga útil. El nanosatélite IKNOW recibirá a bordo una carga útil simple basada en tres diversas configuraciones. Realmente, tres opciones de la carga útil en banda W son consideradas: un transmisor/receptor simples del faro, un transmisor modulado del faro/receptor, y un repetidor transparente. Específicamente, la carga útil recibirá del enlace de subida una señal no modulada de la tierra para realizar medidas de energía y será transmitida por el enlace descendente.



Arquitectura de la carga útil del IKNOW <sup>9.10</sup>

La segunda configuración, conocido como configuración completa, realizará la propagación y experimentos de la transmisión de datos.

<sup>9.9, 9.10</sup> <http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/login.jsp?url=/iel5/4505446/4526225/04526275.pdf?temp=x>

Por último, la configuración transparente, es caracterizada por la presencia de un transpondedor transparente que observe que parte de la señal entrante en la banda W en dos trayectorias: la primera, dedicada a la detección de la energía de la señal, la segunda, realizar una conversión de la señal y enviar la señal en la transmisión cadena.

El experimento de la comunicación de dos vías tiene que ser llevado hacia fuera usando el repetidor transparente, la carga útil recibirá la señal del enlace ascendente (84 GHz), proporcionará solamente la filtración y la amplificación, y después devolverá la señal a la tierra usando el enlace descendente en frecuencia (72 GHz).

#### **9.3.1.4 Experimento de la comunicación**

El experimento de la comunicación consiste en dos alternativas: un repetidor transparente o un repetidor regenerador a ser por lo menos instalado en un nanosatélite. Estas cargas útiles basadas en los nanosatélites son definitivamente más ambiciosas que la carga útil de la propagación descrito previamente. Los objetivos en los cuales se centra la atención es como sigue:

- Operación con varios modos de funcionamiento, incluyendo una banda ancha, de dos vías modo de la comunicación y un unidireccional, de banda estrecha, modo faro;
- en modo de banda ancha, realice la transmisión; pruebe la eficacia de la regeneración a bordo de los datos (demodulación y re-modulación) para las comunicaciones basadas en los satélites en la banda W y en caso de que sea regenerador se utilice la carga útil. La arquitectura propuesta de la carga útil, para lograr estos objetivos, se basa en los puntos claves siguientes:
- antena orientable altamente direccional, por ejemplo el paraboloide de 100 milímetros de diámetro montado en un dos ejes;
- la carga útil transmite la sección con un amplificador de 200-mW

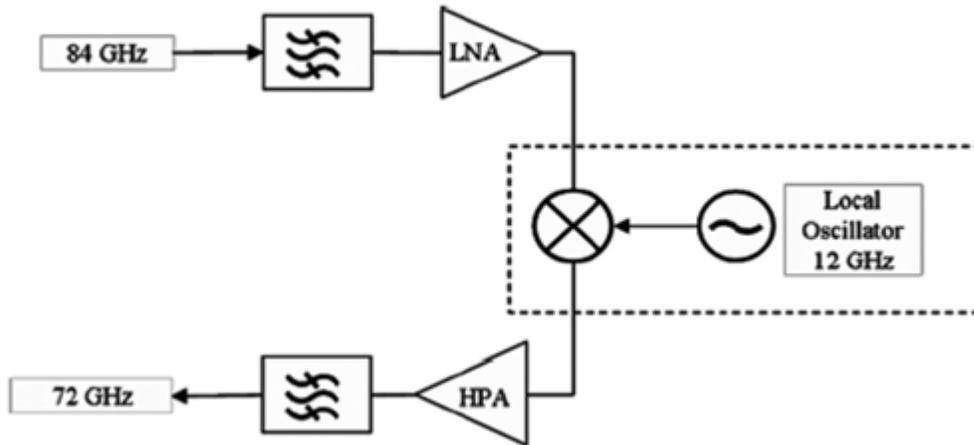
La carga útil que se utilizará para el experimento de la comunicación de dos vías consiste en los componentes siguientes:

- antena orientable de un diámetro de 100 milímetros mini-Cassegrain centro-alimentado que proporcionará el aumento necesario en un sentido de la polarización circular. La parábola será montada en (elevación sobre acimut) un micro-posicionador con dos ejes, un empalme mini-rotatorio, optimizado para la banda W, seguido por una sección corta del cable coaxial flexible que conectará el transmisor-receptor situado dentro del satélite con la parábola;

El repetidor transparente será compuesto básicamente de los elementos siguientes:

- el filtro sintonizado 82-GHz seguido por un LNA con 6-dB NF, para proporcionar la filtración y la amplificación de la señal ascendente;
- oscilador de 12-GHz Gunn para aplicar la frecuencia del enlace descendente de 72 gigahertz a la señal recibida;

- una energía de transmisión de 200-400mW que se aplicarán para la señal del enlace descendente 72-GHz.

Experimento de comunicación, carga transparente <sup>9.11</sup>

Las secciones de la recepción y de la transmisión serán conectadas con la antena usando un duplexor para asegurar el aislamiento en medio de las señales transmitidas y recibidas. En resumen, las estimaciones iniciales de la masa y los requisitos de la corriente continua para la carga útil de la comunicación están como sigue:

- Masa: 0.8 kilogramos para la antena, todo incluido y 4.2 kilogramos para el repetidor (no redundante)
- Corriente continua: funcionamiento 25W.

Así, se pueden ver los resultados preliminares de una misión experimental apuntada a explorar la viabilidad de una conexión basada en los nanosatélites en banda W. La misión confía en un pequeño satélite de LEO (IKNOW).

### 9.3.2 Nanosatélites de meteorología

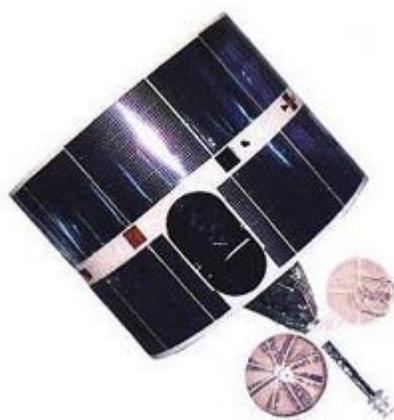
Estos satélites, aunque se puede afirmar que son científicos, son aparatos especializados que se dedican exclusivamente a la observación de la atmósfera en su conjunto. La comprensión de la física dinámica atmosférica, el comportamiento de las masas nubosas o el movimiento del aire frío o caliente resultan indispensables para realizar predicciones del clima, pues sus efectos impactan de manera irremediable las actividades de los seres humanos aquí en la Tierra.

El primer satélite meteorológico fue el Tiros-1 (lanzado en abril de 1960); luego le siguieron los ESSA, ITOS, Nimbus, NOAA y Meteor, por mencionar algunos. A estos artefactos se debe el descubrimiento del agujero en la capa de ozono. Algunos de éstos se colocan en órbitas no geoestacionarias, como los que pasan sobre los polos de la Tierra y posibilitan una cobertura de toda la superficie de ella.

<sup>9.11</sup> <http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/login.jsp?url=/iel5/4505446/4526225/04526275.pdf?temp=x>

Otros satélites meteorológicos de órbita geoestacionaria como el SMS, GOES y Meteosat pueden cubrir todo un hemisferio y permiten seguir el comportamiento de fenómenos como la temporada de huracanes, el avance de las grandes borrascas, los frentes fríos, el conocimiento de la temperatura de la atmósfera en cada nivel altimétrico, la presión, la distribución del vapor de agua y, con ello, el porqué de las sequías o los efectos de la contaminación, entre muchos otros fenómenos más.

Hoy en día, la Organización Meteorológica Mundial coordina la recolección, procesamiento y difusión de información y datos meteorológicos y oceanográficos provenientes de una constelación de satélites meteorológicos tanto geoestacionarios como de órbita polar, enlazados a 10 mil estaciones terrenas y mil estaciones de observación en altitud, además de otras fuentes de información meteorológica, provenientes de barcos, aeronaves, boyas y otros artefactos que trabajan de manera coordinada para transmitir diariamente a todo el mundo, en tiempo real, más de 15 millones de caracteres de datos y 2 mil mapas meteorológicos.



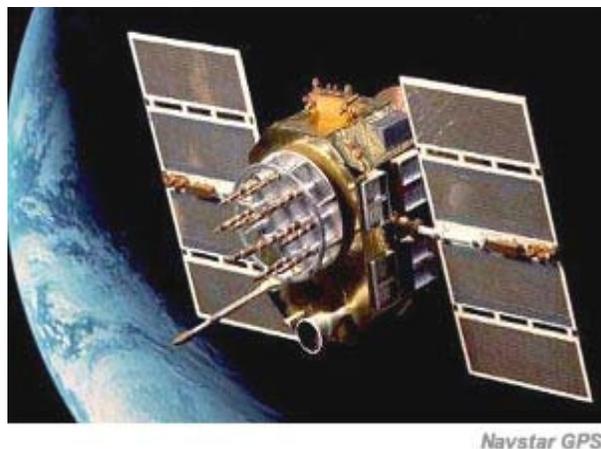
Nanosatélite de meteorología <sup>9.12</sup>

### **9.3.3 Nanosatélites de navegación**

Desarrollados originalmente con fines militares al marcar el rumbo de misiles, submarinos, bombarderos y tropas, ahora se usan como sistemas de posicionamiento global (GPS, por sus siglas en inglés) para identificar locaciones terrestres mediante la triangulación de tres satélites y una unidad receptora manual que puede señalar el lugar donde ésta se encuentra y obtener así con exactitud las coordenadas de su localización geográfica.

---

<sup>9.12</sup> <http://www.inegi.gob.mx/inegi/contenidos/espanol/ciberhabitat/medios/satelites/artificiales/aplicaciones.htm>



Nanosatélite de navegación <sup>9.13</sup>

Los satélites actuales dedicados a esta tarea (Transit, Navstar GPS, Tsikada, Parus, Uragan, etc.) utilizan frecuencias bajas y medias que están abiertas al público, lo cual ha posibilitado la aparición de múltiples receptores comerciales. Una de las aplicaciones de estos satélites la realiza con éxito la navegación aérea, que está empezando a aprovecharla en los aterrizajes de las aeronaves, ello le supone una guía económica y muy segura para esas actividades.

En los sistemas GPS, tanto el satélite como el equipo receptor en Tierra emiten una señal con una determinada frecuencia, ambas sincronizadas gracias a los relojes atómicos que dichas unidades poseen, el receptor recibe la señal del satélite que se halla a gran altitud, la distancia entre ambos equipos hace que la señal proveniente del satélite llegue con una diferencia de fase con respecto a la señal emitida por el receptor. La medición de esta diferencia en las fases permite calcular la distancia que separa al equipo en Tierra del satélite. Utilizando tres satélites a la vez, podemos obtener las coordenadas de latitud, longitud y altitud del equipo receptor en Tierra. Usando un cuarto satélite es, incluso, posible conseguir datos sobre la velocidad con la que nos desplazamos y el nivel de precisión aumenta mucho.

Otra faceta de los satélites de navegación se encuentra en la búsqueda y el rescate (COSPAS/SARSAT). En estos casos los receptores son vehículos dedicados a otras tareas, que además están equipados con receptores especiales. Cuando una embarcación se pierde en alta mar, puede enviar señales que el satélite recibirá y reenviará al puesto de rescate más próximo, incluyendo sus coordenadas aproximadas.

### **9.3.4 Nanosatélites de teledetección**

Éstos observan el planeta mediante sensores multispectrales, esto es que pueden sensar diferentes frecuencias o "colores", lo que les permite localizar recursos naturales, vigilar las condiciones de salud de los cultivos, el grado de deforestación, el avance de la contaminación en los mares y un sinnúmero de características más.

<sup>9.13</sup> <http://www.inegi.gob.mx/inegi/contenidos/espanol/ciberhabitat/medios/satelites/artificiales/aplicaciones.htm>

El aumento de la resolución (que permite ver con mayor claridad detalles más pequeños de la superficie) está llegando a extremos insospechados, a tal punto que las fotografías que obtienen pueden tener una clara aplicación militar. Para un mejor aprovechamiento de sus capacidades, los satélites de teledetección se suelen colocar en órbitas bajas y polares, a menudo sincronizadas con el Sol. Desde ellas, enfocan sus sensores, que son capaces de tomar imágenes en varias longitudes de onda o bandas espectrales.

El satélite toma constantemente imágenes a su paso, engrosando los archivos que se pondrán a disposición del público y servirán como un acervo histórico de la evolución de la superficie terrestre.

### **9.3.5 Nanosatélites militares**

Son aquellos que apoyan las operaciones militares de ciertos países, bajo la premisa de su seguridad nacional. La magnitud de sus programas espaciales militares es tan grande y secreta que hasta hace poco sólo se podía valorar por el número de lanzamientos que suponía.

Uno de los aspectos fundamentales del equilibrio armamentista durante la Guerra Fría fue la posibilidad de una respuesta adecuada ante cualquier ataque enemigo. Para ello, era necesario conocer con la suficiente antelación el despegue de un misil desde cualquier punto del globo terráqueo. Entonces, se fabricaron los satélites de alerta inmediata, que detectan cualquier lanzamiento, tanto de cohetes comerciales como militares.

En un principio, E.U. inició esta actividad utilizando grandes antenas terrenas, después lanzaron satélites del tipo Midas o DSP, los cuales poseen sensores infrarrojos que detectan el calor producido por los gases del escape de los motores de un misil. Dado que el tiempo de funcionamiento de los motores de uno de estos vehículos suele ser inferior a los 10 ó 15 minutos, la detección debe hacerse lo antes posible, dando tiempo a responder al ataque. Rusia, por su parte, usa los satélites **Oko y Prognoz**.

Los océanos son un escenario en el que se han desarrollado espectaculares batallas navales y un lugar en el que patrullan barcos y submarinos de todas clases. Estos últimos pueden estar equipados con misiles nucleares y su movilidad y ocultación bajo el agua los hace muy peligrosos. Por eso, se han desarrollado satélites que tratan de localizarlos. Es el caso de los **White Cloud** americanos o los **RORSAT/EORSAT** soviéticos.

Algunos satélites especiales -cuya identidad es protegida con mayor recelo- pueden realizar escuchas electrónicas (elint o inteligencia electrónica) que permiten captar conversaciones telefónicas o radiofónicas desde enormes distancias. Algunas de ellas podrían consistir en órdenes de ataque, las cuales hay que interceptar.

## 10. EVALUACIÓN

Como se podrá observar a continuación, cada nanosatélite es construido con diferentes tecnologías y formas. Algunos aspectos a tomar en cuenta para poder diferenciarlos y evaluarlos son los siguientes:

- Subsistemas: dado que todos los subsistemas son importantes, existen algunos cuyas características hacen que sean imprescindibles y por consecuencia, de ellos depende la existencia de los nanosatélites. Tal es el caso del subsistema eléctrico, éste resulta ser de los más importantes ya que de él depende la vida útil del aparato así como su peso.
- Otro aspecto importante a considerar es la carga útil, ya que de esta dependen las formas y tamaño del nanosatélite, así como la aplicación. Existen diferentes cargas útiles que se utilizan en la creación de un nanosatélite, tales como cámaras digitales, sensores, GPS, antenas, etc.
- Uno de los aspectos importantes, por lo cual se está dando gran importancia al proyecto nanosatelital, es el costo. El costo en los nanosatélites suele ser muy bajo en comparación a los grandes satélites, dado que los elementos son más pequeños y porque el costo en el lanzamiento resulta ser insignificante.

Enseguida, daremos un vistazo a diversos aspectos a tomar en cuenta para la realización de un nanosatélite y formas de lanzar los nanosatélites para observar las diferencias que hay con respecto a los lanzamientos de los grandes satélites.

### 10.1 Problemas con diseños tradicionales

La nave espacial se diseña tradicionalmente con un discreto acercamiento componente-orientado en el cual una estructura de la base abarcada de los postes del asistente, de las cubiertas, de los paneles del esquiroleo, etc. se utiliza como accesorio del montaje para las cajas y otra de la electrónica con componentes discretos.

Al diseñar un nanosatélite, la tentación natural es utilizar técnicas de diseño probadas para crear una reducida versión de un satélite tradicional. Uno pudo prever este tipo de reducción de la escala como exponer una nave espacial grande, convencional a un “rayo del encogimiento” para reducir el tamaño total. Los componentes miniatura se utilizan típicamente cuando estén disponibles.

El efecto neto es lo que hace que el tamaño total disminuya, solamente las disminuciones estructurales relativas de los gastos indirectos a una tarifa desproporcionado más baja. Esto es en gran parte debido al hecho que los diseños de los subsistemas tradicionales confían pesadamente en el uso del chasis del metal, de recintos, de cubiertas, de arneses del alambre, de conectadores, etc.

También, la mayoría de los componentes convencionales del vuelo no se diseñan con limitaciones totales extremas en mente, así que es inverosímil que un nanosatélite muy sofisticado podría ser construido usando solamente componentes disponibles comerciales.

Además, sería altamente deseable desarrollar un concepto de diseño genérico del nanosatélite que es fácilmente adaptable a diversas misiones.

### 10.1.1 Empleo de la microtecnología

La microtecnología refiere al uso de dispositivos avanzados, de alta densidad tales como integrado específico a la aplicación micromachines (ASIMs), sistemas microelectromecánicos (MEMS), sistemas opto-electromecánicos micro (MOEMS), y otros dispositivos.

Las tecnologías podían permitir reducciones en tamaño, el peso, y reducciones substanciales de la energía en un número de funciones del subsistema; así como confiabilidad y robustez creciente, la redundancia inherente, y bajo coste recurrente. Los usos de la microtecnología se dan en el cuadro de abajo.

Es decir, los satélites reducirán su peso y tamaño gracias a las piezas desarrolladas por microfabricación (microturbinas, microreactoes, microbombas).

| SUBSISTEMA           | APLICACIÓN DE MICROTECNOLOGIA   |
|----------------------|---|
| ESTRUCTURAL          | ESTRUCTURAS<br>MICROLAMINADAS, ESTRUCTURAS DE<br>HUMECTACIÓN ADAPTABES    |
| MECANISMOS           | MICROESPEJOS  |
| CONTROL TERMICO      | MICRO PERSIANAS   |
| PROPULSION           | MICRO INYECTOR EN SERIE   |
| ENERGIA ELECTRICA    | MICROTURBINAS<br>MICROINTERRUPTORES                                       |
| POSICIONAMIENTO      | MICROMAGNETOMETROS,<br>GIROSCOPIOS, ACELEROMETROS                         |
| COMUNICACIONES       | MICRO FILTROS, LINEAS DE RETRASO,<br>ARREGLOS DE ANTENAS<br>CONFIGURABLES |
| RECOLECCION DE DATOS | COMPUTADORA MICROMECHANICA  |

Aplicaciones de la microtecnología <sup>10.1</sup>

En Argentina se tiene un Plan en el que se desarrolla por medio de microtecnología, en específico con MEM's, microinterruptores de radiofrecuencia para una nueva generación de antenas que volarían en satélites. Una tecnología similar está siendo testada actualmente en la NASA, dispositivos compuestos de estructuras nanométricas, seremos capaces de reducir no sólo el peso sino también el consumo de energía de satélites, sondas y lanzaderas

Los expertos consideran que las Microtecnologías revolucionarán tanto los productos industriales como los de consumo, y su desarrollo afectará drásticamente a nuestra vida. Se prevé por tanto que en los próximos años se introduzcan de manera directa e indirecta para este tipo de sistemas.

Es importante aclarar que aún se encuentra en desarrollo este tipo de tecnologías, por lo que la información hasta el momento puede ser escasa, sin embargo, hay que seguir con detenimiento el desarrollo de la misma para su empleo correcto y eficiente en un futuro no muy lejano.

<sup>10.1</sup> The University Nanosat Program: An Adaptable, Responsive and Realistic Capability Demonstration Vehicle  
2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings

## 10.2 Lanzadores espaciales y puntos espaciales

### 10.2.1 Lanzadores espaciales

#### 10.2.1.1 Cañón electromagnético

Un cañón electromagnético es un tipo de cañón que usa una sucesión de electroimanes para acelerar magnéticamente un proyectil a una gran velocidad.

La denominación "arma Gauss" proviene de Carl Friedrich Gauss quién formuló las demostraciones matemáticas del efecto electromagnético usado por los cañones Gauss.

**Abstract.**  $\eta$ Sat-IE es un proyecto de nanosatélite recolector de datos que será puesto en órbita por medio de un cañón electromagnético. Desarrollado por la Universidad Nacional de Córdoba y el Instituto Universitario Aeronáutico; este método de lanzamiento implica altos niveles de aceleración, alrededor de 10000g, los que, unidos a otros requerimientos de diseño, como la baja masa, menor a 5 kg, y reducido tamaño (diámetro limitado a 120mm), imponen serios problemas de ingeniería estructural para asegurar la sobrevivencia de los sistemas.

En este tipo de trabajo es necesario realizar modelos numéricos con el fin de estudiar diferentes conceptos estructurales, los materiales estructurales, la distribución de cargas, el comportamiento dinámico de los equipos electrónicos y las diferentes maneras de asegurar la integridad estructural de las celdas solares, tales como diferentes sustratos y soporte estructural.

Otro punto necesario es el del modelo de masas puntuales que en conjunto con uno de Elementos Finitos sirven para conocer el comportamiento dinámico, conceptos de diseño para uniones estructurales e identificación de posibles comportamientos no lineales. Estos modelos también han ayudado a definir los planes de ensayo de choque, aceleraciones y vibraciones, tanto para las fases de desarrollo como de calificación.



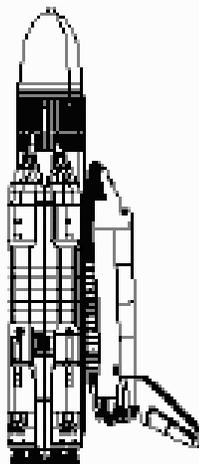
Nanosatélite dentro del lanzador <sup>10.2</sup>

---

<sup>10.2</sup> <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141>

### 10.2.1.2 Transbordadores

Molniya, empresa rusa, quien tuvo participación en el diseño del transbordador soviético Buran (lanzador soviético, desarrollado mediante tecnología STS. A pesar de sus buenas prestaciones y elevada calidad es prácticamente un desconocido, debido a que probablemente no ha llegado a entrar dentro del grupo de los vehículos operativos. Su aspecto exterior es casi idéntico al de la lanzadera norteamericana, aunque es superior a ella en el aspecto de que no necesita piloto, así como en el subsistema de propulsión), ha decidido desarrollar un sistema recuperable semejante, aunque de menor tamaño y automático, sin tripulación, dedicado a cargas comerciales; el objetivo radica en reducir el costo de lanzamiento de unas 8 o 9 toneladas a un décimo de la cifra actual. El llamado MAKS partirá desde el lomo de un avión Antonov. Lo cual implica poder llevar a bordo a nanosatélites.



Transbordador Molniya <sup>10.3</sup>

Otro transbordador es el el STS-1, el cual es utilizado para el transporte de cargas hacia varias órbitas, para el abastecimiento y colocación de módulos orbitales en la Estación Espacial Internacional (ISS) y para realizar misiones del mantenimiento (como por ejemplo en el Telescopio espacial Hubble). Visto de antemano, uno de sus aprovechamientos originales y que todavía no se ha aprovechado, es la posibilidad de traer de nuevo a la Tierra satélites en su bodega para ser reparados. Aunque desde la ISS en ella si se han traído grandes cargas, ya que las Soyuz no puede traerlas de regreso por tener una capacidad más limitada.

El vehículo está programado inicialmente para realizar aproximadamente 100 vuelos.

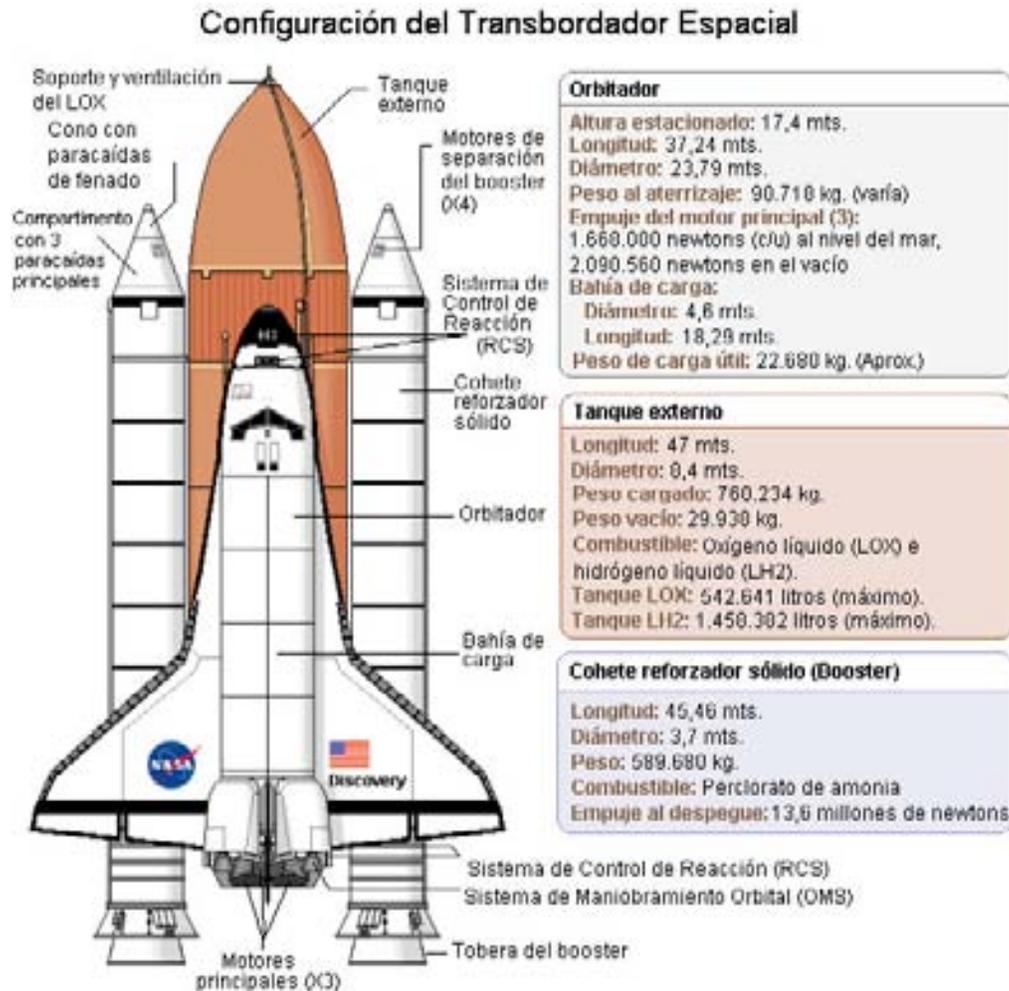
- Ventajas de los Transbordadores
  - Posibilidad de revisar los satélites antes de la puesta en órbita baja.
  - Puesta en órbita de varios satélites a la vez, con lo que se pueden reducir costes.
  - Recogida y reentrada de satélites averiados, situados en órbita baja, y para estudiar el comportamiento de los satélites en la reentrada a la Tierra.

---

<sup>10.3</sup> <http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141>

- Desventajas de los Transbordadores

- Necesidad de utilizar motores de perigeo instalados en cada satélite.
- Necesidad de imponer duras medidas de seguridad en el diseño del satélite para garantizar la seguridad de la tripulación.



10.4

El Discovery también se ha pensado para lanzar nanosatélites.

### 10.2.2 Lanzadores en prueba

Prospector-6, sistema elaborado por la empresa Garvey Spacecraft Corporation y la California State University se compone de un sistema de propulsión del que será un pequeño lanzador de dos etapas, semi-reutilizable, pensado para colocar en órbita cargas muy poco pesadas como son los nanosatélites, de hasta 10 kg. El Prospector-6 puede elevarse hasta unos 900 metros de altitud, con sólo la primera etapa activa.

<sup>10.4</sup> [http://es.wikipedia.org/wiki/Transbordador\\_espacial](http://es.wikipedia.org/wiki/Transbordador_espacial)



Lanzadores en prueba <sup>10.5</sup>

### **10.2.3 Puntos de lanzamientos**

El centro de lanzamiento de satélites debe estar situado lo más próximo al ecuador, con el fin de aprovechar la velocidad de rotación máxima de la Tierra durante un lanzamiento hacia el este, consagrando toda la capacidad propulsora del lanzador con un mínimo de maniobras orbitales de cambio de plano, que resultan costosas en términos energéticos. Además la órbita de lanzamiento debe ser lo más reducida posible, nunca inferior a la latitud del paso de lanzamiento.

Mencionar el ejemplo de la base de Kourou situada en la Guayana Francesa que es el punto de lanzamiento elegido para los lanzadores Ariane, que entre otros pusieron en órbita el satélite español HISPASAT. Al estar la base tan próxima al Ecuador, la inclinación de la órbita elíptica de transferencia es muy pequeña, entre 5° y 7°. El peso ahorrado en combustible, para corregir la inclinación de la órbita de transferencia, permite mayor vida útil al satélite, o bien dedicar mayor parte del satélite para equipos de comunicación.

---

<sup>10.5</sup> [http://www.upv.es/satelite/trabajos/sat\\_tv/lanza.htm](http://www.upv.es/satelite/trabajos/sat_tv/lanza.htm)

| <b>Lugar de Lanzamiento</b>         | <b>Latitud</b> | <b>Velocidad Tierra</b> | <b>Incremento Velocidad Apogeo</b> |
|-------------------------------------|----------------|-------------------------|------------------------------------|
| <b>Ecuador</b>                      | 0,00           | 465                     | 1479                               |
| <b>KOUROU,<br/>Guayana Francesa</b> | 5,23           | 463                     | 1493                               |
| <b>CABO CAÑAVERAL,<br/>Florida</b>  | 28,5           | 409                     | 1831                               |
| <b>BAIKONUR, Rusia</b>              | 45,6           | 325                     |                                    |
| <b>PLESTETK, Rusia</b>              | 62,8           | 213                     |                                    |

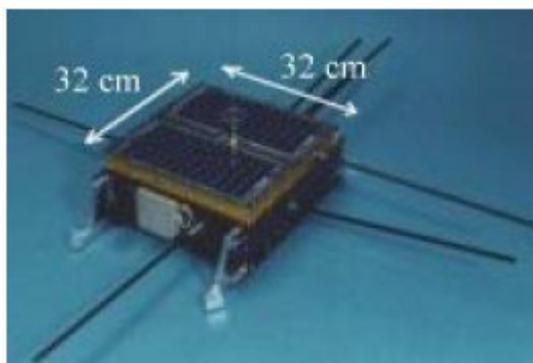
Puntos y lugares de lanzamientos <sup>10.6</sup>

### 10.3 Cuadro comparativo de nanosatélites por características.

A continuación se muestra un cuadro comparativo entre el nanosatélite Websat, el nanosatélite llamado Tubsat-N1 y el Pehuensat. El fue construido por la Universidad Técnica de Berlín y lanzado desde un submarino nuclear vía un misil militar SS-23 modificado. El objetivo de éste, es localizar animales, vehículos robados o boyas sonoras.

Este nanosatélite está ubicado en una órbita de 400x776 Km inclinada a 78.9°.

<sup>10.6</sup> [http://www.upv.es/satelite/trabajos/sat\\_tv/lanza.htm](http://www.upv.es/satelite/trabajos/sat_tv/lanza.htm)

TubSat-N1 <sup>10.7</sup>

El Pehuensat, una realización conjunta entre la Universidad Nacional del Comahue, la Asociación Argentina de Tecnología Espacial y AMSAT Argentina, tiende a cubrir una serie de necesidades, como ser la formación de recursos humanos en una región específica del país, la difusión de las actividades espaciales para el mejoramiento de la calidad de vida de los ciudadanos argentinos, la adaptación de tecnologías nacionales con tecnologías foráneas disponibles.

En este cuadro se pueden ver algunas diferencias en las tecnologías de fabricación y en costos.

| CARACTERISTICAS               | WEBSAT   | TUBSAT- N1   | PEHUENSAT   |
|-------------------------------|--|--|---|
| DIMENSIONES                   | <ul style="list-style-type: none"> <li>Prisma octogonal de <math>\Phi 13 \times 15</math> cm con una masa de 3 Kg.</li> </ul>    | <ul style="list-style-type: none"> <li>Cubo de 32 cm de lado con una masa de 3 Kg.</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Estructura tipo cajón, hecha de aluminio y acero inoxidable. Su masa es de 5 Kg.</li> </ul>                            |
| ORIENTACION Y POSICIONAMIENTO | <ul style="list-style-type: none"> <li>Determinación de la posición: sólo GPS.</li> <li>Control: electromagnético.</li> </ul>    | <ul style="list-style-type: none"> <li>La posición se determina vía dos magnetómetros, un volante de inercia y sensores de estrellas.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>El Control del Satélite y Administración de Comunicaciones se realiza a través del receptor RX de Pehuensat</li> </ul> |
| CARGA                         | <ul style="list-style-type: none"> <li>Cámara CCD de 1024x1024.</li> <li>Electrónica de tratamiento de imagen (2.5W).</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Cámara CCd de 1024 x 1024.</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>Telémetro AX25, realizará telemetría de packet a 1200 bd</li> </ul>  |
| COMUNICACIÓN                  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Unidireccional (satélite → estación terrena) vía constelación</li> </ul>                  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Unidireccional</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>La telemetría será transmitida, en principio, en dos idiomas, de los</li> </ul>  |

<sup>10.7</sup> <http://tubsat.fb12.tu-berlin.de/Tubsat-N.html>

|              |  |   |   |
|--------------|--|---|---|
|              | Teledesic (2 Mbps) (1W).   |   | cuales uno es castellano. Estos mensajes serán grabados en tierra de manera de maximizar el recurso de memoria. Los mensajes son: la identificación del satélite, los números naturales, el signo, el punto decimal y el nombre de la variable medida |
| ALIMENTACION | <ul style="list-style-type: none"> <li>Mínima 3W producida por celdas solares estándar repartidas sobre la superficie del prisma.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Baterías de NiCd de 5 Ah cargadas por dos paneles solares (6x4 cm<sup>2</sup>).</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Dos Celdas solares de 6V/300MA</li> <li>Un banco de pilas alcalinas</li> <li>Dos grupos de baterías NiCd alcalinas</li> <li>Antena: Dipolo en V.</li> </ul>  |
| COSTO        | <ul style="list-style-type: none"> <li>Menor a \$1.5 mddls</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Menor a \$1.0 mddls.</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>No existe una cifra exacta, pero se estima que sea menor a 2 mddls.</li> </ul>   |

Tabla comparativa<sup>10.8</sup>

<sup>10.8</sup> The University Nanosat Program: An Adaptable, Responsive and Realistic Capability Demonstration Vehicle  
2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings

<http://tubsat.fb12.tu-berlin.de/Tubsat-N.html>

Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006

## 11. CONCLUSIONES

- ✓ Se lograron los objetivos planteados en un principio, ya que llegamos a los siguientes resultados:
- ✓ Un nanosatélite es un sistema complejo y delicado integrado por varios subsistemas; cada uno de ellos es igualmente importante, pues su probable fallo podría causar la inutilidad parcial o total del conjunto.
- ✓ Si bien los nanosatélites son el paradigma de su utilización, las nanotecnologías estarán presentes en todos los subsistemas de los satélites grandes y pequeños. La producción de nanosatélites se beneficiará del uso de circuitos de aplicación específica (ASIC's), Microsistemas electro-mecánicos (MEMS) y materiales nanoestructurados.
- ✓ Podemos darnos cuenta que gracias a las simulaciones que se han realizado para el empleo eficiente de los nanosatélites, fue posible plantearse la posibilidad de emplear materiales compuestos (carbono-epoxi) con la finalidad de mejorar su comportamiento estructural.

### 11.1 Ventajas

- ✓ Analizando la aplicación de la nanotecnología al espacio por subsistemas, hay ventajas inmediatas. En la estructura de nuevos materiales más ligeros y más resistentes y acabados superficiales con nanopartículas que les confieren nuevas propiedades. Las aplicaciones potenciales son enormes, no sólo como fibras estructurales para refuerzo de materiales compuestos sino también como semiconductores.
- ✓ La creación de nanosatélites es tecnológicamente posible hoy en día, particularmente en el caso de órbitas muy bajas, en donde el empleo de nuevas tecnologías resulta ser muy alentador (a reserva de algunas precauciones a tomar bajo ciertas circunstancias). Además la utilización de satélites situados en órbitas superiores, como por ejemplo los sistemas GPS y Teledesic ofrecen nuevas opciones de navegación a estas altitudes.
- ✓ Ahora, desde un punto de vista económico, es muy cierto que la masa tan pequeña y por consecuencia el volumen pequeño de un nanosatélite, constituyen los principales elementos a su favor.
- ✓ La energía que hay que gastar para poner un satélite en órbita siendo proporcional a la masa de éste, provoca una baja importantísima en el costo de lanzamiento, ya que representa entre el 20% y 50 % del costo total de la misión; el presupuesto del lanzamiento de un nanosatélite es de alrededor del 5% a 10% del total. Consecuencia inmediata, es el desarrollo del nanosatélite y de todos sus subsistemas.

## **11.2 Desventajas**

- ✓ Dado que, como se planteó en un principio este tema es nuevo, tuvimos complicaciones en la recopilación de información.
- ✓ Por otra parte, en el caso de las tapas, las temperaturas extremas no permiten ubicar equipos térmicamente sensibles. De ser necesario, deberán protegerse con aislaciones correctamente dimensionadas. También puede ser útil modificar las propiedades ópticas del recubrimiento.
- ✓ Las temperaturas extremas de funcionamiento de los equipos ubicados en los módulos del interior del satélite pueden llegar a comprometer su funcionamiento; se deberá estudiar cuidadosamente este problema durante la fase de desarrollo, no descartando modificaciones y rediseños importantes incluyendo el uso de un control térmico activo.

## **11.3 Problemáticas**

- ✓ La búsqueda de información resultó difícil debido a que al ser una nueva tecnología no es basta e inclusive se encuentra en diferentes idiomas, lo que también implicó una adecuada traducción y entendimiento del tema para poder plasmarlo en este trabajo.
- ✓ Otro factor importante fue que debido a la ausencia de información en libros, como tal, la mayoría de los documentos en los que nos basamos fueron de internet.

## BIBLIOGRAFÍA

- *Neri Vela, Rodolfo, Comunicaciones Satelitales, México, Editorial Trillas.*
- *Rosado, Carlos. Comunicación por satélite. México. Editorial Limusa, México 1999*
- *Electrical Power Systems, Direct Current, Space Vehicle Design Requirements.*  
*B.A. Lenertz*  
*Electrical and Electronics systems Department. The Aerospace corporation, El Segundo*  
*C.A.*
- *Documento del nanosatélite: Inspector Satellite Imaging System de la NASA*
- *KUTESAT-2, A STUDENT NANOSATELLITE MISSION FOR TESTING RAPID RESPONSE SMALL SATELLITE TECHNOLOGIES IN LOW EARTH ORBIT*  
*Scott Tyson*  
*Space Microsystems, Inc.*
- *Shaffner, J.A., "The Electronic System Design, Analysis, Integration and Construction of the Cal Poly State University CP1 CubeSat," 16th Annual AIAA/USU Small Satellite Conference, Logan, Utah, August, 2002.*
- *Virginia Tech Ionospheric Scintillation Measurement Mission*  
*Christopher D. Hall*  
*Aerospace and Ocean Engineering*  
*Virginia Tech*
- *University Nanosatellite Program Website,*  
*<http://www.nanosat.usu.edu/>*
- *TechSat21 Website,*  
*<http://quark.plk.af.mil/vsd/techsat21/>*
- *ETAPAS DE RF Y FI DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA NANOSAT*  
*Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones*  
*ETSI de Telecomunicación*  
*Universidad Politécnica de Madrid*
- *Angel Martínez Jiménez "Diseño de un sistema de comunicaciones para satélite de órbita baja basado en modulaciones de fase continua." Tesis Doctoral.*  
*Universidad Politécnica de Madrid. E.T.S.I. de*  
*Telecomunicación. 28 de marzo 2001*
- *InfoEspacio, Junio 2003.*  
*[www.proespacio.org](http://www.proespacio.org)*

- ANÁLISIS ESTRUCTURAL PRELIMINAR DE UN NANOSATÉLITE LANZADO POR CAÑÓN ELECTROMAGNÉTICO  
Eduardo N. Zapico, Gustavo J. Torresán† y Roberto J. Garay  
Departamento Aeronáutica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba,
- CONSIDERACIONES SOBRE EL ANÁLISIS TÉRMICO DE UN NANOSATÉLITE  
Eduardo Zapico, Jean Paul Carnicer  
Dpto. Aeronáutica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba
- Ng, A. – “Future Generations of Nanosatellites” – Canadian Space Agency – 2002
- Torresán, G.J., Marí, G.J., Zapico, E.N. - "Thermal Analysis of  $\mu$ Sat-2 Microsatellite" - Anais do XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - Universidad de Uberlandia - ISBN 85-85769-07-6. Uberlandia, MG, Brasil, Nov 2001.
- Mini, Micro y Nanosatélites  
Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial  
Zaragoza, 20 de noviembre de 2006
- University Nanosatellite Distributed Satellite Capabilities to Support TechSat 21
- Experimental Missions in W-Band: A Small LEO Satellite Approach  
IEEE SYSTEMS JOURNAL, VOL. 2, NO. 1, MARCH 2008
- Analyzing the Performance of a Nanosatellite Cluster-Detector Array Receiver for Laser Communication  
Denis Bushuev, Debbie Kedar, *Student Member, IEEE*, and Shlomi Arnon, *Senior Member, IEEE*  
JOURNAL OF LIGHTWAVE TECHNOLOGY, VOL. 21, NO. 2, FEBRUARY 2003
- A Reconfigurable Multifunctional Architecture Approach for Next-Generation Nanosatellite Design  
Bill Jackson and Kenny Epstein  
Ball Aerospace and Technologies Corp.
- The University Nanosat Program: An Adaptable, Responsive and Realistic Capability Demonstration Vehicle  
2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings
- Nano-satellites, a fast way to pre-qualify new micro-technology  
R.J. Hamann, Faculty Aerospace Engineering, Delft University of Technology, The Netherlands, C.J.M. Verhoeven, Faculty EEMCS, Delft University of Technology, A.R. Bonnema, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology  
Proceedings of the 2005 International Conference on MEMS, NANO and Smart Systems (ICMENS'05)

- An Integrated Micro HTS System for Energy Storage and Attitude Control for Three-Axis Stabilized Nanosatellites  
Eunjeong Lee, Bongsu Kim, Junseok Ko, Chi Young Song, Seong-Jin Kim, Sangkwon Jeong, and Seung S. Lee  
IEEE TRANSACTIONS ON APPLIED SUPERCONDUCTIVITY, VOL. 15, NO. 2, JUNE 2005
- An Ultra Low Weight/Low Cost Three Axis Attitude Readout System for Nano-Satellites  
Gerald Falbel  
Optical Energy Technologies Inc.
- Design of a Telecommand and Telemetry System for use on Board a Nanosatellite  
Adnane Addaim, Abdelhak Kherras  
Centre for Space Research and Studies  
Mohammadia School of Engineers, EMI  
Rabat, Morocco
- HAUS AT-2 Nanosatellite ADCS Performance Analysis and Commissioning  
0-7803-8977-8/0SR20.00 02005 IEEE.
- Delfi-C3: a Student Nanosatellite as a Test-bed for Thin Film Solar Cells and Wireless Onboard Communication  
Faculty of Aerospace Engineering  
Faculty of Electrical Engineering, Mathematics and Computer Science  
Delft University of Technology  
The Netherlands
- Nanosatellite Mothership - Daughtership Experiment by Japanese Universities  
Shin Satori, Masahiro Suzuki , Masami Sasaki , Ryuichi Mitsunashi, Satoshi Takezawa, Tomohiro Ishikawa and Atsushi Nagata  
Hokkaido Institute of Technology
- Nanosatellite de télédétection  
Rapport final  
Université Laval, Abril 2006
- [http://oncetv-ipn.net/noticias/index.php?modulo=despliegue&dt\\_fecha=2005-09-19&numnota=32](http://oncetv-ipn.net/noticias/index.php?modulo=despliegue&dt_fecha=2005-09-19&numnota=32)
- <http://www.laflecha.net/canales/ciencia/la-nasa-desarrollara-nanosatelites>
- <http://www.angelfire.com/mac2/proyecto/art3.htm>
- <http://www.astrosurf.com/astronosur/satelites.htm>
- <http://ciberhabitat.gob.mx/medios/satelites/artificiales/tipos.htm>
- [www.esa.int/esaCP/SEMM0FWJD1E\\_Spain\\_0.html](http://www.esa.int/esaCP/SEMM0FWJD1E_Spain_0.html)
- [www.meteored.com/ram/1747/el-primer-nanosatelite-espaol-se-lanzar-en-diciembre](http://www.meteored.com/ram/1747/el-primer-nanosatelite-espaol-se-lanzar-en-diciembre)

- [www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141](http://www.amcaonline.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/154/141)
- <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=1>
- [http://srg.aut.uah.es/fileadmin/Publications/PP\\_DS DM06.pdf](http://srg.aut.uah.es/fileadmin/Publications/PP_DS DM06.pdf)
- <http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/SSHP/index.html>
- <http://dSPACE.dial.pipex.com/town/plaza/he13/orbmot.shtml>
- <http://leonardo.jpl.nasa.gov/msl/home.html>
- <http://tubsat.fb12.tu-berlin.de/Tubsat-N.html>
- [http://ranier.oact.hq.nasa.gov/Telerobotics\\_Page/FY97Plan/Contents.html](http://ranier.oact.hq.nasa.gov/Telerobotics_Page/FY97Plan/Contents.html)
- <http://www.eas.asu.edu/~nasasg/asusat/asusat.html>
- [http://www.sstl.co.uk/services/subpage\\_services.html](http://www.sstl.co.uk/services/subpage_services.html)
- [http://munin.irf.se/frames/tecnology\\_main\\_gps2.html](http://munin.irf.se/frames/tecnology_main_gps2.html)
- <http://www.teledesic.com/overview/frover.html>
- [http://www.iridium.com/english/tech/i\\_tech.html](http://www.iridium.com/english/tech/i_tech.html)
- <http://www.globalstar.com/tech/tech.htm>
- <http://www.esoc.esa.de/external/mso/debris.html>
- <http://www-spod.gsfc.nasa.gov/Education/Intro.html>
- [http://liftoff.msfc.nasa.gov/shuttle/sts-75/tss-1r/apps/pwr\\_generator.html](http://liftoff.msfc.nasa.gov/shuttle/sts-75/tss-1r/apps/pwr_generator.html)
- <http://www.aoe.vt.edu/~hokiesat>
- <http://www.presence-pc.com/actualite/yonah-intel-processeurs-13610/>
- [http://www.sstl.co.uk/documents/Subsys\\_SGR10\\_HQ%5B1%5D\\_1.pdf](http://www.sstl.co.uk/documents/Subsys_SGR10_HQ%5B1%5D_1.pdf)
- [http://fr.wikipedia.org/wiki/Accumulateur\\_électrique](http://fr.wikipedia.org/wiki/Accumulateur_électrique)
- <http://www.electronic-kits-and-projects.com/uc5172.htm>
- [http://download.micron.com/pdf/datasheets/imaging/MT9T001\\_3100\\_DS.pdf](http://download.micron.com/pdf/datasheets/imaging/MT9T001_3100_DS.pdf)
- <http://www.ssec.honeywell.com/magnetic/datasheets/hmr2300.pdf>
- <http://www.embeddedarm.com/epc/ts7300-spec-h.htm>