



UNIVERSIDAD NACIONAL  
AUTÓNOMA DE  
MÉXICO

# UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA  
Programa de Maestría y Doctorado en Ingeniería

---

## “ANÁLISIS Y EVALUACIÓN DE TECNOLOGÍAS PARA PEQUEÑOS SATELITES”

### T E S I S

Que para obtener el Título de  
**MAESTRO EN INGENIERIA ELECTRICA EN  
TELECOMUNICACIONES**

Presenta.  
FRANCISCO JAVIER AURIOLES MORENO

Asesor de Tesis: Dr. Salvador Landeros Ayala



México, D.F. Agosto 2007



Universidad Nacional  
Autónoma de México



**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**

**A mis papas**, que una vez mas me apoyaron para seguir estudiando.

**A mis tíos Beto y Lupe**, que me recibieron en sus casas y por todo lo que he aprendido con ellos.

**A mi Asesor**, el Dr. Salvador Landeros por dedicar tiempo en la tutoría de este trabajo.

**A mis profesores**, que con su calidad humana y conocimiento, aprendí mucho de ellos

**A mis amigos y compañeros**, por permitirme conocerlos y ofrecerme su amistad.

**A la UNAM**, por tener la oportunidad de haber conocido y estudiado en esa magnifica casa de estudios.



---

## ANÁLISIS Y EVALUACION DE TECNOLOGIAS PARA PEQUEÑOS SATELITES

1. <b>Resumen</b> .....	i
2. <b>Antecedentes</b> .....	1
a) Definición.....	1
b) Clasificación y composición de satélites.....	1
c) Historia .....	9
3. <b>Situación actual en el mundo</b> .....	21
a) Microsatélites.	
b) Picosatélites.	
c) Nanosatélites.	
4. <b>Análisis y tendencias tecnológicas</b> .....	34
a) Subsistema de Comunicación.....	35
b) Subsistema de telemetría, rastreo y comando.....	41
c) Subsistema Eléctrico y de potencia.....	55
d) Subsistema de control térmico.....	79
e) Subsistema de posición y orientación.....	80
f) Subsistema de propulsión.....	91
g) Subsistema Estructural.....	105
h) Subsistema de computadora a bordo.....	110
5. <b>Situación actual en México</b> .....	121
a)Antecedentes.....	121
b)Actualidad.....	142
6. <b>Conclusiones</b> .....	146
7. <b>Glosario</b> .....	159
8. <b>Bibliografía</b> .....	163



---

## RESUMEN

El objetivo de este trabajo es mostrar un estudio y análisis de algunas tecnologías que tenderán a seguir la siguiente generación de pequeños satélites.

Bajo este esquema se describe en la segunda parte de este trabajo, un panorama general de los satélites, definiciones, historia, clasificación y subsistemas de los pequeños satélites, además de mencionar algunas misiones relevantes; En el capítulo tercero se presenta la situación actual en el mundo sobre desarrollo de satélites pequeños, esto es, algunas misiones realizadas en esta categoría de satélites, mencionando algunas características de cada uno; En el cuarto capítulo, se presenta un estudio mas detallado de la tecnología y dispositivos usado en los diferentes subsistemas, así como las tendencias y tecnologías en auge como son, la microelectrónica. En comunicación, se habla de diferentes tipos de antenas y su aplicación según cada misión, telemetría y comando se ilustran algunos protocolos de comunicación, dispositivos de transmisión y recepción, en el subsistema eléctrico y de potencia se profundiza en las diferentes disposiciones de los paneles solares, nuevos materiales para baterías. En el subsistema de posición y orientación se explican los diferentes mecánicos que permiten orientar al satélite, así como elementos que permiten una estabilización que junto con el sistema de propulsión la algunos casos, ayudan a mantener la altitud del satélite. También se mencionan diferentes tipos de propulsores, tanto en tamaño y tecnología de construcción, como en tipo de combustible usado y en el subsistema estructural se hace mención de los



materiales, tamaños y formas que estos satélites pueden tener de acuerdo con su tamaño, así como estándares que empiezan a ser tomados en cuenta para una mejor adaptación de lanzamientos con otros satélites; En el quinto capítulo se presenta el panorama y situación actual en México sobre el desarrollo de pequeños satélites, presentando antecedentes en la historia de estos desarrollos, en que se está empezando a desarrollar e investigar, misiones que están en proceso de consolidación así como infraestructura para alcanzar estos objetivos. Y por último se finaliza con una conclusión del trabajo aquí presentado aportando algunas propuestas que podrían ser una referencia para los investigadores en cada uno de los subsistemas aquí presentados.



---

## 2. ANTECEDENTES

### a) Definición:

Se denomina Satélite a cualquier objeto celeste natural o artificial que orbita alrededor de otro cuerpo, usado a menudo para describir lunas y naves espaciales o artefactos lanzados por el hombre que giran alrededor de la tierra.

### b) Clasificación de los Satélites

El desarrollo de proyectos en pequeños satélites se ha caracterizado por sus escalas de desarrollo, rapidez para misiones experimentales en comparación con la industria convencional, teniendo tiempos desde su implantación hasta su lanzamiento de hasta 36 meses. Muchos términos son usados para redescubrir nuevas clases de satélites como son los pequeños satélites, microsátélites, minisatélites, nanosatélites así como los picosatélites y femtosatélites, esta clasificación es propuesta por la agencia de proyectos espaciales avanzados de los estados unidos como satélites ligeros. Sin embargo en recientes años se ha adoptado un método general para clasificar a los satélites en base a su masa, estos limites incluyen el combustible y es como sigue:

NOMBRE	MASA	CLASIFICACION
Largo	> 1000Kg	GANDES
Mediano	500 a 1000Kg	MEDIANOS
Mini	100 a 500Kg	PEQUEÑOS
Micro	10 a 100Kg	PEQUEÑOS
Nano	1 a 10Kg	PEQUEÑOS
Pico	.1 a 1Kg	PEQUEÑOS
Femto	< 100g	PEQUEÑOS

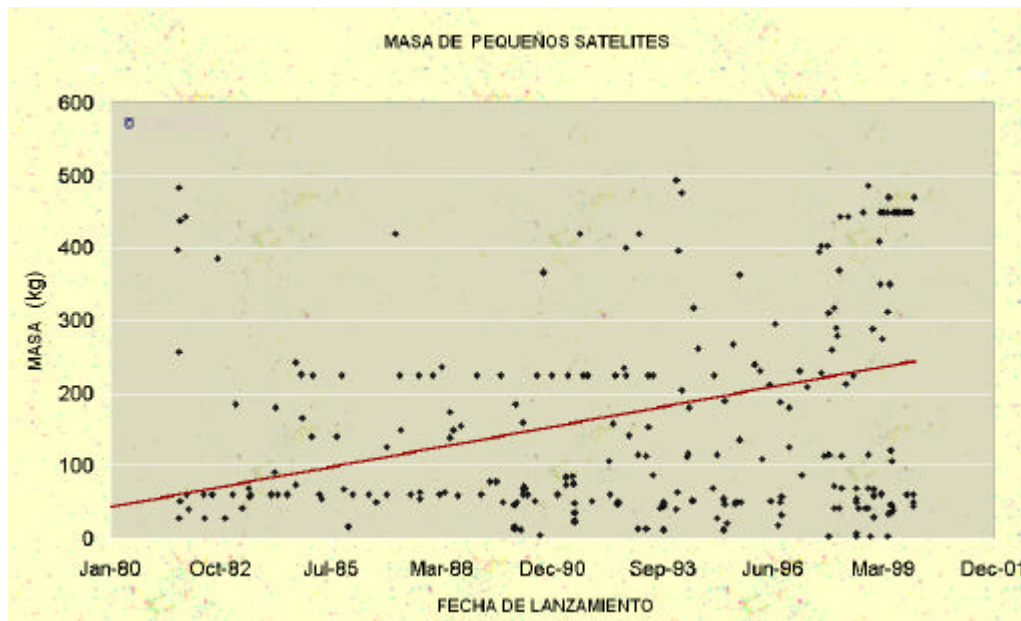
Dentro de esta clasificación, el término de satélite pequeño se utiliza para toda nave espacial con una masa de menos de 500Kg.



<p>Satélite Grande (Milstar-F5)</p>	<p>Micro satellite (HealthSat-2)</p>	<p>Pico y Nano Satélite (Snap1 y Artemis)</p>

En la siguiente gráfica se muestra una distribución del desarrollo de satélites en base a su masa para pequeños satélites, durante el periodo de 1980 a 1999. Se puede observar una tendencia ascendente en el uso de este tipo de satélites, principalmente un crecimiento en los minisatélites (de 100 a 500Kg), esto quiere decir que gracias a la tecnología se permitirá que un satélite grande y pesado, pueda ser construido cada vez más pequeño y ligero pasando a la clase de minisatélites. Mas recientemente, nuevas investigaciones y desarrollos han revolucionado la construcción de micro dispositivos con mayor capacidad, permitiendo que los microsateles crezcan en la curva y que los primeros nanosatélites modernos fueran lanzados a final de los años 90.

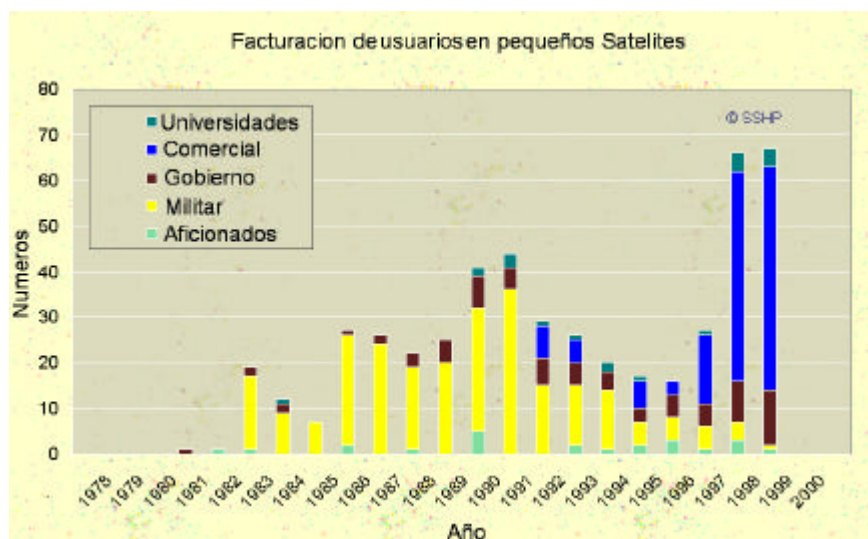
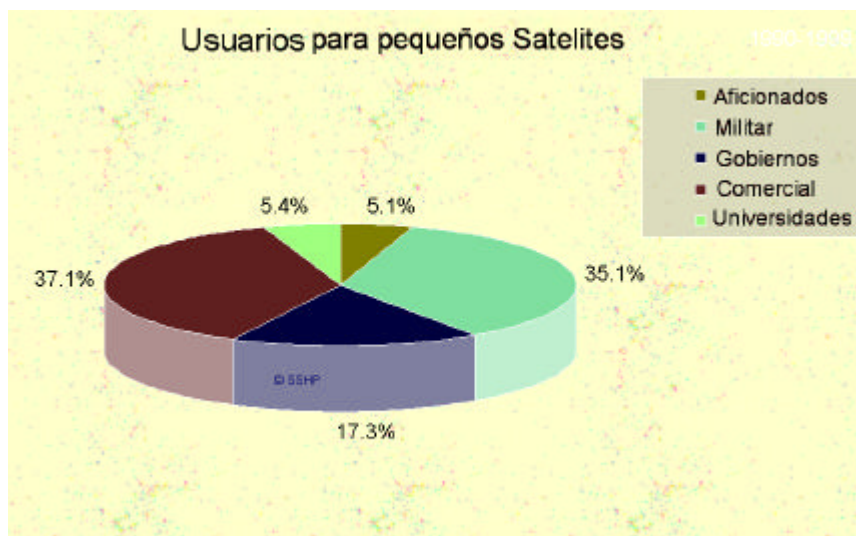




Los satélites pequeños han estado prácticamente presentes desde el inicio de la era espacial, pero los satélites grandes han dominado la industria. Sin embargo en la década de los 90 debido a la reducción de presupuestos en programas espaciales, se buscó que los lanzamientos fueran más baratos y rápidos (porque la reducción de costes va en proporción a la cantidad de combustible necesaria para las fuerzas impulsoras y esto en base a la reducción de tamaño de los satélites) buscando con esto tener que centrar la atención en la capacidad y ventajas que los pequeños satélites podrían traer así como sus nuevos usos (complementación de servicios proporcionados por los grandes satélites), en comunicaciones, exploración espacial, etc. reforzando la industria espacial hacia misiones con más alcance y menos costosas.



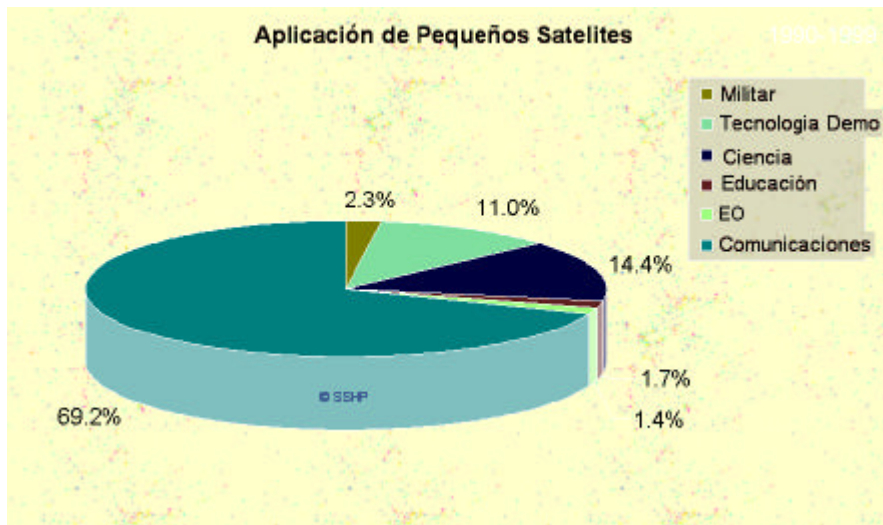
El interés por los satélites pequeños esta creciendo a lo largo del mundo, tanto en universidades, gobiernos, empresas y organizaciones, al grado que están empezando a desarrollar sus propios programas en pequeños satélites. En la siguiente grafica se muestra una tendencia de las diferentes instancias que desarrollan pequeños satélites





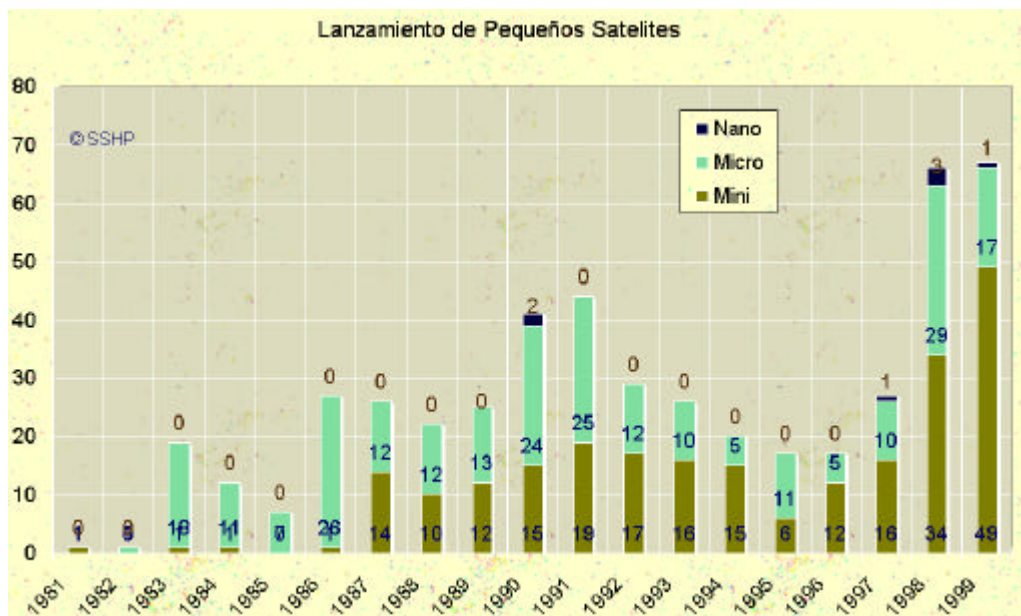
Los satélites pequeños eran de acceso exclusivo de grupos científicos y grupos de aficionados, pero con los avances en la microelectrónica y nano tecnología (en particular los microprocesadores), han hecho una alternativa viable a los pequeños satélites, proporcionando soluciones rentables a problemas tradicionales en un momento en que los presupuestos espaciales iban disminuyendo, así como también dan un mayor al avance a la ciencia proporcionando respuestas más rápidas a las investigaciones y a misiones. La distribución de aplicaciones de pequeños satélites en este periodo, se puede ver en la grafica.





Se observa que las aplicaciones más rentables son las comunicaciones comerciales, después le siguen las investigaciones científicas así como las pruebas de los nuevos desarrollos tecnológicos, y por último están aplicaciones militares y educación.

La siguiente gráfica muestra una tendencia de lanzamientos de satélites hasta 1999 según la clasificación de pequeños satélites





Pocos nano y picosatélites (de menos de 10kg) han sido lanzados en este periodo, pero se ha incrementado el interés en esta clase de satélites

Un satélite convencional esta formado por varios subsistemas como son: estructural, rastreo, telemetría y comando, térmico, propulsión, estabilización, altitud, orientación y posicionamiento, carga útil según sea el caso, energía y/o potencia, comunicaciones. Los pequeños satélites, específicamente los pico, nano y femtosatélites no cuentan con todos los subsistemas debido a sus características y aplicaciones.

El subsistema de comunicaciones incluye las antenas así como todos los aparatos y dispositivos de comunicación (transmisor y receptor), este subsistema es el encargado de recibir y transmitir las señales de radiofrecuencias desde o hacia direcciones y zonas de cobertura deseada. Los dispositivos de comunicación amplifican las señales recibidas, cambia la frecuencia de transmisión y posteriormente por medio de las antenas son retransmitidas. Estas señales también pueden ser procesadas dentro del satélite así como almacenadas.



El subsistema eléctrico es el encargado de suministrar electricidad a todos los dispositivos y equipos del satélite, esta energía es suministrada en los niveles adecuados de voltaje y corriente así como potencia bajo cualquier condición (eclipses), este subsistema incluye a los paneles solares, las baterías de almacenamiento, amplificadores, regulación y distribución.

El subsistema térmico es el encargado de regular la temperatura que el satélite sufre durante el día y la noche (eclipses). Este subsistema está un poco relacionado con la estructura y materiales del satélite.

El subsistema de posicionamiento y orientación es el encargado de determinar y mantener su posición y orientación del satélite, así como su estabilización y orientación correcta de las antenas y paneles solares, este está compuesto por torques magnéticos, giroscopios, propulsores, bobinas magnéticas.

El subsistema de propulsión es el encargado de proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir las desviaciones en posición y orientación provocadas por las fuerzas de la tierra. Así como caída y en la última etapa de su lanzamiento, la colocación de satélites en una órbita determinada.

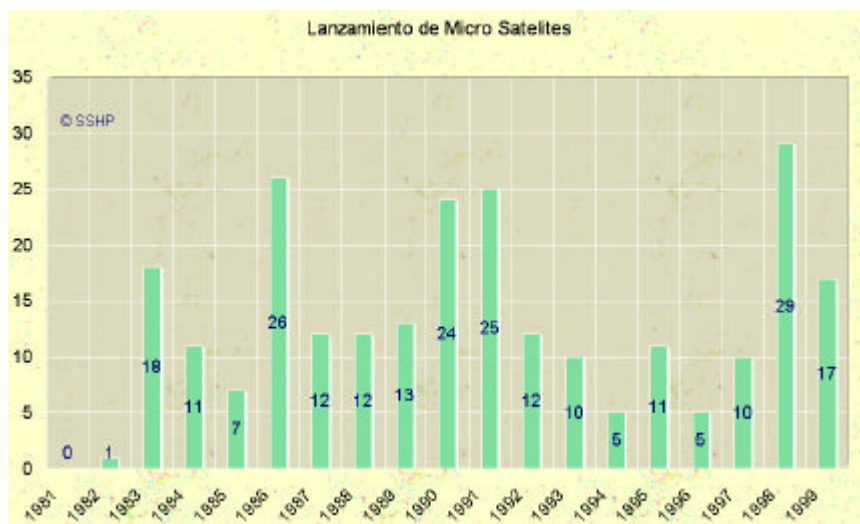
El subsistema de rastreo, telemetría y comando tiene como función el intercambio de información con la estación terrena permitiendo conservar y monitorear su estado de funcionamiento en cualquier momento.



El subsistema estructural es prácticamente el satélite, es el encargado de proteger, contener y alojar los equipos así como darle rigidez durante su lanzamiento.

### c) Historia.

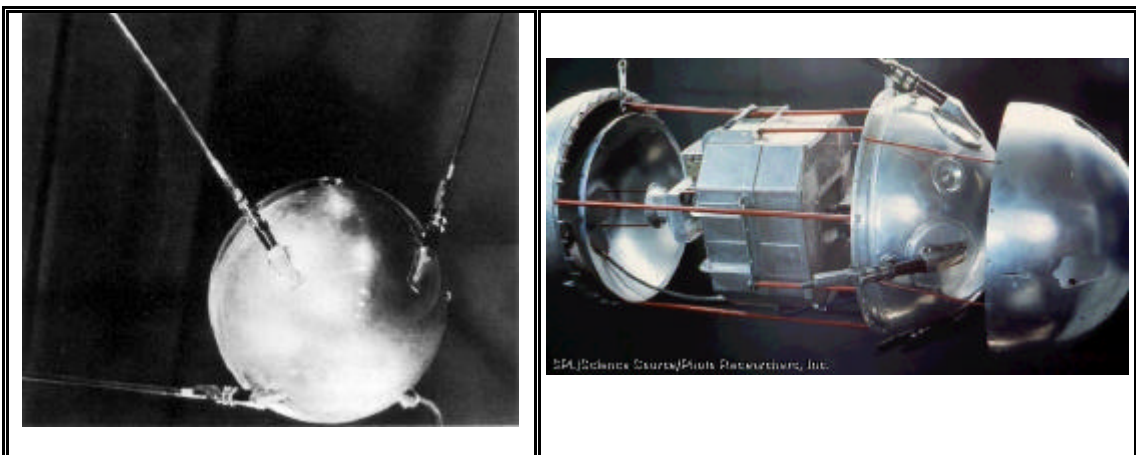
Los microsátélites tradicionales aparecen en 1957 y en 1980 los microsátélites modernos, llamados así porque llevan un microprocesador conocido como computadora a bordo, lo cual permite hacer operaciones programadas fuera del rango de la estación terrena. Como puede verse en la grafica, los picos en las graficas son dominadas por constelaciones de satélites rusos con fines táctico-militares, los picos en los años 90 y 91 son un despunte de los satélites norteamericanos debido a su creciente interés militar, lo cual debido a cortes presupuestales causan una inmersión subsiguiente. Y en 1998 el aumento norteamericano se debió al envío de la contestación ORBCOMM con 18 satélites, anunciando el inicio de los micro satélites comerciales.





A continuación se muestran algunos proyectos en satélites pequeños que han sobresalido en este periodo:

**Sputnik-I:** Lanzado el 4 de octubre de 1957, tenía una forma esférica con un diámetro de .58m y 83.6Kg de peso, construido de aluminio sellado con nitrógeno para proporcionar control térmico emitía un beacon de 20.005 y 40.002Mhz. Contaba con dos pares de antenas flexibles de 2.4 y 2.9 m las cuales fueron dobladas dentro de la nariz del cohete y desplegadas automáticamente en orbita. Su principal propósito era el de proveer datos acerca del campo gravitatorio de la tierra. Las señales emitidas fueron utilizadas para caracterizar la ionosfera. El satélite transmitió impulsos telegráficos con duración de 300ms. La frecuencia y retardo entre pulsos fue modulado para retransmitir la información de la presión y temperatura del nitrógeno interior. Empleo baterías químicas. Los radiotransmisores fallaron después de 3 semanas y el sputnik callo el 4 de enero de 1958. siendo su vida de 3 meses.

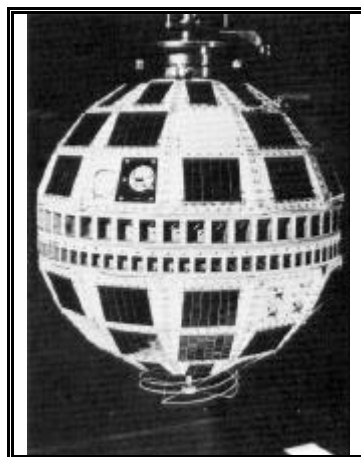






**Explorer-I:** En respuesta a los sputnik, Estados Unidos lanza el Explorer I, de forma cilíndrica (2.03m de largo por 1.5m de diámetro) y 13.6Kg de peso. Fue el primero de una serie de satélites para el estudio del ambiente del espacio. Funcionando hasta 23 mayo de 1958 con un enlace de 108Mhz y cayendo el 31 marzo 1970. Transmitiendo en 8 canales continuamente de información. Tenía 4 antenas rígidas desplegadas al momento de su liberación. Existe más versiones como el Explorer-2 a 8 entre otros.

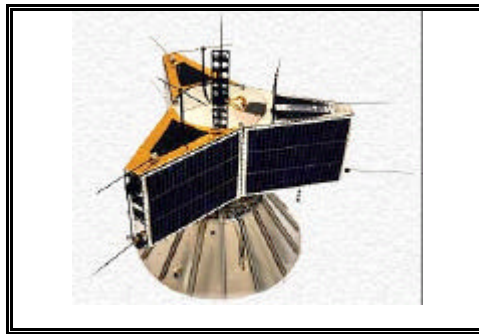
**Telstar-1:** Primer satélite comercial lanzado por los laboratorios Bell el 10 julio 1962, de forma esférica con 3600 celdas solares, llevaba un transponder en ancho de banda de 6.39 / 4.17GHz, ofreciendo 600 canales de voz y uno de televisión. La telemetría era con PCM/ AM /FM a 136MHz, tenía un peso de 77Kg y operó hasta el 21 de febrero de 1963; después vinieron otras versiones.





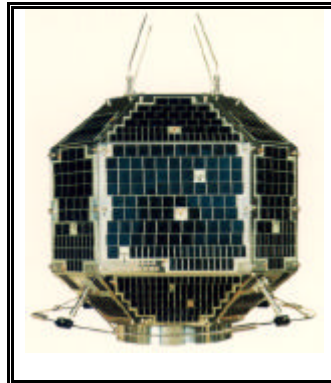
**Iskra-2:** microsatélite ruso para comunicaciones amateur, soltado el 17 de mayo de 1982 desde el saljut 7, con un peso de 28Kg y de forma esférica midiendo .6m de diámetro, transmitió únicamente telemetría.

**AO (Amsat Oscar) -10:** microsatélite alemán de forma de estrella con un peso de 69.5Kg, lanzado el 16 de junio de 1983, lanzado con otro satélite lo que obligo a cambiar su orbita usando un booster de presión. Sus dimensiones son de 600 x 40 x 200mm.

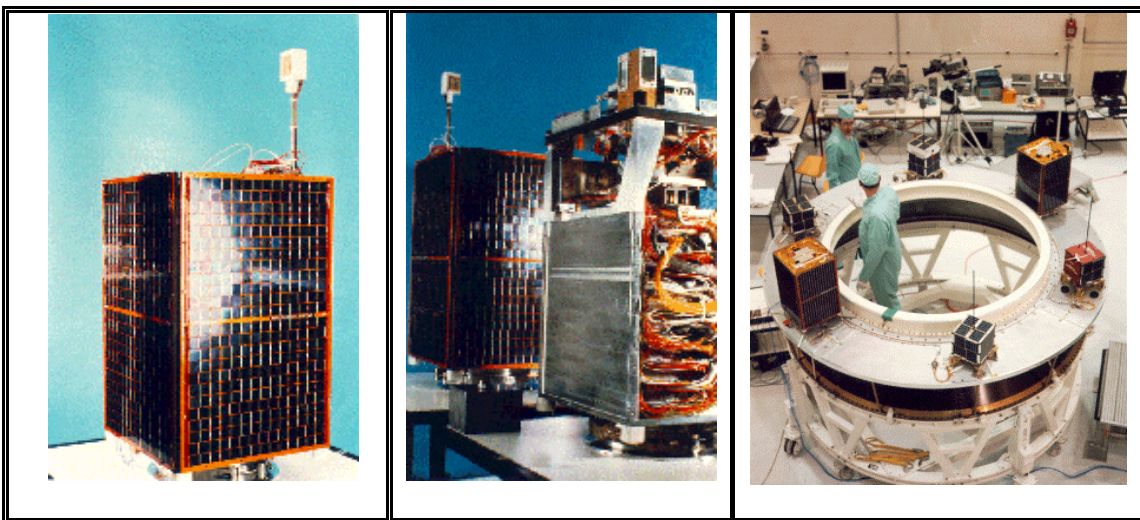


**UKS:** lanzado el 16 de agosto de 1984 con 74Kg de peso en colaboración con USA y Alemania, actuó como un subsatélite del satélite IRM.

**Fuji-1:** Microsatélite japonés de 50Kg, lanzado el 12 de agosto de 1986, tiene forma de poliedro con 26 caras; Fuji-2 lanzado el 7 de febrero de 1990, llevaba un transpondedor para comunicaciones analógicas, con un peso de 80Kg y 20 caras.

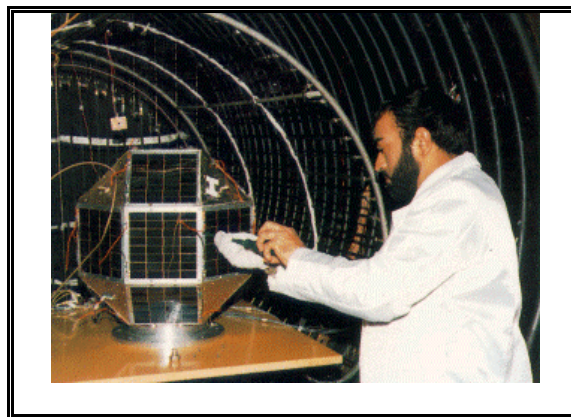


**UoSAT:** Primer experimento de micro satélites de la universidad de Surrey, lanzado el 6 de octubre de 1981 y reingresa el 13 octubre de 1989 aun siendo operacional, con un peso de 52Kg y de forma rectangular con dimensiones de 740x420x420 y un gradiente gravitacional desplegable; **UoSAT-3:** Primer satélite basado en la tecnología de satélites LTD de la universidad de Surrey, microsatélite modular, lanzado el 22 de enero de 1990, tiene un peso de 45.5Kg con dimensiones rectangulares de 350x350x650mm, con 4 paneles solares en sus caras largas y un gradiente gravitacional de 6m. Existen otras versiones



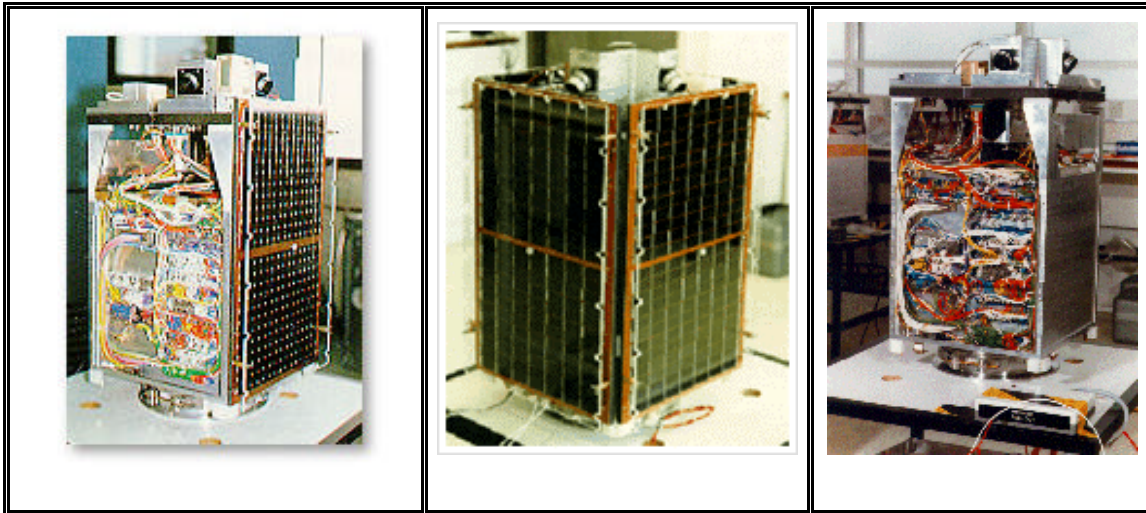


**BADR-1:** microsatélite chino lanzado el 16 de julio de 1990, tiene un peso de 52Kg, tiene 26 facetas y eléctricamente esta basado en el UoSAT –2, lleva un transponder de almacenamiento y de reenvío en bandas 144-146MHz y 435-436MHz. Se perdió contacto con el satélite el 20 de agosto debido a una falla eléctrica.

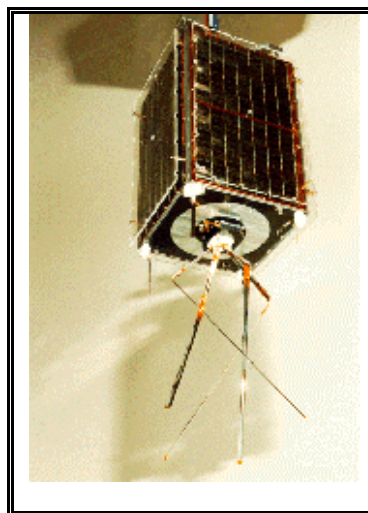


Con la tecnología de la universidad de Surrey se desarrollaron otros microsatélites para diferentes países como son:

**KitSat-1:** basado en el UoSAT-5, construido por estudiantes del instituto de ciencia y tecnología avanzada de Corea bajo un programa de intercambio con Surrey fue lanzado el 10 de agosto de 1992, con un peso de 48.6Kg y dimensiones de 50x350x650mm, tiene 4 paneles solares en las paredes largas del cuerpo del satélite así como un gradiente gravitacional de 6m.

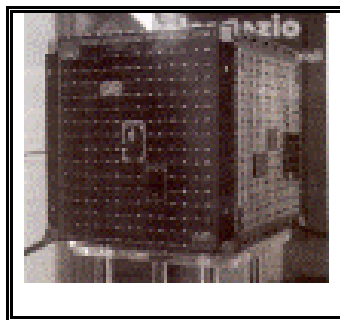


**S80/T:** basado en el UoSAT, lanzado el 1 de agosto de 1992, el microsatélite de forma rectangular tiene unas dimensiones de 350x350x650mm, con un peso de 50Kg con cuatro paneles solares en sus caras largas entregando una potencia de 25W, tenía un gradiente gravitacional de 6m.

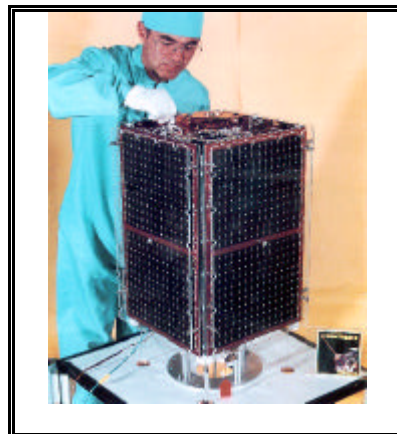




**TemiSAT:** microsátélite italiano lanzado el 30 de agosto de 1993, las pruebas y la integración fue con ayuda de Kayser-Threde GMBH compañía alemana. De forma cúbica con dimensiones de 350 x 350 x 350mm y peso de 42Kg. Genera una energía máxima de 65W y emplea dos bobinas magnéticas para estabilización.

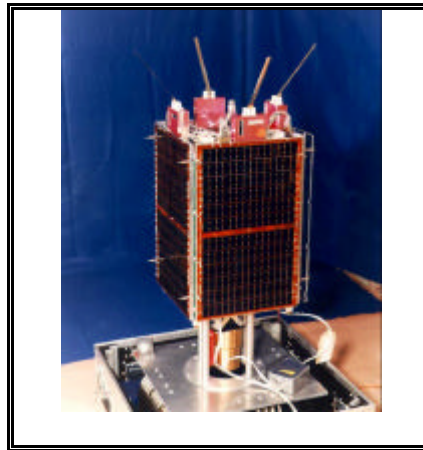


**HealthSat-2:** lanzado el 26 de septiembre de 1993, construido por satelife basándose en UoSat, con un peso de 43.8Kg y dimensiones rectangulares de 350x350x650mm, 4 paneles solares.





**FASat-Alfa:** primer satélite chileno construido bajo un programa de transferencia de tecnología entre la fuerza aérea de Chile y Surrey Satellite technology LTD del reino unido, uso el modulo de comunicación de UoSAT, lanzado el 31 de agosto de 1995; FASat-Bravo microsatélite construido también por SSTL para la fuerza aérea chilena como reemplazo del FatSat Alfa, con un peso de 55Kg.

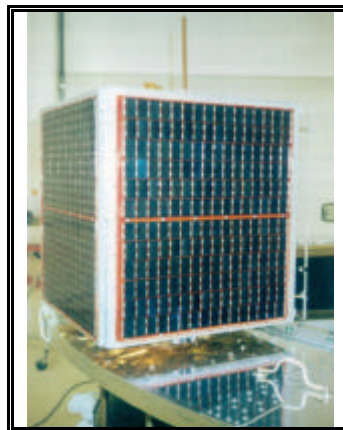


**UNAMSAT:** Primer microsatélite construido en México por la universidad nacional autónoma de México, lanzado el 28 de marzo de 1995 con un peso de 12Kg, llevando un radar a 41MHz para el estudio de meteoritos así como un radio amateur; UNAMSAT-2 segundo satélite mexicano lanzado el 5 de septiembre de 1996 con 17Kg de peso, fue reemplazo de su antecesor, funciona con banda UHF en las bandas 437.206 y 437.138MHz para enlaces de bajada, y para subida 145.815, 145.835, 145.855 y 145.875MHz con 1200bps y modulación AFSK usada en los satélites OSCAR, con una potencia de 0.2-0.3W. Tiene una forma cúbica de 25cm de lado



**TechSat-1:** lanzado el 28 de marzo de 1995 con un peso de 55Kg, construido en tres años por el instituto de tecnología Haifa con ayuda de la industria y el gobierno soviético.

**UPM-SAT:** microsatélite español construido por la universidad politécnica de Madrid lanzado el 7 de julio de 1995 con 44Kg de peso y de forma rectangular con dimensiones de 530 x 450 x 450mm, sus cuatro paneles solares generan 30W (tres de Si y uno de GaAs), tiene un transmisor de frecuencia UHF con 200KHx de ancho de banda y usa torques magnéticos para su estabilización.

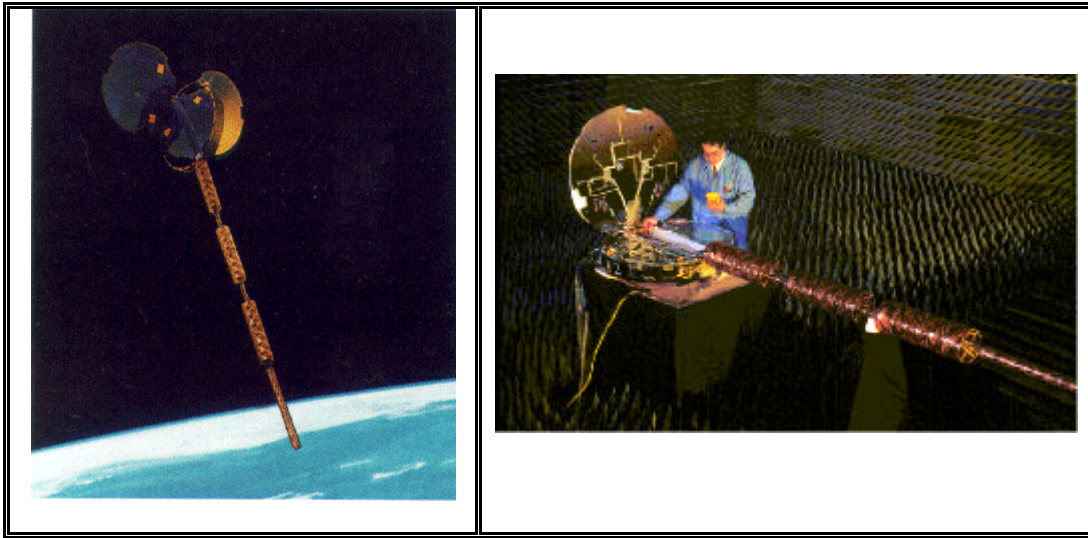


La constelación de satélites Orbcomm con los satélites **Orbcomm FM1 y FM2:** lanzado el 3 de abril de 1995 como parte de un programa de 26 microsatélites que forman una constelación para proveer comunicación global, la principal carga útil es un transpondedor para retransmitir una localización por medio de GPS, los satélites tiene un peso de 47Kg;

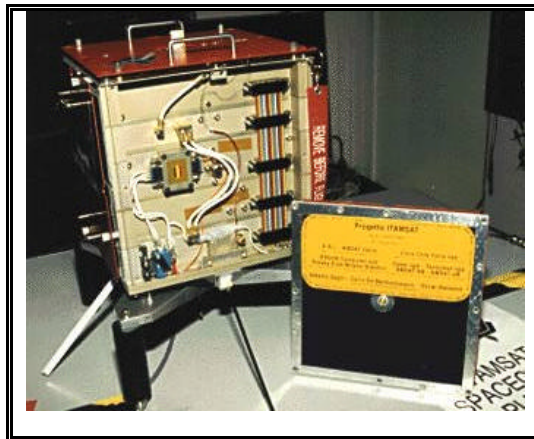




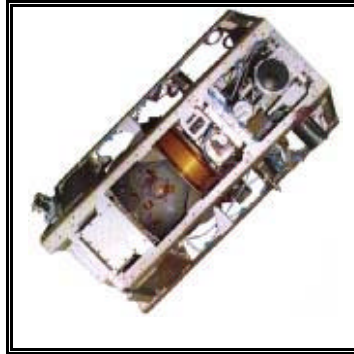
## 2. Antecedentes



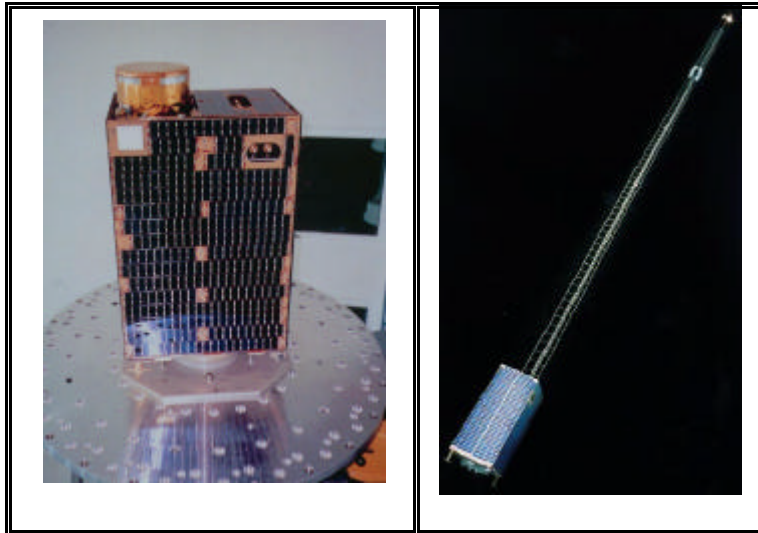
**ItamSat:** microsátélite italiano basado en satélites amateurs, lanzado el 26 de septiembre de 1996 con un peso 11.2Kg, de forma cúbica con 150mm por lado y con 4 paneles solares.



**Inspector:** lanzada desde la estación espacial MIR para inspeccionar la estación el 17 de dic de 1997 con un peso de 72Kg, tuvo problemas y fue abandonado.



**ORSTED:** microsatélite danés, lanzado el 23 de febrero de 1999 con un peso de 62Kg y dimensiones de 340mm x 450mm x 680mm. Tiene un gradiente gravitacional de 8m, lleva un magnetómetro overhauser, un detector de partículas y 16Mb de almacenamiento.



Los rusos estuvieron prácticamente lanzando constelaciones de microsatélites como la serie **Kosmos 1320-1327:** grupo de 8 satélites con un peso de 61Kg que formarían una constelación de comunicaciones militar.



---

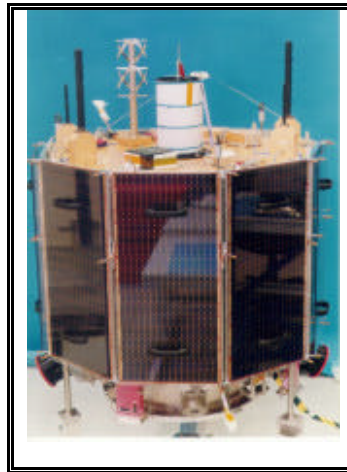
### 3. SITUACIÓN ACTUAL EN EL MUNDO

Como se puede ver en el capítulo anterior, muchos de los satélites han sido desarrollados por Surrey Satellite Technology Limited empresa formada en 1985 por la Universidad de Surrey para comercializar la innovación en los desarrollos de pequeños satélites. SSTL fue la primera organización profesional en ofrecer pequeños satélites a bajo costo con rápida respuesta y empleando tecnología avanzada, siendo un negocio provechoso alrededor del mundo. Compuesto por cerca de 200 empleados y habiendo desarrollado 23 misiones, ahora SSTL es líder reconocido mundialmente poniendo estándares aun no muy establecidos a nivel mundial siendo el más acertado y experimentado al haber lanzado misiones desde vehículos Rusos, Americanos, Franceses dándole experiencia en la integración de cargas útiles primarias y secundarias de satélites.

Entre los desarrollos e innovaciones actuales están: el desarrollo de sistemas miniaturizados permitiendo que sean usados en los sistemas de propulsión que funcionan a base de energía de vapor, iones, etc., y no de productos químicos tóxicos, sistemas GPS del tamaño de tarjetas de crédito, torques magnéticos, etc., con la finalidad de crear satélites del tamaño de la palma de la mano. SSTL actualmente cuenta con varias plataformas para satélites pequeños como:



La plataforma minisat 400, tiene una alta capacidad para misiones de 400Kg de masa total con cargas útiles de 200Kg, esta estructura esta basada en módulos de la estructura del microsatsat 70, con tres tubos apilados y en forma triangular con el fin de soporta carga útil en la parte superior y en la inferior.

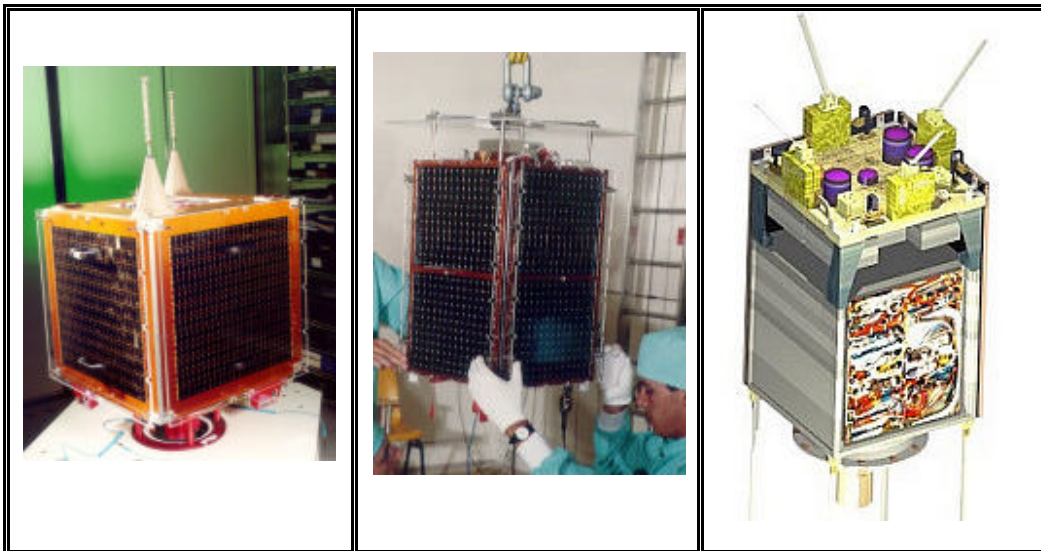


La plataforma para microsateles microsatsat-100, para misiones entre 70 y 130Kg de masa total con hasta una carga útil de 40Kg, también se basa en la estructura de microsatsat-70. Esta plataforma fue probada en el satélite AISAT-1 y dos unidades mas lanzadas en 2003.





La plataforma microsat-70 proporciona mucho mayor capacidad de volumen y energía que la que se requiere, con capacidad entre 50Kg y 70Kg de masa total y con cargas útiles de hasta 25Kg, estructuralmente consiste de bandejas apiladas, conteniendo la electrónica y algo de carga útil, siendo compatible con una amplia gama de cohetes de lanzamiento como el Ariane4, Zenit, Cosmos, Tsyton, Atenía y Dnepr. Contiene un sistema de control avanzado de altitud usando ruedas inerciales y control de momento giroscopio para posicionamiento correcto, también cuenta 2Gb de almacenamiento, así como dos enlaces de bajada de 8Mbps en banda S, todos los sistemas son redundantes. Esta plataforma se ha usado exitosamente en 14 misiones.



Con los avances tan rápidos en la electrónica y los sistemas micro-electromecánicos(MEMS), los nanosatélites pueden ejecutar misiones sofisticadas e importantes, para esto SSTL amplía la gama de desarrollos con la plataforma SNAP.



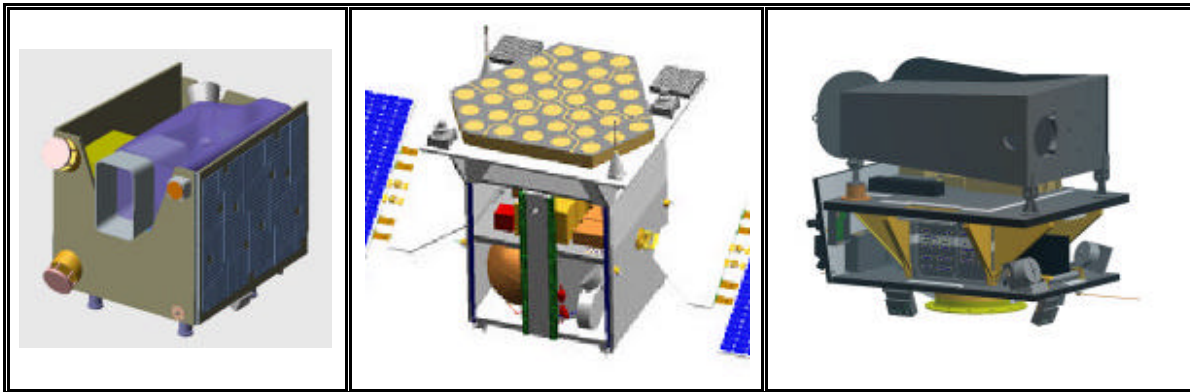
Esta plataforma soporta misiones con peso de entre 6Kg y 12kg de masa total y hasta 4kg de carga útil, con todos los subsistemas dentro de la estructura. La estructura esta formada por tres cubiertas modulares de forma triangular, en donde los actuadores de altitud, propulsión y cargas útiles se aloja en la parte central, los sistemas electrónicos alrededor. Esta plataforma cuenta con un GPS, un micro sistema triaxial de propulsión para control y determinación de altitud, computadora a bordo y sistemas de comunicaciones típicos como en las otras plataformas. La primera nave de este tipo fue SNAP-1 2000-033C de 6.5Kg, lanzado el 28 de enero de 2000.



La gama de subsistemas que SSTL desarrolla incluye todos los elementos esenciales de satélites como: antenas, transmisores, receptores, ruedas inerciales, control de altitud triaxial por medio de ruedas inerciales, giroscopios, torques magnéticos, gradientes gravitacionales, sensores solares, de tierra, de estrellas, magnetómetros, propulsores, gps, paneles solares, acondicionadores de energía, baterías, cámaras de sensado remoto, monitores de radiación y software de vuelo.



Surrey ha construido varios satélites, pero ninguno ha tenido los mismos requerimientos, debido a la modularidad de los subsistemas y cargas útiles, los subsistemas permiten adaptarse a diferentes configuraciones y estructuras satelitales para satisfacer los requerimientos y necesidades del cliente, pero también las plataformas de Surrey son aptas para recibir subsistemas y/o cargas útiles desarrollados por el cliente con fines de probar sus propias tecnologías.



Dentro del programa tecnológico de SSTL, se encuentran también los programas de transferencia de conocimientos técnicos y entrenamiento de ingenieros en el desarrollo y accesoria de pequeños satélites, inclusive de la estación terrena, licencia de la tecnología, equipamiento de cuartos limpios y laboratorios. Por último la Universidad de Surrey ofrece en su currícula cursos en áreas de desarrollos espaciales, con esto permite incorporar a los países aun emergentes en desarrolladores de tecnologías en pequeños satélites, principalmente pico y nanosatélites.



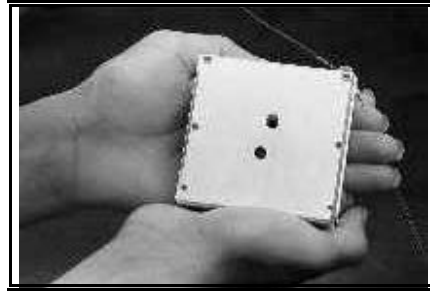
Surrey hay tenido contratos por parte de la NASA, ESA entre otras agencias espaciales, universidades, gobiernos y empresas para colaborar y desarrollar proyectos de pequeños satélites y sistemas, algunos clientes son:

País	Cliente	Misión	Posteriormente
Pakistán	Comisión de investigación del espacio y atmósfera	Entrenamiento solamente	SUPARCO construcción y lanzamiento de BADR-1 BADR-2.
Corea	Instituto de ciencia y tecnología avanzada de Corea	KITSat-1	KAIST construcción y lanzamiento de KITSAT-2 & -3 y KAIST formando una compañía comercial.
Portugal	Consortio Sat (INETI, UBI, EFACEC, MARCONI, OGMA, ALCATEL)	PoSAT-1	Portugal ensamble ESA in 2000.
Tailandia	Universidad de tecnología Manahakorn	Thai-Paht-1	Mahanakorn esta construyendo Thai-Paht-2.
Singapur	Universidad tecnológica de Nanyang	UoSAT-12 (Merlion payload)	Nanyang esta construyendo XSat.
Malaysia	Astronautics Technology SB	TiungSat	ATSB esta construyendo Macsat.
Chile	Fuerza Área de Chile	FASat-A/B	Chile formando la Agencia especial Chilena en 2001.
China	Universidad de Tsinghua	Tsinghua-1	Tsinghua construyo dos micro satélites y formo una compañía comercial
Argelia	Centro nacional de tecnologías espaciales	AISAT-1	Argelia formando la agencia especial de Argelia en 2002.
Nigeria	Ministerio federal de ciencia y tecnología	NigeriaSat-1	Nigeria formando la agencia nacional de desarrollo e investigación espacial en 2001.
Turquía	El consejo de investigación científico y técnico de Turquía	BILSAT-1	El gobierno turco ha aprobado una cuenta para crear una agencia del espacio

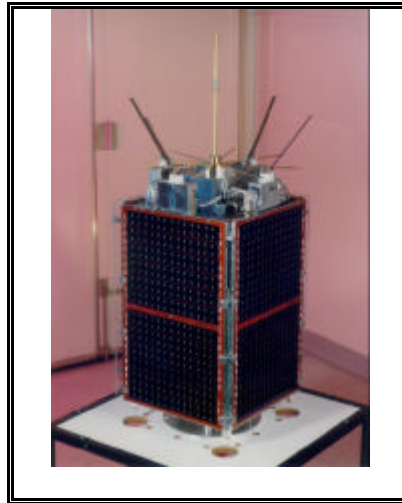
Algunos otros ejemplos son:

**ARTEMIS Picosat (OPAL-#3&4, Thelma and Louise):** picosatélite de .5Kg, construido en 10 meses por un equipo femenino de la universidad de Santa Clara, lanzado por OPAL el 26 de enero de 2000, opera en frecuencias amateur, emplea un microcontrolador 68HC11, baterías AA y celdas solares de GaAs, diseñado para 1 semana de operación, no tiene estabilización.





**PICOSAT:** microsatélite lanzado el 29 de septiembre de 2001, microsatélite manufacturado por SSTL y operado por la fuerza aérea norteamericana, de 65Kg

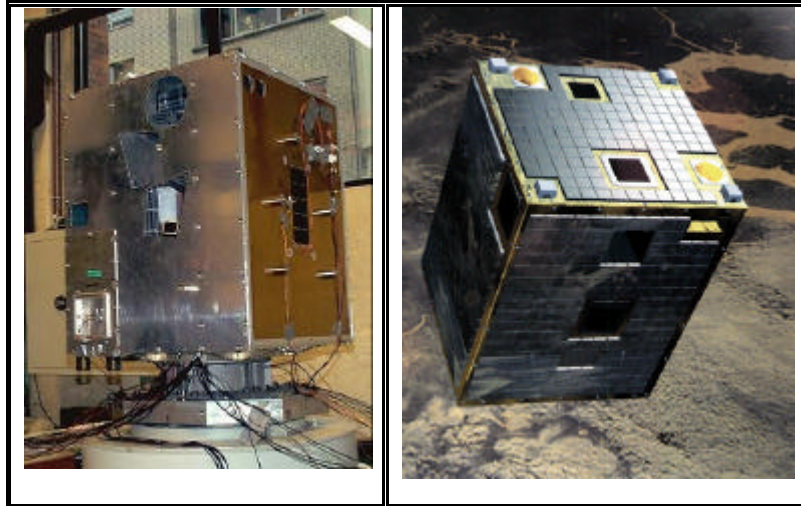


**DARPA Picosat 7 y 8 (aka MEPSI-2):** picosatélite construido por Aerospace Corp. y financiado por ARPA y UCLA, con un peso de .25Kg y medidas de 100x750x250m, lanzado el 7 de septiembre de 2001





**PROBA:** microsátélite a cargo de la ESA con un peso de 94Kg y dimensiones de 600x600x800mm, lanzado el 22 de octubre de 2001 cuya misión es demostrar el alto grado de autonomía en orbita, control triaxial y sistema de datos.



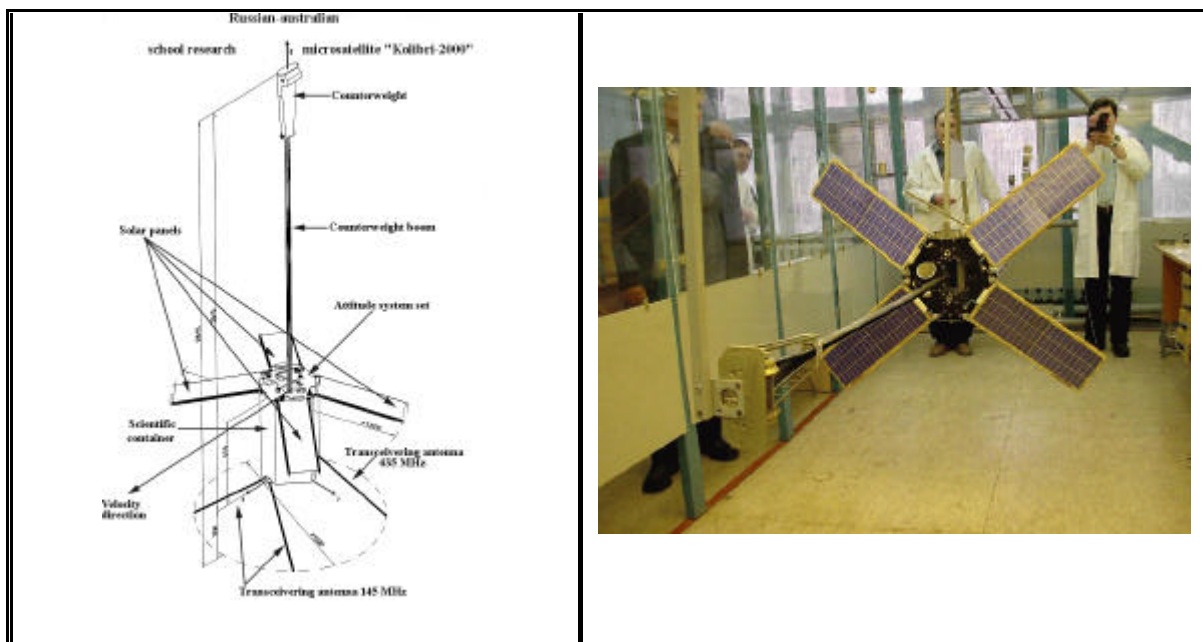
**TUSat 1:** Satélite del departamento de física de la universidad Taylor, lanzado en el 2002 con dimensiones del doble de peso de un cubsat, con cuatro paneles solares montados en el cuerpo y dos mas desplegados con celdas solares en ambas caras con un total de aproximadamente 1.5Kg de peso.

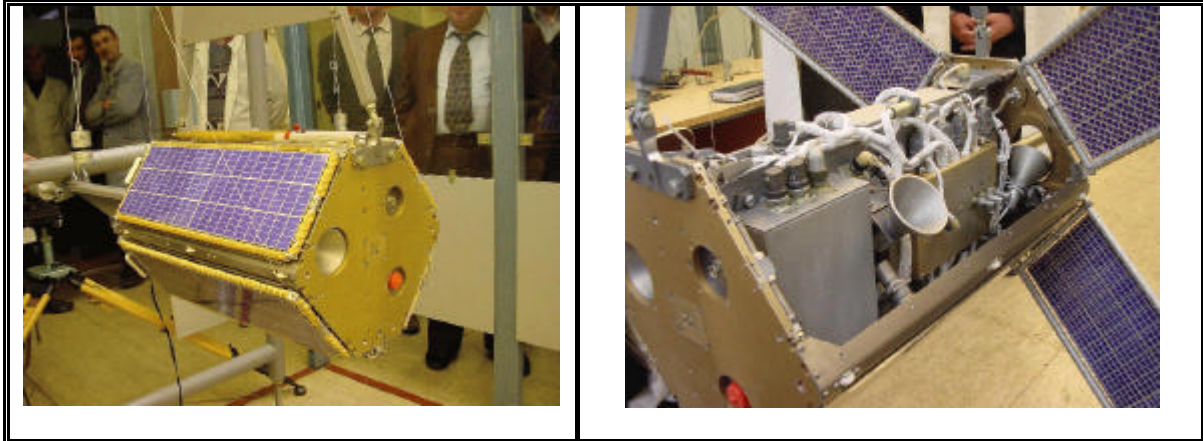
**MEPSI-3:** Es el tercero de la serie de satélites MEPSI por sus siglas en ingles (MicroElectromechanical Systems-based PicoSat Inspector), es un par de picosatélites basados en el diseño de Cubesat, lanzado del endeavor el 2 de diciembre de 2002, fue manufacturado por DARPA para aerospace corporation en colaboración con el laboratorio de propulsión de la NASA.



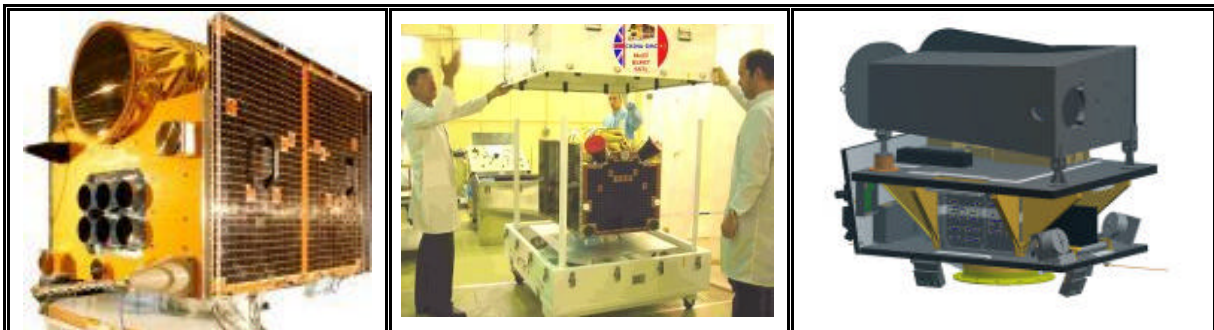
Los dos son de forma cúbica con un peso de 1Kg cada uno, conectados a través de un cable de 15.2m, lleva un sistema de propulsión de gas frío con un empuje de .1N a partir de 5 propulsores, este sistema de propulsión es un transductor de presión con tecnología MEMS;

**Kolibri-2000 (Kolibri-1, SRSS-1):** microsatélite educacional, diseñado y manufacturado por el instituto de desarrollo espacial ruso en colaboración con industrias espaciales y lanzado el 3 de mayo de 2002, lleva magnetómetro de flujo, un analizador de campos eléctricos y partículas, mide 1250mm de ancho y 500mm de diámetro, también lleva un gradiente gravitacional de 2m y 4 paneles solares desplegables.



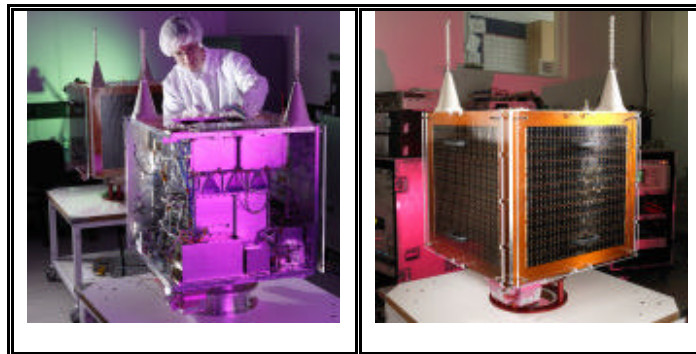


**TopSat:** microsatélite de 125Kg, lanzado en agosto de 2005, ha sido construido por Rutherford Appleton (RAL), INFOTERRA, lead partner QinetiQ y SSTL para el gobierno británico y financiado por el centro nacional espacial británico (BNSC) en colaboración con el ministerio de la defensa para el programa Mosaic. SSTL es el encargado de la plataforma, integración de carga útil, lanzamiento y comisionado en órbita, QinetiQ es el contratista principal de la misión, proporcionará ciertos elementos del control de la carga útil y de la misión, RAL especialista británico en instrumentación espacial quien desarrolló un sistema de proyección de imágenes de 2.5m y finalmente INFOTERRA, un subsidiario de Astrium que condujo la explotación de las imágenes.





**DMC:** microsátélite de 166Kg de peso, construido por SSTL y el ministerio de ciencia de china, lanzado el 27 de septiembre de 2005, lleva una cámara fotográfica pancromática de resolución de 4 metros y una cámara multiespectral, para completar una constelación con satélites lanzados en 2002 y 2003 por Argelia y Nigeria, Turquía e Inglaterra. Todos los satélites de la constelación llevan una carga útil óptica de proyección de imágenes desarrollados por SSTL, las imágenes son retransmitidas en banda S a 8Mbps; en comparación con otros satélites DMC, el UK-DMC tiene mas capacidad de almacenamiento. Estos desarrollos han proporcionado a SSTL la oportunidad de probar un nuevo concepto de censado remoto, técnica que consiste en medir las señales reflejadas en el océano, proporcionando información valiosísima al conocer la altura de las olas.



**OM:** RapidEye compañía alemana que provee servicios de observación de campos de cultivo para la predicción de cosechas ha firmado un convenio con SSTL para la compra de 4 microsátélites OM que formaran una constelación global, estos lanzamientos están programados para principios de 2007, con un peso de 175Kg, llevaran una carga útil óptica que proveerá de 6.5m de resolución



de proyección de imagen multiespectral. A esta concesión le ha seguido la selección por parte de la NASA para la construcción de RAPID-II y DBS Inc.

**TMSat:** micro satélite de 50kg de peso y el primero del mundo produciendo las imágenes multi-espectrales a todo color de alta resolución para supervisar la tierra. TMSat es la culminación de un programa de colaboración de transferencia de tecnología de 2 años entre el Reino Unido y la Tailandia y es el primer satélite para Tailan Micro Satellite Compañía Ltd (TMSC) y la universidad de la tecnología (MUT), una universidad privada de Mahanakorn en Bangkok. Los objetivos primarios de la misión de TMSat son proporcionar detección alejada de la tierra, comunicaciones, almacenamiento digital y retransmisión de email. Otras cargas útiles incluyen el proceso avanzado de señales digitales a bordo, posicionamiento de órbita de forma autónoma con un GPS y un sistema de transponder en paralelo-proceso para el proceso de imagen a bordo.

El micro satélite utiliza las radiofrecuencias internacionales de aficionados permitiendo acceso mundial a las imágenes y a las comunicaciones para la educación y la experimentación. El sistema de proyección de imágenes de la tierra, incluye tres cámaras fotográficas desarrolladas recientemente y una cámara fotográfica experimental CMOS que transmite imágenes lentas de TV.



**CANX:** CanX-2 es un nanosatélite de 10x10x30cm, esto incluyendo la computadora a bordo, subsistemas de comunicaciones, estructura, sistema térmico y de energía, así como un receptor GPS y antenas. El sistema de control de altitud consiste de un magnetómetro, sensores de sol, magnetorques y ruedas inerciales, además de un sistema de proyección de imágenes CMOS y un sistema de nanopropulsión.

Existen otras universidades, industrias y gobiernos que están desarrollando e investigando tecnologías propias que permiten competir y complementar la tecnología desarrollada por el líder SSTL



---

## 4. ANÁLISIS Y TENDENCIAS TECNOLÓGICAS EN PEQUEÑOS SATÉLITES

Un satélite esta formado por varios subsistemas, todos igual de importantes debido a que la falla de alguno de ellos significa la inutilidad parcial o total de la misión, ya que una vez en el espacio exterior no hay forma de poder influir en él para reparar algún subsistema.

El diseño definitivo de un satélite depende de las necesidades y aplicaciones, por lo que los satélites pequeños pueden no contar con alguno de estos subsistemas antes mencionados. En este capítulo se describen algunas tecnologías usadas en pequeños satélites así como las tendencias que estos están orientados a llevar debido a su miniaturización





### **a) Subsistema de Comunicaciones**

Actualmente los satélites de comunicaciones comerciales están equipados con antenas de bocinas, arreglos o reflectores. Cada uno de estos tipos de antenas pueden ser utilizados en el modo de polarización dual ortogonal, dadas las alimentaciones apropiadas. Para obtener un aislamiento entre satélites con respecto a las radio frecuencias, es necesario reducir interferencias, manteniendo los lóbulos secundarios lo más bajos posibles. Los satélites de radiodifusión son modelos de referencia para el uso de antenas con haces circulares o elípticos, mientras que no están especificados aún los satélites de comunicaciones.

También, como parte de la optimización en la comunicación, la reutilización de frecuencias es importante por medio del uso simultaneo de ondas polarizadas ortogonalmente. Para este propósito, la antena requiere una elevada discriminación de polarización cruzada empleando antenas multi haz como la dual-grid generando haces polarizados ortogonalmente consiguiendo una discriminación cruzada de 40dB. El conjunto consta de dos antenas individuales, cada una de las cuales posee un reflector con alimentación de tipo offset. Los reflectores están formados por un arreglo de conductores paralelo a la polarización lineal requerida. Para iluminar cada reflector se localizarán una o más fuentes con una polarización dada en el foco correspondiente. Cuando cada reflector es iluminado por una onda de radio sólo la componente de campo eléctrico paralela al arreglo será reflejada.



Los reflectores de las dos antenas serán perpendiculares entre sí y se sitúan uno detrás de otro y de manera que sus focos se encuentren en diferentes puntos. Para la banda Ku son dimensiones típicas  $O$  y  $1\text{mm}$ , para la anchura del conductor con un espaciado del orden de un milímetro.

Las antenas de reflector parabólico asimétrico o de offset varía la posición del radiador primario para cambiar la dirección del haz un ángulo igual al ángulo de desviación, esto produce una reducción de ganancia. En este caso, la antena parabólica asimétrica con dos reflectores es equivalente a una antena parabólica simétrica sin bloqueo.

Las antenas reflectoras bifocales poseen dos focos  $F+$  y  $F-$  que el diseñador seleccionó junto con los correspondientes ángulos de desviación del haz para dar servicio a una determinada zona. A partir de estas especificaciones podrán determinarse las superficies de los reflectores principales y secundarios que constituyen este tipo de antenas. Los reflectores bifocales no presentan reducción de ganancia en el plano que queda determinado por el diseño de la antena. En este plano habrá dos picos de ganancia en los ángulos de desviación de haz. De esta manera, con estas antenas se mejoran en gran medida las características de radiación en comparación con las configuraciones parabólicas y de dos reflectores con superficies cuadráticas de revolución que sufren reducciones de ganancia para ángulos de desviación del haz elevados. Por lo tanto los reflectores bifocales resultan apropiados para dar servicio a zonas con cobertura lineal.

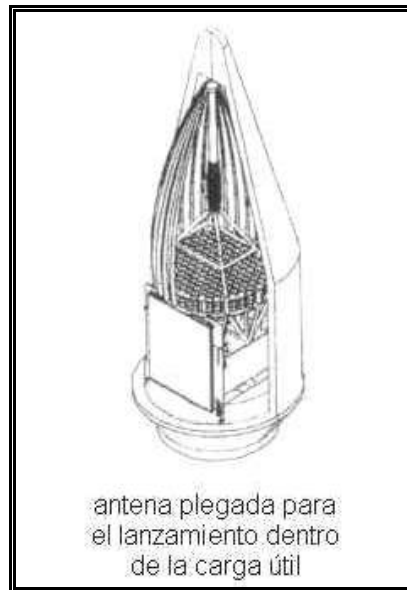


Las antenas reflectoras multifocales constan de múltiples radiadores primarios, un reflector parabólico principal y un subreflector con una superficie cuadrática en su interior y modelada en su zona exterior que minimiza la pérdida de ganancia en las posibles direcciones de los haces respecto a un subreflector de superficie cuadrática.

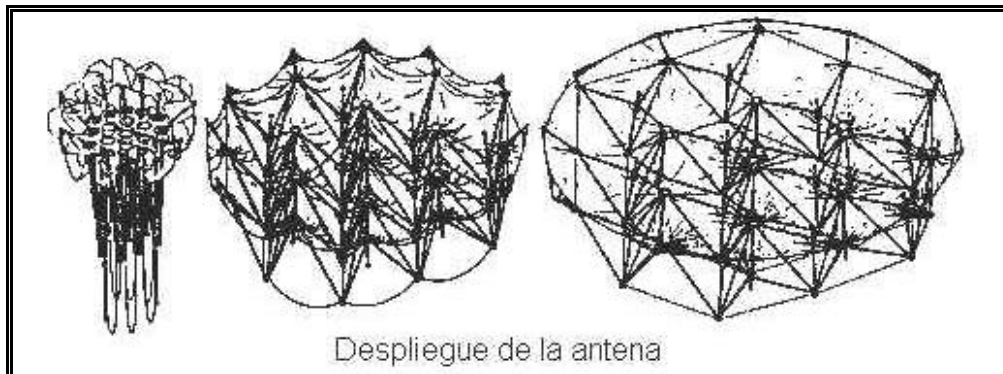
Los reflectores dicróicos consisten de una superficie dicróica que refleja las ondas de radio incidentes que se encuentran dentro de una banda de frecuencias y es transparente para ondas que no pertenecen a dicha banda. Para conseguir una superficie de estas características se dispone un arreglo de dipolos de dimensiones dependientes de la banda de frecuencias que ha de ser reflejada sobre un sustrato transparente a las ondas electromagnéticas. El reflector auxiliar es un conjunto de dos reflectores a los que se les aplica esta técnica. La antena tendrá por tanto, dos focos cuya situación dependerá de la frecuencia de operación, así podemos utilizar el mismo reflector principal en dos bandas de frecuencia diferentes.

Las antenas de gran apertura pueden ser de tres tipos:

**Antenas desplegadas de superficie sólida.-** Tiene sus dimensiones limitadas por el tamaño del vehículo espacial. Para solucionar este problema se han desarrollado antenas plegables de tipo pétalo, aunque poseen un mecanismo complicado para grandes antenas de superficie de alta precisión. Este tipo de antenas son adecuadas para su ensamblaje en el espacio.



**Las antenas desplegadas con superficie de malla.-** Están constituidas por mallas y estructuras metálicas que están acopladas a un armazón metálico de 100 m de diámetro aproximadamente. Por ello, durante el lanzamiento permanecen recogidas en el interior del vehículo espacial, para ser posteriormente desplegadas en el espacio. Estas antenas se suelen utilizar en bandas de baja frecuencia porque la precisión de su superficie es inferior a la que ofrecen las antenas de superficie sólida. El mecanismo de soporte mas empleado es el basado en un armazón formado por varillas radiales, el cual ya ha sido aplicado y verificado en el espacio. Este mecanismo tiene las características como gran rigidez, alta seguridad en el despliegue, Elevada precisión de la superficie, buena separación.



**Las antenas inflables de superficie de membrana.-** Son infladas con gas en órbita para constituir la superficie reflectora. La superficie del reflector se hace rígida con la temperatura que provoca el endurecimiento de una resina. Podemos encontrarlas en antenas con diámetros de hasta 10m de diámetro debido a la falta de control de la superficie reflectora. Todo ello se consigue mediante la utilización de las siguientes tecnologías:

Control de la distorsión térmica.

Control del apuntamiento del haz.

Ensamblado y prueba en órbita.

Capacidad de realizar medidas en 1g del entorno.

**Antenas de arreglo de fases.-** Deberemos aplicar tecnologías de antenas de arreglo de fases para realizar aperturas más grandes. Pero tienen dos problemas: la distorsión de una parte de la antena se compensa a través de un ajuste de la fase en esa parte; y el problema del error de apuntamiento será solucionado por tecnologías de antenas de arreglos retro directivos.



#### 4. Análisis y Tendencias tecnológicas en pequeños satélites

---



Las antenas utilizadas en satélites que no cuentan con mecanismos de dirección y/o orientación son las omnidireccionales, este es el caso actual de pico y nano satélites.



### **b) Subsistema de Rastreo, Telemetría y Comando**

Este subsistema permite conocer a control remoto la operación, funcionamiento y posición del satélite, así como enviarle ordenes para algún cambio en su funcionamiento instalando varios puntos de monitoreo como son sensores para niveles de voltajes, corrientes, presión, potencia, temperaturas, así como de amplificadores y baterías. El rastreo se realiza mediante la transmisión de señales piloto denominados beacons que permiten obtener toda la información enviada con ciertos protocolos, codificados y cifrados por cuestiones de seguridad.

#### Protocolos de comunicación

**Pacsat :** Un estándar extensamente usado para microsatélite de orbita baja y entre la comunidad amateurs, es el protocolo de transferencia de archivos Pacsat desarrollado para las misiones ARIANE ASAP en 1990, posteriormente UoSAT-3, 4, AMSAT-OSCAR-16, LuSAT, DOVE, WeberSAT, UNAMSAT entre otros desarrollos comerciales . Este protocolo emplea paquetes basados en el protocolo AX.25.

La migración progresiva de bandas a mas alta frecuencia requerirán nuevos diseños en términos de energía, modulación y codificación en futuras misiones, y con respecto a estaciones terrenas debe haber un mejoramiento en protocolos mas robustos y eficientes. Debido a la flexibilidad de los estándares se permite una mayor disponibilidad de soluciones posibles, aquí se presenta el sistema de telemetría RT Logic's Telemetry T505.



**RT Logic's Telemetry T505:** Es usado como desencriptor de datos en los centro de procesamiento para telemetría y control, actuando como una aplicación que proporciona una interfase basada en TCP/IP. Estos sistemas son configurables y pueden ser usados para pruebas desde el lugar de lanzamiento o laboratorios de fabricación. Algunas de las funciones incluyen la conversión de formatos, sincronización de frames, puede ser configurado para soportar TDM o CCSDS, decodificación Reed solomon, entre otras. Este sistema esta también diseñado para interconectar otros equipos mas usados como KG61-62s, ki-17, el cual provee una red de monitoreo y control. Los objetos CORBA (Common Object Request Broker Architecture) hacen fácil la integración de software de T505 y TT&C el cual puede configurarse vía Internet sin instalación de algún software, el cual esta implementado con java applets como plataforma independiente desde Internet, con la instalación de la aplicación en el host

El T505 esta disponible en varias configuraciones, teniendo hasta 12 canales de enlace de bajada para telemetría y 8 para subida de comandos, Usa el sistema operativo VxWorks, el T505 consta de una Pc que usa linux como sistema operativo, usa el software Telemetry para control interno de dispositivos, provee un software de aplicación como interfase y soporte de la interfase de Internet, los módulos RTL son montados en los tableros PCI usando puertos seriales como interfase para soportar el control de dispositivos comerciales. La tecnología RTP logic provee incremento en versatilidad y flexibilidad, el T505 puede reconfigurarse





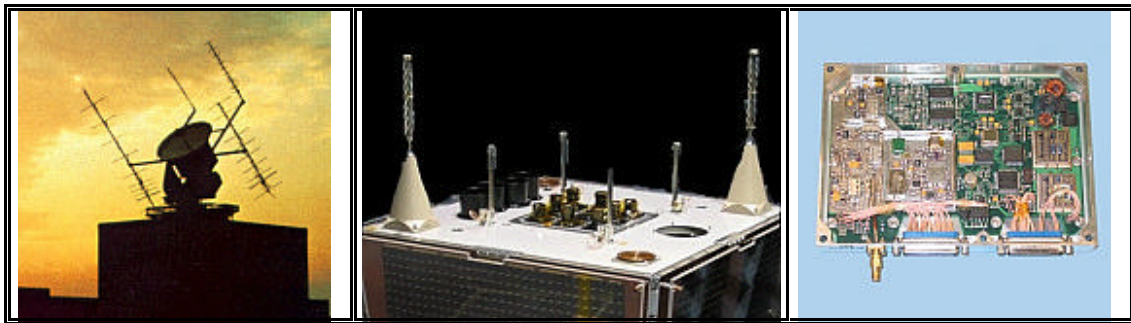
para soportar varias combinaciones de enlaces de subida y bajada sin cambio en el hardware.

**CORBA:** Es un estándar de mecanismos de comunicaciones que permite la distribución transparente a los dispositivos dentro del T505. Provee un kit de servicios estándares que son usados para manejo de eventos distribuidos, datos y registro. El software necesario para generar la comunicación es generado automáticamente, provee además servicios para logeo y distribución de recursos dentro del centro de control. El CORBA T505 proporciona control de bajo nivel de dispositivos a través de una o mas aplicaciones clientes en red.

Para permitir la mayor interoperabilidad del satélite y del segmento de tierra, en 1982 la NASA y la ESA han propuesto un estándar común, recomendado por el comité consultivo internacional para sistemas de datos para el espacio (CCSDS). El protocolo intenta incluir todos los posibles usos, este protocolo es complejo y todavía no se ha puesto en marcha en alguna misión, además de que otro factor que ha impedido su puesta en marcha ha sido su alto costo tanto de software como hardware de tierra y para el espacio. Sin embargo se anticipa que este estándar pronto tomará una aceptación en el mundo de los microsátélites. Un potencial competidor de este protocolo es el IP, al usarse comúnmente y por ser libre. Muchas estaciones están ya conectadas a Internet ampliando la conectividad con el satélite siendo muy atractivo.



SSTL ha desarrollado telemetría y comando, así como soluciones para transferencia de datos en bandas VHF(144Mhz) y banda X(8GHz). Los receptores de SSTL están diseñados para VHF, banda L y S, Los transmisores de enlace de bajada con baja velocidad (10Kbps) son para operaciones confiables y las de alta velocidad (40Mbps) para transmisión de datos en banda X, ambos usando estándares de la ESA. Las antenas, amplificadores de bajo ruido, convertidores y demoduladores pueden ser reconfigurados según aplicaciones terrestres.



### Transmisores

**CP-FSK UHF-U12:** Transmisor construido en módulos, con un peso de 2.5kg y dimensiones de 32 mm de Alto, 330 mm de ancho y 262 mm de largo, sus frecuencias de operación son de 395 a 405MHz y 430 a 440MHz con 25kHz por canal. Trabaja a 28V de potencia con un rango de entre 18 y 38V con un consumo de 35 W DC, 10 W RF (RMS) y 15W DC para salida 2.5 W RF (RMS)



Es un subsistema diseñado para pequeños y grandes satélite de orbita LEO. Este sistema Cuenta con una protección de selección de canales RF con operación dual a tasas de transmisión opcional de 2.4 a 76.8Kbps con ocho interfaces de datos TTL, 7 canales análogos opto-aislados, además de serial y 2 bus CAN. El transmisor usa modulación CPFSK multi-tasa, que puede ser configurado para una potencia salida RF de 2.5 o 10W RMS. El módulo esta integrado a microprocesadores que reporta el estado del módulo el cual es también reportado al segmento en tierra, contiene un filtro de salida RF integrado para pureza espectral, la selección del canal es alcanzada vía tele comando sobre el bus CAN con interfaz windows o por una línea independiente de energía, este canal ordena al microprocesador la trayectoria correcta de salida de energía a la antena.

Entre los niveles aceptables para su funcionamiento esta, vibración aleatoria de 15g, temperatura entre  $-20^{\circ}$  C y  $+50^{\circ}$  C como máximo, la radiación hasta con dosis acumulativa de 10kRad.

La recuperación de telemetría y telecomando es realizada por medio de cambios duales de conexiones de bus, el cual puede procesar telemetría y telecomando a otros módulos compatibles para enlace de bajada al segmento de tierra. La respuesta de frecuencia en banda base es de 10Hz a 80Khz (-3 DB) usando tecnología de modulación de 2 puntos.



Entre las aplicaciones están, transmisiones con tasas de datos bajas y medias, enlaces de telemetría, almacenamiento y retransmisión de comunicaciones, investigación de comunicaciones, transponders y audio broadcast. Ha sido probado en UoSat-12 (1999), BilSat-1 (2003), TopSat (2004)

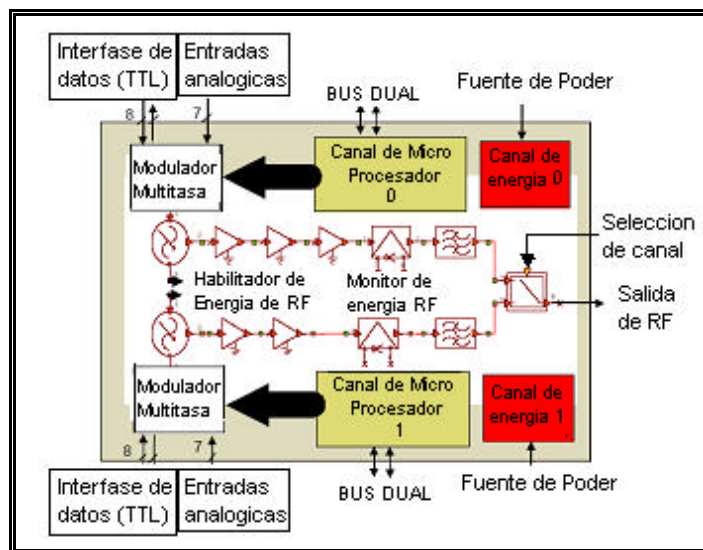
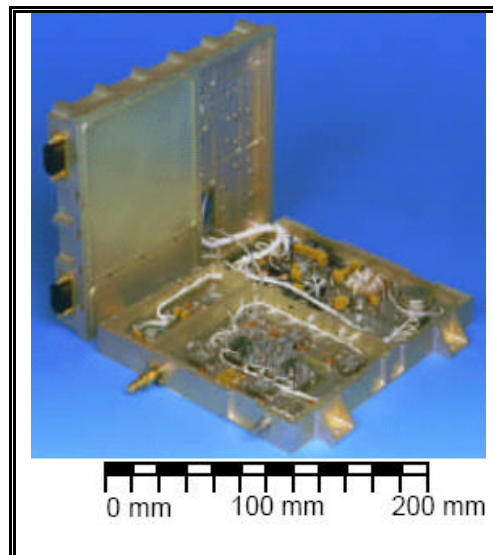


Fig. diagrama de bloques del transmisor UHF-U12

**XTX Banda X:** Con un peso menor de 1350g para el modelo de 10Mbps y menos de 2500g para los modelos de 25 y 50Mbps, sus dimensiones son de 185 x 160 x 50mm para 10Mbps y 185 x 160 x 74 mm para 10 y 50bps. Sus frecuencias de operación son de 8.0 a 8.5GHz. Maneja estándares de modulación RF conforme a CCSDS / ESA /NASA, estos son, BPSK para 10 y 25Mbps y QPSK para 50Mbps y hasta 320Mbps. Sus interfaces son conectores tipo D de 9 pines para potencia, 44 pines para datos y reloj y 3.5mm SMA para RF. Tiene una potencia de salida trabajando con 28V de 35W con un rango de 22 a 36W.

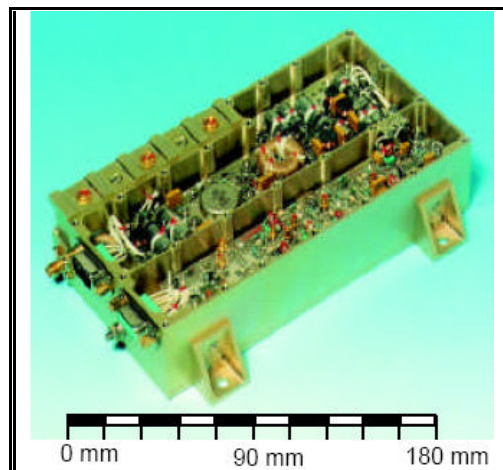


Los transmisores de la serie XTX satisfacen las altas tasa de datos para comunicaciones, conforme las recomendaciones de modulación CCSDS. Estos transmisores están diseñados para hacer buen uso de recursos limitados en microsátélites. Están disponibles en un número de configuraciones estándares, o pueden ser modificados para requisitos de acuerdo a las necesidades particulares. Son convenientes para orbitas LEO y para misiones más exigentes, ofreciendo excelente funcionamiento y alta estabilidad de frecuencia RF de salida, trabajan sobre un rango de temperaturas amplio de entre - 30 y 60°C así como pueden sobrevivir hasta temperaturas entre - 40 y 80°C. la vibración aleatoria es 15g rms en 3 ejes por 60s, con una tolerancia a la radiación arriba de 20Krad. Este transmisión fue usado en las misiones SAC-C y GALEX con excelentes resultados.





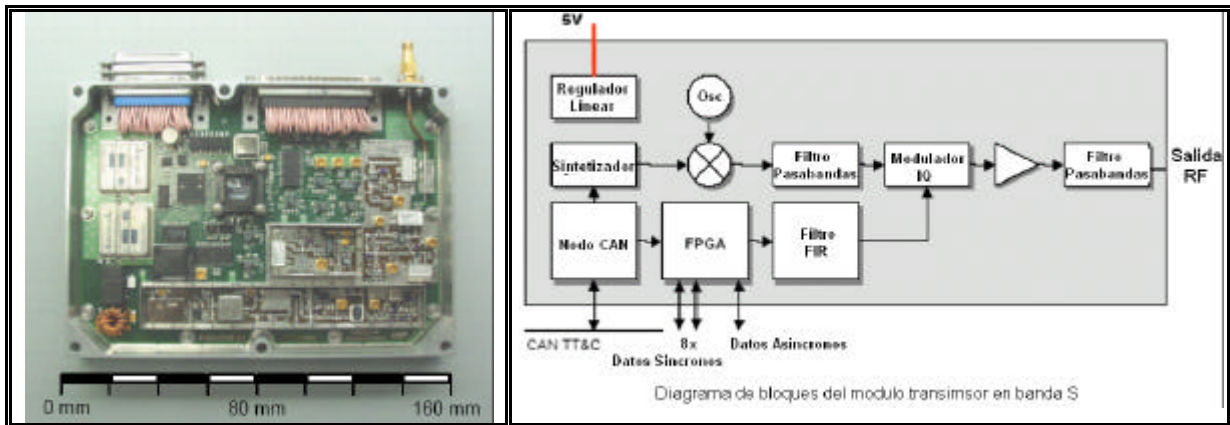
**STX-90 Banda S:** Con un peso menor de 1200g para el modelo de 1 y 2 W y menos de 1500g para unidades de 5W, sus dimensiones son de 180 x 95 x 45 mm, sus frecuencias de operación son de 2.2 a 2.3GHz, ambas trabajan a +28 V (+22 a +36). También maneja estándares de modulación RF conforme a CCSDS / ESA /NASA, estos son BPSK y QPSK con una tasa de transmisión estándar de 5Mbps. Sus interfaces son conectores tipo D de 9 pines para potencia, datos y reloj y 3.5mm SMA para RF. Conveniente para orbitas LEO así como para misiones mas exigentes, ofrecimiento al igual que la serie en banda X un excelente funcionamiento y alta estabilidad en frecuencia de salida sobre una amplia gama de temperaturas entre - 30°C y +60°C, y puede sobrevivir con temperaturas entre- 40°C y +85°C. Las unidades se calificaron para vibración al azar de 15g rms en 3 ejes durante 60s. la radiación tolerante es de hasta 20kRad. Ha sido usado en las misiones: Orsted; PROBA, BADR-B SAC-C, UniSat, FedSat, ACRIMSAT, GALEX y Moroccan.





**Transmisor en Banda S:** Módulo de transmisor miniatura de baja potencia es diseñado para varias aplicaciones tanto de nanosatélite, microsatélite y minisatélite de bajo costo, Con dimensiones de 190x135x22mm y un peso de 420g, es completamente reutilizable para cualquier misión por su utilidad en distintas opciones electrónicas. Proporciona una baja potencia de salida y puede ser configurado para dos tasas de datos dentro de los rangos de 9.6kbps a 8Mbps (con opción a 20Mbps), la frecuencia fija de RF puede ser seleccionada de las bandas comerciales (2.2 - 2.3GHz) o de las bandas amateur (2.4 - 2.45GHz). Son posible varias opciones de entradas, incluyendo LVDS, serial basado en CAN y la TTL, soporta esquemas de modulación BPSK y QPSK. Trabaja con temperaturas entre -20°C hasta +50°C y soportan una vibración de 15g rms

El procesamiento e interfase lógica del transmisor son implementados con FPGA y esta basado en una fuente de frecuencia sintetizada con una referencia de cristal. La fase de modulación es realizada usando un modulador de I/Q. Los multiplexores internos permiten compartir un bit de control para interconectar hasta 8 fuentes de datos y relojes (conectores de 44 pines tipo D y 3.5mm SMA). El codificador diferencial de NRZ-L a NRZ-M y tasa media emplean un codificador convolucional  $k=7$ . La fuente de energía es a 5 V y una potencia del amplificador RF de 2W o 4W. Ha sido probados en SNAP-1, AISAT-1, BILSAT-1, NigeriaSat-1, UK-DMC y seleccionados para TOPSAT, Gemini y RapidEye, y FalconSat-2.



## Receptores

**SRX Banda S:** Con un peso menor de 1000g y dimensiones de 170 x 166 x 49 mm, sus frecuencias de operación son de 2025 a 2110MHz. Maneja estándares de modulación RF conforme a CCSDS / ESA /NASA, estos son PM para portadora con datos de comando modulados en BPSK sobre 8 o 16KHz de subportadora con una tasa de datos de 8bps a 4kbps. Sus interfaces son conectores tipo D de 9 y 26 pines así como 3.5mm SMA. Son de bajo costo, baja potencia, son unidades compactas disponibles en un número de configuraciones estándares o se puede modificar para requisitos específicos.

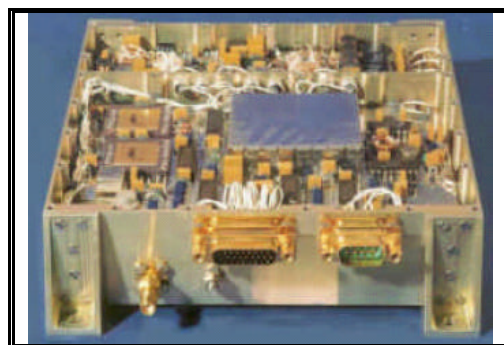
SRX-90C es un receptor compatible que puede ser utilizado con el transmisor de banda S, STX-90C para formar un transpondedor coherente. Las unidades estándar operan desde una fuente de alimentación no regulada de +28 V (+22 a +36) a 50ohm, con un consumo de energía inferiores a 2.9 W, haciéndolos ideales para el uso en sistemas redundantes y calientes, donde es esencial el consumo de energía ya que esta diseñada para operar en rangos de temperatura

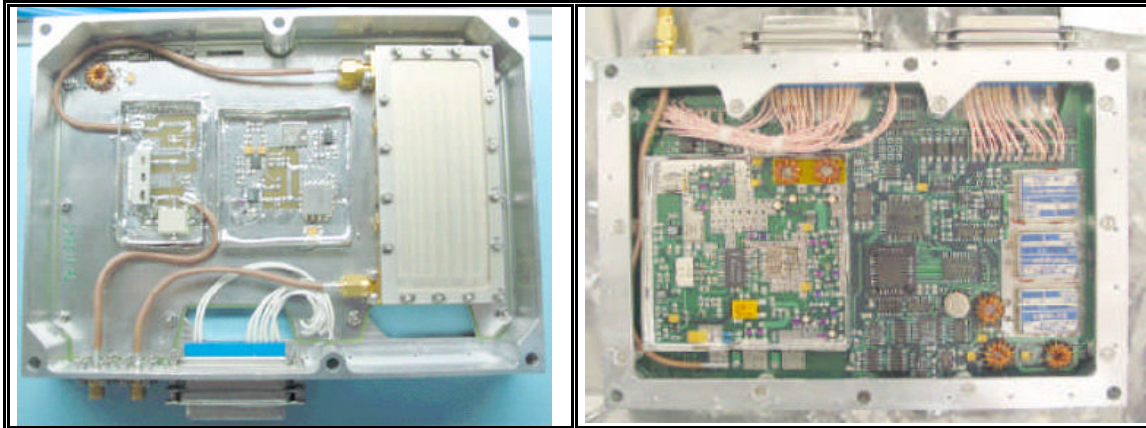




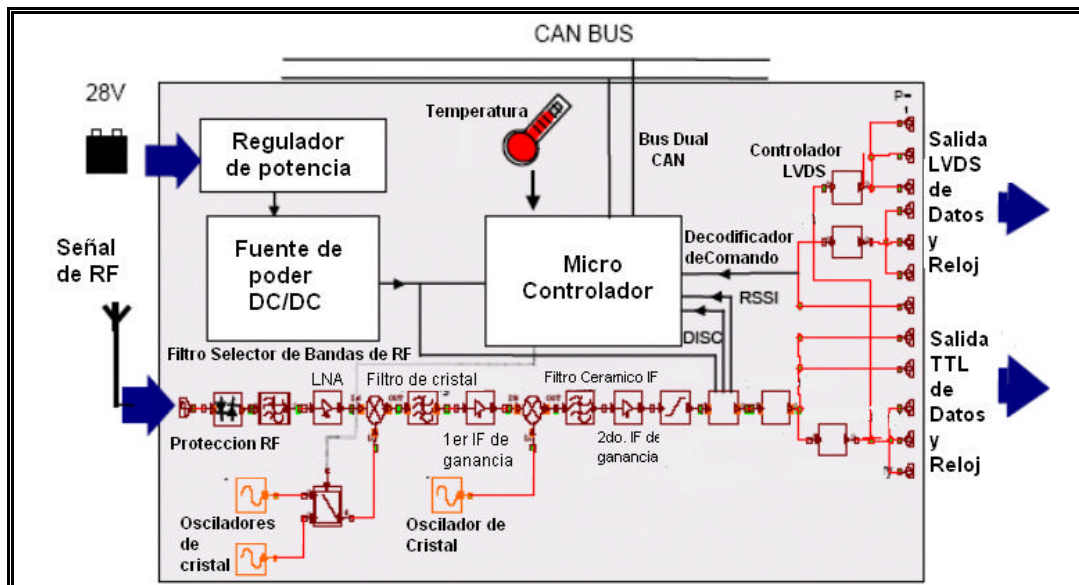
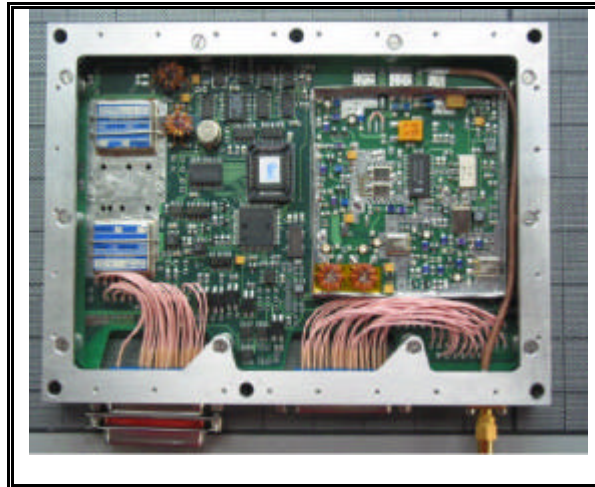
de  $-30^{\circ}\text{C}$  a  $+60^{\circ}\text{C}$  y capaz de sobrevivir en rangos de  $-40^{\circ}\text{C}$  a  $+85^{\circ}\text{C}$ . Las unidades han sido calificadas para vibraciones de 15g en tres ejes por 60seg con tolerancia a la radiación arriba de 20kRad. Probado en STRV1a y 1b; Ørsted; PROBA, BADR-B, SAC-C, Moroccan Smallsat, UniSat, FedSat, ACRIMSAT, SPARTAN y GALEX

El receptor de banda S es diseñado para aplicaciones de TTC en orbita LEO. Puede soportar tanto bandas comerciales como amateur. El receptor consiste en tres módulos: Al frente el filtro paso bandas y abajo el convertidor PCB de banda S ajustados en la misma bandeja, mientras que el modulo IF esta contenido en una bandeja separada. La sección de RF consiste de un LPF, un filtro paso bandas de 20MHz, un Amplificador de bajo ruido (LNA), un filtro paso bandas estrecho y un receptor IC de FM asociado a un circuito. El módulo del circuito digital IF incluye el controlador CAN, responsable de telemetría, telecomandos y decodificación de comandos. Un demodulador Miller es utilizado para recuperar o recibir la señal a 9.6kbps en FSK antes de la distribución de los datos y se reenvían por medio de una variedad de interfaces de salidas de datos como LVDS y TTL o datos decodificados por medio de un nodo CAN.





**VHF SNP1:** Es un subsistema del pico satélite SNAP1, diseñado para pequeños y grandes satélites de órbita LEO, con dimensiones de 190 x 130 x 22mm y una masa de 0.5kg. Es un sistema de recepción de frecuencias uni/dual con 7 posibles salidas de datos TTL y 3 salidas LVDS. El módulo está integrado por un microprocesador el cual reporta el estatus del módulo e incorpora un potente decodificador de comando, el cual puede ser utilizado para el control directo, enlace de datos de baja tasa (9.6kbps), telemetría, almacenamiento y retransmisión de comunicaciones tanto para pequeños como satélites grandes, enlaces inter-satelitales y experimentación en comunicaciones. Su frecuencia de operación es de 144 - 150MHz, con un ancho de banda de 15 a 20KHz y modulación CPFSK. Soporta una vibración de 15g y una radiación acumulada de mayor a 10kRad, así como una temperatura de entre  $-20^{\circ}\text{C}$  y  $+50^{\circ}\text{C}$ , contando con un sensor de temperatura a bordo. Trabaja con una fuente de energía de 18 a 38V con un consumo de potencia de 0.7W y 0.4W. Probado en SNAP-1, FalconSat-1, Alsat-1, BilSat-1 (2003), UK-DMC, NigeriaSat-1, TopSat (2004).

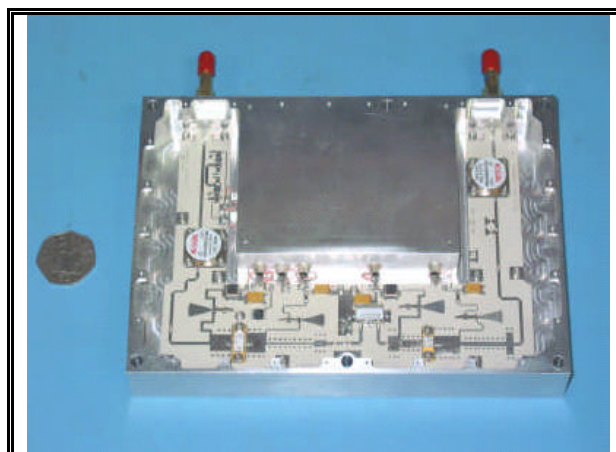


**Amplificador de alta energía en banda S(2W):** El amplificador de alta potencia de SSTL proporciona ganancia de potencia para los excitadores de banda S para resolver los requisitos de acoplamiento. Con una masa de 0.79kg y dimensiones 35x135x190mm, este amplificador fue utilizado en la misión de DMC por primera vez en 2003.



El amplificador está diseñado para elevar la potencia de salida del excitador RF a 2W en banda S. El amplificador puede soportar bandas de frecuencia comerciales y de aficionados, operando en 2200 - 2290MHz, con alta tasa de datos en varios esquemas de modulación. La etapa de diseño utilizó un transistor discreto FET de GaAs que proporciona 2W de potencia lineal de salida, con una ganancia típica 10.75dB. Los puertos de entrada y salida del RF están protegidos por aisladores. Las características de diseño de conductividad térmica son administradas de forma pasiva con rangos de operación entre  $-20^{\circ}\text{C}$  a  $+50^{\circ}\text{C}$ . Trabaja con un rango de 15 a 50V con un consumo de 18W a 28v. Diseñado para misiones en órbita LEO.

Para el amplificador de alta energía de 4Watts, se usa una ganancia de 26dB, un consumo de potencia de 33W a 28V, este módulo tiene una masa de 0.7kg y dimensiones de 35x135x190 mm, el módulo de potencia 0.52kg, y dimensiones de 22x135x190 mm.





### **c) Subsistema Eléctrico y de Potencia**

La energía es un recurso precioso en cualquier satélite, especialmente cuando las restricciones físicas y financieras están presentes, tiene como función la de suministrar potencia eléctrica de forma continua a todos los equipos, con los niveles adecuados de voltaje y corriente, bajo condiciones normales y también en los casos de eclipses. También tiene como función la de seleccionar la fuente de alimentación ya sean desde una fuente solar o desde la baterías. Este subsistema por lo tanto puede dividirse en tres elementos, fuente primaria (paneles solares), fuente secundaria (baterías) y acondicionador de potencia formado por reguladores, convertidores, circuitos de protección y distribución.

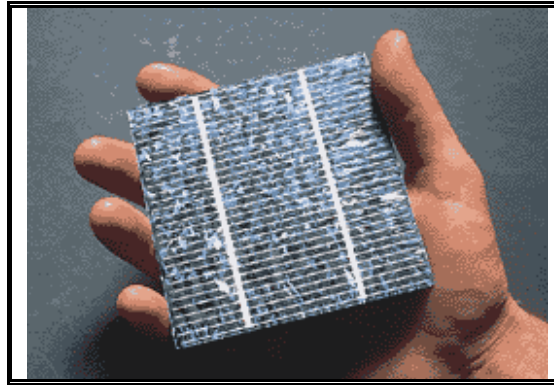
#### **Paneles solares.**

Las células o celdas solares son dispositivos que convierten energía solar en electricidad, ya sea directamente vía el efecto fotovoltaico, o indirectamente mediante la previa conversión de energía solar a calor o a energía química sin necesidad de equipos mecánicos. Las celdas solares están hechas de delgadas capas de material semiconductor, dos capas produce una diferencia del foto voltaje o del potencial entre las capas. Este voltaje es capaz de conducir una corriente a través de un circuito externo de modo de producir trabajo útil. El fenómeno fotovoltaico fue descubierto en 1839 y las primeras celdas solares de selenio fueron desarrolladas en 1880. Sin embargo, no fue sino hasta 1950 que se desarrollaron las celdas de silicio que actualmente dominan la industria.



Las celdas solares de silicio pueden ser de tipo mono cristalinas, policristalinas o amorfas. La diferencia entre ellas radica en la forma como los átomos de silicio están dispuestos, es decir, en la estructura cristalina. Existe, además, una diferencia en la eficiencia. Las celdas solares de silicio mono cristalino y policristalino tienen casi el mismo y más alto nivel de eficiencia con respecto a las de silicio amorfo. Por ejemplo, las celdas solares de silicio mono cristalino actualmente no pueden convertir más el de 25% de la energía solar en electricidad, porque la radiación en la región infrarroja del espectro electromagnético no tiene suficiente energía como para separar las cargas positivas y negativas en el material. Una típica célula fotovoltaica de silicio mono cristalino de 100cm<sup>2</sup> producirá cerca de 1.5W de energía a 0.5volts de corriente continua y 3amp bajo la luz del sol en pleno verano (el 1000Wm<sup>-2</sup>). La energía de salida de la célula es casi directamente proporcional a la intensidad de la luz del sol. Las celdas solares de silicio policristalino en la actualidad tienen una eficiencia de menos del 20% y las celdas amorfas de silicio tienen actualmente una eficiencia cerca del 10%, debido a pérdidas de energía internas más altas que las del silicio mono cristalino.

Eficiencias de celda	
Mono cristalina:	12-15 %
Policristalina:	11-14 %
Amorfa:	6-7 %
telururo de cadmio:	7-8 %



Celda solar policristalina

Durante la última década, se ha estado desarrollando nuevos tipos de celdas solares de materiales diversos, que generan mayor potencia, por ejemplo, a las celdas de película delgada y a las celdas de CIS (diseleniuro de indio de cobre) y CdTe (telururo de cadmio). Éstas están comenzando a ser comercializadas puesto que una sola célula fotovoltaica tiene un voltaje de trabajo cercano a 0.5 V, estas generalmente se conectan juntas en serie para proporcionar voltajes más grandes. Las celdas individuales se unen eléctricamente en diferentes formas que forman el panel solar, este comprende una combinación en arreglos serie y/o paralelo. Paneles de bajo voltaje / baja potencia son confeccionados conectando entre 3 y 12 segmentos pequeños de silicio amorfo fotovoltaico con un área total de algunos centímetros cuadrados para obtener voltajes entre 1.5 y 6V y potencias de algunos miliwatts, los paneles grandes, de 10 a 60V, y habitualmente 6 o 12V, con áreas de 1000cm<sup>2</sup> a 5000cm<sup>2</sup> son generalmente construidos conectando de 10 a 36 celdas del mismo tamaño en serie.



Las primeras celdas de este tipo tenían una eficiencia de conversión de solo 1%; ya para 1954 se había logrado incrementar la eficiencia al 6% en condiciones normales de operación, mientras en el laboratorio se lograron eficiencias cercanas a 15%, hoy en día la eficiencia de los paneles solares disponibles en el mercado fluctúa entre 5-15%. Los laboratorios de investigación en todo el mundo están desarrollando nuevos materiales con eficiencias mayores (hasta 30%). Algunas nuevas tecnologías (tales como las celdas de película delgada) permiten la producción a gran escala, lo que reduciría significativamente su costo. Las primeras aplicaciones prácticas se hicieron en satélites artificiales.

Un grupo de investigadores del Georgia Tech Research Institute, ha desarrollado un nuevo diseño de paneles solares, El rasgo principal del nuevo diseño es que está compuesto por torres microscópicas que capturan la luz solar porque tienen un área muy superior a la de los diseños tradicionales de paneles solares fotovoltaicos que son planos. Estos nuevos paneles tridimensionales producen una cantidad 60 veces superior de electricidad que las células solares comunes. Capturan casi toda la luz que les llega, y también pueden hacerse de un tamaño más reducido y con un peso menor y una complejidad mecánica superior.





Esas pequeñas torres, que componen los paneles solares 3D, apenas miden 100 micrones de altura, construidas a partir de millones de nano tubos de carbono. Los paneles solares convencionales reflejan mucha de la luz que les llega, y reducen así la cantidad de energía que pueden generar, pero este nuevo diseño atrapa y absorbe la luz que recibe debido a la estructura de torres que pueden recibir la luz de diferentes ángulos. De esta forma también permanecen eficientes aunque el sol no los ilumine de forma directa.

Los científicos cocieron las células plásticas a 150°C, mejoraron sensiblemente la eficiencia de captura de luz, ya que el proceso hace que se formen patrones de cristal en el plástico lo que permite que los electrones se muevan más libremente. Aunque todavía no han llegado al 8% mínimo de las células de silicio, los científicos esperan lograr llegar al 10% de eficiencia. Todavía tienen que luchar contra el 40% de eficiencia de las células de silicio, y a las nuevas nano células IAUS (International Automated Systems) y Lucite International, ha desarrollado un nuevo compuesto llamado Methacrylates que será el sucesor del acrílico.



IAUS está planeando construir paneles solares que serían una delgada película podrían llegar a ser mucho menos costosos que los paneles solares fotovoltaicos de hoy en día.

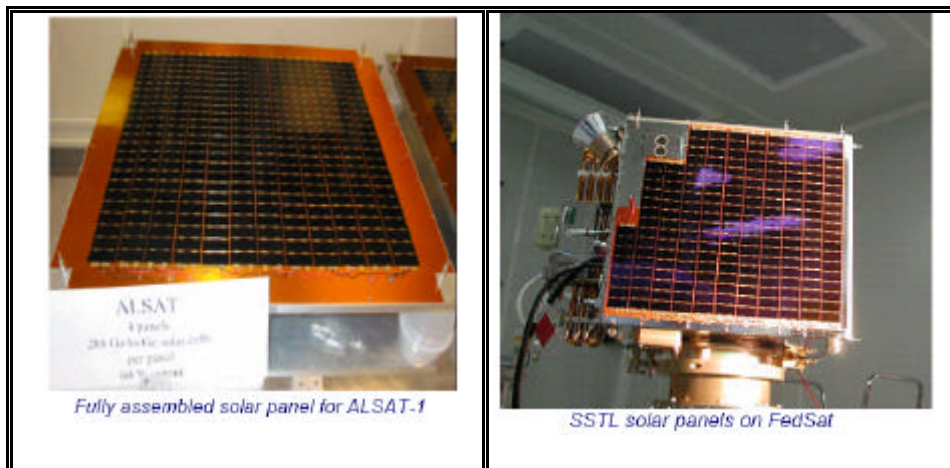
Los paneles rígidos son usados para satélites geoestacionarios, Surrey tiene una plataforma llamada SRA, el cual consiste de dos paneles en cada lado del satélite, generando 1Kw de potencia con 7 años de vida. La estructura ligera es un avanzado polímero de fibra de carbón reforzado (CFRP) en paneles de aluminio con una área de alta eficiencia con triple unión de celdas solares de arseniuro de galio con una eficacia de la conversión de el hasta 29%. La facilidad es capaz de acomodar las células solares hasta en un área de 64cm<sup>2</sup>.

Los módulos de energía de SSTL se han desarrollado específicamente para conseguir la mayor área solar posible. Los sistemas se dividen en dos, de 14V para plataforma microsats70 y de 28V para plataformas mas grandes, por lo que SSTL ofrece paneles solares , las baterías, reguladores para la carga de la batería, acondicionamiento de la energía y de módulos solares de la distribución de energía.

SSTL ofrece productos y servicios en el campo de fotovoltaicos como son la fabricación de panel solares, arreglos rígidos o despleables, montaje de celdas solar prueba de celdas solar en tierra y espacio así como consultaría de paneles solares.

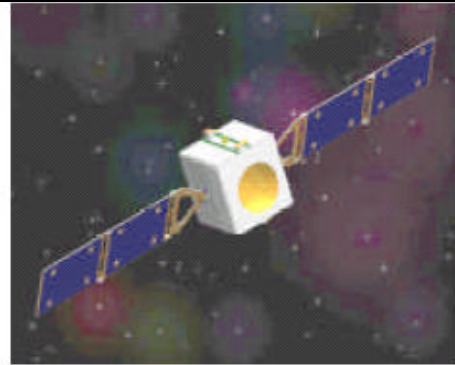


El ensamble de celdas solares utiliza una técnica de soldadura ultrasónica de playa u oro para la interconexión. El diseño de los paneles de SSTL consiste en áreas pequeñas de 20mm x 40mm, montadas en aluminio o fibra de carbón con dimensiones máximas de 720mm x 1000mm para cuerpos montados en el satélite, con uniones simples de arseniuro de galio o germanio (GaAs/Ge) (19.2% EFF @ 25°C AM0), interconectadas usando soldadura ultrasónica y celdas de triple unión (EFF @ 25°C AM0 28%) con capacidad de generación de 1400W de energía. ha sido probado en 2000 ciclos a temperaturas entre  $-50^{\circ}\text{C}$  a  $+90^{\circ}\text{C}$  en las misiones Alsat, FedSat, Nigeriasat, Bilsat, UK-DMC.





SSTL Solar Panel  
Manufacturing Facility



Surrey Rigid Array for use on  
geostationary satellites



Solar Cell Test Facility

## Baterías

Las baterías modernas son generalmente pilas secas (usan sólidos como electrolitos) y pueden basarse en una gama muy variada de químicos. existen tres tipos comunes de baterías: las NiCd, las NiMH y las de Litio (Li-Ion: LiCoO<sub>2</sub>, LiNiO<sub>2</sub>, LiMn<sub>2</sub>O<sub>4</sub> y Sistemas de cátodo sólidos LiNixCoyO<sub>2</sub>)



Las baterías NiCd usan cadmio, un metal pesado que representa un peligro ecológico en donde el polo positivo y el polo negativo se encuentran en el mismo recipiente, el polo positivo es cubierto con hidróxido de Níquel y el polo negativo es cubierto de material sensible al Cadmio. Son ambos aislados por un separador un electrolito de hidróxido de potasa. El voltaje del NiCd tiende a caer abruptamente, y sufren el efecto memoria.

Las baterías de Níquel metal hidruro (NiMH) son el tipo más popular de baterías, son más ligeras que las de NiCd, pero más pesadas que las de Li-ion, usan Hidrógeno en su proceso de producción de energía. La inusual tecnología de las NiMH permite el almacenamiento de mucho más energía. Típicamente, consigue almacenar alrededor de 30% más energía que una NiCd de idéntico tamaño. Estas baterías tampoco usan metales tóxicos, por lo que se consideran amigas del ambiente. No son tan susceptibles al temido efecto memoria, deben ser cicladas de vez en cuando, para un ajuste óptimo y tienen una vida media de unas 600 a 700 ciclos de carga. Muchas de estas baterías son hechas con metales como el Titanio, el Zirconio, el Vanadio, el Níquel y el Cromo, y algunas empresas japonesas han experimentado, incluso, otros metales como el raro Lantano. Este detalle torna las baterías NiMH mucho más caras que las NiCd.

El litio es el metal más liviano, tiene el mayor potencial electroquímico y proporciona el mayor volumen de energía. Las baterías recargables que usan el metal de litio como electrodos negativos (ánodo), son capaces de proporcionar



tanto una elevada tensión como una excelente capacidad, produciendo una densidad de energía extraordinariamente alta. Después de mucha investigación en baterías de litio recargables, durante los años ochentas, se determinó que los ciclos alteran el electrodo de litio, reduciendo así su estabilidad térmica y causando potencialmente una expansión interna. Si esto ocurre, la temperatura de la celda se acerca rápidamente al punto de fusión del litio, lo cual produce una reacción violenta. Esto era debido a la formación de dendritas al re-precipitar el Li en el ánodo durante su uso, lo que cambiaba la geometría del ánodo a la vez que aumentaba aun más su reactividad.

La solución a estos problemas debido a la inestabilidad inherente del metal de litio, vino con la aparición de las baterías de ion-Li, en las que se sustituía el ánodo de Li metal por un ánodo de carbono capaz de intercalar iones Li en su interior, haciéndolo de una forma reversible. Es lo que se conoce como el concepto "mecedora", donde los iones Li "van y vienen" entre un cátodo formado por un óxido doble de Co y Li, y el ánodo de carbono. Aunque son ligeramente más bajas en cuanto a densidad de energía que las de metal de litio, las de Li-Ion son seguras, siendo Entre sus ventajas están: muy buena relación peso / potencia ahorrando hasta 50% de peso, alta densidad de potencia, ciclo de vida de más de 1000 recargas , no tienen "efecto memoria" por lo que se pueden cargar en cualquier momento o estado, tienen una tensión de descarga gradual y constante. Son "muy nobles", y se puede saber su estado de carga fácilmente, alta densidad de



energía (hasta 135Wh/kg o 300Wh/L), el voltaje más alto posible (hasta 4 V), y todo ello junto a una durabilidad que se encuentra entre los 5 y los 10 años, tienen poca auto descarga (un 6% al mes). Por tanto, no necesitan recargarse mientras que el satélite está en la plataforma de lanzamiento, a diferencia de las baterías Ni-H<sub>2</sub> que necesitan recargarse horas antes del lanzamiento. En otras palabras, la preparación del prelanzamiento se simplifica, una vez que el satélite se instala en la lanzadera y las cuestiones de seguridad y problemas térmicos ligados a la carga desaparecen.

El desarrollo actual del Li-Ion incluye un desarrollo de cátodo de la alta capacidad Li<sub>x</sub>Mn<sub>409</sub>, el cual involucra desarrollo básico de sistemas de células pequeñas y en envases de acero inoxidable; evaluación de sistemas químicos en espiral y células prismáticas; desarrollo y demostración de la célula de 15 y 100 amp/h en envases inoxidables; la optimización mecánica de células mejorando métodos de soldadura, envases de aluminio, y estructura.

Litio Polímero es el tipo más nuevo de baterías utilizadas. Posee una mayor densidad de potencia que el resto de baterías. Son más finas o ligeras, o una combinación de ambas. Las baterías de Litio Polímero no sufren el temido efecto memoria y pueden ser recargadas en cualquier momento. Kokam ha sacado baterías de 6.600mah, frente a los 600mah de las actuales.



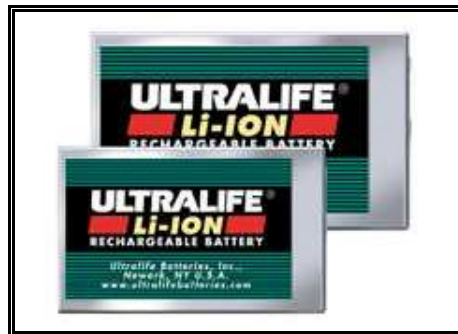
Un equipo de investigadores japoneses ha desarrollado una hoja de polímero orgánico de 200nm de grosor a la que se acoplan radicales de óxido nitroso, que actúan como almacenes de energía eléctrica; el resultado es una batería eléctrica flexible de polímero. Esta batería tiene además unos tiempos de carga muy cortos, del orden de un minuto, y una vida útil muy larga, del orden de 1000 recargas.

De hecho, las baterías de polímeros de Litio ya son una realidad. ya que estas nuevas "perlas" moldeables podrán ser producidas en laminas con el espesor de un milímetro, Poseen además un ciclo de carga / descarga superior a su congénere rígida, o sea menos espacio, menos peso y más autonomía

Tipo de Batería	Densidad energía Whr/Kg	Tensión	Ciclo de vida	Auto descarga (%/mes)	Ciclos de descarga máxima (nominal)	Corriente de carga (nominal)	Tensión de carga	Tiempo de carga	Temperatura de uso
Ni-Cd	40	1.2	1000	15	10	1	1.5	3	15 - 40
NiMh	60	1.2	800	20	3	1	1.5	3	15 - 40
Li-ion(coke)	90	3.6	1000	6	2	1	4.1	2.5	15 - 40
Li-ion(grafito)	90	3.6	1000	6	2	1	4.2	2.5	15 - 40

Las pilas prismáticas de ión litio de Ultralife (rectangulares) ofrecen alta densidad de energía, gran capacidad y un ciclo de vida largo en bs tamaños ligeros más comunes. Estas pilas son ideales para comunicaciones, PDAs, aplicaciones militares y para cualquier otro producto que requiera una fuente de alimentación fiable y de alta energía.





Estas pilas de dióxido de litio-magnesio de alta energía (Li-MnO<sub>2</sub>) son utilizadas por organizaciones militares de todo el mundo para alimentar una amplia gama de equipos informáticos y de comunicaciones, dispositivos de imágenes, monitores de agentes químicos, sistemas de armamento y muchos otros aparatos. Estas pilas de avanzada tecnología ofrecen el 50% más de tiempo en funcionamiento que las pilas de dióxido de litio-sulfuro (Li-SO<sub>2</sub>). También son más seguras, tienen una larga vida de almacenamiento y suministran una alimentación virtualmente instantánea cuando se requiere. Además, satisfacen ampliamente los estrictos requisitos militares de rendimiento.





El sistema de pila recargable Polymer® de Ultralife combina química de alta energía con lo último en tecnología de polímeros. Todos los componentes de la pila son sólidos, no hay líquidos que requieran ser contenidos en pesadas carcasas metálicas.



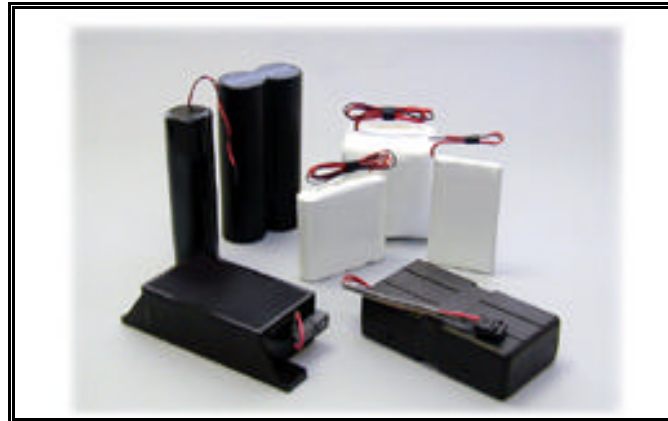
Las pilas cilíndricas de litio HiRate® de Ultralife constituyen un avance tecnológico importante en la tecnología de pilas de litio de alta velocidad de descarga. Su diseño devanado en espiral proporciona un alto rendimiento y una capacidad de descarga extremadamente rápida, incluso en temperaturas extremas. La química de dióxido de litio-magnesio permite una puesta en marcha instantánea (sin retrasos en el voltaje) y el sistema es considerablemente más seguro que cualquier otro sistema de litio de descarga rápida comparable.

La pila de litio de 9 voltios de Ultralife es una pila reemplazable por el consumidor que dura hasta 5 veces más que las pilas alcalinas convencionales de 9 voltios y 10 veces más que las pilas de carbono-cinc.



Las pilas de litio Thin Cell® de Ultralife son láminas finas (de 2,0 mm de espesor) que ofrecen una combinación única de alta densidad de energía, larga vida útil, funcionamiento en un amplio rango de temperaturas y peso ligero. Las aplicaciones que suelen emplear pilas Thin Cell de Ultralife, que se diseñan para dispositivos de baja velocidad de descarga, son, entre otras: tarjetas de seguridad "inteligentes", etiquetas de rastreo de artículos inalámbricos de perfil plano, sistemas de rastreo de robos de banco, sistemas de rastreo de registros electrónicos y cualquier aplicación que requiera una fuente de alimentación de alta energía a la vez que fina y ligera.





En la actualidad se han desarrollado diferentes sistemas de almacenamiento de energía eléctrica. La mayoría de ellos lo hace de forma indirecta, acumulando la energía eléctrica en forma de energía mecánica, como es el caso del bombeo de agua a una presa hidroeléctrica, o en forma de aire comprimido, o en volantes de inercia. También se puede acumular la energía en forma química, como se hace en el caso de las baterías, o se podría hacer hidrolizando el agua para obtener hidrógeno, que volvería a dar agua y electricidad posteriormente en una pila de combustible.

Pero también se puede acumular la energía eléctrica de forma directa, en campos magnéticos como es el caso de los SMES ("superconducting magnetic energy storage) o en campos eléctricos como es el caso de los súper condensadores. En los últimos años, los súper condensadores han surgido como una alternativa o complemento importante para otros dispositivos de producción o almacenamiento de energía como las pilas de combustible o las baterías. La principal virtud es la mayor potencia que es capaz de desarrollar, acumulando además cantidades de energía considerables.



Otras ventajas son la rapidez de carga del orden de segundos a minutos y su gran ciclabilidad del orden de millones de veces, pueden proporcionar corrientes de carga altas, cosa que daña a las baterías; no necesita mantenimiento y trabaja en condiciones de temperatura muy adversas, y por último no presenta en su composición elementos tóxicos, cosa muy frecuente en las baterías. La principal desventaja de los súper condensadores es su menor capacidad de almacenar energía, y a día de hoy, su mayor precio.

La acumulación de energía eléctrica en un súper condensador se produce, en principio, por la separación de cargas (en este caso iones) entre los dos electrodos, el ánodo alrededor del cual se concentran los aniones, y el cátodo, que concentra sobre su superficie los cationes. Esta separación es puramente electrostática, lo que explica la alta velocidad a la que ocurren los fenómenos de carga y descarga del condensador, así como su alta ciclabilidad.

El uso de polímeros conductores también puede dar lugar a capacidades relativamente altas, pero estos materiales presentan el inconveniente de que sufren hinchamiento y contracción, lo cual es indeseable puesto que pueden ocasionar la degradación de los electrodos durante el ciclado. Finalmente, los materiales de carbono se presentan como los materiales activos del electrodo más atractivos, debido a su bajo coste relativo, elevado área superficial (pueden superar los 2500 m<sup>2</sup> g<sup>-1</sup>) y gran disponibilidad. Además, los materiales de carbono pueden presentar unas estructuras diferentes (materiales gráficos,



grafitizables o no grafitizables) y están disponibles en una gran variedad de formas (fibras, telas, aero geles o nano tubos).

Investigadores de la Universidad de Cornell en los EEUU están probando un nuevo prototipo de batería que usa energía radiactiva. Su principal ventaja es que ofrece una autonomía de 50 años y que su pequeño tamaño la hace ideal para su uso en dispositivos de reducidas dimensiones y en circuitos eléctricos. Con un tipo de energía considerada no limpia y altamente contaminante, los investigadores afirmaron que esta no podría afectar a los seres humanos. "Ciertos materiales radioactivos, dicen los investigadores, emiten partículas beta, alfa y gama, que son dañinos para la salud humana. En este caso fue escogido un isótopo que emite partículas beta, los electrodos que teóricamente no son peligrosos ya que no tienen energía suficiente para atravesar la piel humana". El Níquel 63, el material elegido para el desarrollo de esta batería, tiene una media de cien años y el prototipo que esta siendo analizado puede medir menos de un milímetro cúbico. Las baterías con el uso de polímeros, o de micro-células de metanol(alcohol) que aumentarían la capacidad de las baterías en alrededor de 50 veces. El funcionamiento consiste en la mezcla de oxígeno y metanol dentro de un envoltorio cerámico, que genera energía a la temperatura ambiente.



Las baterías inteligentes tienen circuitos internos con chips inteligentes que permiten la comunicación con el funcionamiento de la batería y monitorea el voltaje de la salida y la temperatura, esto hace que funcionen un 15% más, debido a su eficacia en determinar tiempo de carga.



Saft proveedor de baterías Litio-lón para el programa de satélites Mobile Satellite Ventures. Brindándoles más de 18 años de vida útil de batería. Las pilas VES140 40Ah de Saft(organizadas en una configuración 6P12S) permiten disminuir considerablemente el peso de los satélites entre un 30 y un 50%, estableciendo una diferencia importante con las baterías de Níquel-Hidrógeno usadas previamente, produciendo una alta densidad de energía de 120Wh/kg.

El sistema de baterías utilizado en el satélite HOT BIRD TM 8 de orbita GEO, comprende dos paquetes conectados en paralelo, cada uno de los cuales está formado por 11 módulos conectados en serie, y cada módulo comprende ocho pilas Litio-lón VES140S conectadas en paralelo.



EPI ha sido un líder en las baterías para naves espaciales durante el período entero del desarrollo de la industria, produciendo aproximadamente 1.000 baterías de NiCd durante los años 50 y 60's. EPI era domino en sistemas NiH2 durante los años 70, 80 y 90's, teniendo instalado baterías en 130 satélites actualmente en órbita, siendo el 85% de los programas espaciales en Estados unidos.

A123 impulsó con MIT desarrollo de baterías de ión-litio con nano tecnología en los electrodos. con una vida útil por ciclo hasta 10 veces más larga, cinco veces más potente y con unos tiempos de carga muy inferiores. Altair Nanotechnologies ha anunciado avance en la fabricación de materiales para electrodos de baterías litio-ion. permiten baterías recargables tres veces más potentes que litio-ion. Los nano materiales desarrollados por Altair ofrecen la base para una nueva generación de baterías litio-ion ultra potentes, capacidad de recargarse en minutos. Las actuales son incapaces de recargarse tan rápida por la naturaleza química de los materiales anódicos. Altair ha desarrollado un óxido de litio-titanio a nano escala. elimina la mayor causa de fatiga en materiales para electrodos.

La batería Toshiba es capaz de recargar el 80% de su potencia en un minuto, lo que es 60 veces más rápido que las baterías de Li-ion, la nueva batería es el resultado de la aplicación de nano tecnología, mediante la aplicación al electrodo negativo de una nueva tecnología que utiliza nano partículas para impedir que electrolitos líquidos orgánicos disminuyan durante el proceso de





recarga. Las nano partículas absorban y almacenan de forma rápida enormes cantidades de iones de litio sin causar ningún tipo de daño al electrodo. Solo pierde un por ciento de su capacidad después de 1000 recargas/descargas, y puede funcionar en temperaturas muy bajas. Por ejemplo, a 40 grados bajo cero, la batería puede descargar 80% de su capacidad comparado con 100% en temperaturas de 25°C.



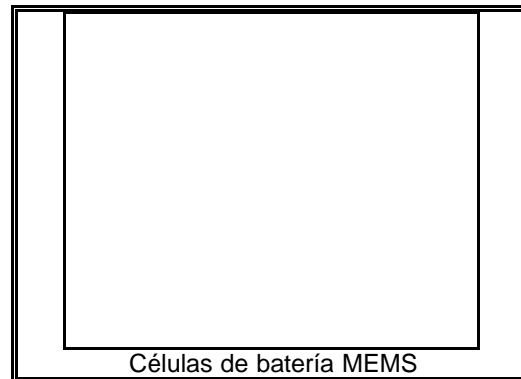
Berkeley ha desarrollado una pila solar a partir de dos tipos de nano cristales inorgánicos. A diferencia de dispositivos híbridos que contienen tanto nano cristales como un polímero semiconductor, la pila está estable. tiene una eficiencia de conversión de energía de casi el 3%. La seguridad en la distribución, gestión y control de la energía en un satélite necesita contar con sistemas de seguridad como son, algoritmos para carga y descarga de baterías, regulación, etc

Crisa ha desarrollado una amplia gama de unidades para gestión, conversión y distribución de potencia como el control de potencia, gestión de baterías, reguladores de paneles solares, amplificadores, distribución de potencia por medio de heaters, limitadores de corriente, Convertidores DC/DC para cargas



útiles de bajo voltaje y alta corriente, controladores de potencia en estado sólido (SSPC) y enfriadores. Algunas de las misiones que usan estos dispositivos están, el minisat con subsistema de potencia, incluyendo las unidades de distribución y acondicionado y regulación de la plataforma Leostar (Rocsat 2 y Theos), Unidades de acondicionado y distribución de potencia para GOCE y Lisa Pathfinder, Unidad de gestión de baterías del Smart-1, Electrónica de actuación de paneles solares para Septa-24 de Snecma, Electrónica del mecanismo de apuntamiento de antena para SOHO, Unidad Pyro y Cuchillos Térmicos y unidad de control térmico para Artemis, Equipos de encendido de alimentación de la antena y monitorizado del instrumento ASAR de Envisat, Unidades de control de la fuente de alimentación de la antena IRMA del satélite Spainsat, enfriadores, pre-regulador para el HFI de Planck, Electrónica de actuación de motor para MELFI ISS y Convertidores DC/DC para gestión de datos y otras unidades de carga útil, al igual que para transpondedores

El desarrollo de baterías miniaturas que se pueden fabricar con procesos usados en la fabricación de circuitos integrados o MEMS. Se trabaja en el desarrollo de micro células de combustible y una batería de níquel-cinc de 1.6 voltios a 100mA por cm<sup>2</sup>. y soporta hasta 200 ciclos de cargas / descarga. Las baterías que usan cátodos de óxido de litio-aluminio-manganeso entregaron 3.5 voltios por cm<sup>2</sup> y 300 ciclos de carga / descarga.



La tecnología emergente de micro células de combustible de óxido sólido (micro-SOFC) con relación a su origen en las SOFCs de última generación y sus rivales, como las baterías de Li-ion constan un diseño de micro-SOFC. La micro fabricación y de la caracterización electroquímica de películas finas depositadas mediante pirolisis por pulverización prueban la viabilidad del concepto y proporcionan un criterio potencial para un nuevo tipo de sustitución de batería.

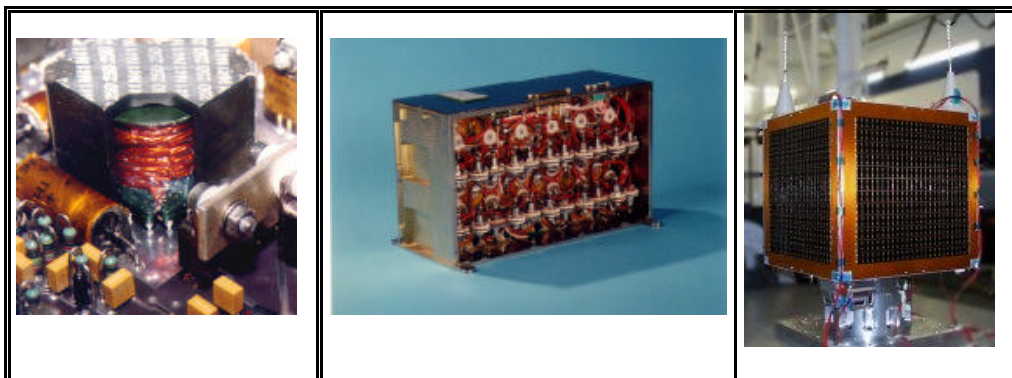
Actualmente se están analizando 4 tipos principales de células de combustible y se caracterizan por el material electrolito, tipo de combustible, temperatura operativa e intervalo de salida de energía. La membrana de electrolito de polímero (PEMFC) es la más conocida debido a su aplicación en automóviles, la célula de combustible de óxido sólido (SOFC) que presenta la eficiencia total más alta y es la más flexible con relación a los diferentes combustibles.

Los sistemas SOFC de última generación operan entre 900°C y 1000°C, No obstante, debido a la alta eficiencia de las SOFCs, investigadores de diversas universidades e institutos de todo el mundo, como ETH Zurich (Suiza), MIT



(EEUU), ARC (Canadá), NIMS (Japón), han comenzado a concentrarse en aplicaciones a pequeña escala, las llamadas micro-SOFCs. “Micro” tiene un doble sentido: por un lado, significa componentes de la célula de combustible del tamaño de un chip en comparación con los componentes de tamaño de centímetro a metro de la SOFC tradicional. Por otro lado, indica técnicas de micro fabricación comunes en la fabricación de microcircuitos electrónicos.

Se prevee que tengan un densidad de energía y energía específica 3 a 4 veces mayor que las baterías tradicionales de hidrato níquel-metal e iones de litio. El sistema micro-SOFC descrito fue creado para operar en su núcleo a 550°C (temperatura externa < 35°C) y proporcionar 1 W de energía continua con una eficiencia eléctrica de aproximadamente 30%. Con respecto a los aspectos de seguridad, es obvio que un dispositivo que funciona a 550°C y usa hidrocarburos como combustible debe obedecer a requisitos de certificación bastante rígidos, por eso, se proyecta que la temperatura externa nunca pase de 35°C. La transición de una SOFC tradicional a un micro-SOFC implica alteraciones en la selección de los materiales y en las técnicas de procesamiento.





#### **d) Subsistema de Control Térmico**

Tiene como función regular la temperatura del satélite durante el día y la noche, ya que ocurren cambios de temperatura tanto en su interior producidos por los amplificadores de potencia así como en el exterior por el sol y durante un eclipse el satélite se enfría bruscamente.

La transferencia de calor se realiza por radiación y por conducción, por lo que se utilizan materiales aislantes que protegen del calor como reflectores ópticos de cuarzo (estos son espejos que actúan como filtros y reflejan la radiación de luz visible y ultra violeta permitiendo el paso de la infrarroja), cobertores de materiales como el kaptón, kevlar, mylar, dracon y pinturas que absorban la radiación infrarroja según los diferentes colores así como también pintura de aluminio. Y para temperaturas bajas hay sistemas como calentadores activados por termostatos, caloductos, etc.



### e) Subsistema de Posición y Orientación

Los equipo de ADCS (sistema de control y determinación de altitud) han sido tradicionalmente grande y costoso, recientemente se empiezan a usar sistemas mas pequeños, pero existen varias formas de estabilización y posicionamiento, una es no utilizar ninguna estabilización y confiar en la estabilización magnética, a este termino se le llama estabilización pasiva, donde no se requiere ningún control ni energía, donde sea posible señalar inercias y usarlas. Un esquema de estabilización pasiva requiere un diseño que pueda hacer frente a las variaciones de energía y de temperatura, así como garantizar las comunicaciones por medio de antenas de tipo omnidireccional, como sucedió en los 1990 con el microsatélite AMSAT.

Un típico sistema de control pasivo consiste en emplear actuadores como torques magnéticos, ruedas inerciales que por medio de momentos generan la fuerza de torsión, los gradiente gravitacional o boom aérodinámico para orbitas muy baja, este sistema tiende a alinear al satélite con los campos magnéticos de la tierra a lo largo de su eje principal. Este es el sistema de control pasivo mas simple y últimamente utilizado, incrementando su uso para microsatélites

**Estabilización por giro:** En esta técnica, una parte del satélite gira, a veces también toda la estructura en sentido opuesto para conservar el equilibrio del conjunto, al mismo tiempo las antenas permanecen orientadas a un punto, anteriormente estas se hacían girar en sentido opuesto.



**Estabilización triaxial:** El satélite permanece aparentemente estático conservando la posición mediante giroscopios (volantes giratorios) o thrusters (válvulas de gas) colocados en el interior sobre cada uno de los ejes que permiten tanto mantener la orientación y giro, como la posición relativa del satélite con respecto a la tierra.

**Ruedas de reacción :** Para el control de actitud de microsátélites, una unidad de bajo costo, capaz de proporcionar control y estabilización confiable, es parte de la gama de actuadores de SSTL. Las primeras fueron utilizadas en TMSat en 1998 y en el SNAP-1, así como varios microsátélites como en la misión interplanetaria Rosetta Comet Lander para la ESA. Son controlados por medio de un bus CAN, pero pueden ser modificados para soportar interfaces RS 232 o RS 422/485. Esta unidad proporciona telemetría de su velocidad, corriente y temperatura.

Tienen un momento máximo de ruedas de 4.2 nms, torque máximo de 20mm, torque constante del motor de .044nm/A, Wheel MOI: 0.008kgm<sup>2</sup>, velocidad máxima de +/- 500rpm, control de velocidad de +/- 1rpm, tipo de control de motor de tres fases sin cepillos de DC, método de control de motor de 4 cuadrantes con ciclos de corriente de pwm, masa de 3.2kg, tamaño 190 x 190 x 110 mm, cubierta de aluminio dural L93, fuente de poder de 24 - 32 VDC, potencia de 1.5W a 0rpm, 3.3W a velocidad constante y 14W con máxima aceleración

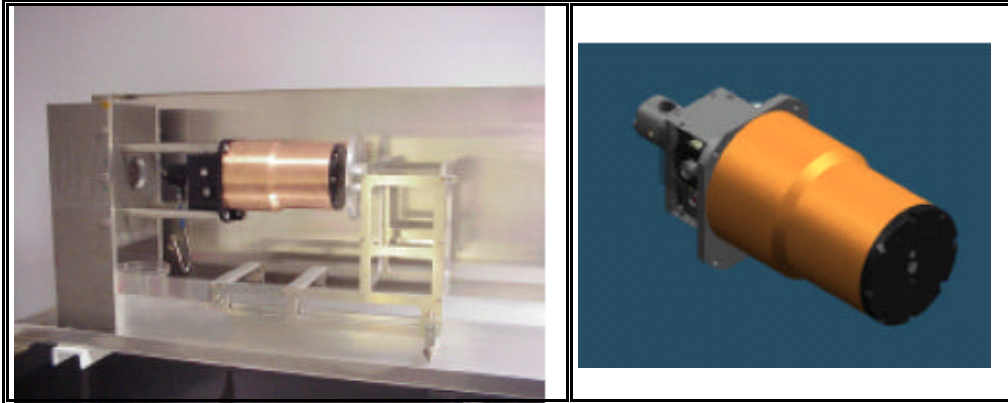


**Magnetómetro con válvulas de flujo en tres ejes:** un producto de SSTL, de bajo costo, bajo consumo de energía, bajo volumen y peso para su integración. Usado en satélites de órbita baja, está contenido en una unidad compacta que proporciona lecturas analógicas (entre 0 y 5V) de los campos magnéticos encontrados por el satélite por medio de 3 sensores ortogonales axialmente. Adicionalmente cuenta con un sensor de temperatura analógico que provee la temperatura para telemetría. SSTL ha empleado una versión miniatura usando electrónica similar con dimensiones de 85x35x32mm, un peso de 94g, trabaja con una fuente de alimentación de -10.5V a 8mA y 10.4V a 14mA, opera a temperaturas de -50 a 80°C. Tiene una tasa de actualización de 10Hz como máximo, soporta hasta 20Krad de radiación y vibraciones hasta de 15g rms. Tiene una sensibilidad de -10 a 10nT, un rango de -60 a 60microT. Aproximadamente 40 magnetómetros han sido usados en 14 misiones con buenos resultados entre ellas se encuentran las misiones UKDMC mid-2003 y TopSat.





**Gradiente desplegable de 6m(STACER):** Es un sistema de despliegue de cargas útiles e instrumentos que ayudan a la estabilización aerodinámica gradiente gravitacional, capaz de soportar masas en el extremo de 1 a 13kg, es compacto, de bajo costo, forma la base del sistema de altitud, ha sido usado desde hace mas de 25 años. Se utiliza típicamente para proporcionar distancia espacial entre los sensores y su plataforma ya que no usa materiales magnéticos y la Radiación no afecta a los instrumentos después del despliegue. En una combinación de las aplicaciones anteriores se ha llegado al estudio en donde podría usarse un sistema como este para crear un telescopio, y tener un mejor enfoque. Sus dimensiones cuando no esta desplegado son de 102 x 115 x 264mm y desplegado mide 6m, el cual puede ser monitoreado por un swtich que indica la longitud desplegada. Su peso total es de 2.2kg, siendo ideal para las misiones de pequeño tamaño. Durante el despliegue a una velocidad de .3mseg y un empuje de 17N, el STACER tiene forma de bobina que se van separando una a la vez hasta finalmente formar una estructura completamente tubular, rígida con deflexión termal baja y una flexibilidad de 3Nm<sup>2</sup> en el extremo y 12Nm en la base. Su temperatura de operación es menor a 100°C, las vibraciones aceptables son de 15g en los tres ejes. ha sido usado en UoSAT-5, KITSAT-1, S80/T, HealthSat, POSAT, CERISE, FASAT-Bravo, TMSAT, CLEMENTINE, UoSAT-12, TiungSat, PICOSat, Tsinghua-1.

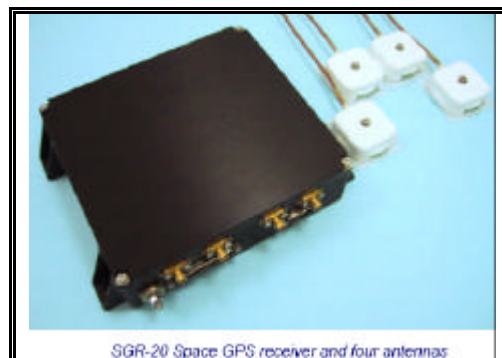


**SGR-20** : El SGR-20 es un subsistema para determinación de órbita, diseñado para pequeños y grandes satélite LEO. Con una masa de 950g, dimensiones de 160x160x50mm o 195x160x35mm, trabaja con una fuente de energía de entre 18 a 38V y un consumo de 6.3W a 28V. El chipset del SGR esta basado en el procesador comercial de alto rendimiento Zarlink y el procesador de 32bits ARM60B 32. Entre los niveles de aceptación esta una vibración de 15g, temperatura entre  $-20^{\circ}\text{C}$  a  $+50^{\circ}\text{C}$ .



La susceptibilidad de radiación del sistema ha sido evaluado de acuerdo a programas de SSTL/ESA. Teniendo una tolerancia de radiación acumulada menor a 10Krad , cuenta con 4 antenas cada una con un peso de 50g y un LNA externo, 24 canales con código L1 c/a, una energía de 28V con interfases rs422, CAN y PPS, proporciona la hora estándar posición y velocidad, todo en una unidad compacta, probada en numerosas misiones como UoSAT-12, PROBA, BILSAT-1

El sistema de posicionamiento global (GPS) consiste en una constelación de 24 satélites en una altitud de 20.000km. Los GPS recibe y decodifica las señales en banda L a partir de cuatro o más GPS y con técnicas pueden calcular la posición del satélite con una exactitud de 20m.



**SGR10:** Sus dimensiones son de 160x160x50mm o 295x160x35mm, cuenta con una configuración de dos antenas de 12 canales cada uno operando paralelamente, un consumo de 5.3W con 28V. Opcionalmente soporta redundancia de bus CAN. Probado en el Thai-Paht (1998), Tsinghua-1 (2000), TiungSat-1, (2000), AISAT-1 (2002), NigeriaSat-1 (2003), UK-DMC (2003).



**SGR5:** existen dos modelos, SGR-05U es un receptor de bajo costo y el SGR-05P estándar es un sistema más completo. El SGR-05 cuenta con una masa de 20g, dimensiones de 70 x 45 x 10 mm y trabaja a una potencia de 0.5 a 0.8 W a 5 V y con un bajo consumo de energía(TBC), es receptor OEM GPS basado en un chipset Zarlink y Sigtec Navegation. Cuenta con una antena de 12 canales que reciben en código L1 C/A, Con la miniaturización es particularmente útil para los nano y microsátélites en donde sistemas altamente integrados comparten recursos, los niveles de aceptación para temperatura es de 0° C a +50° C para SGR-05U y -20°C a +50°C para SGR-05P, tolera un radiación mayor acumulada de 11krad. Estos sistemas han sido probados para el SGR-05 en el SNAP-1 y STPSat-1 y las series SGR-10 / 20 en 9 satélites mas.





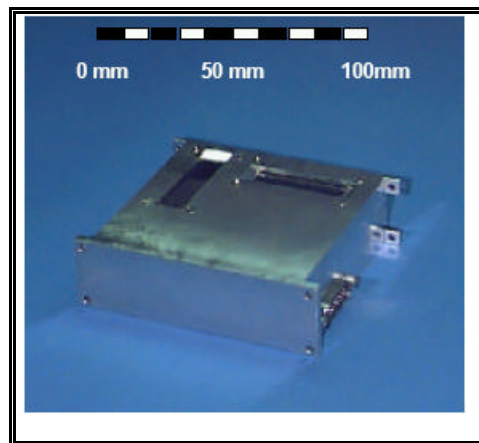
A la fecha, pocos microsátélites han logrado control completo de tres ejes usando tres ruedas inerciales de forma ortogonal, ninguno ha tenido éxito en periodos sostenidos.

La determinación de la orientación del satélite con relación a la tierra puede hacerse mediante una variedad de sensores entre los cuales se encuentran los sensores de sol, de tierra, seguidores de estrellas y de radio frecuencia.

**Los sensores solares:** son dispositivos fotovoltaicos donde la corriente es directamente proporcional a la dirección de la radiación solar, por lo tanto, conocer esta corriente nos permite conocer la dirección del sol. Se usan normalmente durante la colocación del satélite ya que la tierra no es aun determinada. Mide la radiación infrarroja emitida por la tierra mediante dispositivos sensibles al calor llamados bolómetros o termo pila, el sensor mide el ángulo del sol en dos ejes ortogonales, el sensor mide el ángulo tanto en azimut como en elevación, se usan por costumbre celdas solares para la detección y una pequeña ranura para la medición. El sensor tiene unas dimensiones de 95x107x35mm, una masa de .30Kg y con separación de agujeros de 4xM3. La salida de cada señal consiste en una señal analógica de 0 a 5 V que puede combinarse fácilmente con una función lineal polinomial de calibración y obtener el ángulo del sol. El consumo de energía con luz es de <100mW y en sombra de <1mW, necesitando una fuente de energía de +/- 12V.



La tercera señal proviene de un sensor de temperatura dentro de la unidad. SSTL ha producido estos sensores por mas de 63 años y han sido puestos a prueba en UoSAT-3, FASAT-BRAVO, etc. Los sensores de campo son de +/-50°, con una exactitud de .5°, octagonal en 2 ejes, salidas analógicas de 5 canales a 6 V. Opera en un rango de temperatura de -50 a 80°C, la radiación aceptable de 20Krad.

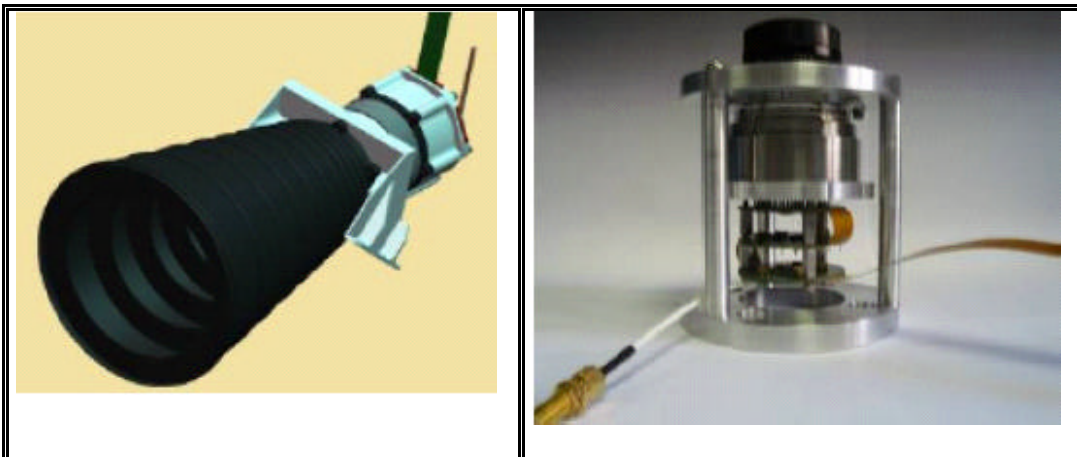


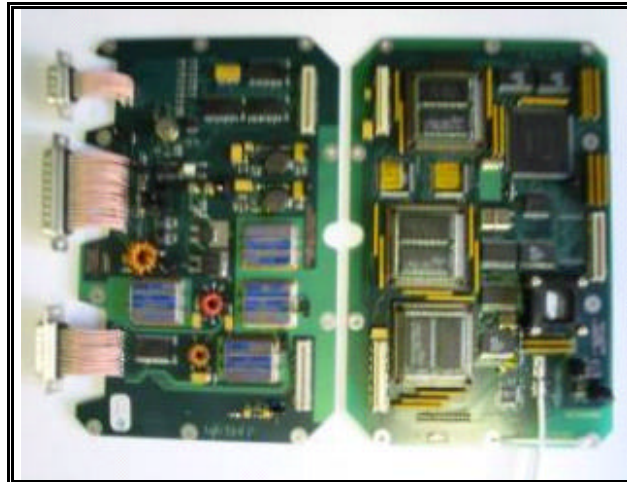
**Sensor seguidor de estrellas altair HB:** Sensor de bajo costo, con un campo visual de 15.74° x de 10.53°. Consiste de una cámara fotográfica y un procesador montado con todas las interfaces y circuitos periféricos hacia la interfase con un AOCS en otro controlador. El procesador usado es un StrongARM SA- 1100 con 4Mb de memoria EDAC, procesador protegido con memoria RAM, así como 2Mb de memoria flash en el procesador y 2Mb de memoria RAM de la imagen. El Altaír-HB puede conectarse con el OBDH vía un bus de datos el cual puede modificarse para usar RS 232/422/485, los datos de salidos consisten en un par de mediciones y un catalogo de referencia de vectores



de estrellas, estos son enviados con intervalos de 1seg para la determinación de la altitud del satélite. Puede seguir hasta 15 estrellas al mismo tiempo con un índice de éxito de 99.8%. La máxima tasa de seguimiento es de .5%, debajo de esta tasa se obtiene una excelente estimación. Se probó por primera vez en la misión del BiSat usando dos y posteriormente en el PoSat y las misiones UoSat-12.

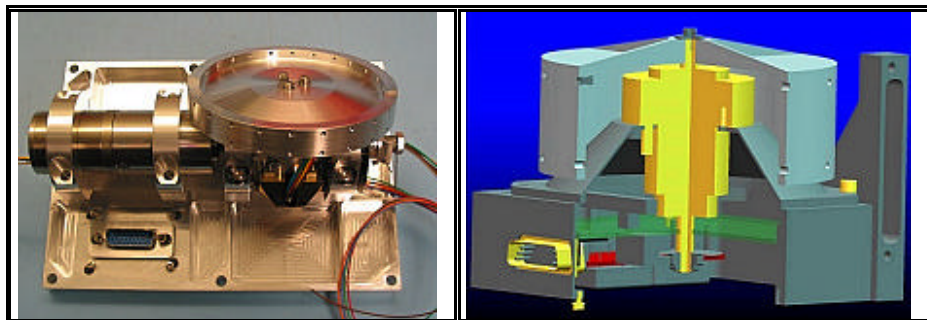
Entre otras especificaciones están con una exactitud de apuntamiento de 1s, con un disparo normal de 15 arcsec, y un disparo panorámico de 50 arcsec, sensibilidad por debajo de 6mag, opera con un ancho de banda de 1Hz, los ángulos de sol son  $40^{\circ}$  y de tierra de  $30^{\circ}$ . Tiene una masa de 1.8Kg, un tamaño de 144x144x280mm fuente de alimentación de 16-50Vcc, potencia de 2.8W a 28V y soporta temperatura de  $-20$  a  $50^{\circ}\text{C}$





Otro método mucho mas preciso es el de radio frecuencia, en donde los sensores detectan con gran precisión la diferencia angular entre el eje principal de radiación de la antena y la trayectoria de la señal piloto (beacon).

Toda esta información es procesada en su mayoría por la computadora de vuelo y otra parte por el sistema de telemetría, rastreo y comando, en donde son comparados con valores de referencia para poder indicarle a los dispositivos la corrección del satélite.







#### **f) Subsistema de Propulsión**

El sistema de propulsión opera según la tercera ley de Newton, es decir, la expulsión de materia a gran velocidad y alta temperatura a través de conductos de escape obtienen un empuje. La eficiencia se caracteriza por el empuje e impulso específico del propelente que utilice produciendo una velocidad diferente según la masa consumida, existen propulsores eléctricos y químicos, estos últimos proporcionan mayor empuje.

En la década de 80, solo se necesitaban propulsores con un empuje fuerte de forma radial y axial debido a la estabilización por giro, mientras que para los satélites de estabilización triaxial, son necesarios más propulsores con menor empuje evitando así, perturbaciones en la orientación.

Los propulsores químicos operan con la generación de gases a muy alta temperatura en el interior de una cámara por medio de la química, luego se aceleran con una tobera de escape en donde el área transversal va disminuyendo y luego se ensancha de nuevo. Los primeros utilizaban gases fríos como nitrógeno y peróxido de hidrógeno, debido a su empuje fueron sustituidos por la hidracina mono propelente en donde son inyectados en una cámara y al ponerse en contacto con un catalizador se evapora y se descompone en una mezcla de nitrógeno, hidrógeno y amoníaco a altas temperaturas, generando un impulso que puede incrementarse con el incremento de la temperatura mediante calentamiento resistivo.



**La propulsión eléctrica** acelera un propelente por medio de un proceso electrotérmico, electrostático o electromagnético, este sistema requiere menor masa para generar el mismo empuje que el propulsor químico, usa gas xenón o argón, algún metal líquido como cesio, pero también puede usar la hidracina, amoníaco o nitrógeno.

**Propulsores de efecto hall**, usan un gas de presión baja por el que pasa una descarga eléctrica entre dos electrodos, un campo magnético genera una corriente de efecto hall que interactúa con el campo magnético original y crea una fuerza sobre el propelente en dirección de escape.

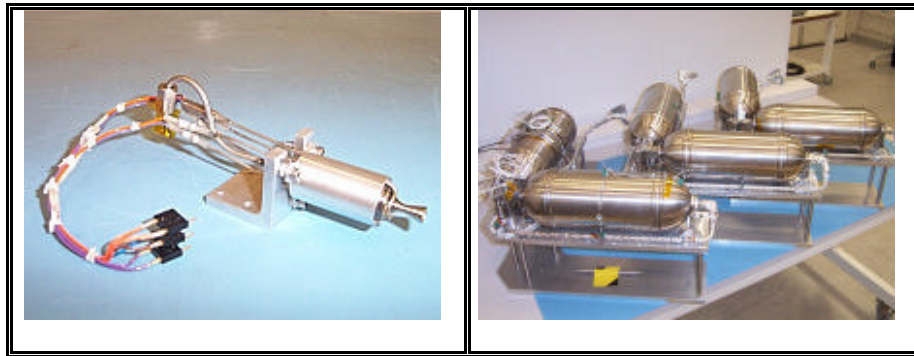
**Propulsores electrostáticos** iónicos de rejilla desarrollados por Hughes, expulsan partículas cargadas eléctricamente a gran velocidad y el empuje se produce al acelerar los iones positivos a través de electrodos en forma de rejilla en un extremo de la cámara del propulsor, por lo que a mayor potencia eléctrica hay mayor empuje.

**Los propulsores electromagnéticos** de espuma pulsante usan teflón como elemento de expulsión, tiene la forma de un capacitor que lleva una barra de teflón sólido entre los electrodos, se carga hasta que la diferencia de potencial provoca una chispa, causando que el teflón se ionice y el plasma sea acelerado por el campo electromagnético del capacitor, este se descarga y tiene que volverse a cargar, de ahí pulsante. La demanda de potencia es baja y tiene impulsos mayores que el propulsor de arco eléctrico, pero debido a su carácter de pulsante entrega empujes pequeños, por lo que se usan para correcciones finas



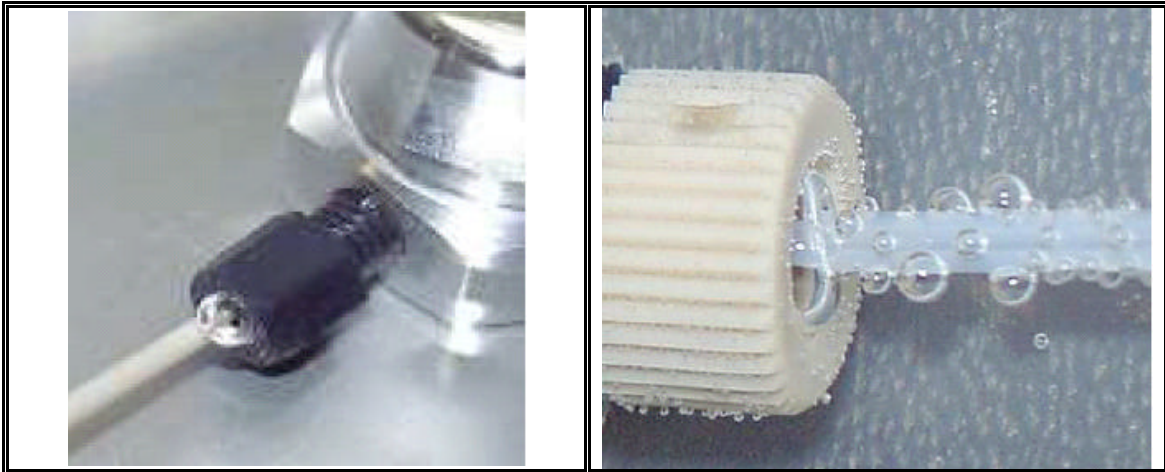
**El propulsor magnetoplasmadínámico** se diferencia del electroestático iónico en que el plasma contiene una corriente que interactúa con el campo magnético, resultando una aceleración de Lorentz que expulsa al plasma por la tobera

**Los propulsores de emisión de campo** ionizan y aceleran metales líquidos produciendo empujes bajos por lo que se usan para correcciones finas de apuntamiento



**NANOPS:** es parte de la misión del nanosatélite CAN-X, utiliza hexafluoruro de sulfuro ( $\text{SF}_6$ ) como propulsor debido a su alta densidad de almacenaje. Las metas de funcionamiento alcanzadas son de 50mN de empuje, un impulso específico de 45s, y un impulso mínimo de 0.0005mNs.

Hay varios factores que se tomaron en cuenta para formar la arquitectura final del sistema. El principal factor limitante es el volumen de CanX-2, limitando los componentes que pueden ser utilizados, principalmente válvula de chequeo, válvula de relevación, válvulas del solenoide y el sensor de presión.



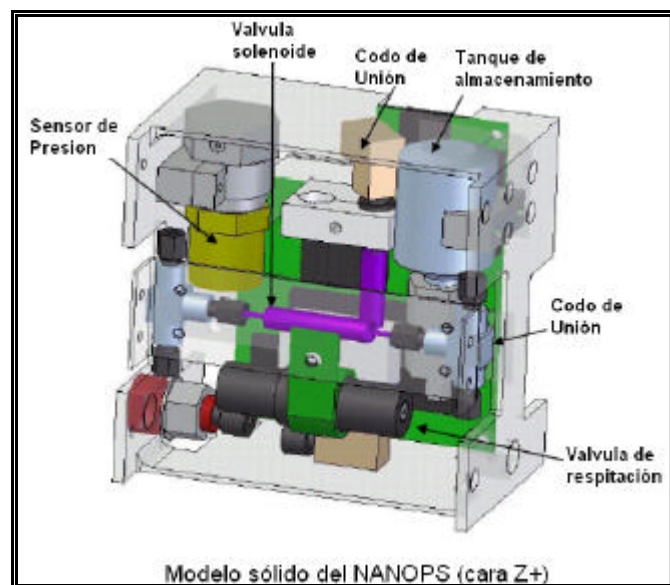
La presión de funcionamiento prevista es de  $\sim 21.7\text{bar}$ , sin embargo la presión inicial del tanque es de  $34.5\text{ bar}(500\text{ PSI})$  y garantizan su funcionamiento hasta los  $48.3\text{bar}$ .

También se incluye un watchdog que apagarían las válvulas después de  $5.2\text{seg}$ (tiempo que produciría un empuje nominal de  $50\text{mN}$ , el cuál dará lugar a una vuelta nominal de la nave espacial de  $60^\circ/\text{s}$ , aun debajo del índice máximo de

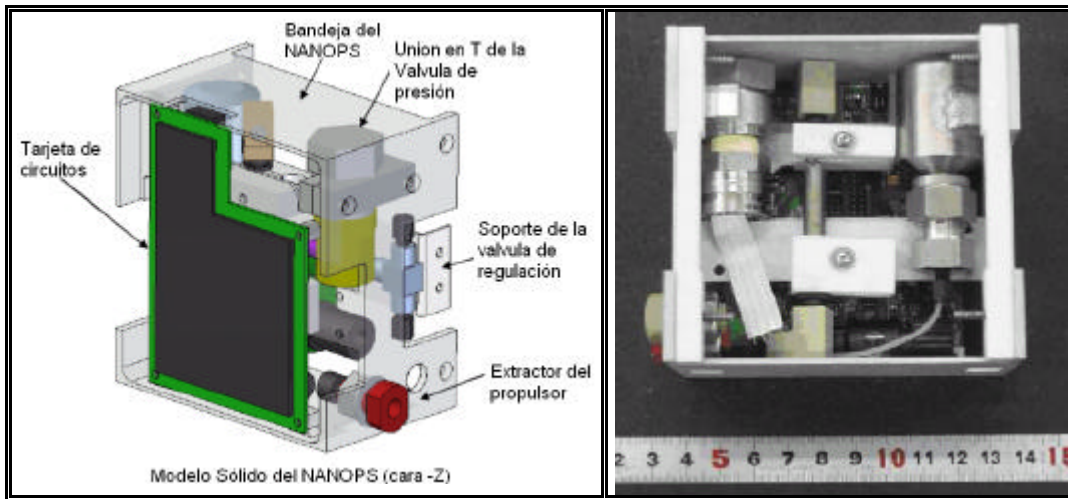


vuelta de 80°/s, puede definirse como la tarifa máxima de vuelta que puede ser manejado con seguridad por el control de la actitud de la nave espacial).

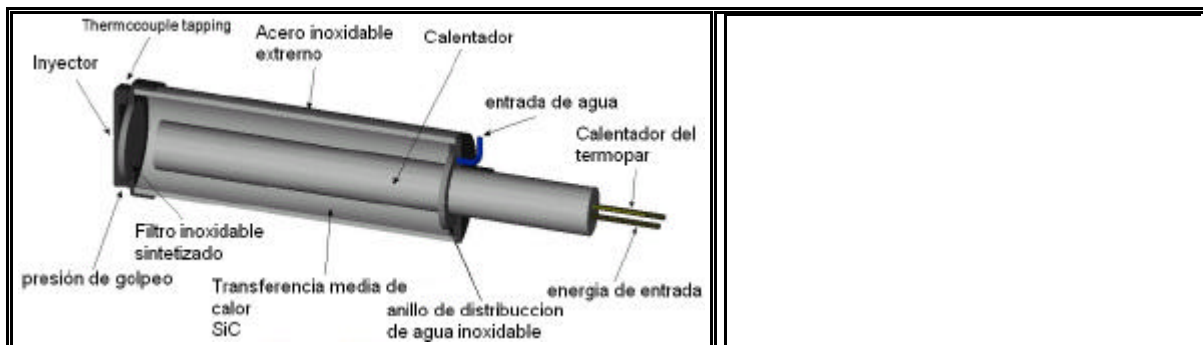
En la figura siguiente se puede observar el sistema sin incluir la tubería y cableado eléctrico y el soporte de la válvula del regulador.



Dentro del NANOPS, hay tres sensores de temperatura y un sensor de la presión usado para tomar en tiempo real las mediciones de presión y temperatura. El sensor de presión es el único dispositivo que interactúa directamente con el propulsor, los sensores de temperatura se colocan en los componentes de acero inoxidable, conductores térmicos para comparar los resultados con componentes PEEK o Tefzel y así verificar el proceso de calibración y la exactitud de los sensores.







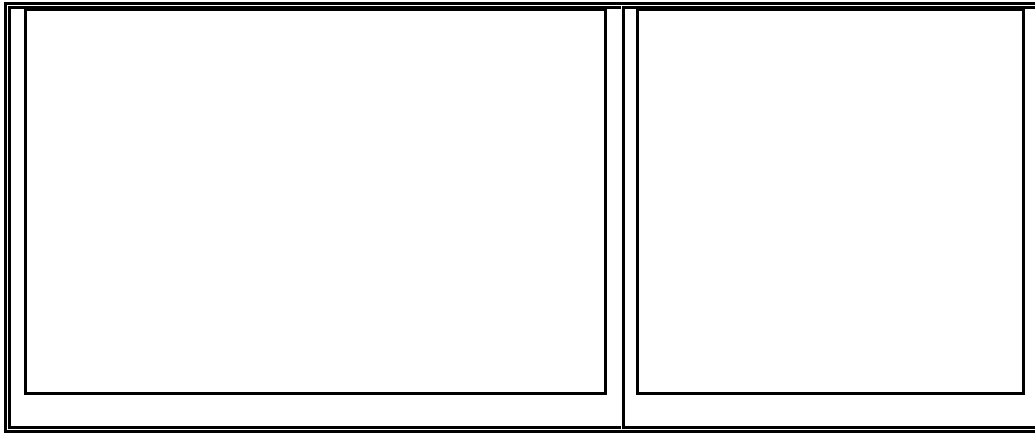
**Resistorjet Mark:** Este propulsor es el más simple de todos los dispositivos eléctricos de propulsión, en donde la resistencia eléctrica del material es utilizada como calefacción para el propulsor de gas (o líquido) sin ionización.



La evolución y comparación en los diferentes modelos del propulsor Mark se muestra en la tabla siguiente:



Thuster	Mark-I	Mark-II	Mark-III	Mark-IV
Imagen				
Periodo de tiempo	Mayo -Noviembre 96	Abril-Diciembre, 97	Diciembre, 97 - Enero, 98	enero, 98 - ahora
metas	La prueba del modelo térmico /diseño de metodología de datos Desarrolla experiencia	Capitalizar experiencia, Desarrollo de un propulso de vuelo	Prototipo de vuelo Calificado para 3 años de vida	Propulsor de vuelo calificado para el UoSAT-12 y MightySATII.1
Entrada de energía eléctrica (w)	500-600	10-280	0-600	0-100
Propelente	H2O	H2O/N2/N2O /H2O/IPA/He	H2O/N2/N2O/H2O /metanol/He	H2O/N2O
Tiempo total de pruebas (hr)	30	150	450	Vuelo 15seg Ground TBC
condiciones	Nivel de mar	Nivel de mar y vacío	vacío	vacío
Observaciones	SiC – mejor material Significante perdida de radiación	Pérdidas por fricción del inyector del aislamiento termal	Duración de pruebas continuas = 354hrs propelente = H2O potencia = 190 W propulsión =18 mN Isp = 150 seg. /  propelente = N2O potencia = 0 W propulsión =300 mN Isp = 140seg.	En 99 el propelente de oxido nitroso es satisfactorio a bordo del UoSAT-12. Los 15seg de prueba causaron un cambio significativo en la altitud (~12.5 grados) como se predijo y recuperándose en la siguiente orbita



El propulsor Mark-IV ha sido probado en la misión MightySATII bajo condiciones de vacío alimentado con agua, al mismo tiempo en la misión UoSAT-12 alimentado con óxido nitroso. El diámetro y la longitud máximos del propulsor son de 95 y 160 mm. Trabaja con 28V. El peso total del propulsor incluyendo el aislamiento térmico y plomos de vuelo es 1.236Kg.

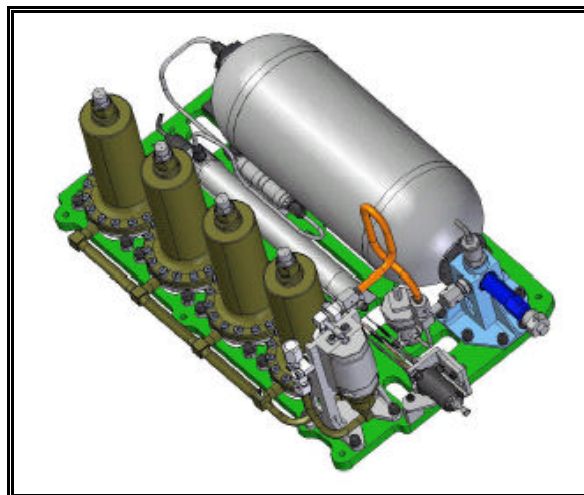
**Propulsor a gas:** El sistema de propulsión de SSTL es diseñado como un sistema de pruebas de micro propulsión en orbita, con un nivel de empuje de 10 a 50mN. Construido de titanium con una dimensión de 400x254x215mm, un peso de 6.72kg con una capacidad de 2.1lts de una mezcla de 500g xenón, 176g nitrógeno, la cual puede almacenarse a una presión de 44bar máximo a 20°C con un factor de explosión de superior a 10, proporciona un impulso específico de 42s con xenón a 300°C y 100s con nitrógeno, teniendo un impulso total de 380Nseg. Opera con un voltaje de 28V de corriente directa nominal (24 a 38V dc), la válvula consume 19W abierta y 0.6W cerrado, la potencia del propulsor es de 2 x 15W y opera opcionalmente con calentadores de 30y 50W), trabaja con una temperatura





de entre 20°C y 60°C. Teniendo una vida útil superior a 3 años. Los parámetros de vibración son mayores a 13.1g en todos los ejes

**COGEX:** cuenta con cuatro generadores de gas frío, con capacidad de rellenar el tanque con cierta cantidad de nitrógeno gaseoso(> 99% puro) cerca de la temperatura ambiente. El nitrógeno es generado de una carga sólida de ácido de sodio que genera el nitrógeno cuando se inicia la demanda de este. Cuenta con un sensor fibro-óptico de presión y de temperatura.



**Propulsión a xenón:** El sistema de propulsión de SSTL para microsátélites, con niveles de empuje de 10 a 50mN. con una dimensión de 300mm x 255mm x 295mm, un peso de 7.2Kg y un volumen de 7.42lts, con una capacidad de 12kg de xenón, almacenado a una presión de 120bar como máximo a una temperatura de 40°C con un factor de explosión de superior a 4, proporciona un impulso específico superior a 48s, un impulso total de 5.65kNseg.



Opera con un voltaje de 28V de corriente directa nominal (entre 24 a 38V ), 5V para componentes electrónicos, la válvula consume 19Watts abierta y 0.6W cerrada, la potencia del propulsor es de 2x30W y opera opcionalmente con calentadores de 15 y 50W, trabaja con una temperatura de entre 20°C y 60°C. Teniendo una vida útil superior a 7 años. Los parámetros de vibración son mayores a 6g en todos los ejes.

El sistema de propulsión Microsat150 diseñado para proporcionar una capacidad de 36m/seg a un microsatélite de 150kg.



**Propulsor de oxido nitroso:** Propulsor de 95mm x 141mm de longitud, una masa de 1.24kg, con un consumo de energía de 100W y una fuente de alimentación de 28V que controla el calentador. Antes de la operación, el propelente de oxido nitroso se almacena como gas licuado y se calienta por 15 minutos para alcanzar una temperatura mínima en el compartimiento entre -20°C y +50°C alcanzando una presión de 52bar.

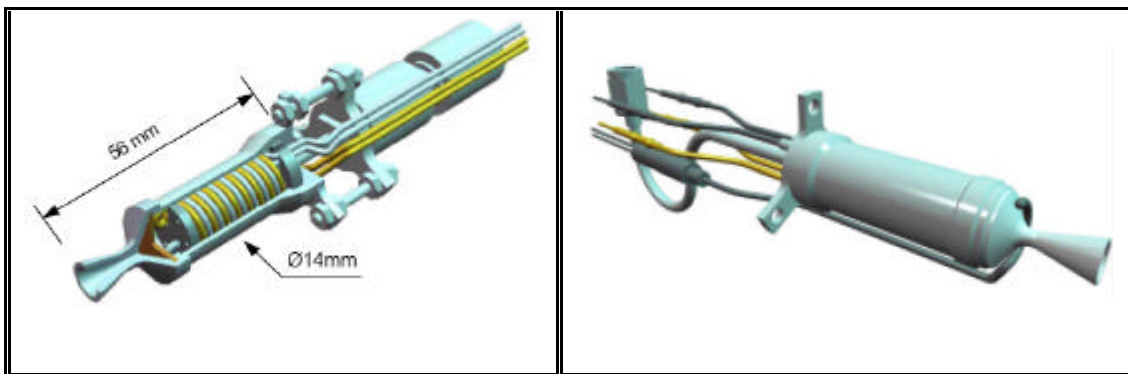


El óxido nitroso se alimenta en el propulsor y su temperatura se levanta, el gas caliente se expelle a través del inyector a una presión de 10bar para producir un empuje en el orden de 10 a 100mN dependiendo de la presión de alimentación. El propulsor se aísla térmicamente para guardar en el interior altas temperaturas, el cual es monitoreado por medio de un termopar, Al elevar la energía también aumenta la eficacia, dando una ISP de 182seg y 270mN de empuje. El diseño es muy flexible y los parámetros especificados pueden variar para modificar el thruster y satisfacer un amplio rango de requisitos particulares de cada misión, el propulsor de N<sub>2</sub>O puede ser modificado para operar a altos niveles de energía hasta 600W. Usado en el UoSAT-12. Los combustibles líquidos alternativos para satisfacer este uso pueden ser agua, óxido nitroso, el amoníaco, el bióxido de carbono, el propano etc.

**Propulsor de agua para pequeños satélites:** Usado para la compensación de arrastre en órbitas bajas, maniobras de menor importancia de órbita y guarda de la estación. El propulsor de agua, de la serie de propulsores de SSTL calificado en el programa USAF y MIGHTYSAT II. Es un sistema de micro propulsión con 2.06 gramos de agua desionizada, cuyo diámetro de garganta es de .3mm, un caudal de .003g/s y presión de alimentación de 10bar, proporcionan un empuje de típicamente de 45mN y un Impulso específico de 152seg a 100W, la cual puede elevarse hasta 600W, aumentando la eficiencia a un impulso específico de 220seg y hasta 270mN de empuje.



**Propulsor de baja potencia:** Propulsor de 150g de masa, una presión de alimentación hasta de 10bar y un impulso específico de hasta 100Nm que varía de acuerdo al propelente usado, la entrada de energía, la duración de encendido y los niveles de empuje. Entre los gases que pueden ser usados está el nitrógeno, xenón, butano y la mayoría de los gases, por ejemplo, encendiéndolo con nitrógeno a 296°C (13.7 energía de entrada) con un thruster de 16.5nm, el ISP fue de 99.4seg. Esto representa un incremento de 57% sobre la ISP medido a temperatura ambiente. Usa un calentador redundante. Las bobinas calentadoras están dentro del compartimiento del propulsor, esto permite que el propulsor sea calentado hasta 500°C, el cual es supervisado con un termopar tipo K, la fuente de energía es de hasta 50W a 28V. El control de flujo de las válvulas simples o duales son configuradas remotamente, tienen 3 agujeros de .03mm y son proporcionadas por Polyflex Aerospace, siendo un diseño probado en misiones como SNAP-1 y ALSAT-1, UK-DMC y CRYOSAT.



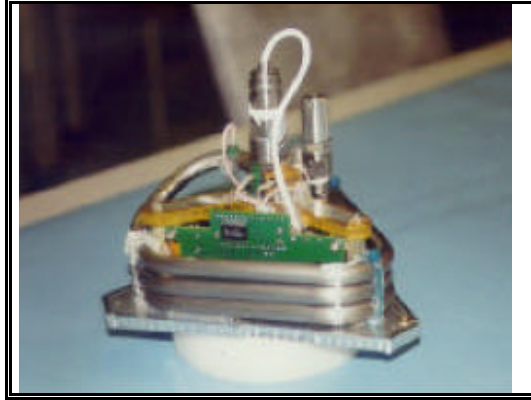


**Propulsión del SNAP1:** Sistema de propulsión con gas licuado para nanosatélite siendo el primer uso en la plataforma SNAP-1 de 6.5kg. El propulsor tiene una masa de 422g, incluyendo estructura y dispositivos electrónicos así como dimensiones de 170mm de base triangular y 100mm de altura, tiene una capacidad de 32.6g de gas butano almacenado en estado líquido con una presión de 4bar absoluto a 40°C temperatura máxima, proporcionando un impulso específico mayor a 60s, así como un impulso 22.3Ns como máximo y 120mN, a 0°C es de 45mN y puede ser recargado con 33g de amoniaco para obtener un impulso de 34Nseg. El tanque tiene un volumen de 65cm<sup>3</sup> y puede ser incrementado simplemente agregando bobinas adicionales de la tubería, Opera a una temperatura entre -20°C y 50°C y un voltaje de entre 7 a 12Vdc a una corriente de 500mA nominal, tiene un factor de impermeabilización de 4, un factor de explosión mínimo de 16, tubería de titanium formando como deposito del propulsor, todas las uniones se sueldan con autógena y contienen sellos dobles y válvulas protegidas con aislamientos para evitar fugas del propelente, su vida útil es de 5 años.



#### 4. Análisis y Tendencias tecnológicas en pequeños satélites

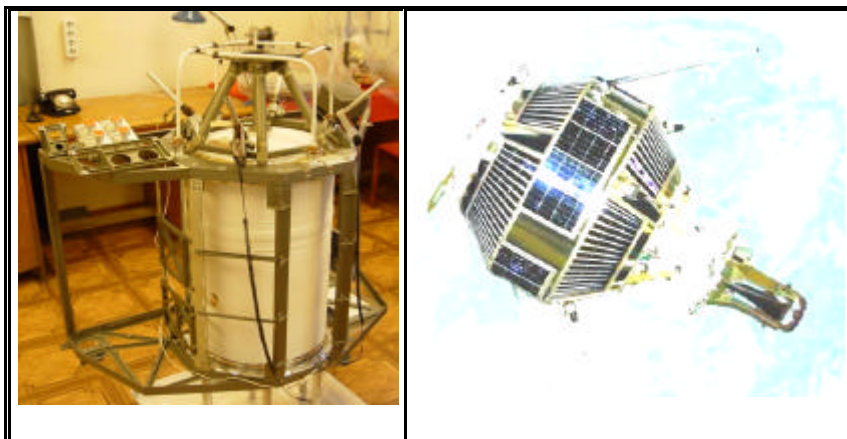
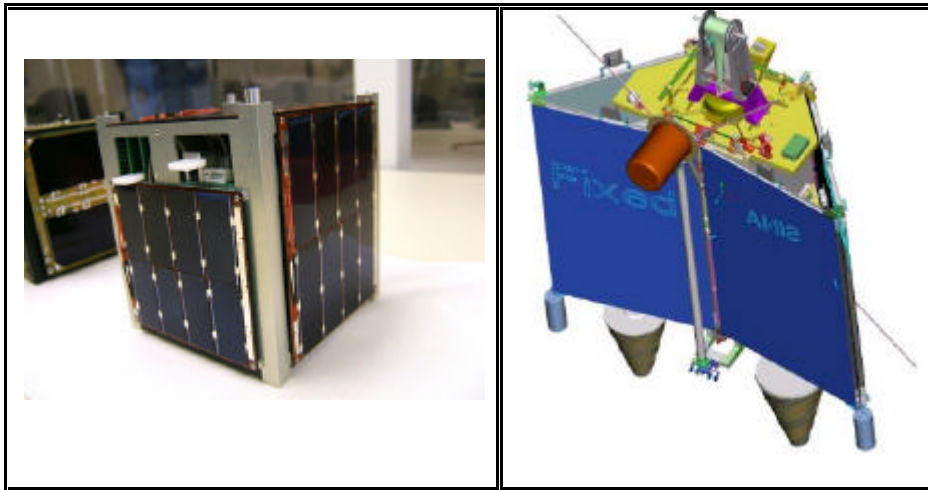
---





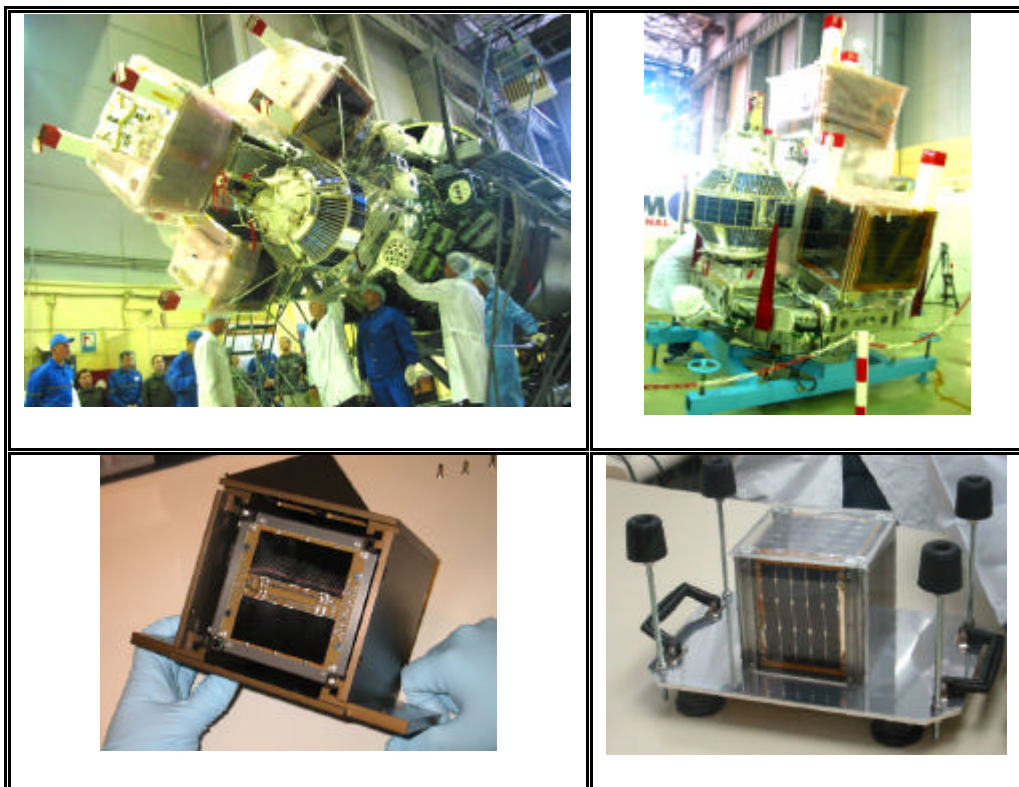
### g) Subsistema estructural

Su función es alojar y proteger los subsistemas, así como darle rigidez al conjunto durante el lanzamiento y su permanencia en el espacio. Entre los materiales usados, los mas comunes son aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero y plásticos reforzados con fibra de carbón. Cada empresa o institución que desarrolla satélites ofrece varios modelos y formas que son adaptados y complementados según las necesidades del cliente.





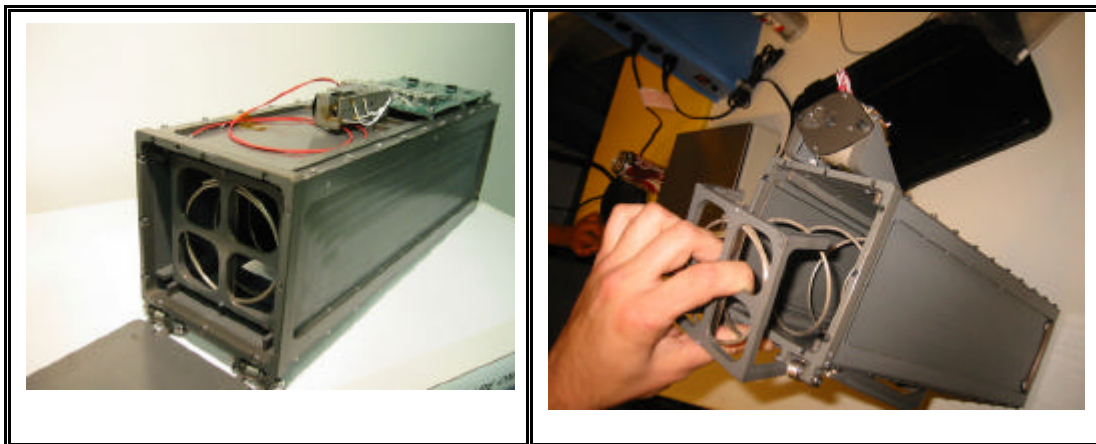
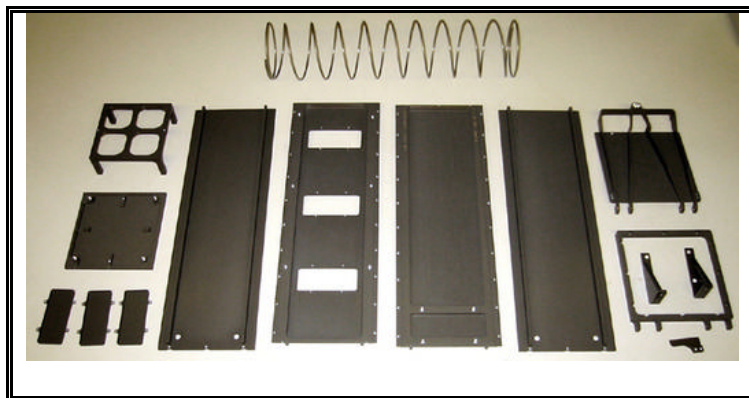
Los mecanismos para el lanzamiento para picosatélites deben cumplir con ciertos requisitos más allá de la forma y masa del satélite, debe haber una protección contra la interferencia del satélite y el vehículo, para evitar alguna catástrofe. El satélite debe ser lanzado con un mínimo de giro y una baja probabilidad de colisión con la nave, debe ser capaz de desplegarse desde cualquier vehículo sin cambio alguno en el CubeSat, debe ocupar un mínimo de espacio, debe estar diseñado de tal forma que pueda ser lanzado con otros satélites desde cualquier vehículo, tratar de que sea fabricado con materiales normales y técnicas de construcción baratas.







Para satisfacer estos requisitos, un grupo de estudiantes desarrollaron el P-POD (Poli desplegador orbital de Picosatélites) para proteger su estructura, así como de interferencias electromagnéticas, este dispositivo es construido con aluminio 7075-T6 debido a su fuerza, facilidad de fabricación y bajo costo.

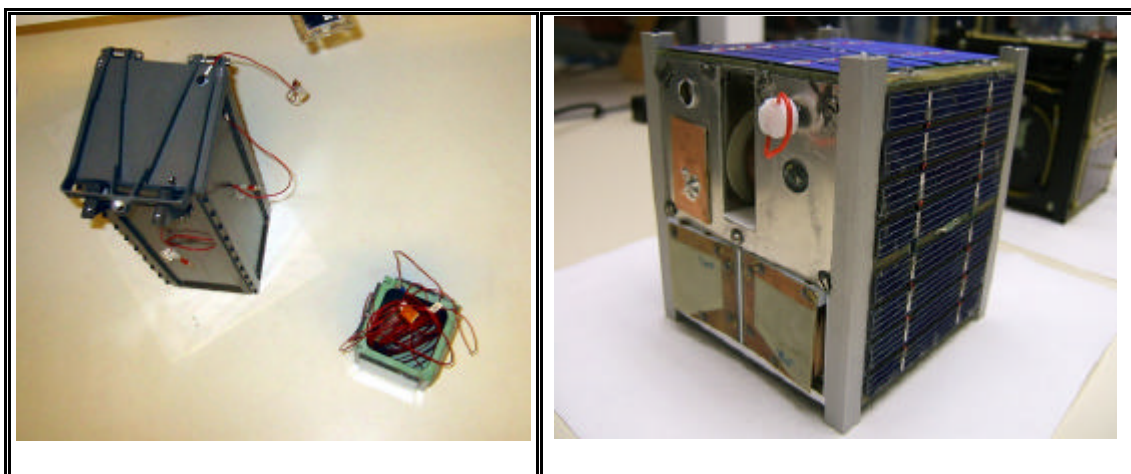


El programa "CubeSat" intenta disminuir el costo y tiempo en el desarrollo y lanzamiento de picosatélites facilitando experimentos en el espacio. Como evolución del picosatélite desarrollado por la Universidad Stanford OPAL (contenidos en 100mm cúbicos con una masa de máximo 1kg), la universidad politécnica de California busca dos objetivos con este programa, el primero la



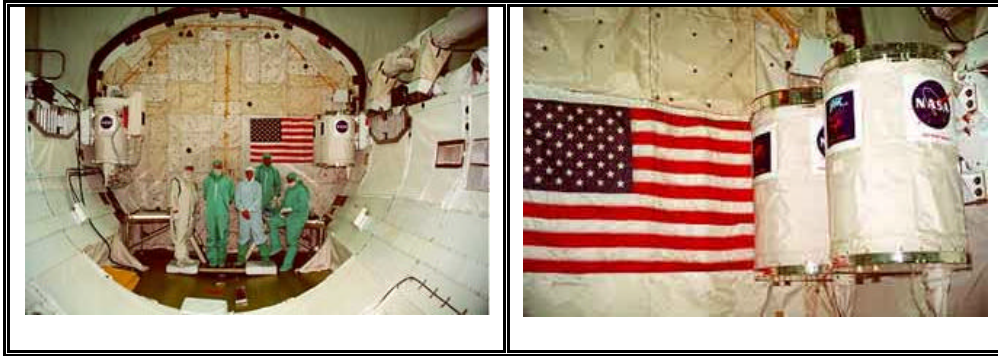
estandarización para el lanzamiento de estos satélites y segundo, demostrar la facilidad de convertirse en trabajos de bajo costo debido a la disponibilidad de componentes comerciales.

El P-POD no tiene ningún problema que bloquee el satélite, reduciendo la posibilidad de que se atore y no pueda desplegarse así como disminuye los riesgos de vibraciones. El diseño permite desplegar un número mayor de picosatélites en un mismo vehículo de lanzamiento, los cuales son expulsados con una velocidad de  $.3\text{m/s}$ . Algunos Requerimientos para el P-POD son que necesita 8.5mm de espacio en cada esquina para que pueda resbalar por los carriles, se requieren 8 pilares de 7 mm para separación entre las caras de cada CubeSat, se tiene un espacio de 6.5mm para paneles solares o antenas, un interruptor para indicar que ninguno de los satélites está activado durante el envío, puede incluirse un puerto de datos para chequeo o carga interna de la batería después de su despliegue.





Los transbordadores espaciales, cuentan con compartimentos especiales, que funcionan como lanzadores de satélites, siendo precursor de los P-POD.





#### **h) Subsistema de computadora a bordo**

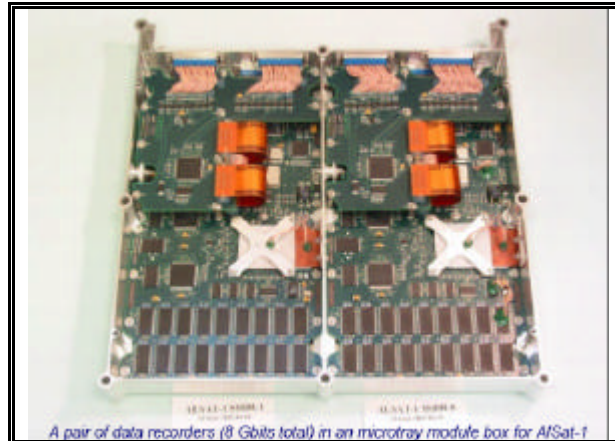
**MPC8260:** Es un par de módulos estándar microtray con una masa de 2.2kg, dimensiones de 330 x 330 x 38 mm, el montaje simple del circuito es de 0.8kg y dimensiones de 330 x 165 x 38 mm. El grabador de datos de estado sólido (SSDR) MPC8260 es un dispositivo de grabación de datos de propósito general para aplicaciones espaciales. Este soporta múltiples entradas de datos y puede almacenar 0.5 o 1Gbytes de datos de carga útil. Trabaja con una fuente de alimentación de 15 a 50V con 6.5W típicamente, hasta 9W de potencia en un rango de temperatura de -20° a +50° C

El grabador de datos es usado en el monitoreo de desastre, lanzado en finales de 2002. El MPC8260 está diseñado para capturar y conservar datos de la carga útil y subsecuentemente baja la información a la estación terrena. Proporciona la capacidad de soportar directamente protocolos de alto nivel para downlink y funcionamiento de procesamiento de datos a bordo. Mientras que el uso de alta densidad de módulos de memoria SDRAM proporcionan una alta capacidad de almacenaje de datos por unidad de volumen de 4 a 9Gb, con corrección de errores de hardware y codificación Reed solomon por software.

El procesador Motorola MPC8260 Power PC cuenta con una unidad aritmética de punto flotante, una memoria de 1MB EDAC protegiendo el programa SRAM (TMR), 2Mb de memoria RAM FLASH para almacenamiento firmware, Trabaja con un sistema operativo RTEMS (zócalos de POSIX API, BSD), el



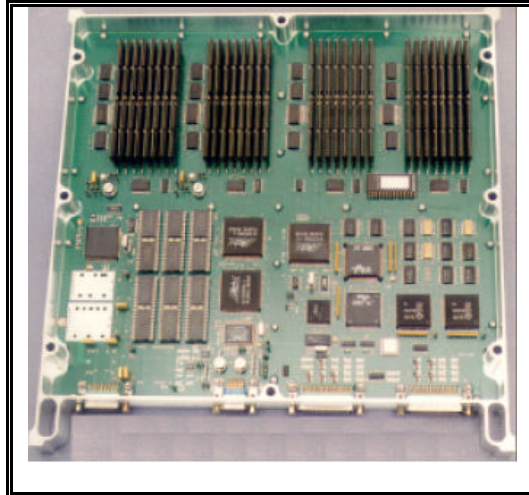
sistema es capaz de soportar 8Mbit/s HDLC o IP based protocol stream a través de uno de los cuatro enlaces HDLC(uno a la vez).



**On-board Data Handling OBC 386:** Computadora con un peso de 1700g incluyendo bandeja de soporte, dimensiones de 330 x 330 x 32 mm y esta basada en tecnología Intel 386EX con un co-procesador 387SL para tratamiento de datos a una velocidad de reloj de 8/16/20/25Mhz, con memoria de programa protegida (EDAC) de 4MB, protección de codificación ramdisk reed-Solomon por software, sistema operativo Posix o SCOS. Incluye cuatro canales de comunicaciones serial SSC de alta velocidad, conectividad Ethernet y CAN. El OBC 386 es un computadora de propósito general para aplicaciones en orbita LEO, trabajando con una fuente de alimentación de 5 a 28V y de 2.5 a 5W de potencia. Provee conexiones para enlaces de alta velocidad para módulos RF y otros sistemas de cámaras fotográficas. Otras conexiones para los módulos son hechas con ethernet a 10Mbps y 32kbps con CAN.



El procesador esta proveído de punto flotante para procesamiento de alto rendimiento en la determinación y el control de la altitud.



**ChipSat (SoC):** El sistema en un chip (SoC) para procesamiento y control de datos en pequeños satélites, llamado “ChipSat”, diseñado con FPGA de alta densidad, con capacidad de realizar censado remoto de datos en un simple circuito integrado con aplicaciones específicas y modo mixto (ASIC). Las especificaciones del sistema dedicado de tecnología SSTL consisten de 4 subsistemas , un procesador RISC de 32 bits con coraza modificada para el espacio, Un subsistema de dirección de imágenes con capacidad de capturar y comprimir imágenes y video; un subsistema de comunicaciones para enlaces de subida y bajada y por ultimo un subsistema con soporte de periféricos.

Dos de los módulos - la base del microprocesador LEON y CAN huracán son desarrollado por la Agencia Espacial Europea. La base del procesador LEON incluye soporte para protocolo con arquitectura AMBA, y por lo tanto el bus AMBA



es seleccionado como bus de un chip SoC. Una versión reducida del SoC-OBC se probó con un XILINX Virtex XCV800 FPGA usando la tarjeta prototipo XSV-800 de XESS Corporation. El sistema reducido representa al subsistema principal del SoC-OBC y consiste del procesador LEON, el huracán y un EDAC. La comunicación con el procesador es vía dispositivo estándar I/O UART A, además de interfaces serial y paralela.

El SoC-OBC reducido requiere cerca de 50% de capacidad del FPGA Virtex XCV800. El archivo mide 576kb. Las estimaciones del área del SoC-OBC, excepto el co-procesador CORDIC, indican que cabe en cerca de 3 cuartos del XCV800. Sin embargo el sistema entero, incluyendo el coprocesador CORDIC, requiere una chip grande. Por ejemplo, Virtex XCV2000E podrá contener el sistema entero

**Tsinghua:** El diseño de la computadora OBC del nanosatélite Tsinghua, se basa en componentes industriales y de un procesador Intel RISC StrongArm SA-110 de 32bits corriendo a 133MHz. El subsistema es compuesto por un CPU, EPROM, FLASH, RAMDISK, EDAC, memoria SRAM, bus CAN, HDLC, etc. Operando en órbita media con menos de 1.5W de energía y pesa menos de 0.3kg, es de un costo extremadamente bajo, bajo peso y alto rendimiento en consumo de energía. En el diseño se evaluaron decenas de microprocesadores, algunas arquitecturas comerciales son Motorola M-Core\_ y 68300, el Hitachi Super\_a\_ y la serie de arquitecturas AR.



**PalmSat:** El pico satélite palmsat desarrollado por Surrey de menos de 1Kg de peso, usa una computadora basada en un microcontrolador PIC18 cuyo propósito es controlar todos los subsistema usando componentes baratos y disponibles, Transfiere y almacena datos. Cada subsistema esta diseñado del tamaño de una tarjeta de crédito. Se intenta usar interfaces entre subsistemas como USART para el OBC y subsistema de RF, y SPI/I2C para OBC, memoria, control de energía y cargas. Además de las funciones de almacenamiento, y reenvió también esta la codificación y decodificación de paquetes de datos, procesamiento de comandos, control de subsistemas actuando como watchdog, reinicio y flujo de datos y almacenamiento de datos de cargas útiles. Tiene otras funciones opcionales que son: la compresión de telemetría, reprogramarse a si mismo por medio de un nuevo software en memoria y reiniciando leyendo uno nuevo mientras se encuentra en el espacio, por lo tanto, además del microprocesador es necesario un convertidor analógico/digital.

**OBC de ION:** consta de un procesador Hitache SH2 de 7MHz, una memoria SDRAM Externa de 1MB, un memoria EEPROM de 256KB, una memoria Flash de 8MB, 3 relojes de tiempo real, 1 sensor de temperatura y puertos I/O , convertidores A/D y timers watchdog.





El sistema proporciona la capacidad de programar toda la actividad en el satélite vía los comandos enviados de la tierra y de recuperar cualquier fichero de datos generado en la computadora del satélite. Entre las aplicaciones están la comunicación, el cual es responsable de establecer y mantener contacto con la estación terrena, aplicaciones de básicas donde se realiza mantenimiento del sistema, como sincronización de reloj, ficheros y reinicio, aplicación de PMT responsable de recopilar datos; las Aplicaciones CMOS, responsable de tomar imágenes de la cámara; torque, responsable para controlar altitud; aplicación de PPU, responsable de controlar los propulsores a bordo; en aplicación de energía, responsable de monitorear la energía usada y carga de baterías.

**UWE-1:** Maneja una computadora de la serie H8S/2678 y H8S/2678R son microcomputadoras hechas sobre el Hitachi H8S/2600 . El CPU H8S/2600 tiene una configuración interna de 32bits, 16registros generales de 16bit, y una simple y optimizado set de instrucciones(69) de alta velocidad. El H8S/2600 puede manejar direcciones lineales de 16Mb de espacio. El LSI esta equipado con un controlador de acceso directo a memoria (DMAC y EXDMAC) y un bus maestro para control de transferencia de datos, 8Mb de memoria SRAM, 512Kb de EEPROM, 4Mb de almacenamiento Flash, una unidad de tiempo de 16bit, un generador de pulso programable, y un timer de 8bit, un timer watchdog externo, una interfase de comunicación serial (SCI y IrDA), un convertidor A/D de 10bit, un

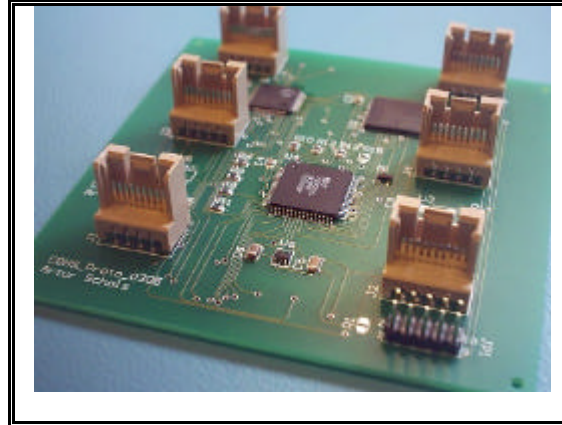


convertidor D/A de 8bit , y puertos I/O como on-chip modulo periférico requerido para configuración del sistema, trabaja a 33Mhz con un voltaje de 3 a 3.6V

El procesador de **sapphire** consiste de un microcontrolador Motorola MC68332 construido en una tarjeta proporcionada por VESTA. Una tarjeta diseñada por estudiantes maneja toda la conmutación y conversión analógica a digital, El software escrito en C, todo el sistema operativo mide 140k, y 60kb para el software de la cámara

**Compass-1:** El microcontrolador basado en el 8051F123 8051 recibe las tareas de la estación de tierra vía el sistema de Comunicación a través de un sistema de autobús I2C, ejecuta tareas de la misión y almacena datos de la carga útil en memoria flash no volátil. Además recopila y almacena datos básicos.

El CDHS siempre tiene el control de la transferencia de datos de cuando y qué tipo de datos se está transfiriendo. El CDHS está conectando directamente a la cámara, puesto que saca imágenes con una frecuencia mayor de que la memoria almacena las imágenes, teniendo una capacidad almacenar 50 imágenes la memoria.



OBC **AAUSAT II**: esta basado en un procesador ARM7 RISC de alta velocidad a 40MHz y 32bit con built-in CAN controlador el Atmel AT91SAM7A1, con 2Mb de memoria RAM estática de baja potencia , 4Mb de almacenamiento de datos(Flash-RAM), 4Mb almacenamiento de códigos (FLASH-ROM), interfase CAN bus a 125kbps, interfaces para subida de software y depuración RS232. EL CPU puede correr a una velocidad seleccionable de 8 y 40MHz y tiene un bajo consumo de energía menor a 300mW @ 40MHz y menor a 80mW @ 8MHz.

La memoria flash del código es un chip reescribible, que puede configurarse para fijar un puente de selección al chip en la tarjeta de la CPU, ejecutando el reinicio que reside en el área más baja del chip de datos (flash). Quitando el puente y reiniciando la OBC el FLASH de código tiene CS0 y el FLASH de datos CS1 el cual hace el reinicio del OBC para usar aplicaciones



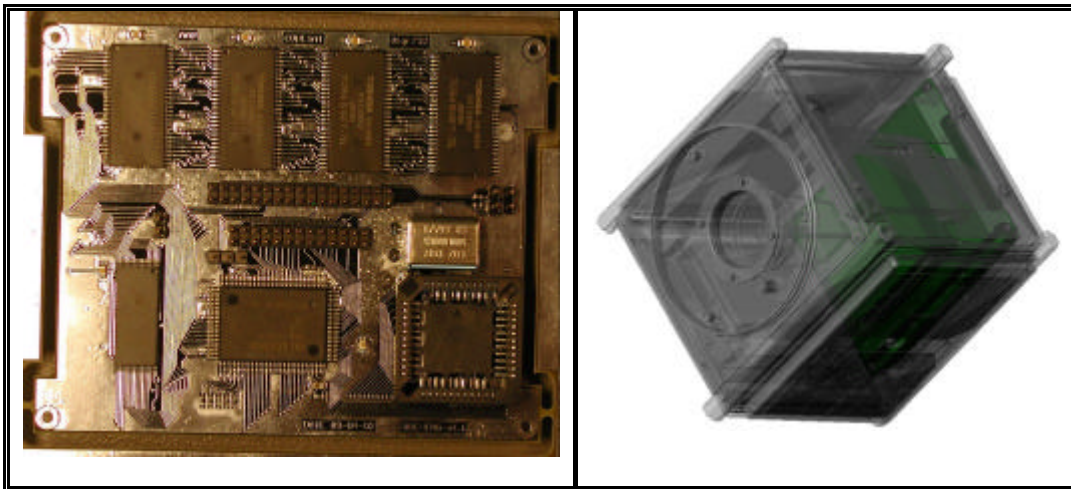
El sistema C&DH en el **Cute 1.7** consiste de una PDA como computadora principal DAQ(adquisición de datos),un USBHub que amplía los interfaces proporcionadas por la PDA, y un PDASwitch que detecta errores en la PDA. El DAQ es necesario para interconectar y procesar los datos analógicos y digitales. Los PDA están diseñados para uso terrestre y no espacial por lo que el interruptor PDASwitch detecta errores en los 2 PDA's después de pruebas ambientales tales como radiación, térmico y de vacío.

La computadora consta de un procesador ARMV4I a 400Mhz corriendo bajo sistema operativo Windows Ce.net, con 32Mb de memoria RAM, 128 MB de memoria para almacenaje e interfaces USB, y slot para tarjetas MMC/SD. El DAQ recoge datos análogos tales como giroscopios, voltaje y corrientes, torque magnético, datos digitales como encendido y apagado de energía, comando de reajuste, comandos de despliegue, comando de salida del magnetorque. DAQ utiliza un MPU CISC, 256Kb de RAM, FlashROM de 8Kb, trabaja a una frecuencia de 25MHz, y proporciona 17 canales digitales I/O y 49 de interfaces analógicas a través de multiplexion que pueden ser accesados por el USB

El circuito de protección de radiación para la PDA consiste en un doble reloj de respaldo (WDT) y un protector de sobre cargas, los cuales actúan en caso de alguna falla en la energía, las pruebas de radiación son con protones, en ese momento trabaja la PDA, corriendo dos aplicaciones el cual una monitorea el acceso a memoria y la comunicación con las PC's, mientras registra los errores



durante la radiación. El otro limpia periódicamente el contador de reloj de protección. Durante las pruebas se mostraron errores causado por sobre carga de corriente o voltaje, congelamiento del sistema operativo por retraso en el acceso a la memoria, dispositivos de entrada/salida, cuando se limpia el contador del WDT, por un daño permanente de PDA, por congelamiento del programa de monitoreo ocasionando que la comunicación se pare y el WDT no inicializa el ciclo de energía y por ultimo por bit slip en la ROM, el cual almacena el sistema operativo y datos esenciales para el reinicio del sistema. Aunque en realidad es difícil distinguir la causa, las probabilidades de tener error es baja, lo cual es aceptable para la misión.



La CPU utilizado para **QuakeSat** es un procesador PC104 llamado Prometheus, incluye 16 entradas analógicas, 24 líneas digitales de I/O, 4 líneas seriales 232, 1 puerto paralelo, trabajando en un extenso rango de temperatura entre -40 a +85°C bajo sistema operativo linux.



**Delfi-C3:** Es el nano-satélite de la universidad de TU Delft, de 3kg. los subsistemas CDHS así como el subsistema eléctrico(EPS) tienen un microcontrolador local(PIC) y cada pieza del EPS esta bajo control del OBC. el OBC consiste en un microcontrolador Texas Instruments MSP430 responsable del control total del satélite, interconectado con los subsistemas vía un autobús dedicado. El sistema operativo en tiempo real es llamado RTOS, La paquete de software CCSDS ofrece una estructura modular, el tamaño del software del segmento de tierra incluyendo el decodificador red-Solomon (R-S) mide 177kb, el segmento espacial con codificador R-S mide 176Kb.

The Sandia Satellite Computer(SSC): Usa un compilador ADA, un debugger y un sistema operativo kernel así como operaciones con punto flotante. Es resistente a 100Krad de radiación la computadora RISC Goddard R3000 llamada Mongoose, ejecuta 10 MIPS, tiene un modulo de control dual usado para la administración en tiempo real de fallas y de energía permitiendo una operación con 1.2W, y una red de área local con capacidad de 480Mbps. Sus dimensiones son de 5.88x8.25in, funciona a temperaturas de -34 a +71°C.

Por seguridad usa módulos redundantes incluyendo la CPU, pueden ser usados de forma concurrente para incrementar el funcionamiento o como repuesto para incrementar la confiabilidad. Cada modulo contiene monitores de corriente, voltaje y temperatura para el estado de salud de la nave.



---

## 5. SITUACIÓN ACTUAL EN MEXICO

### a) Antecedentes.

México inicia a la par que la mayoría de los países que visualizaron la importancia del desarrollo de la tecnología espacial, así el 10 de agosto de 1962 fue creada por Decreto Presidencial la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CNEE), misma que tenía como función principal el controlar y fomentar todo lo relacionado con la investigación, exploración y utilización con fines pacíficos del espacio exterior. Sus principales actividades giraron en torno a actividades de percepción remota y meteorología, divulgación de la ciencia espacial, así como el desarrollo de cohetes sondas que fueron diseñados, desarrollados y lanzados en México con éxito. De los cohetes sondas el primer lanzamiento fue el de un cohete sonda de combustible sólido denominado MITL-1 con capacidad de transportar 8Kg hasta una altura de 55KM. Desgraciadamente, estos esfuerzos terminaron cuando en 1977 se decretó la desaparición de dicha comisión

Fue hasta 1984 cuando en la Universidad Nacional Autónoma de México se conforma lo que se denominó el Grupo Interdisciplinario de Actividades Espaciales de la UNAM, en el cual participaron un variado grupo de académicos de diferentes áreas, dentro de las negociaciones se obtuvo la posibilidad de desarrollar experimentos para realizarse en el trasbordador espacial como parte del contrato de lanzamiento de los satélites mexicanos. Ello permitió integrar un grupo de 10 investigadores y técnicos quienes en la Universidad estatal de Uta se



concentraron durante siete meses para desarrollar cuatro experimentos a enviarse dentro de los Contenedores de Experimentos del Trasbordador Espacial.

En el año de 1989, un grupo de radioaficionados mexicanos se reunieron para incursionar en la actividad satelital, se afiliaron al AMSAT Internacional y dieron vida a AMSAT México. Este grupo fue muy activo en los primeros años de la década de los 70's trabajando en varios satélites como el OSCAR 6, OSCAR 7, OSCAR 8, OSCAR 9 y el principio de la operación del OSCAR 10. Paulatinamente fueron desapareciendo algunos elementos y finalmente quedaron Máximo Bachi, Miguel Escoda, Gerardo Raab con el liderazgo de David Liberman quien se interesó en la construcción física de los satélites en Latinoamérica, especialmente en México.

Empeñado en su cometido trajo un proyecto a México y lo estuvo ofreciendo a varias instituciones hasta que finalmente la Universidad Autónoma de México (UNAM) se interesó en el mismo y firmó un convenio con AMSAT. Este le brindaba a la Universidad un paquete de ingeniería avanzada, que le economizaba tiempo pues no había que desarrollar la ingeniería básica, y que además contaba con algunas facilidades adicionales porque era un paquete abierto que se podía modificar y adaptar a las necesidades y posibilidades de la propia institución.





La UNAM nombró como director del proyecto espacial al Ing. David Liberman, y determinó que, además de que el satélite fuera de aficionados, contribuyera con un experimento interesante desde el punto de vista científico, por lo que se buscó la convergencia de ambos intereses. El experimento que se realizaría es una especie de radar que manda un pulso en 41Mhz y recibe un eco que rebota en la traza ionizada que esta dejando un meteorito. Mediante una medición doppler se puede saber la velocidad del meteorito, y sabiendo ésta, se puede deducir algo de su origen, por todo lo anterior este fue un buen experimento para integrarlo en el UNAMSAT-1.

En Agosto de 1994 se realizaron pruebas en tierra y se procedió a la búsqueda del lanzamiento, y después de fallidos intentos se consiguió con la ayuda de la Universidad de Moscú el lanzamiento para el 28 de marzo de 1995, desgraciadamente el cohete explotó, se decidió intentarlo de nueva cuenta con el segundo satélite que originalmente se había proyectado para dejarlo en tierra como modelo operativo, idéntico al que estuviera en órbita. El segundo lanzamiento se efectuó con éxito el 5 de septiembre de 1996 en un cohete Cosmos 3M, colocando el satélite en una órbita a 1000 kilómetros de altura y 83° de inclinación con respecto al ecuador imprimiendo una nueva hoja en la historia de la radio afición, pues finalmente la región Latinoamericana, particularmente México, tenía un satélite experimental UNAMSAT-B, fabricado en su totalidad por radioaficionados y puesto en órbita . El único antecedente era el LUSAT,



microsatélite fabricado en Boulder, E.U., con aportaciones de argentinos, pero no fue un satélite fabricado en la región Latinoamericana, este acontecimiento disparó en la región proyectos como el grupo AMSAT-CHILE que tiene en fabricación 5 micro-satélites. Los participantes fueron: David Liberman(director del proyecto), Eloy Martínez, José Luis García y César López(Electrónica analógica), Saúl de la Rosa y Luis Bustamante(electrónica digital), Gabriel García y Héctor Sosa(computación) y José Luis Montoya Técnico en manufactura de los instrumentos científicos).

UNAMSAT-1 que es un microsatélite de forma cúbica con 23cm por lado y 10.7kg de peso, 10watts de potencia. Utiliza celdas solares y baterías como fuente de energía. Su computadora trabaja con 1watt ocupando menos espacio que una normal, en ella se organizan todas las funciones del satélite, incluidas las comunicaciones digitales similares a las de un BBS.

UNAMSAT se compone de 5 módulos:

El cuerpo del satélite es formado por cinco capas de aluminio con un tratamiento especial de conversión química para aumentar su conductividad térmica y eléctrica. Todas las piezas mecánicas fueron fabricadas con una calidad extraordinaria en el Instituto de Física y en el Centro de Instrumentos de la UNAM. El chasis debe cumplir con especificaciones mecánicas muy precisas para tener el menor peso posible y soportar las aceleraciones durante el lanzamiento del cohete



que lo colocará en el espacio. Cuando se elaboró el diseño no se sabía que tipo de celdas se emplearían ni cuales serían sus características, pues por los avances tecnológicos se espero hasta el último momento para conseguir lo mejor, tan así fue que por su excelente calidad no producen calor y mantienen demasiado frío el satélite.

El satélite tiene dos transmisores de telemetría con modulación BPSK a 1200 baudios usando el protocolo AX.25 en UHF de 437MHz. Cada marco de telemetría envía a la tierra cerca de 60 parámetros(voltajes que consisten en corrientes, temperaturas y estados binarios). Tiene un receptor digital de 5 canales que permita la comunicación de la tierra. Cuatro canales están para los usuarios, y uno es reservado para comando y propósitos de software. El experimento requiere un transmisor de pulso, un amplio receptor de eco en la misma banda de frecuencia del transmisor, y un microcontrolador basado en la familia HC05 de Motorola. Este regulador convierte los ecos recibidos por el receptor a digital y con la ayuda de la computadora, evalúa que ha ocurrido un acontecimiento válido y se almacena en la computadora.

Externamente, el satélite tiene un sistema de antenas de transmisión UHF usando polarización circular, una antena dipolo para la transmisión y recepción del pulso y, en la parte superior, una antena para la recepción de telecomando y software enviado de la tierra. La antena fue un dolor de cabeza ya que era muy grande y el satélite muy pequeño; Es como un radar, tanto el transmisor como el



receptor están conectados a la misma antena, de tal suerte que cuando el transmisor enviara el pulso para detectar los meteoritos, el receptor no lo oyera. Esto requirió un desarrollo de tecnología donde se logró que los dos estuvieran en una fase tal que el transmisor no pudiera ver al receptor y a la inversa quedando en cuadratura de fase. Esto ocasionó mucho trabajo pero finalmente se logró de manera magistral, tanto que fue publicado en uno de los boletines de AMSAT como un trabajo tecnológico hecho en México, llamando poderosamente la atención de las gentes de AMSAT.

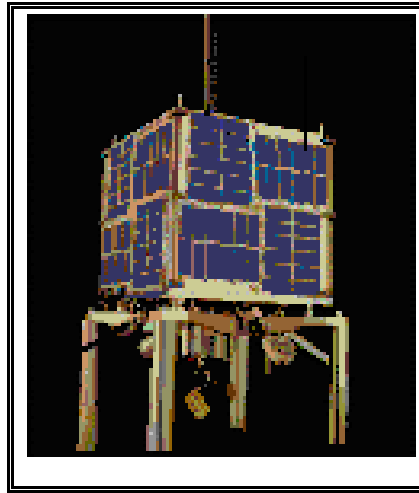
La computadora principal tiene un microprocesador V40 de NEC (equivalente a Intel 80186) con protección a la radiación, un banco de la memoria EDAC de 256Kb y un banco de memoria SRAM de 4Mb. El consumo de energía típico de esta computadora es de 1W. En uno de los módulos, la energía recogida de los paneles solares se almacena en baterías de NiCd. En este mismo módulo hay un circuito que regula los voltajes en el resto del satélite. El cuerpo del satélite esta rodeado por las celdas solares de Arseniuro de Galio, recubiertas con un cristal fino del cuarzo como protección contra la erosión

La UNAM otorgó al proyecto un presupuesto de 100,000 dólares para montar el laboratorio y fabricar el satélite pero se debe tomar en cuenta que se fabricaron dos satélites. Sin embargo, hay que advertir que en esa cantidad no están incluidos los costos de los lanzamientos. En un proyecto de esta naturaleza no se compra un transistor, sino diez; con el primero se hace un prototipo, se



prueba y una vez que se ve que está funcionando, se utiliza; con el segundo se construye el circuito definitivo que va ir en el satélite y quedan 7 u 8 transistores restantes, por ello es que se decidió hacer no uno, sino dos satélites. De tal suerte que podemos deducir que cada uno de los satélites tuvo un costo de 50,000 dólares, lo que lo convierte en el satélite mas barato jamás construido y puesto en órbita. Los materiales que se requieren para la construcción de un satélite son de una calidad militar

Para la UNAM, este proyecto dio lugar al programa universitario de investigación y desarrollo espacial(P.U.I.D.E.), dependiente de la Coordinación de Investigación Científica, establecido el 25 de enero de 1990 por la necesidad de México para integrarse al desarrollo de tecnología espacial y a la formación del personal experto, el proyecto satelital le dejó a la UNAM una valiosa credencial que le acredita como una institución con capacidad para construir satélites y emprender un proyecto de mayor envergadura. A pesar de los esfuerzos desarrollados y toda la experiencia dentro de la estructura de la UNAM se establece el cierre de dicho programa provocando la dispersión de quienes habían trabajado ahí.



Una nueva ventana de oportunidad para el desarrollo y aprendizaje de la tecnología espacial se dio cuando se inicio el proceso de reemplazo del sistema de satélites Morelos, a principios de los 90's. Tomando ventaja de esta posición, cuando se contrató la manufactura y lanzamiento de los satélites Solidaridad, un programa de transferencia de tecnología se dio paralelamente tanto con la compañía fabricante (Hughes) como la lanzadora (Arian space); obteniéndose adicionalmente con esta ultima la posibilidad de tener un lanzamiento gratuito para un microsatélite. Así, basados en esto, un grupo de académicos mexicanos con el Dr. Ricardo Peralta Fabi a la cabeza le propusieron al gobierno federal un proyecto de desarrollo de un microsatélite con enfoque en las telecomunicaciones.

Posteriormente el proyecto SATEX (SATélites EXperimentales) es un esfuerzo mexicano para proseguir el programa de desarrollo de tecnología espacial. El SATEX-1 es un microsatélite que permitan satisfacer necesidades



puntuales en diversas áreas de interés del País. El SATEX-1 tenía un peso de 55Kg con dimensiones de 50x50x50cm y una vida útil estimada de 1 año, llevaría como cargas útiles un experimento óptico denominado Carga Útil Óptica (CUO), un sistema de radio comunicaciones en banda Ka y una cámara de CCD; todo esto soportado por una plataforma diseñada y ensamblada por instituciones nacionales, que debido a la carencia de financiamiento y organización no ha permitido su terminación.

El proyecto SATEX I surgió con la motivación de consolidar el desarrollo de las ciencias espaciales y de las telecomunicaciones en México. Además la oportunidad para validar nuevas tecnologías de telecomunicaciones y también la formación de recursos humanos. Así, el objetivo de la misión es el diseño, construcción y validación de un microsatélite experimental en un ambiente universitario y multi-institucional que permita el desarrollo de una misión científica enfocada a la investigación en telecomunicaciones y la generación de una plataforma multimisión con capacidad evolutiva y adaptable a diversos requerimientos. Las instituciones que participaron en el proyecto son:

-El Instituto de Ingeniería y el de Geografía de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) el primero fue el responsable de la computadora de vuelo, electrónica de sensores y software de administración y control del satélite mientras que el Instituto de Geografía desarrolló los sensores de sol que se utilizarán en el



satélite. Adicionalmente ha aportado al proyecto el desarrollo de una mesa sin fricción que uso el grupo de trabajo del CIMAT para la validación de los algoritmos de control y estabilización del SATEX 1.

-El Centro de Investigación en Matemáticas (CIMAT) trabajo en los algoritmos de estabilización del SATEX-1.

-El Centro de Investigación y Educación Superior de Ensenada (CICESE), tuvo a su cargo el desarrollo de una de las tres cargas útiles, denominada Carga Útil Óptica (CUO). Así mismo desarrolla los radios de Telemetría y Comando y es en esta institución donde estará la estación terrena para la operación del SATEX 1.

-El Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE) fue el responsable del desarrollo de la contraparte terrestre del Experimento en Ka que desarrolla la ESIME(Graduados).

-El Centro Nacional de Metrología (CENAM) proveyó la infraestructura y experiencia en el desarrollo de las pruebas de aceptación del SATEX 1.

-La Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Unidad TICOMAN (ESIME-TICOMAN) en donde reside la Carrera de Ingeniería Aeronáutica, ahí se realizó el ensamble del SATEX 1, en el Cuarto Limpio construido exprofeso. Así mismo, es el responsable del diseño y construcción de la estructura del SATEX 1 y de la elaboración y administración del programa de Pruebas para Aceptación y Calificación.





-La Sección de Graduados de la ESIME del Instituto Politécnico Nacional (IPN) quienes llevaron la coordinación general del proyecto, realizaron otra de las cargas útiles denomina Experimento en Ka, las antenas de comunicación para el satélite y las bobinas de torque magnético que permitirán realizar el control activo de estabilización del SATEX 1

-El Centro de Investigación y Desarrollo en Tecnología Digital (CITEDI) es quien desarrolla el subsistema de potencia del satélite.

La plataforma del SATEX-1 se integra principalmente por los siguientes subsistemas:

La computadora de abordo esta basada en un microcontrolador RISC SAB80C166 de 16 bits, diseñada bajo una arquitectura tolerante a fallas en un arreglo de procesadores físicos de 4 microcontroladores enlazados mediante una red serial interna. Básicamente la computadora se encarga de realizar la ejecución de los algoritmos de estabilización, registro de los datos de los sensores y el control de la activación de los experimentos mediante la administración de la red interna. Así mismo establece y controla las comunicaciones con la estación en tierra para la recepción de comandos, programas nuevos, generación y envío de telemetría. También como responsabilidad el desarrollo del subsistema de sensores dentro del satélite se incluye el diseño de la electrónica de los sensores

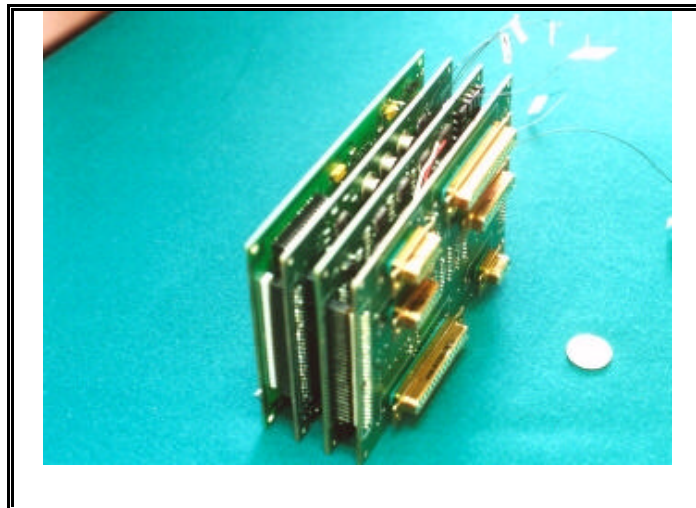


de temperatura y voltaje que van colocados en todos los puntos importantes dentro del satélite. Así como de la adquisición de la señal de los sensores de sol.

La computadora diseñada consta de varios módulos y tiene redundancia del 100% en el procesador con 0.5Mbit de memoria PROM y 2Mbit de RAM, convertidor A/D de 10 bits de resolución y frecuencia máxima de conversión de 630 Khz por canal, el puerto de comunicaciones con estación terrena programable de 75 hasta 625Kbauds conectado a un equipo de comunicaciones con la posibilidad de interactuar con un sistema de comunicaciones de respaldo. Este puerto se tiene también disponible para efectuar pruebas locales con la computadora sin pasar por el equipo de comunicaciones, un puerto de comunicaciones protegido para conectarse en red con otros procesadores, un puerto redundante a la acción anterior por software, protección electrónica para que 3 puertos de comunicaciones de procesadores externos conectados a la RAL del satélite se puedan conectar en red con esta computadora, pulso de encendido para dos equipos de comunicaciones (transmisores), 13 Interruptores de estado sólido para controlar cargas de hasta 6amp, líneas de control para que procesadores externos activen o inactiven la computadora redundante y el módulo de Multiplexaje/electrónica de control.



Además contiene periféricos como un módulo de multiplexaje (de estado sólido) para aceptar hasta 48 señales provenientes de sensores (pasando por etapas de amplificación, filtrado y recorte). Adicionalmente se tiene acceso a dos canales de conversión adicionales en los cuales no se cuenta con electrónica de acondicionamiento, Un módulo de tratamiento de señales (amplificación, filtrado y recorte) para señales de 8 sensores de temperatura (termistores), 24 de corriente, 2 magnetómetros triaxiales, 2 sensores finos de sol biaxiales y 6 entradas adicionales para medir voltajes entre 0 y 5V. Debe enfatizarse que este módulo puede utilizarse en la configuración anterior, o bien en cualquier otra restringida a aceptar señales analógicas unipolares de hasta 11 sensores (con amplificación de 1 a 500) y señales analógicas bipolares de hasta 32 sensores (con amplificación de 1 a 6600).



Computadora de vuelo tolerante a fallas con capacidad de multiprocesamiento



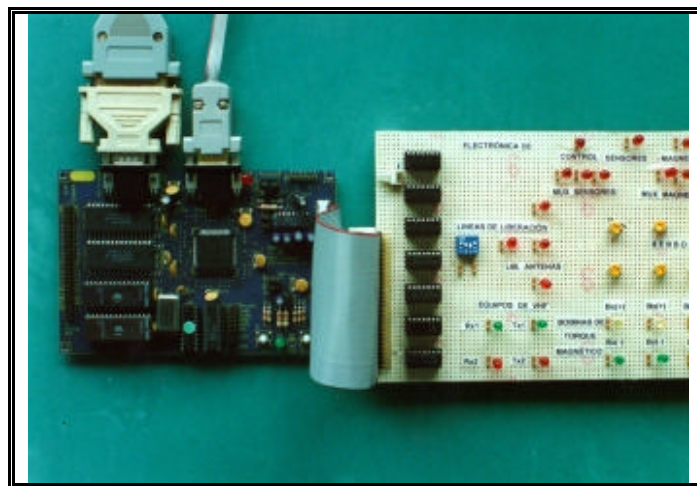
El subsistema de potencia consistía en dos bancos de baterías acondicionadas para activación de energía, vuelo espacial y del sistema de control con voltajes de +/-5, +/-12 y +15. El primero se basa en el uso de un microcontrolador 87C51, electrónica de conmutación y convertidores DC-DC con lo cual y mediante la red interna se pueden enviar los comandos necesarios para la activación y apagado de cargas. Sin embargo el procesador de potencia tiene la habilidad de determinar si el nivel de carga de las baterías requiere colocar al sistema en modo de bajo consumo con lo que puede por si mismo tomar la decisión de apagar equipos dentro del satélite hasta que la carga de las baterías permita la operación normal.

Construcción modular de los circuitos impresos, diseñados para alojar componentes de montaje superficial de grado militar en ambas caras de las tarjetas y la posibilidad de escalamiento hacia tecnologías más rápidas (DSP's, etc.) con la sustitución de las tarjetas de procesamiento. Como parte del desarrollo natural de este subsistema también se desarrolló el software de control de la estación terrena programado en lenguaje C. El software desarrollado en el IIUNAM comprende la programación de la computadora de vuelo tolerante a fallas (Servidor de la red) que además efectúa las tareas automáticas que desarrolla el microsatélite, así como el diseño y la implantación de protocolos de comunicaciones para la red. A grandes rasgos comprende los siguientes aspectos:



- Protocolos de interacción entre computadora de abordo y 3 computadoras de carga útil.
- Protocolos de comunicación con estación terrena.
- Adquisición de telemetría de 48 sensores.
- Empaquetamiento de datos, telemetría normal y espacial, diagnóstico de equipos y estado de paquetes del programa.
- Diagnóstico entre computadoras abordo del satélite.
- Captura/reconocimiento/ejecución de comandos.
- Actualización de programa a cualquier procesador del satélite.
- Control de comunicaciones VHF.
- Tolerancia a fallas integrada en procesos de comunicación entre nodos computacionales y evaluación de datos de sensores.
- Mantenimiento en tiempo real o programado.
- Control de áreas de confinamiento para aislar fallas encontradas y para proteger equipos en buen estado.

En las imágenes siguientes se ve en primer termino uno de los prototipos de la computadora de vuelo conectados a un simulador de las variables operativas del satélite. En segundo termino se puede apreciar una imagen de la pantalla del software de estación terrena, durante el proceso de adquisición de telemetría.

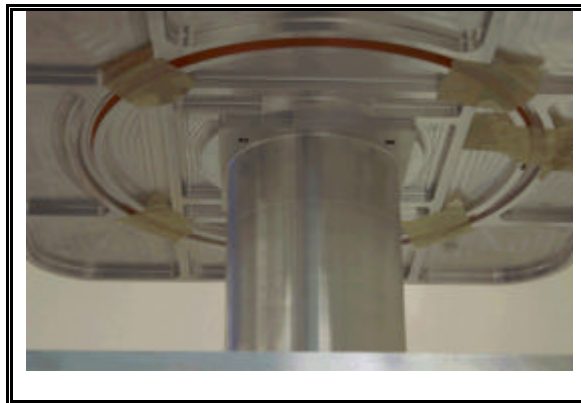


Sistema de desarrollo para software de vuelo

La estructura del satélite fue maquinada en Aluminio de tipo AL 7075T6, consiste de un cilindro central que sostiene tres placas equidistantes. El grupo de diseño realizo análisis y simulaciones sobre los esfuerzos mecánicos y de carga que sobre la estructura se esperan, resultando de todo este análisis un desempeño favorable. La fotografía muestra la estructura central.



Las bobinas de torque magnético permitirán el control activo de estabilización, existen bobinas en 5 de las 6 caras del satélite. En la figura se muestra la ubicación de la bobina de la cara superior del satélite.



Las antenas para el sistema de TT&C son dos dipolos, uno para transmisión y otro para recepción. Las antenas están elaboradas en cinta metálica similar a la cinta métrica y colocadas en cada una de las esquinas inferiores del satélite en ángulo tal que no obstruye la visión para las cargas útiles. En la fotografía se aprecia la colocación y forma preliminar de las antenas de comunicación.



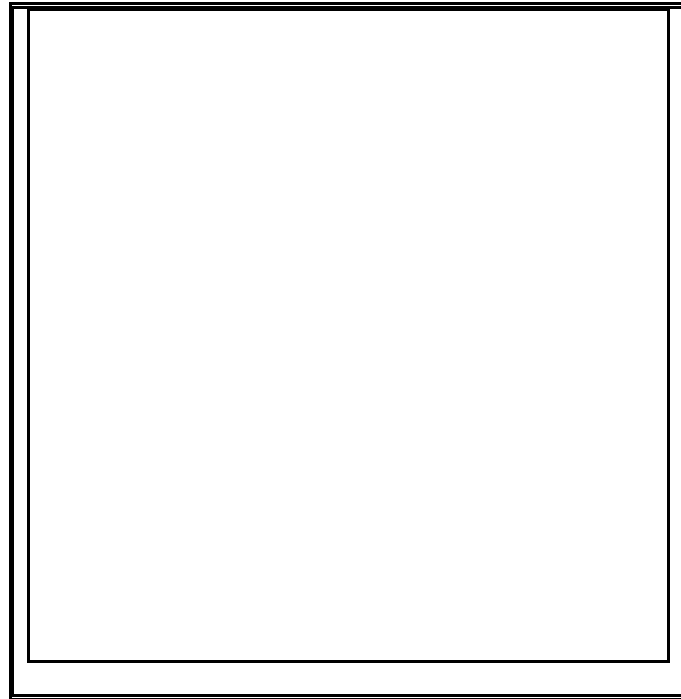
En el CIMAT han desarrollado los algoritmos de estabilización basados en análisis matemáticos que permiten prever el desempeño del satélite en diferentes escenarios, desde el caso de un desprendimiento catastrófico (el satélite se libera girando en todas direcciones) hasta el análisis y establecimiento de la secuencia de estabilización para lograr establecer el enlace del experimento óptico. El satélite posee un gradiente gravitatorio como elemento pasivo de estabilización, y bobinas de torque magnético como elementos activos de control. En su momento se validaron dichos algoritmos mediante el uso de una mesa sin fricción desarrollado en la UNAM en México.

La Carga Útil Óptica (CUO) cuyo objetivo general es el diseño y construcción de un sistema transmisor-receptor para comunicaciones ópticas con dirección satélite-tierra. Se tienen limitantes en cuanto a volumen, peso y consumo de potencia impuestos por las características de la misión, por lo que todos estos parámetros se tienden a optimizar durante el diseño del sistema. Además se busca obtener la mínima transferencia de acoplamiento para el movimiento de la antena óptica del satélite, alta sensibilidad y un intervalo dinámico considerable





para el detector en tierra. El diagrama general de la enlace óptico se muestra en la figura siguiente.



La CUO consta de un transmisor abordo del satélite y una estación receptora en tierra. El proceso de comunicación se da en base a una secuencia de tres pasos, adquisición, apuntamiento y seguimiento.

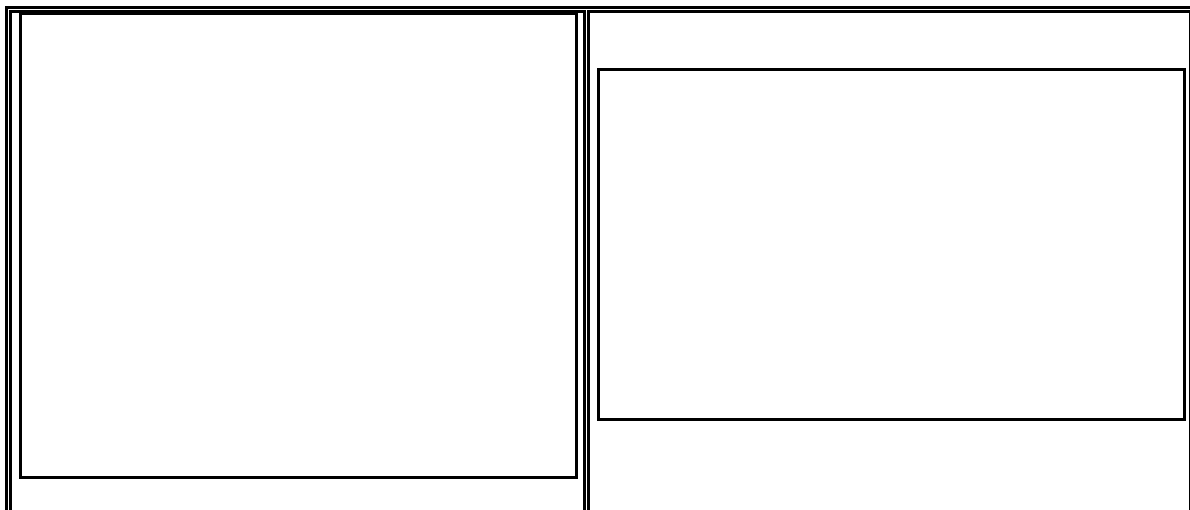
Adquisición.- El sistema tiene que adquirir la señal del láser faro(beacon) en su campo de visión.



Apuntamiento.- El sistema en el satélite alinea su sistema de espejos con la línea de vista del receptor en tierra. Este tiene que centrar el haz del láser en la superficie de detección.

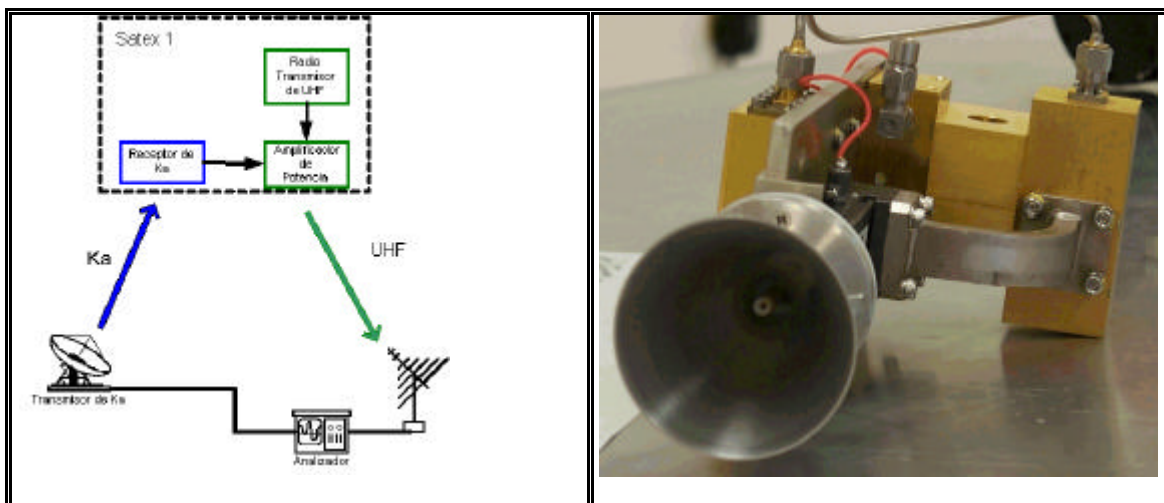
Seguimiento.- En esta etapa se comienza a enviar la información, manteniendo el sistema alineado. La antena transmisora es ajustada en orden de mantener el haz centrado en el detector. La antena transmisora está manejada por un microcontrolador dedicado que convierte los datos del sistema de localización, el de orientación y del detector, en señales manejables. Este microcontrolador interactuará con la computadora principal abordo del satélite.

En las imágenes siguientes se pueden apreciar el diagrama y los elementos de la CUO.





El experimento en Banda Ka desarrollado por la Sección de Graduados de la ESIME-IPN, el experimento tiene considerado realizar mediciones de atenuación en la banda de los 23GHz mediante la transmisión en sentido tierra-satélite de una señal modulada en dicha frecuencia. El receptor en el satélite adquiere la señal de tierra realizando una conversión a radio frecuencia (400MHz) retransmitiendo esta señal de forma directa a tierra a través de la parte de potencia del radio de telemetría. En la figura se muestra un diagrama del experimento, y en las fotografías siguientes algunos aspectos del experimento.



Por otro lado el segmento en tierra lo está desarrollando el INAOE, el mismo consiste de la estación terrena transmisora en banda Ka a la frecuencia de 23GHz.



Con la cámara de CCD se intenta poner en orbita una cámara de CCD de baja resolución con el fin de validar la posibilidad de adquirir imágenes del territorio nacional y dar con ello una muestra palpable de la operación y desempeño del satélite.

#### **b)Actualidad.**

Para el desarrollo de tecnología MEMS, grupos multidisciplinarios trabajan en el diseño y manufactura de microsistemas electromecánicos (MEMS). El megaproyecto, patrocinado por la Secretaría de Economía (SE) a través de Fondos Pymes, tiene dos metas básicas: conformar una Red Nacional de Centros de Diseño MEMS enclavados en instituciones de educación superior y establecer un Centro Nacional de Producción de micro y nanoelectrónica, por lo cual se firmaron acuerdos con las universidades estadounidenses de Texas y de Nuevo México, Centro de Diseño MEMS de Sony, Laboratorios Sandía (líder mundial y distribuidor para la NASA) y las tres principales proveedoras de software especializadas en el rubro: MEMScAP, Intellisuite y Coventor.

Se han integrado a ella los institutos Tecnológico de Monterrey, el Superior de Irapuato, el de Investigaciones Eléctricas y el Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE), además del Centro de Investigación y Estudios Avanzados de Jalisco y las universidades Autónoma de Ciudad Juárez, la Veracruzana, la de Guadalajara y la UNAM.



De momento, se ocupan en tres proyectos. Uno consiste en desarrollar antenas de arreglo de fase para banda Ka, utilizadas en los radares de aviones de combate y comunicaciones móviles; otro, se orienta a crear sensores de fibra óptica para uso en telecomunicaciones, industria petrolera y eléctrica; y uno más a la construcción de micro acelerómetros (coordinan la velocidad de, por ejemplo, válvulas cardíacas) y giroscopios (estabilizan cualquier objeto en órbita) útiles en biomedicina, sismología y nanosatélites.

Para diciembre de 2007, la Universidad Nacional Autónoma de México, en coordinación con la Universidad Estatal de Moscú-Lomonosov, lanzará al espacio el satélite artificial UNAMSat III, cuya misión es proveer información para poder establecer un sistema de detección y predicción de terremotos en México.

El satélite, que será construido en Rusia por personal mexicano, estará diseñado para monitorear desde el espacio los llamados precursores sísmicos, fenómenos que han sido asociados a la incidencia de movimientos telúricos cuando se dan en conjunto y en zonas de alto riesgo sísmico, como por ejemplo, emanaciones de gas radón, variación del campo eléctrico terrestre, emisión de ondas de muy baja frecuencia, incrementos de temperaturas en la zona de la falla y modificaciones en la ionosfera.

Actualmente 18 estudiantes de la UNAM se encuentran en Rusia estudiando maestrías y doctorados en la Universidad Estatal de Moscú-Lomonosov, además de que se encuentran trabajando en el Instituto Aeronáutico



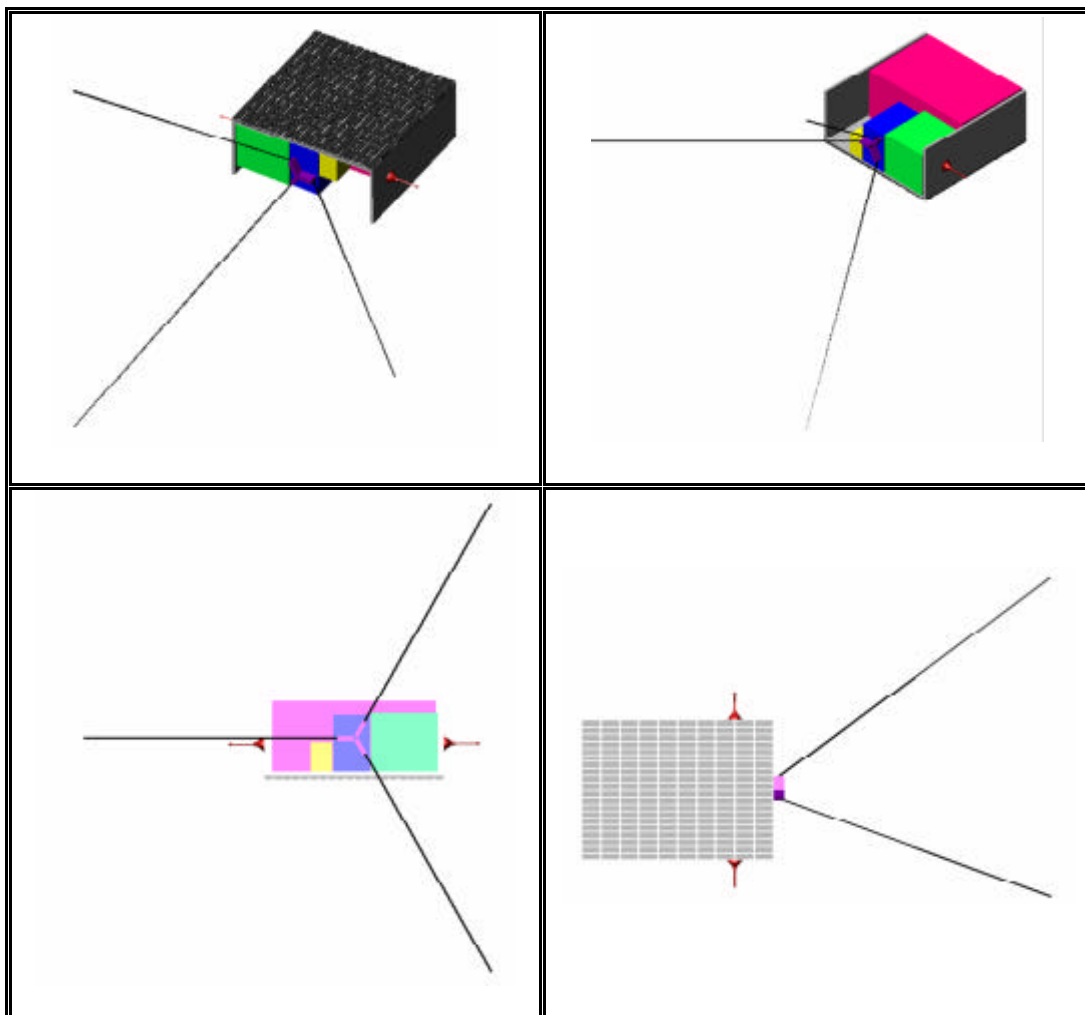
de Moscú, con la finalidad de capacitarse en cuestiones de telecomunicación, cómputo, electrónica, mecánica, estructura y sistemas de control de satélites.

El UNAMSat III será un nanosatélite de menos de 10Kg de peso, con dimensiones de 500x500x220mm, posicionado de órbita baja con una trayectoria polar(perpendicular al ecuador), lo que le permitirá tener cercanía con la ionosfera para poder medir sus variaciones; Su estabilización y orientación son activas por medio de ruedas inerciales, bobinas magnéticas con 2° y 1° de error respectivamente, apoyados por sensores de sol y de tierra así como magnetómetros. Tendrá una vida de 3 años.

El diseño será fuera de lo tradicional, se esta tratando de probar nuevas tecnologías para hacer un satélite en forma rectangular, construido con un material llamado panel de abeja que es ligero y muy resistente y sus baterías serán de ión-litio. Su estructura física permitirá que de un lado se coloquen los instrumentos y del otro las celdas solares de InGaP/InGaAs/Ge que proporcionan una potencia máxima de 50W y un voltaje nominal de aproximadamente 12V a 6Amp para un consumo de 30W. En la cara de instrumentos tendrá un transmisor-receptor de telemetría en banda 435MHz a 9600Bps; Una sonda Lang Muir, que nos ayudaría para hacer mediciones en la ionosfera y que será donada por el Instituto de Estudios Físicos y Espaciales de Suecia; un contador de partículas, cuyo trabajo será coordinado por el Instituto de Ionosfera y Magnetismo Terrestre de Rusia (IZMIRAN); Un transmisor de información de la carga útil operando en las



bandas 8192MHz a 32Mbps con interfaz LVDS serial y un consumo de 4W; Un receptor en 145MHz a 4800bps, para la parte de comando y control tendrá un Radio-modem Global-star (que opera como un teléfono satelital que provee información de la ubicación y funcionamiento del satélite por Internet ); Un sistema de control CAN para el intercambio de información entre los subsistemas(1Mbps) El subsistema térmico es pasivo. Soportando temperaturas de  $-40^{\circ}\text{C}$  a  $50^{\circ}\text{C}$





---

## 6. Conclusiones

El éxito de las comunicaciones vía satélite, así como la exploración espacial han forzado a la industria espacial a lanzar misiones más complejas, grandes y costosas, por lo tanto las misiones de satélites pequeños han empezado a ganar terreno e interés alrededor del mundo debido a su bajo costo y rapidez en lanzamientos, permitiendo una mayor avance en la exploración e investigación en distintas áreas dando oportunidad de desarrollar tecnología a países en vías de desarrollo, permitiendo entrar a la competencia mundial.

En gran parte de los sistemas es importante saber la órbita en la cual estará trabajando el satélite, ya que en base a estas condiciones son diseñados los sistemas. Cada sistema va relacionado estrechamente y por lo tanto afecta en cierto modo a otros subsistemas.

Dentro de Definitivamente la tendencia de la miniaturización lleva a implementarla en la mayoría de los subsistemas





## Comunicaciones

Uno de los problemas que existe en las comunicaciones es el excesivo uso de frecuencias que saturan las comunicaciones, pero existen métodos efectivos de reutilización de frecuencia con la aplicación de multihaz, en las que dependerá el aislamiento de los distintos haces para conformar el modelo deseado. Para ello será necesario el uso de tecnologías de supresión de los lóbulos secundarios y tecnologías de desvío del ancho del haz.. Por lo tanto el desarrollo del concepto de multi haz efectivo adaptable a la demanda de tráfico es uno de los objetivos de las tecnologías.

Una de las soluciones vendrá dada por la utilización de antenas activas que puedan reconfigurar el del haz de acuerdo a la demanda de tráfico para ajustarse a las cambiantes formas de cobertura debido a la variación del tráfico, y usar eficientemente la energía

También, como la demanda para servicios de comunicaciones vía satélite para negocios y uso personal aumenta, el tamaño de las antenas de las estaciones terrenas tienen que reducirse, lo que significa que las antenas de los satélites deberán tener un alto PIRE. Grandes antenas desplegadas serán la clave para aumentar el PIRE o el uso de un arreglo activo de antena es otra posible manera de conseguir altas PIRE. Los amplificadores de alta potencia y bajo ruido mejoran mucho el PIRE para un modo de transmisión y, la relación G/T para el modo de recepción.



Para realizar el arreglo de antenas, se desarrollarán en un futuro circuitos de semiconductor muy exactos y sistemas de refrigeración ligeros de peso. Pero para evitar todo esto, sería deseable la introducción de antenas de lentes en el futuro, cuando la congestión en la órbita geosíncrona aumente, y requiera una reducción más efectiva de la radiación fuera del área requerida, estas antenas ofrecen la posibilidad de reducir el tamaño físico, manteniendo la versatilidad de un sistema de alimentación de multibocinas. Las pequeñas dimensiones de las guías de onda y de los arreglos de bocinas impiden la utilización de estos sistemas en la banda Ka, pero las antenas de tipo lente proporcionarían beneficios sustanciales.

Actualmente las antenas parabólicas con alimentadores son usadas en satélites comerciales de comunicaciones, así que las antenas de apertura tienen la capacidad de concentrar la potencia de un haz muy angosto en función directa de sus dimensiones eléctricas y no solo física, esto es, cuanto mayor sea la frecuencia a la que trabajan, la longitud de onda es mas corta y el tamaño eléctrico aumenta. Los satélites que no son dedicados a comunicaciones con altas tasas de transmisión, y no cuentan con subsistema de estabilización y orientación, usando antenas omnidireccionales, debido a que no pueden direccionarse Siempre hacia el mismo punto o zona de cobertura. Pero gracias a la tecnología MEMS, este tipo de satélites (pico y nano) podrán contar con antenas directivas y no solo eso, sino que hasta con antenas de arreglos de fases.



### **Telemetría, rastreo y comando**

Los amplificadores, receptores y transmisores analizados con tecnología SSTL no establecen un estándar a nivel mundial, están fabricados con componentes de bajo costo y protegidos con corazas contra radiación, entre ellos existe una compatibilidad en el uso de bandas y frecuencias, así como en los protocolos de comunicación, siendo el más adecuado y más estandarizado TCP/IP, puesto que para poder acceder vía Internet. Entre otros requisitos son que puedan trabajar a temperaturas extremas, que el consumo y ganancia sea adecuada para la misión. La tecnología MEMS vuelve a entrar en este campo para miniaturizar los dispositivos.

### **Eléctrico y de potencia**

Normalmente los sistemas electrónicos a bordo de un satélite obtienen la energía eléctrica de paneles solares. Sin embargo, la naturaleza de las órbitas hace que haya periodos de tiempo de eclipse más o menos largos, por ejemplo no es lo mismo una órbita LEO que una órbita GEO, en esta última, los doce equinoccios anuales en donde los paneles estén "eclipsados" por la tierra, con duración de 22 días en cada equinoccio, las baterías a bordo van a desempeñar la función necesaria para proveer la suficiente energía que permita que el satélite continúe activo de forma ininterrumpida. Por lo tanto el diseño debe contemplar de antemano la órbita a la que se encontrará el satélite, ya que se tienen diferentes condiciones de captura de energía, consumo, periodos de trabajo, recarga etc.



Dentro del diseño de los paneles solares y dependiendo también de las características y tamaño del satélite, existen dos opciones cada una con ventajas y desventajas. En primer lugar pueden ir pegados al cuerpo del satélite, esto evita alguna complicación adicional a la misión, ya que no hay riesgo de atorarse durante el lanzamiento o de que no se despliegarse, su desventaja es tener una menor área de contacto con los rayos solares, y en consecuencia una menor capacidad de recarga en las baterías. Los paneles desplegables tienen mayor área de contacto y con la posibilidad de orientarse siempre al sol teniendo la mayor eficiencia posible(25% para paneles de triple juntura). Este tipo de paneles no son adecuados para nano y pico satélites, ya que requieren un complicado sistema de despliegue que alteraría las dimensiones y peso.

La selección de las baterías esta condicionado al peso, tiempo de vida, ciclos de carga/descarga, capacidad y consumo de energía, material, problema de memoria, etc.; por lo que la mejor opción en la actualidad son las baterías de Li-ion. Esta opción es recomendable hasta que las nuevas investigaciones y desarrollos sean una realidad probada y segura para la misión. Los condensadores y baterías no son sistemas que rivalicen entre sí, si no más bien se pueden considerar en muchas aplicaciones sistemas complementarios donde la batería aporta la energía mientras el súper condensador aporta la potencia.

La seguridad para el subsistema de potencia se puede implementar desde el punto de vista de hardware, como de software. La protección de hardware



incluye interruptores de termistor, la desconexión eléctrica del circuito, etc. La protección de software implica el uso de algoritmo de carga de baterías, control de voltaje, supervisión tanto en la carga como descarga, es necesario saber la condición de la batería para evitar dañarla con una sobrecarga o evitar el peligro de una descarga profunda

La regulación de voltajes deben cumplirse con máxima eficiencia, generando menos calor, libre de contaminantes, en el menor espacio posible de PCB, con gran estabilidad aun bajo las condiciones externas más difíciles, ofrecer buena respuesta en la salida de la fuente aunque se presentaran cambios en la entrada. Normalmente la eficiencia es el criterio más importante que determina en gran medida la tecnología a emplear como fuente de poder, mas aún en dispositivos operados con baterías.

Por otro lado, con el surgimiento de cargas digitales como los microcontroladores y procesadores, FPGAs, ASICs, DSPs, memorias entre otros, ha propiciado que los requerimientos de voltaje y corriente se hayan diversificado obligando a que los ICs responsables del suministro de potencia sean hechos con una densidad mas alta a la común, operen a corrientes más altas y voltajes por debajo a los 1.245V así como tolerancias más estrictas. Por ejemplo un FPGAs típico opera en un rango de 0.95V a 1.05 Volts.



Independientemente del modo de control de voltaje así como de la función nominal del regulador, el diseñador debe considerar también la selección de los componentes que acompañaran al regulador así como la disposición y orden de los mismos, instrumentos abordo y la tecnología usada para los circuitos electrónicos. Algunas entidades están desarrollando chips capaces de disminuir considerablemente las necesidades de energía, entre ellos, los MEMS y MOEMS aplicados a circuitos electrónicos y nanoestructuras en los paneles solares para una mayor eficiencia

### **Control térmico**

En sistemas como pico y nano satélites un sistema como este no es necesario en la actualidad, debido al tiempo de vida de los satélites, en cambio los microsátélites si lo llevan, debido a su complejidad, tiempo de vida, para un mejor funcionamiento de todos los sistemas.

### **Posición y orientación**

Como se explico, la forma de estabilizar un satélite es activa o pasiva. En pico y nanosatélites, preferentemente se emplea estabilización pasiva con bobinas magnéticas, ya que no ocupan espacio, no son pesadas, no necesitan de complejos subsistemas y no son necesarias por el subsistema de comunicación, específicamente por la orientación de antenas.



Los microsátélites actuales emplean ambos sistemas, tanto pasivos ya sea por medio de bobinas magnéticas, torques magnéticos y ruedas inerciales para su orientación; como activos por medio de propulsores para corrección de posición y órbita, dándoles a los satélites una mayor vida útil. Algunos satélites emplean un gradiente gravitacional para estabilización, además de emplearnos para cargas útiles que necesiten trabajar alejados del satélite para no dañarlo con campos magnéticos producido por los instrumentos.

Independientemente de la estabilización es necesario conocer de alguna manera y en cualquier momento la orientación exacta y en donde se encuentra el satélite. Para esto, existen varias técnicas, una consiste en determinar la distancia al enviar una señal piloto, que al ser retransmitida, la diferencia de tiempos y fase entre ambas señales nos indican la distancia. La medición del ángulo de orientación puede hacerse por interferometría, empleando dos estaciones terrenas separadas cierta distancia y comparando las señales o también con otra técnica que consiste en ir moviendo la antena terrestre hasta encontrar el nivel máximo de potencia, en esta técnica no es exacta pero solo se necesita una estación terrena. Adicionalmente a los sistemas que nos permiten orientar al satélite, es necesario contar con un parámetro para saber hacia donde estamos o queremos girar. Por medio de sensores solares, sensores de estrella, etc.



## Propulsión

La vida de un satélite depende principalmente del combustible, El control de orbita con propulsores es relativamente común en satélites, pero no tanto en los pico y nanosatélites. Por lo que entre los principales factores para la selección de un propelente, son que debe ser fácilmente manejable sin requerir extensas medidas de seguridad en ambientes de laboratorios universitarios (estos principios señalan el uso de productos químicos que son no tóxicos e inerte a los materiales encontrados comúnmente en el satélite), propelentes gaseosos para evitar efecto de chorreo de líquidos, debe también ser fácil de transportar para facilidad de la integración al lanzamiento sin uso de licencias y por ultimo alta densidad del almacenaje.

Actualmente se están usando bipropelentes sin necesidad de catalizador, un combustible(hidracina monometilica) y un oxidante (tetroxido de nitrógeno) que al entrar en contacto producen (una mezcla de agua, nitrógeno, nitruro, bióxido de carbono, monóxido de carbono e hidrógeno) una combustión y a su vez un empuje. Lo atractivo de este sistema es usar un sistema de propulsión unificado tanto para poner al satélite en orbita como para maniobras de orientación y posición. Estos pueden ser usados en misiones interplanetarias así como para pequeños satélites debido al ahorro de masa en propelente, aumentando al mismo tiempo la vida útil. Se caracterizan también por tener empujes bajos con altos impulsos específicos y altos requerimientos de potencia eléctrica y pueden estar encendido mayor tiempo que los propelentes químicos.





Además del propelente a usar, el nivel de impulso que puede producirse es controlado por medio de tres métodos, el modo de impulso completo, el de pulso modulado(PWM) y el de mínimo impulso. El modo de impulso completo exige abrir tanto reguladores como válvulas de empuje y dejarlo en posición abierta por la duración del empuje deseado. El modo PWM es una simple onda cuadrada con una frecuencia de 10Hz y un ciclo de 20%. El modo de impulso mínimo proporciona capacidades finas de control a las misiones para corrección de la orientación. El impulso específico medio del sistema se puede también determinarse una vez que el empuje y el consumo de combustible han sido determinados en cada una de las pruebas. Cabe recordar que con forme el propelente va agotándose. La presión de este también disminuye cambiando el empuje.

La tecnología MEMS es aplicada principalmente a este subsistema, como ocurre con el NANOPS de Can-X. EL sistema mejora el ISP con alto rendimiento usando un thruster electro-térmico, en donde un calentador agrega energía al propulsor, además de un diseño mejorado en el inyector. Finalmente, la estructura de NANOPS podía ser optimizada para tener una mayor cantidad de almacenaje a 100ml de propelente para picosatélites, favoreciendo el uso de un gas licuado que sea almacenado a presión de vapor, el que debería tener una presión de vapor bastante bajo para no poner elementos adicionales al sistema y también superar cualquier flujo interno en el NANOPS. Para esto fueron considerados varios combustibles pero por causas como toxicidad, baja presión de vapor, necesidad



de licencias especiales, excesiva presión alta y costo, fueron desechados el dióxido de carbono y el óxido nítrico, refrigerante R134a, xenón, gas frío tradicional, isobutano y el hexafluoruro sulfúrico, este último fue el elegido para el NANOPS, ya que no es tóxico, es inerte, también se sabe que es un aislador eléctrico.

En cuestión de seguridad, las fallas o mal funcionamiento que pueden ocurrir en el subsistema son causadas por defectos de construcción e integración, por vibraciones del lanzamiento, afectación magnética en las válvulas o debido a temperaturas, provocando presiones más altas con riesgo de explosión.

### **Estructura**

Los programas de tecnología e instrumentación buscan reducir el tamaño, costo, masas y complejidad de las cargas útiles científicas y comerciales para reducir costos de lanzamiento mediante tecnología MEMS, esto ha motivado una tendencia en pico y nano satélites que además, arrastrada por el desarrollo del lanzador P-POD lleva a la estandarización de satélites en forma cúbica con dimensiones de 10x10x10cm y hasta 10x10x30 cm, que debido a cuestiones de seguridad y facilidad en el transporte en las naves espaciales, evitan una mayor vibración o desprendimiento de algún material que dañe alguna otra carga o satélite en el mismo lanzador.



Aunque en microsátélites, no existe un estándar en tamaño o forma. Cada satélite de acuerdo a sus necesidades adopta alguna forma, pero siempre con el objetivo de proteger a los todos subsistemas.

### **Computadora**

Como se pudo observar, todas las computadoras son sistemas de bajo costo que se encuentran en el mercado con relativa facilidad, sin tanta complejidad y confiables, pero también se pueden desarrollar computadoras propias para propósitos específicos con componentes y tecnologías nuevas a través de circuitos integrados comunes, FPGA's para sistemas mas pequeños con una flexibilidad en su programación y re-configuración remota, tecnología MEMS para circuitos que integran micro estructuras, muy útiles para cargas utilice y otros subsistemas, permitiendo tener en un solo chip todo junto

A todos estos circuitos es necesario protegerlos contra radiación, para que lo que no fueron hechos, esto puede hacerse protegiéndolos con corazas o utilizando circuitos manufacturados con este fin como son los de XILINX y Actel.

Por ultimo, aunque estos dispositivos estén probados y diseñados para el espacio, es recomendable y a veces necesario proveer de redundancia de componentes, teniendo en cuenta que la redundancia agrega consumo de energía, peso y costo, pero en algunas misiones, se tiene prioridad el funcionamiento que los recursos.



Subsistema	Tecnología Actual	Tendencias
<b>Comunicaciones</b>	*Antenas directivas perfiladas sólidas y omnidireccionales	*Antenas desplegadas son superficie de malla, inflables y arreglo de fases con tecnología MEMS
<b>Telemetría, rastreo y comando</b>	*Protocolos AX.25 *Banda K, S	Protocolo TCP/IP, con el uso de bandas mas altas (Ku) para mayor tasa de transmisión
<b>Eléctrico y potencia</b>	*Paneles solares de alta eficiencia *Baterías Li-ion *Estructuras de aluminio	*Celdas de películas delgadas *Paneles tridimensionales con el uso de paneles MEMS *Paneles con estructuras de materiales como polímeros de fibra de carbón reforzado *Baterías con tiempos de carga cortos y vida útil larga como *Baterías con alta energía como las de dióxido de litio-magnesio *Pilas de laminas finas *Uso de súper condensadores como complementos a las baterías *Baterías inteligentes *Baterías con tecnología MEMS y materiales como el níquel cinc
<b>Térmico</b>	*Materiales y recubrimientos especiales para la reflexión de los rayos solares *Sistemas de enfriamiento	
<b>Posicionamiento y altitud</b>	GPS, Gradiente gravitacional típico	*Gradiente gravitacional con aplicación a telescopios *Ruedas de reacción miniaturas MEMS *GPS MEMS
<b>Propulsores</b>	*Propulsores típicos *Propelente (nitrógeno, xenón, agua, oxido nitroso, butano, amoniaco)	*Propulsores con tecnología MEMS, iónicos y con un alto ISP
<b>Estructura</b>	*Materiales como aluminio, titanio, fibra de carbón, forma no definida	*Estandarización de forma y tamaño (Cubsat) *Lanzadores mas eficientes y seguros
<b>Computadora</b>	*Pic *Microcontroladores	*PDA's *Uso de FPGA's *Sistemas embebidos debido a la miniaturización *Redundancia y tolerancia a fallos *Mas capacidad de procesamiento



---

## 7. GLOSARIO

**ADCS.-** Por sus siglas en ingles System Control and Determination Altitud, sistema de control de altitud.

**APSK.-** Por sus siglas en ingles Amplitud Phase Shift Keying, Modulación por desplazamiento de fase y amplitud.

**AMBA.-** Por sus siglas en ingles Advanced Microcontroller Bus Architecture, arquitectura bus de microcontrolador avanzado.

**AMSAT.-** Asociación mundial de satélites de radioaficionados.

**Ax.25.-** Protocolo de comunicación

**Beacon.-** Señal emitida continuamente para indicar el funcionamiento o actividad del satelite

**Bps.-** bits por segundo.

**BPSK.-** por sus siglas en ingles Phase Shift Keying, Modulación por desplazamiento de dos fase.

**CAN.-** por sus siglas en ingles Controller Area Network, controlador para una área de red.

**CCSDS.-** por sus siglas en ingles Consultative Committee of Space Data Systems, Comite consultivo de sistemas de datos para el espacio.

**CISC.-** por sus siglas en ingles Complex Instruction Set Computer, complejo set de instrucciones de computadoras.

**CMOS.-** Complementary Metal Oxide Semiconductor, Metal Óxido Semiconductor Complementario.

**CNEE.-**

**COTS.-** componentes de bajo costo por sus siglas en ingles

**DARPA.-** Agencia de Investigación de Proyectos Avanzados de Defensa.

**DC.-** Corriente directa.

**Downlink.-** enlaces de bajada.



**DSP.-** por sus siglas en ingles Digital Signal Processor, procesador de señales digitales.

**DTC.-** transferencia de datos

**EDAC.-** por sus siglas en ingles Error Detection and Correction, detección y corrección de error.

**EEPROM.-** Electrically-erasable programmable read-only memory, memoria de solo lectura, programable y borrrable eléctricamente.

**Empuje.-** es una fuerza de reacción descrita cuantitativamente por la tercera ley de newton

**EPS.-** subsistema de potencia y eléctrico.

**ESA.-** Agencia Espacial Europea.

**ESIME.-** escuela superior de ingeniería mecánica y eléctrica del instituto politécnico nacional en México.

**FPGA.-** por sus siglas en ingles Field Programmable Gate Array, arreglo de compuertas de campo programables.

**FSK.-** Modulación por desplazamiento de frecuencia.

**Full duplex.-** utilizado en las telecomunicaciones para definir a un sistema que es capaz de mantener una comunicación bidireccional, enviando y recibiendo mensajes de forma simultánea.

**GaAs.-** Arsénico de Galio.

**Gb.-** Gigabits.

**GPS.-** Sistema global de posicionamiento.

**HDLC.-** del ingles High-level Data Link Control, control de enlace de datos de alto nivel.

**Impulso.-** El concepto de Impulso específico "Isp" se puede explicar como el tiempo durante el cual una unidad de peso de propulsante genera una unidad de empuje

**IP.-** protocolo de Internet.

**ISP.-** impulso específico promedio.



**ITU.-** unión internacional de telecomunicación.

**JAXA.-** agencia espacial japonesa.

**Krad.-** Kilo radianes.

**LEO.-** orbita terrestre baja.

**LNA.-** del ingles Low noise amplifier, amplificador de bajo ruido.

**LPF.-** filtro paso bajas.

**Mbps.-** mega bits por segundo.

**MEMS.-** sistema micro electromecánico.

**MEO.-** orbita terrestre media.

**NASA.-** agencia espacial norte americana.

**NASDA.-** antiguo nombre de la agencia espacial japonesa.

**NiCd.-** níquel cadmio.

**OBC.-** por sus siglas en ingles On board computer, computadora abordo.

**PDA.-** por sus siglas en ingles Personal Digital Assistant, Ayudante personal digital.

**PIC.-** circuito integrado programable.

**PMT.-** del ingles Photomultiplier Tube Sensor.

**PPG.-** generador de pulso programable.

**PWM.-** por sus siglas en ingles power width modulation, modulación por ancho de pulso.

**QPSK.-** del ingles Phase Shift Keying Quadrant, Modulación por desplazamiento de fase de 4 fases.

**RISC.-** por sus siglas en ingles Reduced Instruction Set Instructions, set reducion de instrucciones complicadas.

**Rpm.-** revoluciones por minuto.



**SCI.-** internase de comunicación serial.

**SDRAM.-** por sus siglas en ingles Single Data Rate Synchronous Dynamic Random Access Memory, RAM dinámica de acceso síncrono de tasa de datos simple.

**SHF.-** del ingles Super Hight Frecuency, super alta frecuencia.

**SID.-** del ingles Small Integrated Datalogger

**SMA.-** SubMiniature version A.

**SPINSAT.-** sistema de satélites de propósito simple.

**TCP/IP.-** Protocolo de Control de Transmisión (TCP) y Protocolo de Internet (IP),

**TMR.-** timer

**TPU.-** una unidad de tiempo

**TT&C.-** Sistema de Comunicación, telemetría y telecomando.

**TTL.-** del ingles transistor transistor logic, logica transistor transistor.

**UART.-** por sus siglas en ingles Universal Asynchronous Receiver-Transmitter, Transmisor-Receptor Asíncrono Universal.

**UHF.-** del ingles ultra high fecuency, ultra alta frecuencia.

**UNAM.-** universidad nacional autónoma de México.

**Uplink.-** enlace de subida.

**VHF.-** del ingles very high frecuencia, super alta frecuencia.

**W.-** Watts.

**WDT.-** timer watchdog.





---

## 8. BIBLIOGRAFIA

### Libros

-Comunicación por satélites  
Rodolfo Neri Vela  
Thomson

### Artículos:

-Fuel Cell Status: 1996  
John H. Hirschenhofer  
IEEE AES Systems Magazine, March 1997

-Lithium-Ion Battery Software Safety Protection  
Boris Tsenter and Michael Golod  
IEEE AES Systems Magazine, March 1997

-Lithium-Ion Satellite cell Development: Past, Present and Future  
Chad O. Kelly, H. Dwayne Friend and Casey A. Keen  
IEEE AES Systems Magazine, June 1998

-Making Batteries Last Longer  
Henry Oman  
IEEE AES Systems Magazine, September 1999

-Performance Characteristics Lithium-Ion Cells NASA's Mars 2001 Lander Application  
M.C. Sma. I, B.V. Ratnakumar, L. Whitcanack, S. Surampudi, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, J. Byers, Lockheed-Martin Astronautics Corporation and R Marsh Air Force Research Laboratory  
IEEE AES Systems Magazine, November 1999

-Power for New Aerospace Missions  
Reported by Henry Oman  
IEEGAES System Magazine, November 1999

-Lithium Battery Technical Standard Misses the Mark  
George J. Donaldson and Michael D. Farrington  
IEEE AES Systems Magazine, May 1997

-The canx-2 nanosatellite: expanding the science abilities nanosatellites  
Daniel rankinn  
University of Toronto institute for aerospace studies



- 
- A cube derived desing for a unique academic research mission in earthquake signature detection  
Matthew Long, Allen Lorenz, Greg Rodgers, Eric Tapio, Glenn Tran,  
16th Annual/USU Conference on Small Satellites  
Aeronautics & Astronautics Stanford University
  
  - Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite  
Jordi Puig-Suari, Clark Turner, and William Ahlgren  
California Polytechnic State University
  
  - A PDA controlled picosatellite, cute 1.7 and its radiation protection  
Masafumi Iai, Yusuke Funaki, Hideyuki Yabe, Ken Fujiwara  
18 annual conferences on small satellite  
Department of mechanical and aerospace engineering tokyo institute of technology
  
  - TU Sat 1: A Novel Communications and Scientific Satellite  
W.C. Holmes, Josh Bryson, Brent Gerig, Jacob Oehrig  
Department of Physics Taylor University
  
  - Telemetry Processing Systems  
Telemetrix
  
  - Hard and software of technological nanosatellite TNS-0  
Oleg Pantsyrnyi  
The FSUE "Russian Institute of Space Device Engineering" (RISDE)
  
  - The Potential for Using LEO Telecommunications Constellations to Support Nanosatellite Formation Flying  
Stephen Horan  
New Mexico State University
  
  - Nano/Micro Satellite Constellations for Earth and Space Science  
Jaime Esper\*, Steven Neeck, James A. Slavin, Jesse Leitner, Warren Wiscombe, Frank H. Bauer  
NASA-GSFC, Greenbelt, Maryland 20771, USA
  
  - Nano & micro Satellites: for space training  
Professor MN Sweeting OBE freng FRS  
Surrey Satellite Technology Ltd Surrey Space Center University of Surrey
  
  - The Surrey Space Center: Pioneering the Micro/Nano-Satellite Revolution  
Dr. Craig I. Underwood  
Reader in Spacecraft Engineering, Surrey Space Center, University of Surrey



**Referencias Electrónicas:**

<http://www.kalevadesign.com>  
<http://www.polyflex.co.uk>  
<http://www.tethers.com>  
<http://www.sstl.co.uk>  
<http://www.ieee.org>  
[http://www.nasa.gov/externalflash/nasa\\_gen/](http://www.nasa.gov/externalflash/nasa_gen/)  
<http://www.space.gc.ca/asc/eng/default.asp>  
<http://www.satmex.com.mx/>  
<http://www.vacco.com/space2.html>  
<http://www.inpe.br/english/index.htm>  
<http://www.conae.gov.ar/>  
[http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto\\_espacial/enlaces.htm](http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/enlaces.htm)  
<http://www.esa.int/esaCP/index.html>  
<http://www.eads.net/>  
<http://www.boeing.com>  
<http://www.cannes.aerospatiale.fr>  
[http://www.upv.es/satelite/trabajos/Grupo9\\_98.99/paises/inglat.htm](http://www.upv.es/satelite/trabajos/Grupo9_98.99/paises/inglat.htm)  
<http://www.amsat-dl.org>  
<http://www.me-blanz.de/amsat/journal/adlj-tab.htm>  
[http://www.nasda.go.jp/index\\_e.html](http://www.nasda.go.jp/index_e.html)  
[http://www.jaxa.jp/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/index_e.html)  
<http://sp.rian.ru/onlinenews/20050822/41203104.html>  
<http://liftoff.msfc.nasa.gov/rsa/rsa.html>  
<http://www.krsc.kaist.ac.kr/>  
<http://www.space.com/>  
<http://www.spaceref.com/>  
<http://www.saft.es>