



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE
MÉXICO**

**PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN
INGENIERÍA**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**PROPUESTA DE DISEÑO DE UN SATÉLITE MEXICANO
DETECTOR DE PRECURSORES SÍSMICOS**

T E S I S

QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:

MAESTRO EN INGENIERÍA

INGENIERÍA ELÉCTRICA - TELECOMUNICACIONES

PRESENTA:

MARIO ALBERTO GORDILLO GÓMEZ



TUTOR:

DR. SALVADOR LANDEROS AYALA

2008



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.

DEDICATORIA

A la memoria de mi padre Salustino quien en todo momento fue mi mayor inspiración para luchar en la vida.

A mi madre Laura por todo su amor, cariño, y comprensión en todas mis decisiones y por estar conmigo en los momentos difíciles.

A mi hermana Brenda por ser mi amiga, mi apoyo incondicional y no dejarme solo en la adversidad.

A mis abuelitos por abrirme la puerta de su casa y por aguantarme durante toda mi estancia.

A mi novia Maggie por su paciencia y cariño.

A la UNAM por abrirme sus puertas y cumplir el sueño de estudiar en la máxima casa de estudios de México.

A mi tutor de tesis, el Dr. Salvador Landeros por alentarme a terminar la tesis a pesar de todas las adversidades.

A todos ustedes de esta manera les doy las gracias.

Mario Alberto

ÍNDICE	Página
Antecedentes	4
Objetivo General y objetivos específicos	6
Capítulo 1	
Introducción	7
1.1 Fenómenos físicos	7
1.1.1 Monitoreo de terremotos	8
1.1.2 Efectos electromagnéticos	9
1.1.3 Precursores sísmicos	10
1.2 Satélites detectores de sismos	14
1.2.1 Satélite Demeter	14
1.2.2 Satélite Tsubame	16
1.2.3 Nanosatélite QuakeSat	18
1.2.4 Satélite Compas-2	20
Capítulo 2	
Propuesta de diseño de un satélite mexicano detector de precursores sísmicos	28
2.1 Aspectos generales del satélite propuesto	29
2.2 Carga útil para detectar precursores sísmicos	30
2.2.1 Magnetómetro	30
2.2.2 Sonda Langmuir	32
2.2.3 Radioespectrómetro	34
Capítulo 3	
Subsistema eléctrico del nanosatélite mexicano (nanosatmex)	35
3.1 Propuesta de subsistema eléctrico	41
3.1.1 Generación de energía	41
3.1.2 Almacenamiento	42
3.1.3 Carga de batería	43
3.1.4 Regulación y distribución de energía	45
Capítulo 4	
Subsistema de orientación del nanosatmex	47
4.1 Control de orientación pasivo	49

Capítulo 5	
Subsistema de comunicaciones del nanosatmex	52
5.1 Radio Half-duplex	55
5.2 Módem	56
5.3 Antenas	57
Capítulo 6	
Computadora abordo del nanosatmex	58
6.1 Propuesta de computadora	62
Capítulo 7	
Subsistema estructural del nanosatmex	66
Capítulo 8	
Subsistema térmico del nanosatmex	68
8.1 Análisis térmico	71
Conclusiones	73
Hojas de especificaciones	75
Glosario	82
Bibliografía	85

ANTECEDENTES

El éxito de la civilización actual en la lucha contra las catástrofes naturales no es tan impresionante como a veces se presenta. Periódicamente ocurren catástrofes que provocan una destrucción colosal a la civilización. Históricamente entre todas las catástrofes naturales, la humanidad ha puesto mayor atención a las inundaciones, seguida por los terremotos y otros fenómenos. Tal graduación en la ubicación de estos eventos naturales refleja la fuerza relativa de su influencia en la sociedad.

En el siglo 20 las inundaciones ocupan el primer lugar de desastres de acuerdo al número de víctimas (9 millones), en segundo sitio se encuentran contemplados los terremotos (cerca de 2 millones) y después se consideran otras clases de cataclismos.

Terremotos de distintas magnitudes ocurren frecuentemente en diferentes regiones, y pueden dejar consigo daños y víctimas. Por esto los científicos de varios países dan gran importancia a la investigación de métodos para predecir terremotos.

En Rusia esta área ocupa uno de los primeros sitios en el trabajo científico del Instituto de magnetismo terrestre, ionosfera y propagación de radioondas y del Instituto de Física de la Tierra. La investigación de los últimos años muestra, que los medios terrestres tradicionales para el monitoreo de sismos no proporcionan un pronóstico de alta confiabilidad.

El excelente equipo sísmico de los polígonos de EE.UU., Japón y otros países, diseñado para registrar con anticipación indicadores-precursores mecánicos de terremotos, básicamente no ha funcionado. Los últimos terremotos destructivos no pronosticados (México, Grecia, Irán, Taiwán, Turquía, Sichuan, China) mostraron la necesidad de una solución de calidad para resolver este problema, basado en la utilización de nuevos métodos para la predicción de terremotos.

Recientemente los investigadores e ingenieros rusos propusieron la utilización de un sistema espacial multi-satelital para el control en tiempo real de terremotos y otros fenómenos. Este sistema es capaz de efectuar el monitoreo, en la ionosfera y en la magnetosfera terrestre, de los indicadores-precursores de sismos.

La posibilidad de la aplicación de este sistema para el pronóstico de terremotos esta comprobado por varias investigaciones experimentales y teóricas, las cuales enfatizan la relación de procesos físicos en la litosfera, durante la formación de un terremoto, con las respectivas modificaciones en la ionosfera y en la magnetosfera.

Es por eso que surge la idea de encontrar métodos capaces de predecir terremotos.

En los años 90 asistimos al nacimiento de lo que se puede calificar como una era en la utilización de pequeños satélites por parte de grupos de investigación pequeños y con presupuestos limitados. Este surgimiento estuvo liderado por la Universidad de Surrey, con su serie UoSat. Estos pequeños satélites, que comenzaron como microsátélites (masas por debajo de 100 kg.), permitieron el acceso al espacio de numerosos grupos de investigación y desarrollo, dentro de presupuestos y plazos mucho menores que los tradicionales manejados por las agencias espaciales.

El avance de las tecnologías utilizadas (principalmente en la electrónica) ha permitido disminuir notablemente estas masas, a la par de aumentar el rango de misiones y funciones de estos satélites; en la actualidad la utilización de nanosatélites (masa menor a 10 kg.) resulta atractivo aún para agencias espaciales de países desarrollados.

Dentro de este marco es que se ha encarado la propuesta en el diseño del nanosatélite. Las ventajas que supone el uso de este tipo de satélites se pueden resumir con el eslogan "más rápido, mejor, más pequeño y más barato.

OBJETIVO GENERAL

El objetivo de este proyecto es el de proponer el diseño de un nanosatélite detector de precursoros sísmicos basados en la experiencia obtenida en otros proyectos similares y adecuarlo a las necesidades de investigación existentes en el país.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Definir la carga útil que acompañara al nanosatélite para poder llevar a cabo la medición de los diferentes parámetros involucrados como precursoros sísmicos.
- Proponer la configuración básica de un nanosatélite implementando el uso de componentes de bajo costo disponibles comúnmente.
- Mostrar el análisis de algunas tecnologías de nanosatélites usadas por diversos centros de investigación a nivel mundial.

CAPÍTULO 1

INTRODUCCION

1.1 Fenómenos físicos

Estudios teóricos y experimentales recientes, han demostrado que existe la manifestación de fenómenos físicos días antes de movimientos telúricos de gran intensidad. A estas manifestaciones se les ha denominado “precursores sísmicos”, (Figura 1). Existen varios precursores sísmicos, a continuación se mencionan algunos de los más estudiados:

- Emanación de gas radón
- Variación del campo eléctrico terrestre
- Emisión de ondas de muy baja frecuencia (VLF)
- Incremento térmico en la zona de falla
- Modificaciones ionosféricas

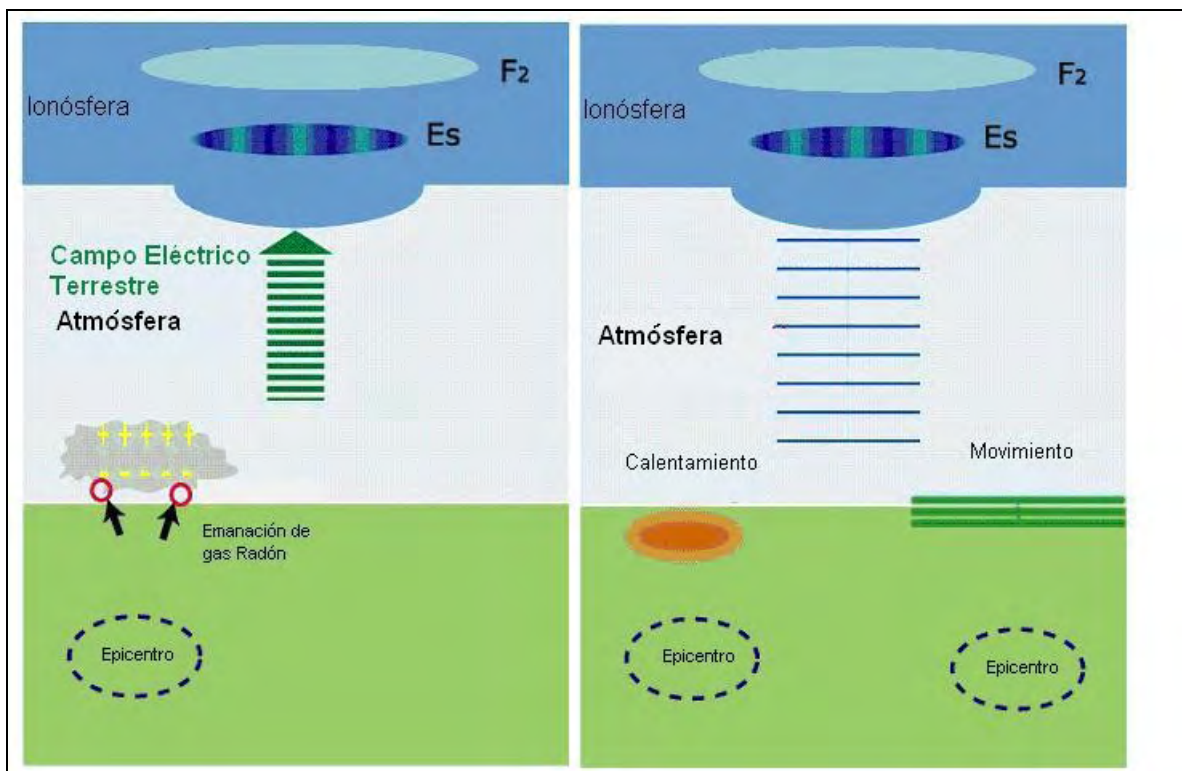


Figura 1. Fenómenos físicos conocidos como precursores sísmicos (II Simposio la investigación y desarrollo en la Facultad de Ingeniería, UNAM 2005)

Los fenómenos físicos mencionados anteriormente se presentan en la zona cercana al epicentro de un posible terremoto, y se ha demostrado que aparecen unos días antes y después de que ocurra un sismo de gran intensidad, es decir, igual o mayor a 5° en la escala de Richter.

En el caso particular de la emanación de gas radón a la atmósfera, este ioniza la zona cercana lo cual provoca alteraciones en la composición normal de la ionosfera que se manifiestan en forma de variaciones del campo eléctrico terrestre. Por otra parte se observa aumento de temperatura en la zona de ocurrencia sísmica así como emanaciones de muy baja frecuencia de señales electromagnéticas producto de la fractura de las rocas pertenecientes a las placas tectónicas del interior de la Tierra.

1.1.1 Monitoreo de terremotos

A las alteraciones de los parámetros físicos presentes en las cercanías de un posible terremoto se les denomina preparación de la zona de sismo.

Las tormentas eléctricas, las explosiones solares, las lluvias cósmicas, los desastres nucleares, entre otros, también provocan alteraciones en la ionosfera, por lo cual es necesario estudiarlos y analizarlos de forma separada para no hacer predicciones fallidas ya que la presencia de estas variaciones podría confundirse con la eminente ocurrencia de un terremoto.

En la actualidad, los países que se encuentran en zonas sísmicas han instalado estaciones de monitoreo terrestre en las cercanías de las fallas tectónicas de la tierra, pero en países donde estas regiones de alerta sísmica se ubican en el mar, uno de los métodos a utilizar es el monitoreo de la ionosfera a través de satélites de órbita baja.

Debido a la relación existente entre las alteraciones en la litosfera y las propias que se presentan en la magnetosfera y la ionosfera durante la evolución de un sismo es posible su monitoreo y predicción basados en investigaciones experimentales y teóricas realizadas a lo largo de los últimos años.

En la actualidad se tienen aproximadamente 10 métodos independientes sustentados en estudios terrestres y satelitales que demuestran coincidencias en las variaciones que se presentan en la ionosfera antes y durante la ocurrencia de un terremoto.

Estadísticamente se han encontrado los parámetros que describen este proceso, con lo cual se confirma su utilidad para indicar alteraciones que conlleven a detectar precursores sísmicos.

Es posible detectar y diferenciar a los indicadores de precursores sísmicos de aquellos fenómenos naturales como la actividad solar, geomagnética, lluvias cósmicas, accidentes nucleares, etc., ya que se cuenta con la tecnología necesaria para dicho propósito.

1.1.2 Efectos electromagnéticos

A los fenómenos que alteran los campos eléctrico – magnético y que se encuentran relacionados con la ocurrencia de un sismo se les denomina efectos electromagnéticos.

El estudio de estos efectos como precursores siempre ha despertado un notable interés y desde su comienzo ha sido objeto de una fuerte controversia. En términos generales, los fenómenos electromagnéticos pueden dividirse en dos tipos: Aquellos que presentan variaciones de los campos eléctrico y magnético originados en la zona del sismo y que se manifiestan a su alrededor y los que se observan en la ionosfera y magnetosfera a pesar de originarse en la misma zona.

Los fenómenos conocidos como señales electromagnéticas (SEMs) agrupan a las perturbaciones producidas por corrientes telúricas, anomalías magnéticas locales, cambios del campo eléctrico, resistividad de la zona. Estos fenómenos pertenecen a los que se presentan alrededor de la zona sísmica.

El método VAN, técnica desarrollada por Varolsos y Alexoponlos en los años 80's, se basa en la predicción sísmica a través de anomalías eléctricas en el epicentro del sismo y es uno de los métodos más representativos. También se utiliza el modelo de dilatación-difusión-polarización para explicar la aparición de señales eléctricas en áreas sísmicas.

De la misma manera, se producen alteraciones de señales magnéticas en las cercanías del epicentro, y en las cuales se han analizado señales de 3-30 pT monitoreadas entre 7 y 37 segundos antes de la llegada de terremotos cuyos epicentros se localizaron entre 40 y 430 kilómetros de las estaciones de monitoreo, cuyas magnitudes variaban entre 1.3° y 4.6° Richter.

Los mecanismos considerados como responsables de estas señales son los clásicos efectos piezomagnéticos y de inducción, a los que añaden un efecto (inercia), debido a la resistencia de los electrones a moverse por la influencia del potencial electrocinético en un medio poroso.

Un método alternativo de generación de SEMs parte de la existencia de zonas de separación de carga espacial formadas en los límites de las fases sólida, líquida y gaseosa de las rocas. Estas zonas se orientan uniformemente, aumentan y pueden llegar a la polarización mutua ya que se encuentran bajo la acción de esfuerzos elásticos crecientes que son característicos de una región que se prepara para producir un terremoto.

Por otra parte, existen fenómenos cuyos efectos se observan en lugares distintos al epicentro, tal como los fenómenos luminosos, las perturbaciones detectadas en las transmisiones de señales electromagnéticas de muy baja frecuencia (VLF, donde $F = 3 - 30$ KHz.) y en alteraciones de la ionosfera.

Esto se debe a la presencia de dos fenómenos: el primero se basa en el efecto de las SEMs en la parte baja de la ionosfera y su propagación a las capas superiores y el otro a la presencia de partículas como radón, gases ligeros y aerosoles submicroscópicos con alto contenido metálico, resultado de una elevación del nivel freático que cuando asciende a las partes bajas de la ionosfera alteran su conductividad.

En general, los terremotos más estudiados preservan fenómenos electromagnéticos tanto en el área epicentral como en medios alejados de ella.

Un problema específico que surge al intentar detectar posibles precursores ionosféricos es la gran variabilidad de este medio.

La ionosfera muestra la suma de los efectos de las variaciones periódicas (vinculadas a los movimientos de la Tierra, el Sol y la Luna y a los ciclos de actividad solar), y de las perturbaciones no periódicas originadas por esta misma actividad solar, por las variaciones del campo geomagnético e incluso por los cambios climáticos (al ascender la termosfera también se ven afectadas las capas inferiores de la ionosfera).

A estas causas naturales hay que añadir factores antropogénicos tan dispares como los conflictos bélicos, la actividad industrial, o los accidentes nucleares. Por todo ello, hay que preguntarse hasta qué punto los efectos en la ionosfera que se vinculan con los terremotos podrán ser distinguibles de los debidos a otros fenómenos.

1.1.3 Precursores sísmicos

En los últimos años se han estudiado con detalle las variaciones de numerosos parámetros ionosféricos con vistas a su posible aplicación en la predicción de terremotos.

En la Tabla 1 se muestran algunos de ellos, junto con la magnitud de la perturbación provocada.

Se puede comprobar, por tanto, que las causas primordiales de las alteraciones de la ionosfera por terremotos se encuentran por una parte en la emisión de las señales electromagnéticas (SEMs) y su posterior propagación e interacción con las diversas partes de la ionosfera, y por otra, en la emisión de diversos elementos, fundamentalmente radón, que es la fuente principal de ionización en la baja atmósfera y que constituye por tanto una alteración importante de las condiciones existentes en ésta.

Tabla 1. Parámetros ionosféricos

Efecto	Causa posible	Magnitud
Aumento de la concentración de electrones (N_e) en la parte media (125 Km.) de la capa E nocturna (Kim et al., 1994)	Campo electrostático en superficie E_{sup} propagado a la ionosfera.	$E_{sup} \approx 1000$ V/m $E_{200km} \approx 1$ mV/m $\Delta N_e/N_e \approx 20\%$
Formación de un canal de transmisión de anomalías electromagnéticas de muy baja frecuencia (VLF) registradas por satélites. Aparición o modificación de silbidos (Hayakawa et al., 1993). Alteración de las señales en VLF (Mikhailov et al., 1997 a, b)	Formación de una inhomogeneidad en el plasma por un campo electrostático (Kim et al., 1994) o por liberación de radón ionosférica. La inhomogeneidad es estirada por el campo magnético.	f_c pasa de 1.5 kHz a 2.5-3 kHz. Ensanchamiento del espectro de frecuencias de la señal.
Aparición de ondas de gravedad en la capa F_2 (Hegai et al., 1997)	Calentamiento por efecto Joule de la ionosfera debido a la corriente generada por un campo electrostático de origen sísmico (altera la presión atmosférica)	$\Delta P/P \approx 0.1\%$ $T \approx 150$ min.
Variaciones en el contenido total de ozono (TOC): mínimo 2-3 días antes del sismo, y durante el día del terremoto, máximos 3 y 6 días después (Tertyshnikov, 1994)	Variación del campo magnético que afectaría sobre todo al O_2 (paramagnético) - Aumento en el flujo de partículas - Ondas de gravedad	TOC = 10 unidades Dobson
Variaciones en la correlación de los datos de f_oE_s de 2 estaciones (Liperovskaya et al., 1994). Anomalías en la capa E_s (Alimov et al., 1989)	Expansión de la capa esporádica E_s unas horas antes del terremoto	$r_{tranquilo}/r_{sismo} = 1.5-2$
Variaciones en el contenido de electrones en las capas E y F_2 (Fuks y Shubova, 1994), (Pulinets, 1998 a, b). La alteración se observa también en la zona magnética conjugada	Descenso de la ionosfera por un cambio en la conductividad de la baja ionosfera debido a la emisión de partículas radiactivas (radón), aerosoles, etc. Ondas de gravedad y efecto Joule	Ensanchamiento del máximo de la fase. Desaparición de los picos en amplitud de la señal registrada $\Delta f_c F_2 = 1$ MHz $\Delta h_{fc} F_2 = 40-90$ Km.
Generación espontánea de ondas VLF y propagación a la alta atmósfera (Krechetov, 1996)	Propagación de las bajas frecuencias por las líneas del campo magnético, bajo la forma de ondas hidromagnéticas (Alfvén)	$A = 10^{-5} - 10^{-6}$ V/m
Variaciones en el flujo de partículas del cinturón de radiación (Ginzburg et al., 1994) y (Krechetov, 1996)	Ondas hidromagnéticas de Alfvén que entrarían en resonancia con las partículas, alterando su ángulo de entrada y provocando así su precipitación	Flux $\approx 5 - 10\%$

E: Campo eléctrico; E_{sup} : campo eléctrico en la superficie terrestre. E_h : campo a la altura h ; f_c : frecuencia crítica; P: presión atmosférica; T: periodo de la onda de gravedad; r: coeficiente de correlación de los datos de f_oE_s de 2 estaciones; $f_c F_2$: frecuencia crítica de la capa F_2 (rayo ordinario). $h_{fc} F_2$: altura correspondiente a la frecuencia crítica de la capa F_2 . A: amplitud de la onda VLF; Flux: flujo de partículas. (Tomado de M. Herraiz, et al., Una aproximación crítica a la propuesta de fenómenos ionosféricos como precursores sísmicos. Revista Física de la Tierra, Vol. 12, año 2000.)

Como se ha demostrado anteriormente, las SEMs inician en las capas O y E un cambio en la velocidad de deriva de las partículas cargadas, por lo cual se crean canales de conducción de ondas VLF y ELF, y por interacción con el campo magnético, de ondas de Alfvén, se propagan a su vez a regiones superiores de la ionosfera. (Figura 2)

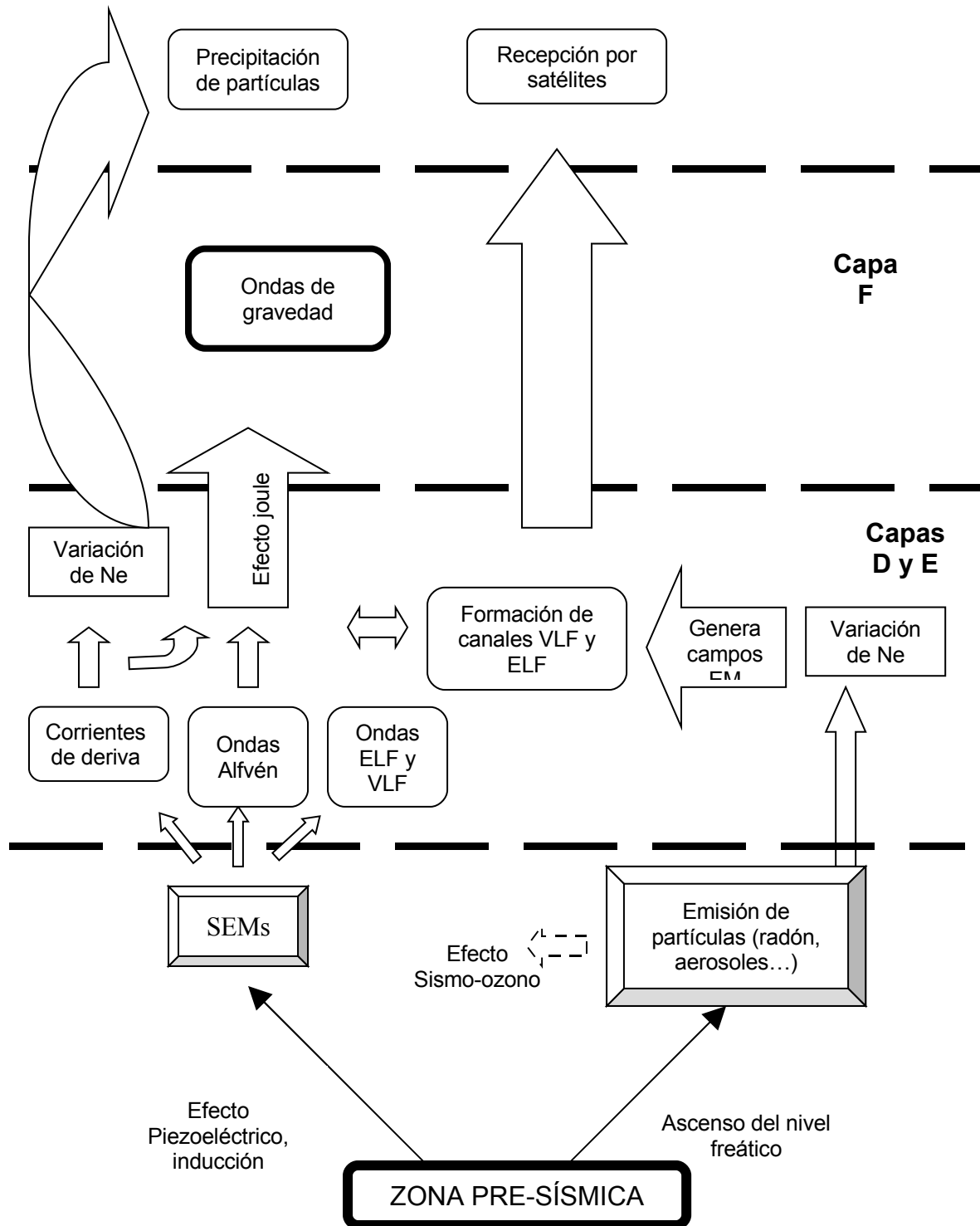


Figura 2. Esquema de la interacción actividad sísmica-ionosfera. (Tomado de M. Herraiz, et al., Una aproximación crítica a la propuesta de fenómenos ionosféricos como precursores sísmicos. Revista Física de la Tierra, Vol. 12, año 2000)

El otro factor que altera la composición de las capas superiores de la tierra, específicamente la ionosfera, es el gas radón. La emanación del radón antes, durante y después de presentarse un terremoto se debe al ascenso de aguas subterráneas y el consiguiente aumento en el contenido de este gas en dichas aguas que se estima se encuentra entre 2 y 4 veces de lo normal.

La Asociación Internacional de Sismología y Física del Interior de la Tierra (IASPEI), ha definido a estos dos fenómenos como parte de los precursores significativos para el estudio de terremotos. Una de las características principales del radón es la de ionizar la atmósfera neutra. Este fenómeno de ionización provoca la presencia de conductividad eléctrica en la zona, que en condiciones normales, interactúa con la ionosfera.

También es reconocido, que los aerosoles en la ionosfera llevan a la formación de campos eléctricos de gran escala y pueden llegar hasta varios kV/m. A consecuencia de la conductividad anisotrópica presente en la ionosfera, estos campos se invierten de verticales a horizontales.

Pruebas realizadas en Rusia indican que las anomalías ionosféricas registradas como consecuencia de accidentes nucleares en la antigua Unión Soviética son parecidas a las observadas en algunos procesos sísmicos lo que indica que tienen orígenes en común. Por lo tanto, teóricamente se puede explicar el modo en que esta aportación extra de partículas ionizadas provocadas por accidentes nucleares afecta a las capas intermedias de la ionosfera.

Basados en estos argumentos, las partículas radiactivas emitidas provocarían una disminución en la zona, del campo electrostático tierra-ionosfera, creando una región irregular baja, caracterizada por un menor contenido de electrones y un aumento en la frecuencia de colisiones electrón - partículas neutras.

Esto propicia el aumento en la velocidad de la fase normal de guías de ondas tierra – ionosfera y, en consecuencia incrementaría el desfase en las ondas que se mueven dentro de la región alterada.

1.2 Satélites detectores de sismos

1.2.1 Satélite Demeter

Detección de emisiones electro-magnéticas provenientes de regiones sísmicas. Es una misión francesa de microsatélite (Figura 3). Es la primera misión del programa de microsatélite de CNES designado Myriade con el objetivo de observar parámetros geofísicos del ambiente terrestre. Esto implica el estudio de las perturbaciones ionosféricas (medida de ondas electromagnéticas y de sus efectos), causado por fenómenos naturales, tales como temblores de tierra y erupciones volcánicas. De interés particular está el comportamiento del tiempo (ocurrencia) de estas perturbaciones electromagnéticas en lo referente a terremotos.



Figura 3. Microsatélite Demeter (CNES, Francia)

La carga útil del DEMETER, se dedica a la observación de actividades sísmicas y/o volcánicas, particularmente durante la fase previa a los terremotos para establecer una correlación entre las señales observadas y la actividad sísmica.

Estudio de las emisiones del campo electromagnético (B= campo magnético, E= campo eléctrico). En la Tabla 2, se indican los parámetros utilizados.

Mediciones a bordo

Parámetro	Rango de medición	Parámetro	Rango de medición
Rango de frecuencias, B	10 Hz - 17 kHz	Rango de frecuencias, E	DC to 3.5 MHz
Sensibilidad B	2×10^{-5} nT Hz ^{-1/2} at 1 kHz	Sensibilidad E	0.2 mV Hz ^{-1/2} at 500 kHz
Partículas, electrones	30 keV - 10 MeV	Densidad de iones	5×10^2 - 5×10^6 ion/cm ³
Temperatura de iones	1000 - 5000 K	Composición iónica	H ⁺ , He ⁺ , O ⁺ , NO ⁺
Densidad de electrones	10^2 - 5×10^6 cm ⁻³	Temperatura electrones	de 500 - 3000 K

Tabla 2. Vista de los parámetros de medición del Demeter

Los principales objetivos científicos del satélite DEMETER (CNES, 2005) son estudiar los disturbios de la ionosfera debido a los efectos sísmicos, y electromagnéticos debido a las actividades antropogénicas (radiación armónica lineal de energía, transmisiones de VLF, emisoras de HF). Los efectos electromagnéticos de un sismo son las perturbaciones eléctricas y magnéticas causadas por actividad geofísica natural tal como terremotos y erupciones volcánicas. Incluye: emisiones electromagnéticas en una gama de frecuencias grande, perturbaciones de capas ionosféricas, anomalías en las señales de transmisión de VLF. (Los instrumentos a bordo del Demeter se observan en la Figura 4).

Estos fenómenos son muy importantes, porque comienzan algunas horas antes del choque y pueden ser considerados brevemente como precursores del sismo.

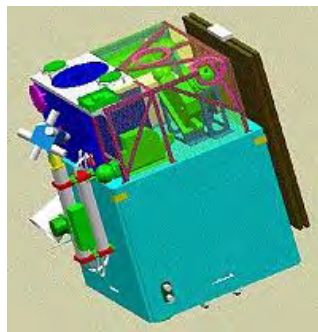


Figura 4. El micro-satélite DEMETER en la configuración de lanzamiento (imagen tomada del CNES). Las dimensiones son 60 x 60 x 80 cm³ y el peso es alrededor 110 kilogramos. El panel solar en negro se puede ver a la derecha. La carga útil científica está situada en la partición superior. A la izquierda hay un auge que apoya los tres sensores magnéticos y la punta de prueba de Langmuir. Tres de las cuatro esferas para los sensores eléctricos se pueden ver en verde

El microsatélite cuenta con un instrumento del tipo magnetómetro con bobina de búsqueda (IMSC), el cual realiza las mediciones de las componentes del campo magnético, en el rango de frecuencias de 10 Hz. a 18 KHz. El vector magnético es medido por una corriente inducida por una bobina ubicada alrededor de una micro barra de metal y un sistema ortogonal de 3 antenas, montadas a 1.9 m. en su despliegue. Otro instrumento a bordo es el (IPD) que es un detector de plasma. Sirve para medir el espectro de energía de electrones, en ángulo recto al campo magnético, en el rango de energía de 30 keV a 10 MeV. También cuenta con una sonda Langmuir (ISL) para medir la densidad de plasma total en el rango de 100 a 5×10^6 partículas/cm³, la temperatura del electrón en el rango de 500 – 3000 °K y el potencial del satélite en el rango de ± 5 V. Un instrumento detector de campo eléctrico (ICE) permite medir los componentes vectoriales del campo eléctrico de la Tierra en el rango de frecuencias de DC hasta 3 MHz.

Por último el microsatélite Demeter monta un instrumento analizador de plasma (IAP), el cuál realiza la medición de los parámetros ionosféricos de plasma (densidad, temperatura y distribución de energía).

1.2.2 Satélite Tsubame

Instrumento de control de orientación de alta velocidad.

Este es usado por el satélite al equiparlo con un dispositivo de control de orientación con un alto esfuerzo de torsión para maniobrar rápidamente hacia la dirección de la explosión.

Un **CMG** (Control de momento de giro) según las indicaciones de la Figura 5 es un dispositivo que genera un esfuerzo de torsión fuerte, cambiando la dirección del cardán que sostiene una rueda volante que rota a velocidad constante. El esfuerzo de torsión de la salida es vertical a las direcciones del ímpetu angular y de la rotación del cardán, tal como el efecto de giro. Un rotor de alta velocidad tiene una capacidad de gran ímpetu angular.

Sin embargo, el sistema **CMG** llega a ser complejo y grande generalmente. Así, **CMG** se ha utilizado para el cambio de orientación de naves espaciales grandes tales como estaciones espaciales en el pasado.

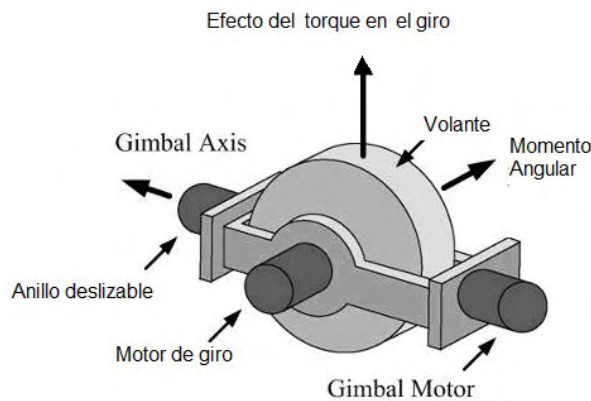


Figura 5. CMG. (Imai, K. et al. 2004)

Si el tamaño del sistema **CMG** puede ser reducido razonablemente, la combinación de un dispositivo de control de orientación de torque rápido y un satélite pequeño tiene una gran ventaja, y también tiene muchas otras posibilidades de misión ha considerar .

Con una consideración cuidadosa para reducir el tamaño del sistema **CMG** y resolver varios requisitos del diseño, resulta en un diseño con las especificaciones que se indican en la Tabla 3.

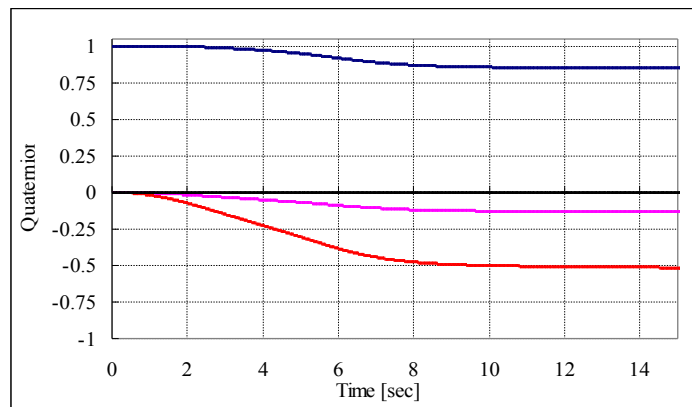
Densidad (material: Latón)	8920 Kg/m ³
Diámetro rueda	50 mm.
Espesor rueda	12 mm.
Peso rueda	200 grs.

Tabla 3. Especificaciones del CMG. (Imai, K. et al., 2004)

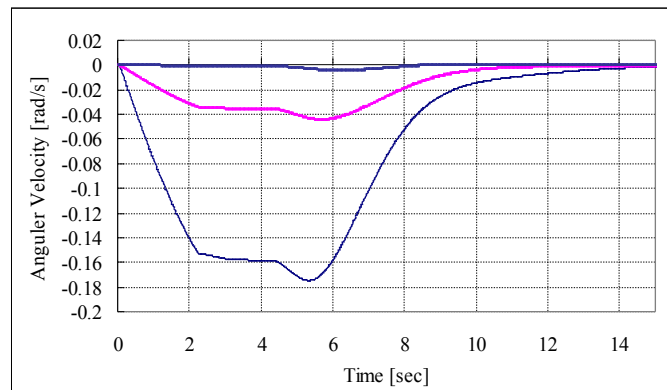
La Figura 6 muestra dos gráficas con los resultados de la simulación con un cambio rápido de orientación después de la detección de una explosión, y que es ajustado según los cálculos, para cumplir el requisito de la misión que consiste en el cambio de orientación y que se debe efectuar en 10 segundos.

En la simulación tomada de (Imai, K. et al. 2004), el quaternion inicial q_0 y el quaternion final q_f se fijan como sigue:

$$q_o = [0,0,0,1]^T, \quad q_f = [-0.51,-0.13,0,0.85]^T$$



(a) Angulo de orientación (quaternion)



(b) Velocidad Angular

Figura 6. Resultados de la simulación para el CMG. (Imai, K. et al., 2004)

1.2.3 Nanosatélite QuakeSat

El principio de funcionamiento del Quakesat (Figura 7) se basa en la teoría de que las señales magnéticas de frecuencias extremadamente bajas (ELF) se detectan a la altura de los satélites de órbita baja, es decir entre 600 – 900 kilómetros y que estas ondas son producidas por la fractura en las rocas del interior de la Tierra y como consecuencia se propagan de la región del hipocentro del terremoto (aproximadamente una decena de kilómetros cuadrados), a través de la Tierra (5 – 80 kilómetros), a través de la atmósfera a la ionosfera (100 – 200 kilómetros), y se propagan por arriba de las líneas del campo magnético de la tierra, a la altura de los satélites.

Consecuentemente, se ha determinado que las señales magnéticas del ELF terrestre se asocian a la posible ocurrencia de sismos.

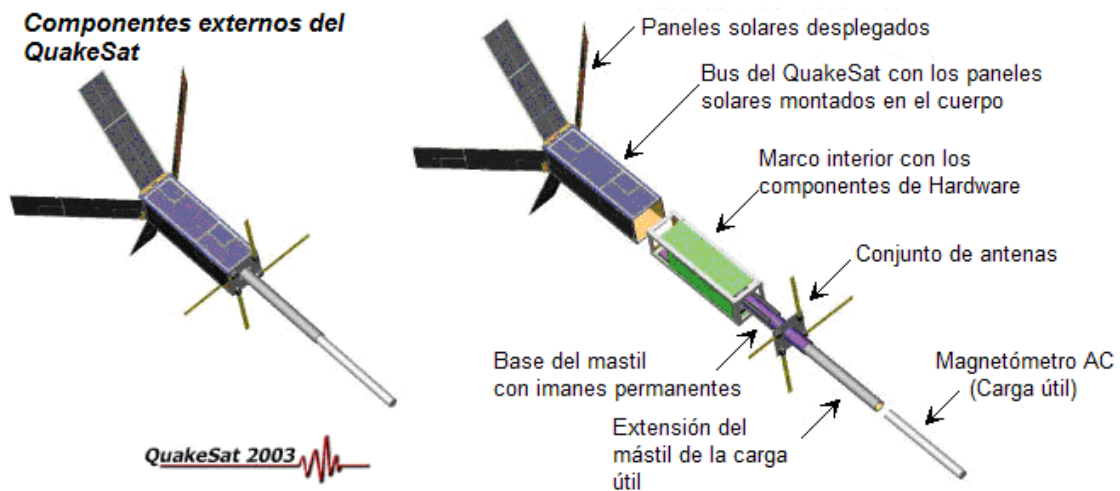


Figura 7. Componentes externos del QuakeSat (Tomado de Long, M. et al. A CubeSat derived design for a unique academic research mission in Earthquake signature detection, Utah 2002)

El magnetómetro utilizado en esta misión se basa en los magnetómetros terrestres instalados alrededor de las zonas de falla en California, Estados Unidos. Los cuales están diseñados para detectar variaciones del campo magnético entre 0.5 a 1000 Hertz.

Este sensor esta hecho en un solo eje y cuenta con una bobina de inducción que trabaja en múltiples bandas de frecuencia, las cuales detectan las ondas de frecuencia extremadamente bajas que son reflejadas por la ionosfera y que se propagan en el espacio a lo largo de las líneas del campo magnético de la Tierra.

En la Figura 8 se muestra la ubicación del magnetómetro en el cuerpo del satélite junto con las barras de imán cuadradas y los paneles solares en forma desplegada.

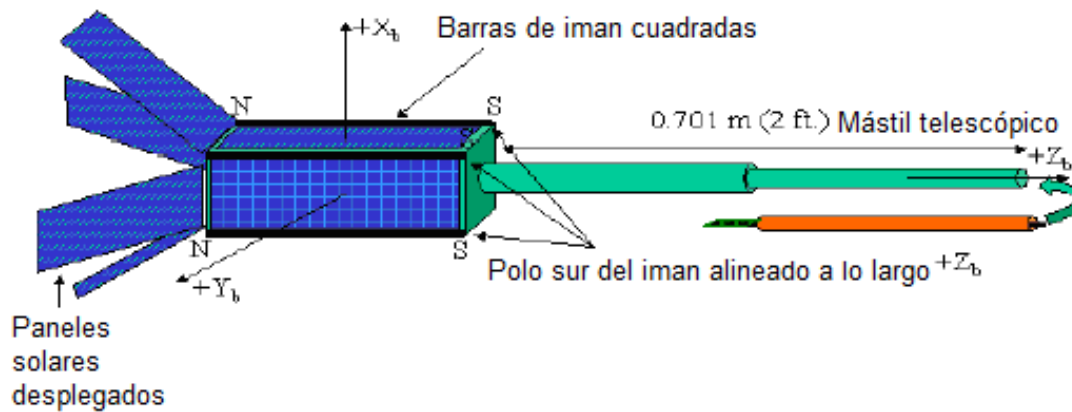


Figura 8. Vista del sensor de frecuencias extremadamente bajas ubicado en el cuerpo del QuakeSat. (Tomado de Long, M. et al. A CubeSat derived design for a unique academic research mission in Earthquake signature detection, Utah 2002)

Las bandas de frecuencia utilizadas para la detección de las señales magnéticas del QuakeSat, son las siguientes:

- Banda 1: 0.5 a 10 Hz banda estrecha magnética.
- Banda 2: 10 Hz a 150 Hz banda ancha magnética.
- Banda 3: 10 Hz a 1000 Hz banda ancha magnética.
- Banda 4: 130-150 Hz banda magnética estrecha.
- Banda 5: 130-150 Hz banda estrecha de campo eléctrico.

Todas las bandas son muestreadas de 2-3 veces su frecuencia más alta, excepto la banda de 130-150 Hz, la cuál es muestreada a 1/seg. [Datos obtenidos de Long, M. et al. A CubeSat derived design for a unique academic research mission in Earthquake signature detection, Utah 2002]

1.2.4 Satélite Kompas – 2

El satélite “Kompas” (Figura 9) fue diseñado como modelo base para el desarrollo de los módulos básicos del sistema de servicio, de los sistemas científicos de abordo y los principios de monitoreo de la Tierra desde satélites pequeños.

Los siguientes sistemas entran en la composición del sistema de servicio:

El modulo de control de abordo (MCA); el sistema de suministro de energía (SSE); el sistema de regulación térmicas (SRT); el sistema de orientación y estabilización; el sensor solar (SD); el sistema de cableado de abordo; la estructura de carga y mecanismos, incluyendo los elementos de la estructura mecánica, elementos de reforzamiento, varillas de extensión y los mecanismos de despliegue.

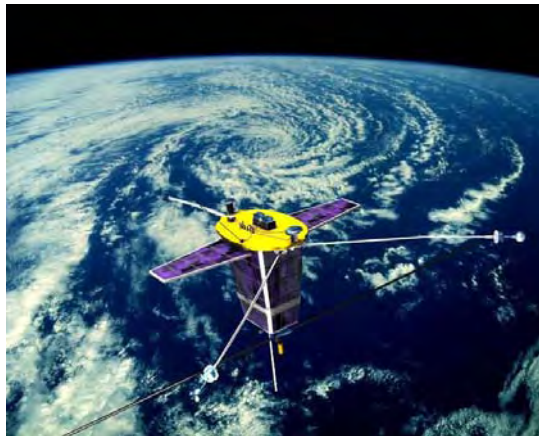


Figura 9. Satélite Kompas 2. (De la Rosa, S. Proyecto Kompas-2, 2005)

Dimensiones en estado plegado	1200x800x500 mm.
Dimensiones en estado desplegado	4700x3600x4700 mm.
Volumen de la zona de distribución dentro de la cápsula	42 dm ³
Potencia eléctrica promedio	25 Watts
Masa total del satélite	80 Kg.
Masa de la instrumentación científica	20 Kg.
Parámetros orbitales	
hp/ha	400/500-620 Km.
i-Inclinación	79°

(Datos obtenidos del Proyecto Kompas-2, Rusia, 2005)

Dentro de la composición de la carga científica, se encuentran los siguientes instrumentos:

El instrumento de ondas de baja frecuencia, un Instrumentación de navegación (GPS), también utilizado para la obtención de tomografías de la ionosfera. Un transmisor de dos frecuencias RBE – 150/400 y un radioespectrómetro de plasma.

Complejo de ondas de baja frecuencia (COBF)

El instrumento esta dedicado a la medición de campos electromagnéticos de baja frecuencia en el rango de unidades de Hertz hasta $20 \cdot 10^3$ Hertz y está hecho en Hungría por un grupo dedicado a la investigación espacial en la Universidad de Etvasha y en la firma VL-electronic (Budapest). [De la Rosa, S., Proyecto Kompas-2]

Para la conversión del campo a señal eléctrica se utiliza el sensor LEMI501 y el sensor magnético LEMI106HS que están construidos en el Centro Lvov del Instituto de Investigación Espacial de la Agencia Cósmica Nacional de Ucrania, Academia de Ciencias de Ucrania.

Sensor magnético

Para detectar las componentes magnéticas de ondas de baja frecuencia se utiliza el sensor LEMI 106HS (Figura 10).



Figura 10. Vista del sensor magnético LEMI 106HS. (Imagen tomada del Proyecto Kompas-2, Rusia, 2005)

Sensor eléctrico

Para registrar las componentes eléctricas de las ondas de muy baja frecuencia (VLF), se utiliza el sensor LEMI501. La vista general de este sensor se muestra en la Figura 11.



Figura 11. Vista del sensor eléctrico LEMI 502. (Imagen tomada del Proyecto Kompas-2, Rusia, 2005)

Instrumentación de navegación satelital GPS (Receptor de 2 frecuencias INS)

Una de las principales funciones del navegador satelital (INS) es la de proporcionar la distribución de concentración electrónica presente en la parte superior de la ionosfera basada en la medición de los cambios de amplitud y retraso en fase de las señales de radio de los satélites GPS (sistema de posicionamiento global).

Con estos datos se busca obtener un monitoreo global de la ionosfera para el estudio de las estructuras y movimientos que se presentan en ella y corroborar los modelos existentes. También se buscará detectar fenómenos anómalos que indiquen cambios ionosféricos generados por los procesos previos a un terremoto y por la influencia de la humanidad. Y por último se necesita el monitoreo de los parámetros que sirven para predecir terremotos por medio de la tecnología y los métodos instrumentales disponibles en el satélite.

Una forma de obtener dichas mediciones por medio de satélites de órbita baja (LEO), se basa en los cambios integrales de concentración electrónica a lo largo de la trayectoria de propagación de la onda y que se deben a los cambios de la distancia de la trayectoria y la aparición o desvanecimiento de alguna capa en la ionosfera.

Estas condiciones se presentan durante el tiempo de *radio salida* y *radio puesta* de los satélites GPS con respecto al satélite LEO y la estación terrena.

En este momento es posible medir el retraso en tiempo y fase de las señales GPS cuando se atraviesa el punto más bajo de la trayectoria de propagación de la señal, localizado a una altura que va de 50 kilómetros hasta la altura de la órbita del satélite LEO. [De la Rosa, S., Proyecto Kompas-2. Rusia 2005]

La geometría de las mediciones de *radio puesta* se presenta en forma esquemática en la Figura 12.

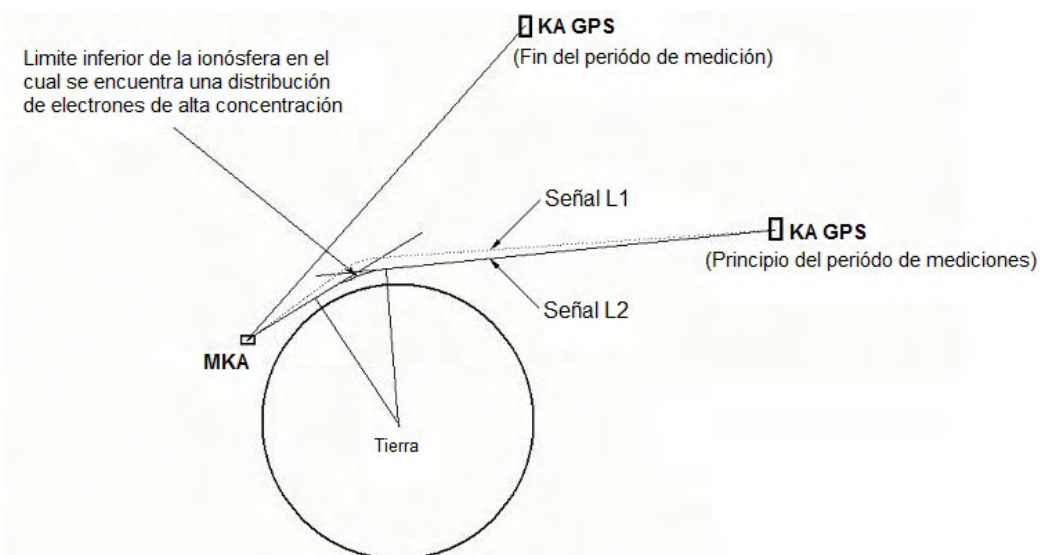


Figura 12. Diagrama de las mediciones "radio puesta" en las cuales se muestra la disposición entre el satélite de órbita baja MKA y los satélites GPS. (De la Rosa, S. Proyecto Kompas-2, 2005)

Para que el instrumento de navegación satelital del Kompas-2 pueda realizar sus funciones, utiliza un programa que toma en cuenta la posición del satélite en el espacio con referencia en los satélites GPS, el tiempo en el momento de realizar la medición y su posición geográfica.

También se han establecidos criterios en el análisis de las mediciones, lo que permite transmitir hacia el módulo de control de abordaje, solo la información útil. Entre los principales criterios se establece la definición de coordenadas espaciales del satélite, componentes del vector de velocidad del satélite, ajuste en la escala de tiempo utilizada, de acuerdo con la escala de tiempo GPS. Todos estos permiten una correcta interacción con el módulo de control de abordaje.

Transmisor de doble frecuencia RBE-150/400 (FARO)

Este dispositivo está dedicado a la medición regular de alta precisión en tiempo-espacio, de la distribución de las estructuras estocásticas y de ondas de la concentración de electrones sobre regiones sísmicamente activas de acuerdo a los datos trans-ionosféricos del satélite de percepción remota.

El equipo RBE-150/400 (FARO) consta de dos antenas y un bloque de electrónica (propio del transmisor).

La aplicación de los métodos radiointerferenciales para la medición de la concentración de electrones en el plasma, cercano a la superficie terrestre y en el plasma cósmico, con la ayuda de cohetes geofísicos, satélites artificiales y aparatos espaciales interplanetarios ha llevado a la creación de una dirección independiente de la radio física denominada métodos de investigación con radiofaros. [De la Rosa, S., Proyecto Kompas-2. Rusia 2005]

El nombre de estos métodos está relacionado con el nombre de los primeros transmisores coherentes de ondas de radio en el ancho de banda de metros (FARO), los cuales se instalaron en los cohetes de investigación (desde 1954). Desde 1957 los transmisores coherentes (FARO) con diferentes modificaciones se han utilizado ampliamente en los experimentos de satélites nacionales y extranjeros (en los aparatos espaciales de órbita baja, en los satélites geoestacionarios y en los vehículos espaciales interplanetarios).

El fundamento físico del método radiofaro es lo suficientemente simple y evidente. El método de radio observación está basado en la propagación de ondas de radio en el plasma heterogéneo colisional anisotrópico parcialmente ionizado, como es el de la ionosfera de la tierra, ocurre una interacción de las ondas de radio con el medio de propagación con los consecuentes efectos conocidos – refracción, absorción, y dispersión en las fluctuaciones de la concentración de electrones y otros. Por lo tanto las ondas de radio recibidas en la tierra llevan consigo información sobre los parámetros de la región cubierta por el satélite, incluyendo su regularidad, su estructura estocástica y de ondas.

Radioespectrómetro de plasma (RSP)

Este dispositivo es un analizador de radio frecuencia de ruido de alta frecuencia de origen natural o artificial, en el rango de 100 kHz-15 MHz.

Como característica adicional, el RSP-4 utiliza una sonda de impedancia de resonancia para determinar la condición de resonancia del plasma y medir los parámetros de heterogeneidad del mismo.

Recientemente se ha desarrollado un método para estudiar las variaciones de la densidad de la ionosfera, el cuál consiste en medir las radiaciones electromagnéticas de alta frecuencia a bordo de satélites artificiales terrestres (SAT). Estas emisiones de alta frecuencia medidas a bordo de un satélite, dan información de una serie de procesos del plasma cósmico y de las estructuras del plasma en la ionosfera que son de interés científico.

El radioespectrómetro de plasma presenta un cuadro complejo del estado del plasma de la ionosfera el cuál consiste en el análisis de la distribución en la densidad de electrones, la evaluación de la frecuencia crítica en la capa F2, los parámetros de la heterogeneidad de la densidad de electrones y la temperatura, así como la emisión generada por los flujos de partículas.

El funcionamiento constante del radioespectrómetro durante la vida útil del satélite nos permitirá obtener las características de distribución global del plasma, así como su distribución tiempo-espacio en la ionosfera.

Una vez analizados cada uno de los satélites que en la actualidad tienen como función detectar o analizar señales de campos eléctricos y magnéticos que indiquen la posible ocurrencia de fenómenos sísmicos a través de los denominados precursores, se presenta en la siguiente tabla una comparación de los instrumentos que dichos satélites llevan a bordo para tal propósito, indicando sus características y objetivos de funcionamiento (Tabla 4).

En la Tabla 5 se muestran los diversos equipos o instrumentos utilizados en los subsistemas de los satélites analizados que hacen posible el correcto funcionamiento del satélite y el cumplimiento de sus misiones específicas.

Tabla 4. Instrumentos científicos abordo

SATELITE	CARGA UTIL	OBJETIVO
DEMETER	IMSC Magnetómetro con Bobina de búsqueda	Medición de los componentes del campo magnético, en el rango de frecuencias de 10 Hz. A 18 KHz. El vector magnético es medido por una corriente inducida por una bobina ubicada alrededor de una micro barra de metal y un sistema ortogonal de 3 antenas, montadas a 1.9 metros en su despliegue.
	IPD Detector de Plasma	Medir el espectro de energía de electrones, en ángulo recto al campo magnético, en el rango de energía de 30 keV a 10 MeV.
	ISL Sonda Langmuir	Medir la densidad de plasma total en el rango de 100 a 5×10^6 partículas/cm ³ la temperatura del electrón en el rango de 500 – 3000 °K y el potencial del satélite en el rango de ± 5 V. El instrumento consiste de 2 puntas de prueba Langmuir, una es cilíndrica, la otra es esférica con 6 cm. De diámetro del segmento de punta de prueba.
	ICE Campo Eléctrico	Medición de los componentes vectoriales del campo eléctrico de la Tierra en el rango de frecuencias de DC hasta 3 MHz.
	IAP Analizador de Plasma	Medición de los parámetros ionosféricos de plasma (densidad, temperatura y distribución de energía).
TSUBAME	CMG Control de momento de giro	Control de orientación a alta velocidad.
	Csi & APD Sensor detector dirección de explosión de rayos Gamma	Detección de explosiones de rayos gamma
	P-Sci & PMT Polarímetro	Detectar polarización de ondas electromagnéticas emitidas por objetos astronómicos
	Magnet Sensor	Sensor Magnético
QUAKESAT	ELF Magnetómetro AC Magnetómetro para frecuencias extremadamente bajas	Detectar, grabar y enviar frecuencias extremadamente bajas de señales magnéticas para predecir terremotos.

Tabla 4. Instrumentos científicos a bordo (Continuación)

SATELITE	CARGA UTIL	OBJETIVO
COMPAS - 2	El complejo de ondas de baja frecuencia COBF.	El instrumento esta dedicado a la medición de campos electromagnéticos de baja frecuencia en el rango de unidades de Hz hasta $20 \cdot 10^3$ Hz. Para la conversión del campo a señal eléctrica se utiliza el sensor LEMI501 y el sensor magnético LEMI106HS
	Instrumentación de navegación (GPS), también utilizada para la obtención de tomografías de la ionosfera Guía-12T.	El equipo de abordó INS tiene como objetivo determinar la distribución de concentración electrónica ubicada en las partes altas de la ionosfera terrestre (desde las capas inferiores de la ionosfera hasta la altitud del satélite Compas-2), con base en los datos obtenidos al medir los cambios de amplitud y retraso en fase presentados en las señales de radio de los satélites del sistema global de navegación GPS.
	Transmisor de dos frecuencias RBE-150/400	La instrumentación de abordó RBE-150/400 (FARO) esta dedicada a la medición regular, de alta precisión en tiempo-espacio, de la distribución de las estructuras estocásticas y de ondas de la concentración de electrones sobre regiones sismo activas de acuerdo a los datos trans -ionosféricos del satélite de percepción remota.
	Radio espectrómetro de plasma. RSP-4	El radio espectrómetro de plasma (RSP-4) es un analizador de radio frecuencia de ruido de alta frecuencia de origen natural o artificial, en el rango de 100 kHz-15 MHz. Como bloque adicional el RSP-4 utiliza una sonda de impedancia de resonancia para determinar la condición de resonancia del plasma y medir los parámetros de heterogeneidad del mismo

Tabla 5. Configuración técnica de los diversos satélites analizados

	Demeter	Tsubame	QuakeSat	Compas-2
Comunicaciones	Transmisor en banda X 16.8 Mbits/s. Transmisor banda S para telemetría a 400 kbit/s.	2 Transmisores en banda S BPSK 200kbps y BPSK 9600bps. Receptor banda S PM 9600bps.	Transmisor @436.675 MHz. Half-duplex, 9600 bauds	Frecuencias de 137MHz, 1.7 y 8.2 GHz.
Eléctrico	Celdas solares de AsGa (200W); Batería de Li-ión, 14Ah.	Celdas multi-unión con eficiencia del 22%. Potencia generada de aprox. 40 W. Batería de Li-ión	Celdas solares de triple-unión de AsGa con un promedio de 14 watts. 2 baterías de Li-ión, 3 Ah.	Celdas solares de AsGa. Batería Li+
Orientación	En 3 ejes, sensor de estrellas, 3 Sensores solares; Propulsión química: Hidracina con 4 thrusters	Control de momento de giro (CMG), determinación del torque magnético. Sensor Solar y magnético.	Estabilización magnética pasiva Sensores de corriente secundarios	En 3 ejes, sensor de estrellas, sensores solares
Análisis térmico	Control pasivo y activo por medio de pipetas de conducción y software	Control térmico pasivo	Control térmico pasivo	Control pasivo y activo por medio de pipetas de conducción y software
Computadora	Procesador T805 con 256 Mbytes de memoria flash y 1Gbits en RAM	Asistente personal digital (PDA) Hitachi Corp. @32 bit, SDRAM 32 MB	PC-104 Prometheus @ 66 MHz, 32 MB RAM Memoria flash de 128 MB	N/D
Peso	130 Kg.	16 Kg.	4.5 Kg.	80 Kg.

CAPÍTULO 2

PROPUESTA DE DISEÑO DE UN SATÉLITE MEXICANO DETECTOR DE PRECURSORES SÍSMICOS

El nanosatélite será colocado en una órbita solar síncrona de baja altura terrestre (LEO) a una altura de 500 - 700 Km. Las ondas de frecuencia extremadamente bajas (ELF) se reflejarán en la ionosfera y se propagarán en el espacio a lo largo de las líneas del campo magnético terrestre. Usará imanes permanentes para el control pasivo de orientación y así posicionarse cerca de las líneas del campo magnético terrestre. (Figura 13)

Periodo orbital 90-100 minutos, inclinación de 65° a 98°

La misión principal del nanosatélite será el detectar, grabar y enviar frecuencias extremadamente bajas (ELF) de señales magnéticas para predecir terremotos producidos por las fracturas en las rocas del interior de la tierra.

Estas señales se irradian de la región del hipocentro del terremoto (una decena de kilómetros cuadrados), a través de la tierra (5-80 kilómetros), a través de la atmósfera a la ionosfera (100-200km), y se propagan encima de las líneas del campo magnético de la tierra a la altitud de los satélites (600-900 kilómetros.). Consecuentemente, hay interés considerable en la determinación de si las señales magnéticas del ELF terrestre se asocian a los terremotos. Se puede detectar a una altitud considerable de un satélite, en este caso el de una órbita circular baja, con una altitud de 600-900 kilómetros.

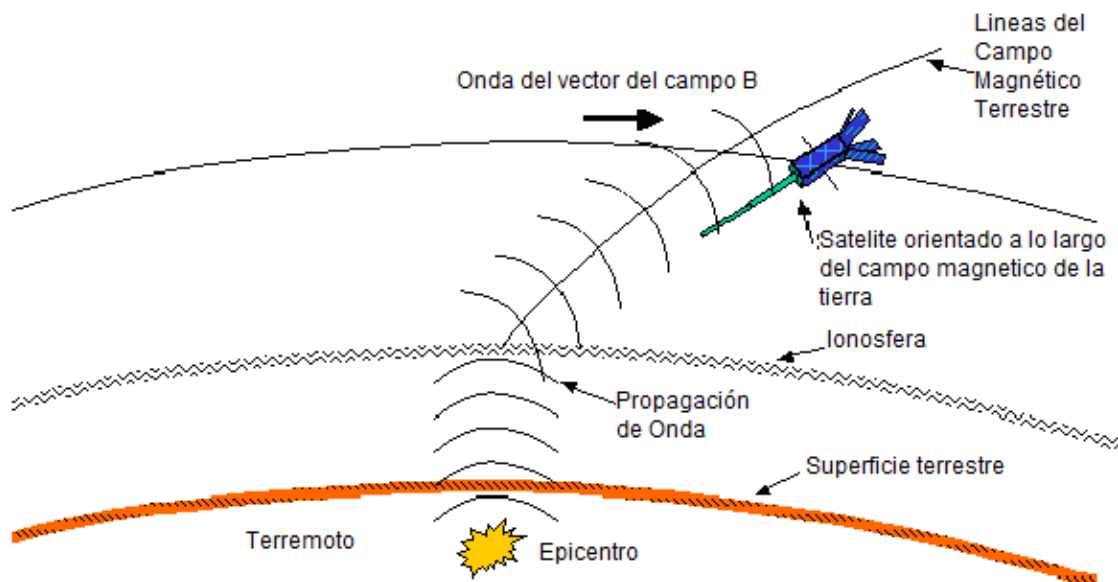


Figura 13. Misión del nanosatélite.

2.1 Aspectos generales del satélite propuesto

Un nanosatélite es un sistema muy complejo y delicado, integrado por varios subsistemas; cada uno de ellos es igualmente importante, pues su probable falla podría causar la inutilidad parcial o total del conjunto.

El nanosatélite necesita energía eléctrica, disipar calor, corregir sus movimientos y mantenerse en equilibrio, ser capaz de regular su temperatura, ser resistente al medio en el que vive y, desde luego, poder comunicarse con la tierra. Los subsistemas más importantes se indican en la Tabla 6.

SUBSISTEMA	FUNCIÓN
Carga útil	Instrumentos científicos para realizar mediciones y pruebas en el espacio.
Antenas	Recibir y transmitir las señales de radiofrecuencia desde o hacia las direcciones y zonas de cobertura deseadas.
Comunicaciones	Amplificar las señales recibidas, cambiar su frecuencia y entregársela a las antenas para que sean retransmitidas hacia la tierra. Posibilidades de conmutación y procesamiento.
Energía Eléctrica	Suministrar electricidad a todos los equipos, con los niveles adecuados de voltaje y corriente bajo condiciones normales y también en los casos de eclipses.
Control térmico	Regular la temperatura del conjunto, durante el día y la noche.
Posición y orientación	Determinar y mantener la posición y orientación del satélite. Estabilización y orientación correcta de las antenas y paneles de celdas solares.
Propulsión	Proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir las desviaciones en posición y orientación
Rastreo, telemetría y comando	Intercambiar información con el centro de control en Tierra para conservar el funcionamiento del satélite. Monitoreo de su "estado de salud".
Estructural	Alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto, tanto durante el lanzamiento como en su medio de trabajo

Tabla 6. Principales subsistemas de un nanosatélite y sus funciones. (Neri, R. Comunicaciones por satélite. México, 2003)

2.2 Carga útil para detectar precursores sísmicos

2.2.1 Magnetómetro

La estrategia usada para detectar las pequeñas medidas del campo magnético (0.5 a 1000 Hertz) confía en el uso de un magnetómetro muy sensible.

El sistema esta compuesto por un sensor magnético, una sonda que se despliegue fuera del cuerpo del nanosatélite, una barra magnética con un embobinado y una interfaz de comunicación con la computadora de abordo.

Para esto, se utiliza el sensor magnético MicroMag3 de PNI Corp. (figura 14), el cual tiene las siguientes medidas 25.4 X 25.4 X19 mm. Un consumo de potencia menor a 500 μ A @3V, rango de medición del campo magnético de $\pm 1100\mu$ T (\pm Gauss).

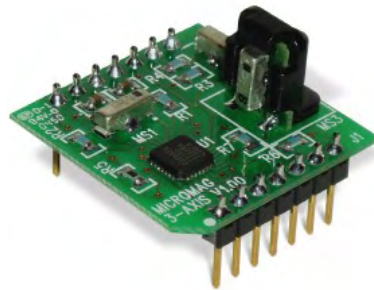


Figura 14. Sensor magnético MicroMag3®

Del mismo modo se utilizara una interfaz para acoplar al sensor con la computadora de abordo (Prometheus), esta también es construida por PNI Corp. Y sus medidas son 53 X 25 X 11 mm. con conexión RS-232 (fig. 15).



Figura 15. Interfaz de comunicación Sensor-CPU PNI®

El sensor ELF es un magnetómetro de bobina de búsqueda (inducción) de un solo eje con 2 bandas de frecuencia
El magnetómetro es de 0.305 m largo y 0.019 m de diámetro. (Figura 16)

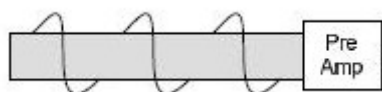


Figura 16. Barra magnética con embobinado

A bordo del nanosatélite no habrá procesamiento de datos, solo distintos tipos de filtros analógicos de pasa baja, pasa alto y pasa banda. Toda la electrónica estará contenida en una sencilla tarjeta de circuito impreso.

La carga útil fue propuesta para simplicidad (Figura 17), pero fue modificada para seleccionar bandas de frecuencia específicas y solo la potencia de esas bandas permitirá mantener el uso de energía a un mínimo.

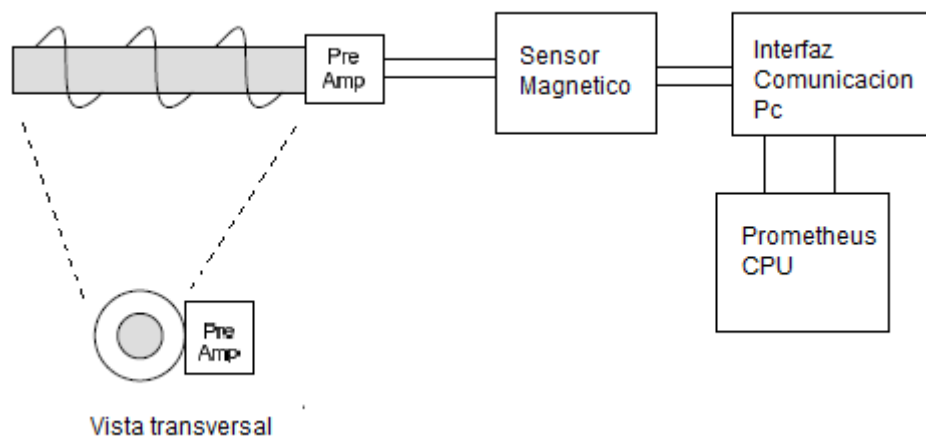


Figura 17. Diagrama de la carga útil

Las bandas de frecuencia para la carga útil ELF son:

Banda 1: 10 Hz a 150 Hz banda ancha magnética.

Banda 2: 10 Hz a 1000 Hz banda ancha magnética.

Todas las bandas son muestreadas de 2-3 veces su frecuencia más alta.

Los preamplificadores y los filtros de la banda de campo eléctrico y magnético de 130-150 Hz., se accionan siempre que se tomen los datos de modo que el índice de refracción y el vector de Poynting calculado determinen si la onda del ELF está propagándose hacia arriba o hacia abajo.

Durante un evento de recolección de datos, uno de los otros filtros banda ancha o pasa baja también se enciende, y la muestra se ajusta por consiguiente. Existe una señal de comando para la calibración de 10 hertzios que causa un incremento de corriente al ser inyectada en una bobina coaxial de calibración de 10 vueltas en el magnetómetro. [Long, M. et al. 2002]

Esto da lugar a un campo magnético conocido sobre la bobina del magnetómetro y verifica que el preamplificador y los amplificadores estén funcionando correctamente. Esta señal de calibración se enciende por 10 seg., antes de cada acontecimiento de adquisición de datos.

La sonda se despliega a 0.710 m. del cuerpo del satélite y contiene el centro de control de las ELF del magnetómetro, el cual recoge los datos. Al desplegar el cuerpo es necesario blindar el sensor de cualquier disturbio magnético interno generado por la electrónica de abordo.

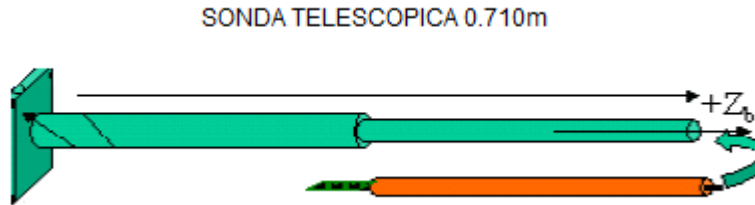


Figura 18. Sonda telescópica desplegable

Los 0.710m de la sonda telescópica (Figura 18), están hechos de aluminio, y esta contenida completamente dentro de la estructura del nanosatélite antes de desplegarse. Los detalles de la estructura de la sonda se listan a continuación y se basan en los utilizados en la misión QuakeSat [Long, M. et al., 2002]:

Especificaciones de la sonda:

Longitud total de la sonda: 0.710 m.

-Seg. 1: Dia: 32 mm., Longitud: 0.35 m.

-Seg. 2: Dia: 25 mm., Longitud: 0.36 m.

Material de la sonda: Aluminio

Masa de la sonda: 0.2536 Kilogramos

Masa total (sensor + sonda): 0.5974 Kilogramos

La sensibilidad del magnetómetro esta en función de la longitud y el número de vueltas del embobinado.

La longitud del magnetómetro será de 30 cm., y un embobinado de 25000 vueltas.

El magnetómetro tiene una sensibilidad teórica o ruido de fondo de 10pT. Dos filtros de banda ancha cubren la gama de frecuencias de 1 a 1000 Hz.

Tasas de muestreo de hasta 2000/seg., se prevé sean colectadas, utilizando para la mayorías de las mediciones el tipo de recolección Banda 1, 10-15Hz @ 500 muestras por segundo.

2.2.2 Sonda langmuir

Irving Langmuir desarrolló un método para definir la temperatura y densidad de los electrones en descargas de plasma por medio de la curva de voltaje de pequeños electrodos adicionales. Este proceso se usa en muchas variaciones para el análisis de plasma en laboratorios terrestres y espaciales.

Un hilo conductor, se introduce dentro de un plasma y se le aplica un potencial eléctrico para producir una corriente de electrones o iones; por su simplicidad es una de las herramientas más útiles para el diagnóstico de plasmas. Estas sondas de Langmuir, a diferencia de otros electrodos que son usados para controlar los plasmas, son pequeñas y bajo condiciones convenientes producen pequeñas perturbaciones locales en el plasma.

La medida del flujo de partículas es esencialmente local y en general la perturbación ocasionada en el plasma no se puede ignorar. Es necesario entonces entender cómo la sonda perturba al plasma localmente y cómo los parámetros del plasma se relacionan con el plasma no perturbado por la sonda. Las perturbaciones de los parámetros del plasma son debidas principalmente a las alteraciones del potencial eléctrico y por lo tanto a las de la densidad de partículas y a las de la energía. La naturaleza de estas perturbaciones depende del potencial de la sonda y de la corriente que fluye por ella. Por tal razón, es necesario medir o determinar la corriente total que fluye por la sonda como una función del potencial de la sonda (Figura 19).

Esta técnica experimental aparentemente simple está asociada con teorías complicadas que son necesarias para explicar el comportamiento corriente-voltaje de estas sondas en un plasma (Figura 20).

Para cumplir con los requerimientos de medición del nanosatélite es necesario que la sonda Langmuir cumpla con las siguientes condiciones:

Medir la densidad de plasma total en el rango de 100 a 5×10^6 partículas/cm³, la temperatura del electrón en el rango de 500 – 3000 °K y el potencial del satélite en el rango de ± 5 V.

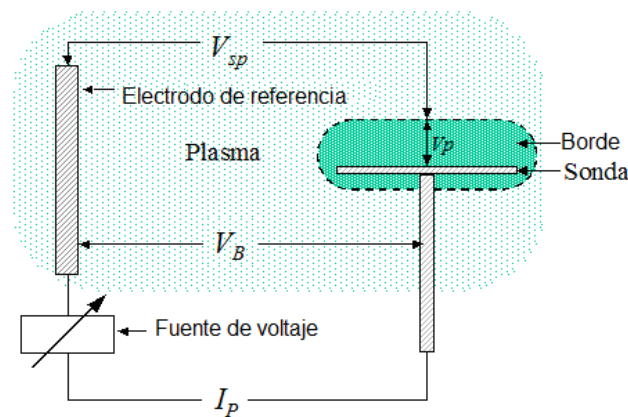


Figura 19. Montaje típico para una medición con sonda Langmuir. [www.sorocaba.unesp.br-gpm-sonda.htm]

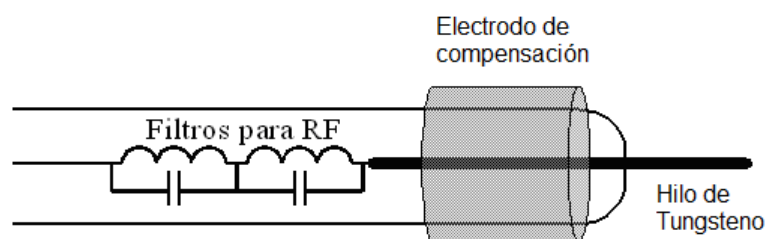


Figura 20. Representación esquemática de una sonda Langmuir. [www.sorocaba.unesp.br-gpm-sonda.htm]

2.2.3 Radioespectrómetro de plasma

Este instrumento funciona como un analizador de radio frecuencias para ruidos de frecuencias altas de origen natural o artificial, en el rango de 100 kHz-15 MHz. De manera complementaria cuenta con una sonda de impedancia para determinar la condición de resonancia del plasma y medir los parámetros de heterogeneidad del mismo. (Figura 21)

El radioespectrómetro de plasma (RSP) cuenta con un receptor superheterodino con pasos (25/50/100 kHz) sintonizador heterodino en el rango (100 kHz-15MHz). El sensor de este instrumento es un dipolo eléctrico de 15 m. de longitud. [De la Rosa, S. Proyecto Kompas-2, 2005]

El rango dinámico del RSP es determinado por el nivel de ruido cósmico, por las radioemisiones debidas a las llamaradas solares de tipo III y IV y por los niveles de emisiones ionosféricas cerca de las frecuencias características del plasma.

El rango de medidas, la resolución del tiempo y la frecuencia, así como la sensibilidad del instrumento de medición son determinadas por la frecuencia del plasma y las características de resonancia de la antena en el plasma terrestre.

La operación del RSP es determinada por el ciclo de medición del analizador de radiofrecuencias y por el ciclo adicional de la antena medidora de impedancia.

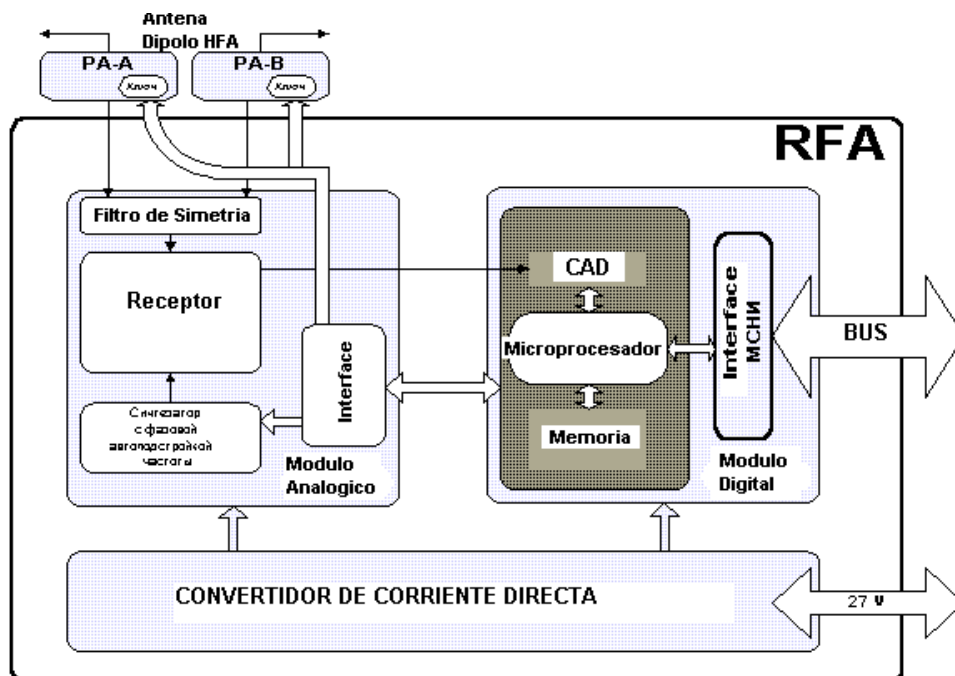


Figura 21. Diagrama de Bloques del Radio Radioespectrómetro de Plasma RSP. (De la Rosa, S. Proyecto Kompas-2. Rusia, 2005)

CAPÍTULO 3

SUBSISTEMA ELÉCTRICO DEL NANOSATÉLITE MEXICANO (NANOSATMEX)

La estructura básica del subsistema eléctrico del nanosatélite está compuesta por:

- Panel Solar, genera energía eléctrica a partir de la radiación solar
- Batería, almacena energía para que sea utilizada cuando el panel solar no genere la potencia suficiente.
- Regulador, regula el estado de carga de la batería, impidiendo tanto una sobrecarga como una descarga excesiva.
- Equipamiento, conjunto de componentes que necesitan energía eléctrica para su funcionamiento.

El subsistema eléctrico utilizado en el nanosatélite esta basado en un sencillo esquema (Figura 22), donde la batería, los paneles solares y el regulador están conectados en paralelo con la carga proveniente de los equipos abordo. Se agrega un diodo con el fin de evitar que la batería se descargue durante los periodos de eclipse.

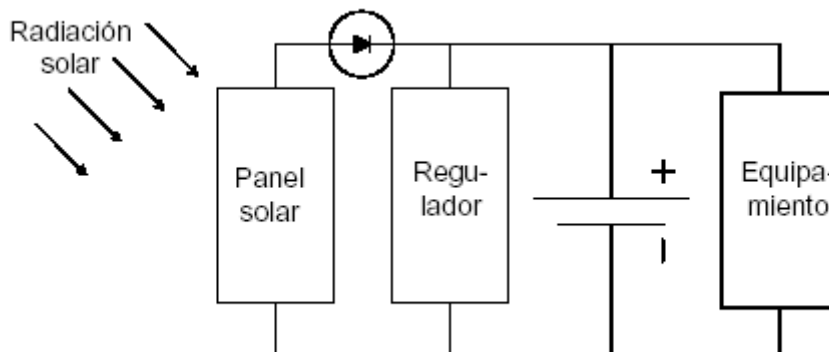


Figura 22. Esquema del subsistema eléctrico del nanosatélite. (Berbeglia, G. et al., 2003)

Consumo eléctrico

El consumo eléctrico de un nanosatélite es variable, dependiendo de la actividad que se esté realizando. Si el nanosatélite no realiza mediciones la potencia requerida por el nanosatélite es un consumo base del equipamiento denominado consumo de plataforma. Cuando el nanosatélite desea realizar una medición se debe encender la antena. La utilización de la antena es la actividad de mayor consumo del satélite. En el caso de la observación a derecha, el satélite debe rotar hasta la posición adecuada antes de encender la antena, y retomar a la posición nominal luego de finalizada la observación. Además existe un consumo mínimo de emergencia en caso de que la batería se haya descargado más de lo aceptado.

A continuación detallamos los aspectos más importantes del panel solar, la batería y el regulador.

Panel Solar

La celda solar es la pieza fundamental para la construcción del panel. Estas celdas están especialmente diseñadas para el uso espacial y son las que poseen la mayor eficiencia de generación de energía eléctrica, aproximadamente 27,5%.

Uno de los parámetros más importantes en la selección y utilización de una celda solar esta en función de la cantidad de corriente que circula en ella en función del voltaje aplicado, como consecuencia de la intensidad de radiación incidente en la celda y de la temperatura de operación. Por tal motivo se muestra la curva de relación de I-V típica para una celda solar (Figura 23).

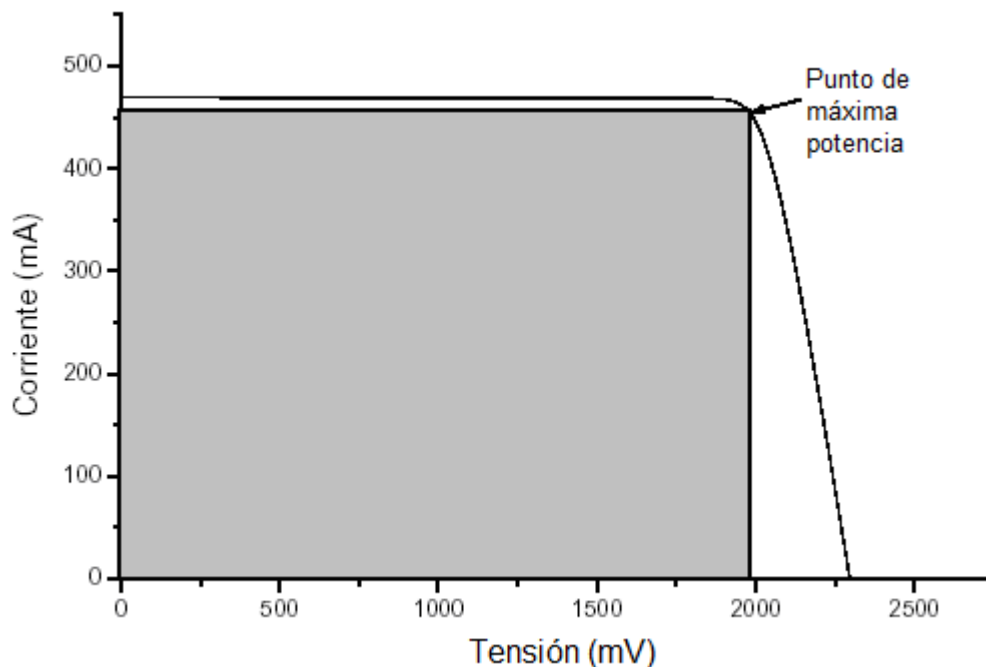


Figura 23. Curva I-V de una celda solar y punto de máxima potencia. (Berbeglia, G. et al., 2003)

Para obtener la máxima capacidad de generación de una celda solar es necesario encontrar el punto (v_0, i_0) en la curva I-V de tal forma que la potencia sea máxima debido al producto de la corriente por el voltaje.

El punto que satisface esta propiedad se le llama punto de máxima potencia (PMP). Para hacer un uso eficiente de las celdas solares, la tensión a la cual trabaja el sistema eléctrico deberá estar lo más cercana posible al voltaje de este punto, en la zona donde la corriente es prácticamente constante.

Otros puntos importantes de esta curva son las intersecciones con los ejes. El punto en el que la curva corta al eje de tensión se denomina voltaje de circuito abierto (V_{CA}), y representa la máxima diferencia de potencial que puede generar la celda solar. Por otro lado, el punto sobre el eje de corriente se le

llama corriente de corto circuito (I_{CC}), es decir la máxima corriente que se puede obtener.

Al conectar dos celdas solares en serie, la tensión total resultante es igual a la suma de las tensiones de cada una de ellas mientras que la corriente es la misma para ambas.

Si deseamos sumar dos curvas en serie, consideramos la suma de los puntos para una corriente fija (Figura 24).

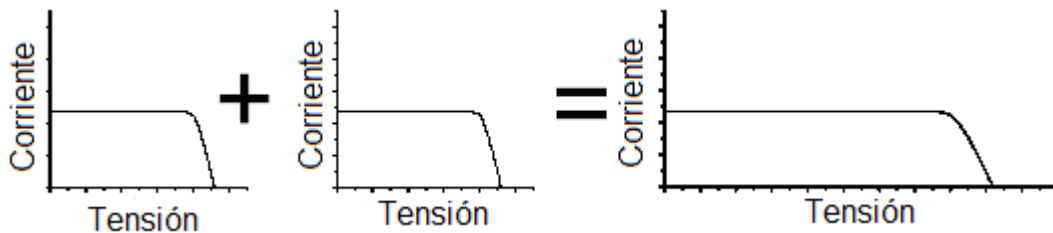


Figura 24. Suma de curvas I-V en serie. (Berbeglia, G. et al., 2003)

En cambio, si deseamos sumar dos curvas en paralelo, consideramos la suma de los puntos para una tensión fija (Figura 25).

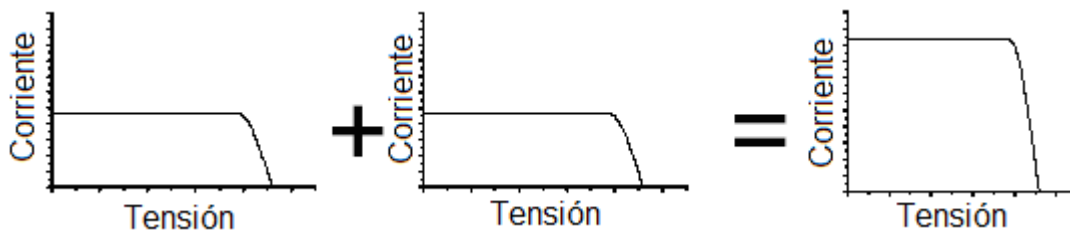


Figura 25. Suma de curvas I-V en paralelo. (Berbeglia, G. et al., 2003)

Generación de energía eléctrica

La generación de energía eléctrica del panel solar no permanecerá constante sino que variará por distintos motivos. La necesidad de conocer a priori como será esta variación hace que se deban tener en cuenta todos los factores que influyen en este cambio para luego, mediante un modelo, poder predecir la generación del panel solar del nanosatélite en órbita.

A continuación se expondrán los factores más relevantes que afectan a la generación eléctrica y se detallará cómo estos deben ser tomados en cuenta.

Eclipse

Como se ha mencionado anteriormente, durante aproximadamente 3 meses por año, el nanosatélite recorrerá una órbita en la que pase algunos minutos de eclipse. Durante estos minutos el panel solar no generará energía eléctrica y es necesario considerar como varía la duración de los eclipses a lo largo del año.

Inclinación Angular

La inclinación angular del panel solar respecto de los rayos incidentes del Sol cambiará considerablemente a lo largo del año.

Estos cambios causarán un fuerte impacto en la energía eléctrica generada ya que mientras mayor sea el ángulo de incidencia, menor será la producción eléctrica del panel.

La variación del ángulo de incidencia se puede determinar de acuerdo con dos procesos. El primero se debe a la alteración del ángulo de incidencia nominal del satélite a lo largo del año, debido a la naturaleza de la órbita. El segundo proceso que modifica la inclinación se debe a las maniobras de reacción debidas a la alineación de los imanes con respecto al campo magnético terrestre.

Distancia al Sol

El cambio en la distancia Tierra-Sol modifica la energía eléctrica generada por las celdas solares. Si bien esta variación no supera 3% a lo largo del año, es necesaria tenerla en cuenta para una mejor estimación.

Temperatura

Otro factor que altera la curva I-V de las celdas solares es la temperatura de operación. Durante la órbita, mientras el satélite no esté en eclipse, la temperatura se mantendrá aproximadamente a 70°C.

Degradación de las celdas solares

Durante la vida del satélite, las celdas solares sufren degradación debido al daño por radiación, esencialmente producido por el bombardeo de partículas cargadas como electrones y protones. Esta degradación se ve reflejada en la disminución de los parámetros eléctricos de las celdas y en consecuencia en su curva I-V.

Modelo eléctrico

Un modelo de una celda solar consiste en un circuito eléctrico que reproduce el comportamiento de una celda. A este modelo también se le suele llamar circuito equivalente y la curva I-V queda determinada por la Ecuación (1). [Berbeglia, G. et al., 2003]

$$I = I_L - I_0 \exp \left[\frac{q \cdot (V + I \cdot R_s)}{a \cdot k \cdot T} \right] - \frac{V + I \cdot R_s}{R_p} \quad (1)$$

Donde:

I_L es la corriente foto generada, R_s es la resistencia serie, el término exponencial corresponde a la ecuación que describe el diodo y el último término representa a la corriente que circula por la resistencia paralela (R_p).

El modelo eléctrico del panel solar consiste en la suma en serie y en paralelo de celdas solares. Si consideramos que todas las celdas son iguales, se puede demostrar que el panel se representa con el modelo estándar de una celda (Figura 26) es decir, se puede considerar como otra celda solar, redefiniendo la corriente foto generada, las características del diodo y las resistencias. En caso de que las celdas no sean iguales sino similares, la Ecuación 1 representa una buena aproximación.

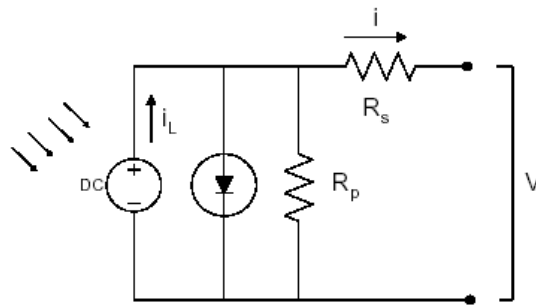


Figura 26. Modelo eléctrico de una celda solar

Batería

La batería almacena energía para luego proveerla durante un eclipse y siempre que la potencia requerida por el equipamiento sobrepase a la tasa de generación del panel solar. La carga de la batería se realizará acumulando el excedente de energía generada por el panel cuando esté iluminado.

Para que el sistema batería-panel solar sea adecuado y estable, deberán cumplirse necesariamente las siguientes condiciones:

1. La batería debe tener la capacidad de proveer la potencia máxima del nanosatélite en la condición de máximo consumo.
2. El panel debe entregar una potencia promedio superior a la potencia media de consumo del nanosatélite. Además, debe proveer la tensión apropiada para que la batería se cargue.

Una batería esta compuesta por una serie de celdas. Estas pueden ser de diferentes tipos, por ejemplo níquel-hidrógeno, níquel-cadmio, litio-ión, etc.

La batería fija la tensión de trabajo del sistema. Esta tensión depende, entre otros factores, del estado de carga de la batería y de la corriente que recibe o entrega. En particular, la tensión varía considerablemente para estados de carga bajos y de plena carga, y cuando la batería pasa de carga a descarga o viceversa.

Para medir la capacidad de la batería se utiliza la unidad Ampere-hora (Ah). Esta es una unidad que nos brinda información acerca de cuanta corriente es capaz de entregar la batería en un determinado tiempo. Bajo una corriente y una temperatura determinada, una batería puede caracterizarse con una curva que expresa cuál es la tensión dependiendo del estado de carga.

Regulador

El regulador es un componente electrónico cuyo objetivo es evitar la sobrecarga o descarga profunda de la batería. Para ello, determina a partir de la medición de la tensión el estado de carga de la batería y define la conexión o desconexión de módulos del panel solar.

Para medir el estado de carga, el regulador mide la tensión que la batería entrega. Esta tensión correspondiente a cada estado de carga depende de la temperatura y la corriente actual de la batería. Por esta razón no existe un único valor de desconexión sino que habrá un valor asociado a cada curva de carga y descarga de la batería.

Si la batería se está cargando y se atraviesa un determinado umbral, muy cercano al 100% de la carga, el regulador desconecta un módulo del panel y como consecuencia disminuirá la tasa de carga de la batería.

Si luego de haber desconectado un módulo, la batería se comienza a descargar y cae debajo de un límite, el regulador conectará el módulo desconectado anteriormente. Para evitar oscilaciones, este último límite es menor que el valor de desconexión.

Por otro lado, si la tensión de la batería cae por debajo del mínimo aceptable, el nanosatélite pasará a un estado de emergencia. En este estado, los requerimientos de potencia serán mínimos, por lo que el consumo eléctrico disminuirá considerablemente.

El objetivo del estado de emergencia es evitar la descarga profunda, brindándole tiempo para recuperar el estado de carga adecuado. Para salir del estado de emergencia, la batería debe superar una tensión que garantice un estado de carga de la batería aceptable.

Nuevamente, para evitar una oscilación, la tensión requerida para salir del estado de emergencia es mayor que la tensión para su entrada a dicho estado.

En la Figura 27 se muestra un ejemplo de una curva de batería con los valores de tensión del regulador. [Berbeglia, G. et al., 2003]

Se observa en la gráfica cuando el regulador desconecta uno de los módulos del panel solar cuando la batería llega a un estado de carga del 96% (1,5V). Este módulo es reconectado cuando la carga de la batería cae por debajo del 90% (1,4V).

En la segunda figura, se observa que el estado de emergencia se activa cuando la batería disminuye más allá del 57% (1,3V). El estado normal de funcionamiento se recupera cuando la batería vuelve a tener el 78% de la carga (1,35V).

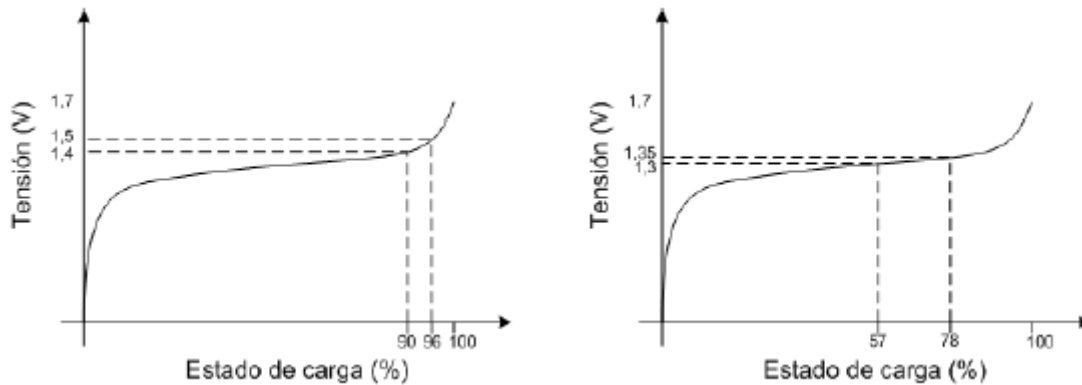


Figura 27. A la izquierda se muestran los puntos de desconexión y reconexión de módulos. A la derecha, los puntos de conexión de estado de emergencia y el punto de regreso al estado normal. (Berbeglia, G. et al., 2003)

3.1 Propuesta de subsistema eléctrico

El subsistema de potencia del nanosatélite está conformado por cuatro módulos diferentes: generación de energía, regulación de potencia, almacenamiento de energía y distribución de potencia. Este subsistema permitirá al nanosatélite generar la energía eléctrica requerida para operar sus equipos eléctricos.

3.1.1 Generación de energía

El subsistema de potencia generará su energía a partir de 12 paneles solares conectados en paralelo [Vicente, E., et al. 2005].

Cuatro de estos paneles están localizados en el cuerpo del satélite y cuatro de ellos son paneles de doble cara ubicados en alas desplegadas. Esta configuración le permitirá al nanosatélite generar suficiente potencia eléctrica junto con los requerimientos de estabilización. Esta distribución de paneles solares esta suficientemente comprobada por la Universidad de Stanford en la misión QuakeSat.

Cada panel solar contiene accesibles celdas solares de Arseniuro de Galio (GaAs) con cubierta de vidrio especialmente desarrollado para la industria espacial. Las celdas son de 20 X 25 mm., un espesor de 0.204 mm. y son construidas por Laboratorios Boreal Ltd, obtenidas como restos de compañías que fabrican paneles solares para los satélites comerciales. Su salida eléctrica es de 100 mA/cm², a 0.5 V. Entonces, los 5 cm² de celdas solares elegidas presentan una corriente de salida de 500 mA y una salida de voltaje de 0.5 V.

El voltaje de salida de la celda es actualmente muy sensible a la temperatura a la cual este funcionando la celda. En general, las celdas solares y las cadenas en serie reportan una perdida alrededor de 0.24% de voltaje para cada 1°C de incremento en la temperatura de operación.

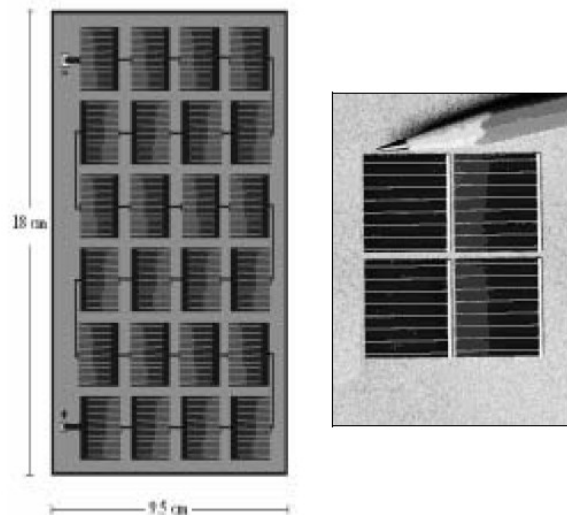


Figura 28. Esquema del arreglo solar del nanosatélite compuesto de 24 celdas colocadas en serie y la fotografía de una celda a utilizar. (Vicente, E. et al., 2005)

La Figura 28 muestra como un panel es visto con un grupo de celdas solares montadas en la superficie. También la figura 28 presenta la imagen de una celda solar que se empleará. Cada panel contiene 24 celdas, con una superficie de 20x25 mm., y están colocadas en un arreglo de cadena simple. De esta forma, el voltaje de salida no regulado para cada panel solar será de $24 \times 0.5 \text{ V} = 12 \text{ V} @ 500 \text{ mA}$, lo que significa una potencia de 6 Watts. [Vicente, E. et al., 2005]

Para prevenir una pérdida de energía, en el caso de que una serie de celdas solares estuviese en corto, cada panel será conectado a un diodo. El diodo también previene contra una carga invertida, en el instante, cuando el panel solar este intentando ser cargado por la batería cuando el satélite entre en un eclipse, o en el caso de que una cadena tenga un menor voltaje de salida que las otras cadenas.

Considerando una condición desfavorable donde la luz solar solo ilumine 2 de los 12 paneles solares, la energía promedio obtenida será de 12 Watts, a 12 V. y 500mA. De forma similar, considerando un caso optimista donde la luz solar ilumine arriba de 4 paneles solares al mismo tiempo, la expectativa de potencia máxima del nanosatélite será de 24 Watts @ 12 V. y 500 mA.

3.1.2 Almacenamiento de energía

La energía proveniente de los paneles solares será almacenada en 4 baterías de Li+, conectadas en un arreglo de dos cadenas paralelas, cada una conformada por dos baterías en serie. Las baterías a utilizar son las Tadiran de litio+ tamaño AA, modelo TLM-1550HP, (las cuales se han utilizado con éxito en distintas misiones nanosatelitales como en el caso del QuakeSat), con una capacidad de 5 A de corriente continua a 4 V., una capacidad de descarga de 550 mAh, y un rango de temperatura de operación de -40°C a 85°C .

El voltaje de la batería podrá variar dependiendo de las condiciones de carga de la batería. Que va desde 3.36 Volts @ 80% de condición descarga a 4.2 Volts por batería, a una condición de carga total. El 80% de condición de

descarga es considerado como el nivel mínimo de potencia. Más allá de este punto se pondría al nanosatélite en riesgo de no poder recargarse a si mismo. Los paneles solares deberán producir un promedio de 12 Watts de potencia. Dado que la capacidad de la batería es de 550 mAh no habrá peligro de sobrecargar las baterías. (Figura 29).



Figura 29. Baterías de Li+ Tadiran TLM1550HP AA

Paquete de baterías

Las baterías estarán colocadas en un empaque compuesto por una caja individual. Esta caja de almacenamiento de baterías esta hecha por General Electric, el modelo es RTV566, y provee un adecuado espacio térmico para garantizar la temperatura apropiada de operación. Esta caja tendrá sensores de temperatura para monitorear la temperatura de las baterías.

3.1.3 Carga de batería

Para el control de carga de las baterías se utilizará el dispositivo MAX1873, el cual permite cargar 2 baterías al mismo tiempo. Esto quiere decir que hay 2 MAX1873 para controlar la carga de las 4 baterías.

Se utilizara el circuito de carga de batería propuesto por [Vicente, E., et al. 2005], el cual se basa en el esquema propuesto en la hoja de datos del MAX1873 (Figura 30), pero modificado dadas las características de la fuente de energía (arreglo de paneles solares) que esta calculado para 12V y 0.5 A para el mejor de los casos de operación.

Las modificaciones más importantes son el valor de la inductancia L1, la resistencia del sensor de corriente de la batería R_{csb} , y el interruptor MOSFET P-canal. Para la selección de la R_{csb} se consideró que I_{cgh} toma su máximo valor, el cuál en nuestro caso es de 0.5 A. La siguiente ecuación fue utilizada para el cálculo de la R_{csb} :

$$R_{csb} = 0.2 \text{ V} / I_{cgh} = 0.4 \Omega$$

El valor de la inductancia debe ser seleccionada para obtener una corriente de rizo razonable. Cuanto mayor sea la inductancia, menor será la corriente de rizo. Típicamente una inductancia se escoge con una corriente de rizo entre 30% al 50% del promedio de la corriente de carga de CD.

La siguiente ecuación fue usada para el cálculo de la inductancia:

$$L = [V_{BATT}(V_{DCIN(MAX)} - V_{BATT})] / (V_{DCIN(MAX)} \times f_{SW} \times I_{CGH} \times LIR)$$

Donde: LIR = proporción de la corriente de rizo, en nuestro caso 50%

$$V_{DCIN(MAX)} = 12 \text{ V}$$

$$V_{BATT} = 8.4 \text{ V}$$

f_{SW} = frecuencia de interrupción, nominalmente 300 kHz.

Para este caso se obtuvo $L = 38.04 \mu\text{H}$, por lo tanto, una inductancia comercial de $35 \mu\text{H}$ cubre este requisito. De esta forma, el interruptor MOSFET debe ser seleccionado de forma eficiente para satisfacer las necesidades de disipación de energía del circuito de carga. El peor de los casos debido a la disipación de calor estará sobre la resistencia (P_R) y ocurre en el ciclo de trabajo máximo, en donde las condiciones de operación son: mínimo voltaje de la fuente y máximo voltaje de la batería. Esto puede ser aproximado por la siguiente ecuación:

$$P_R = (V_{BATT(MAX)} / V_{DCIN(MIN)}) \times R_{DS(ON)} \times I_{CHG}^2$$

Para la elección del MOSFET IRFR9014, $R_{DON} = 500 \text{ m}\Omega$, entonces $P_R = 116.66 \text{ mW}$. Esta disipación de potencia es mínima para el IRFR9014 considerando su capacidad de potencia máxima de 25 W .

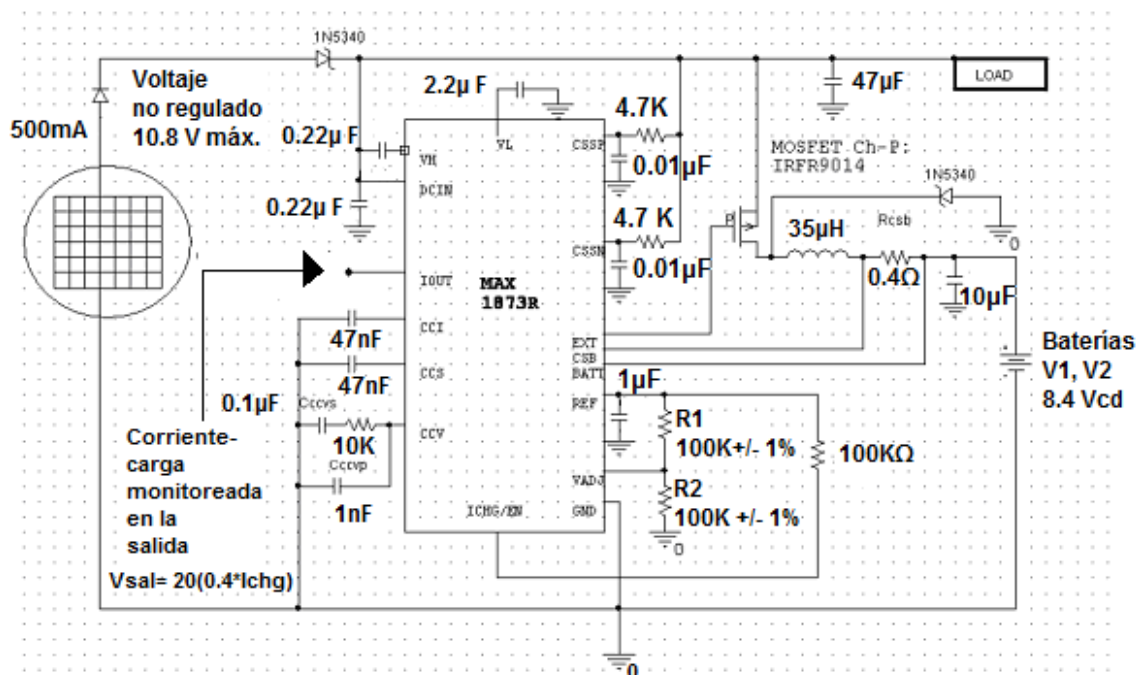


Figura 30. Diagrama de carga de batería. El MAX1873 puede cargar 2 baterías de Li+ @ 4.2 V., por lo tanto la corriente de carga máxima es limitada a 500 mA. (Vicente, E. et al., 2005)

La potencia de CD no regulada será suministrada al subsistema de comunicaciones. Esto supone la conexión directa de las terminales de entrada del regulador de carga a las terminales de entrada de potencia del subsistema de comunicaciones. El nivel de tensión no regulada variara en función de la condición de carga de la batería.

3.1.4 Regulación y distribución de energía

Regulación

Los requerimientos de voltaje regulado serán de +5V y -5V. Se usarán para la computadora de vuelo, los sensores, la carga útil (magnetómetro).

De esta forma, el circuito de bajo costo DFC6U5S5 fue seleccionado para la regulación de potencia ya que ha sido utilizado con éxito por [Vicente, E., et al. 2005], el 77% de eficiencia del DFC6U5S5 puede proporcionar un voltaje regulado arriba de los 6 watts de potencia de salida, lo cual indica más de 1A., de corriente de salida disponible.

Esta corriente es suficiente para los requerimientos del equipamiento. En suma, este dispositivo acepta un amplio rango de voltaje de entrada de 3.5 a 16 Volts permitiendo la operación de las baterías.

Además, esta salida está eléctricamente aislada, lo que permite que la salida de voltaje sea configurada como negativa o positiva.

Además, su aislamiento y filtrado en la salida permite el uso en circuitos de bajo ruido. Por lo tanto, este dispositivo permitirá obtener los +5V y -5V de potencia suministrada por la fuente requeridos por el nanosatélite. Además, algunos de ellos pueden ser utilizados en caso de que las cargas del nanosatélite demanden más corriente que la suministrada por el dispositivo.

Distribución

Una vez que el voltaje regulado requerido esté disponible, este tiene que ser controlado directamente por la computadora de vuelo de acuerdo con las necesidades de la misión del nanosatélite especificadas en tierra.

En otras palabras, la computadora de vuelo debe ser capaz de encender o apagar cualquier equipo del nanosatélite para llevar a cabo tareas específicas. Para lograr este plan de distribución de energía se empleará un circuito MOSFET IRFF130 de Internacional Rectifier Co. El cual tiene una capacidad de manejo de 8 Amperes, 100 V, 0,18 Ω y ha sido propuesto para su uso por [Vicente, E., et al. 2005].

Este dispositivo manejará cualquiera de las cargas sin problema. Sin embargo, para varios de ellos será necesario el control de cada uno de los módulos de control por satélite (transmisor de comunicaciones, sensores, actuadores y la carga útil).

Sensor de temperatura

El sensor de temperatura DS18S20Z de un solo hilo será usado a bordo. De acuerdo a la experiencia en otros proyectos [Vicente, E., et al. 2005] y en otros satélites, se considera este sensor ya que ha sido probado y opera en un rango de temperaturas de -55 a +125 grados centígrados, con una resolución de 9 bits. Cada tarjeta de circuito impreso incluye 6 sensores de temperatura, los cuales deberán aportar información suficiente para conocer el comportamiento térmico del nanosatélite.

Las mediciones de voltaje también serán realizadas por el circuito integrado DS2450 de un solo hilo, convertidor analógico digital, el cuál contiene 4 canales de 16 bits.

También se empleará un sensor de corriente analógico MAX472 (Figura 31), junto con un DS2450 que es un convertidor analógico digital.

El voltaje de salida del MAX472 es directamente proporcional a la medición de corriente y la ecuación para la corriente de salida para una aplicación típica del circuito esta dada por:

$$V_{SAL} = \frac{R_{SENSOR} \times R_{SAL} \times I_{CARGA}}{R_G}$$

Donde R_{SENSOR} necesita ser seleccionado de manera que se obtenga una caída de voltaje mínimo asociada a la corriente máxima a censar.

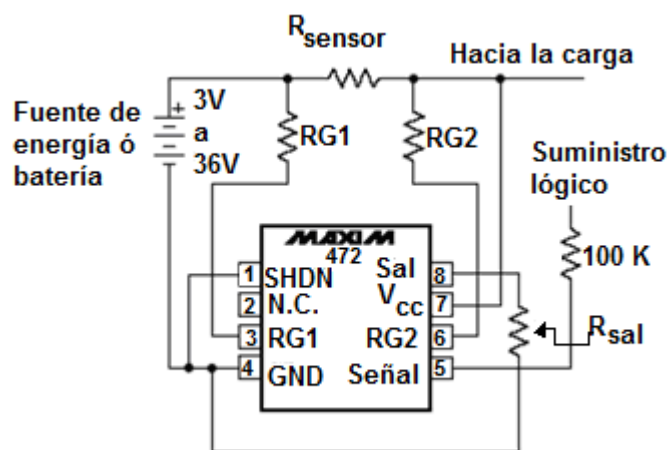


Figura 31. Sensor de corriente para el nanosatélite. (Vicente, E. et al., 2005)

CAPÍTULO 4

SUBSISTEMA DE ORIENTACIÓN DEL NANOSATMEX

El objetivo de un satélite es el de recibir y transmitir señales radioeléctricas hacia la tierra a través de un subsistema de antenas, que por supuesto deben estar permanentemente orientadas hacia la zona geográfica de recepción de servicio. Para que tal situación se logre, es necesario mantener estable la orientación de la estructura del satélite con respecto a la superficie de la Tierra, lo cuál se obtiene mediante las técnicas de estabilización por giro, estabilización triaxial y en el caso de pequeños satélites estabilización magnética pasiva.

Con la técnica de estabilización por giro, una parte del satélite – o en algunos casos toda su estructura – gira para conservar el equilibrio del conjunto, al mismo tiempo que las antenas permanecen orientadas hacia la tierra. En los primeros satélites que utilizaron antenas de haces direccionales, éstas se hacían girar en sentido contrario a la rotación del cuerpo cilíndrico del satélite, de tal forma que en realidad no se movían con relación a la superficie terrestre. Sin embargo, esta solución perdió practicabilidad al ir evolucionando las generaciones de satélites, y hoy sólo una parte de su cuerpo gira mientras que el resto de la estructura –que incluye a las antenas- se mantiene fijo; la unión entre la sección que gira y la que no gira es un mecanismo de rodamiento y transferencia de energía eléctrica con muy poca fricción. El satélite, al girar sobre su eje, se vuelve menos vulnerable a las fuerzas perturbadoras del espacio.

Los satélites con estabilización triaxial no giran, y aparentemente permanecen estáticos con sus largos paneles solares extendidos en el vacío y sus antenas apuntando hacia la tierra. En estos casos, la estabilización de la estructura del satélite se conserva mediante volantes giratorios que van colocados en su interior, sobre cada uno de los tres ejes utilizados como referencia para definir la orientación del satélite hacia la superficie terrestre.

Por lo que se refiere a la determinación de la orientación del cuerpo del satélite con relación a la superficie terrestre, se puede utilizar para ello una variedad de sensores, de los cuales los más comunes son los de Sol, de Tierra y de radiofrecuencia (RF). También existen sensores estelares, que son muy precisos, pero más pesados que los anteriores, y generalmente se evitan.

Los sensores solares son dispositivos fotovoltaicos en los que se produce una corriente eléctrica cuya magnitud depende de la dirección de la radiación solar sobre ellos. Por lo tanto, si de alguna forma se conoce la cantidad de corriente generada, es posible relacionarla con la dirección en la que se encuentra el Sol; es decir, se mide un ángulo entre la dirección en la que se halla el Sol y uno de los ejes del cuerpo del satélite.

Estos sensores son particularmente útiles durante la colocación del satélite en órbita, ya que durante una parte de la misión no es posible usar a la tierra como referencia.

Los sensores de Tierra miden la radiación infrarroja emitida por el planeta, utilizando un dispositivo sensible al calor, como un bolómetro o una termopila. La cantidad de calor que reciben estos dispositivos depende de su orientación con relación a la superficie de la Tierra, y si el satélite cambia su orientación, los sensores van detectando esas variaciones; cuando los sensores están “observando” los bordes del horizonte terrestre, es decir, el contorno del planeta, se da un cambio muy brusco, pues el espacio que lo rodea se comporta como un medio sumamente frío en el infrarrojo y el nivel del calor detectado tiende a cero.

Todas las mediciones anteriores se deben hacer con la mayor precisión posible y que el diseño y fabricación de los sensores implica una tecnología muy avanzada. El diseño es más sencillo para los satélites estabilizados por giro, pero se complica para los satélites triaxiales, ya que éstos no se mueven regularmente con relación a la Tierra, y sus sensores tienen que hacer su propio barrido.

En las nuevas generaciones de satélites se emplean sensores de radiofrecuencia (RF) que detectan y miden las características de radiofaros o señales radioeléctricas transmitidas desde una estación terrena mejorando la precisión ofrecida por los sensores de tierra y solares.

Estos nuevos sensores determinan con gran precisión la diferencia angular que hay entre el eje principal de radiación de la antena del satélite y la línea o trayectoria de las ondas de radio del radiofaro o haz piloto.

El procedimiento de corrección de la posición y orientación del satélite se basa en comparar los resultados de las mediciones de los sensores con ciertos valores de referencia considerados como correctos, calcular a continuación las correcciones que deben hacerse para reducir esos errores o diferencias, y finalmente llevarlas a cabo mediante la operación de algún actuador o conjunto de actuadores montados en el satélite; el flujo de la información correspondiente se realiza por el subsistema de rastreo, telemetría y comando, pero una buena parte del procesamiento y generación de acciones correctivas se lleva a cabo por una computadora a bordo.

Entre otros tipos de actuadores, además de los volantes estabilizadores o giróscopos, cuya velocidad de rotación se puede cambiar para producir un par de corrección, hay bobinas que generan un momento magnético mediante una corriente eléctrica cuando ésta interactúa con el campo magnético de la Tierra, produciéndose así el par deseado de corrección; en estos casos, sin embargo, la magnitud que se puede obtener en los pares generados de corrección es pequeña, y, por consiguiente, tales dispositivos sólo son empleados para efectuar pequeñas correcciones. Los que proporcionan niveles importantes en la magnitud de los pares necesarios de corrección (para correcciones grandes) o descarga de los volantes estabilizadores, son los propulsores.

4.1 Control de orientación pasivo

Debido al tamaño del nanosatélite, se diseña un sistema pasivo conformado por imanes y barras de histéresis, que busca orientar al satélite con las líneas de campo magnético de la tierra, en lugar de los sistemas de micro propulsores que utilizan los satélites más grandes.

El sistema está compuesto por barras de Histéresis magnéticas e imanes, y para el diseño se creó un modelo analítico que primero permite entender el fenómeno. El modelo es de naturaleza aproximada [Ovchinnikov, M., et al., 2000] y por esta razón depende de pocos parámetros, los cuales pueden ser modificados para que el satélite se estabilice en cuestión de minutos después de ser expulsado por el cohete y después de cada paso por los polos magnéticos de la tierra.

Imanes permanentes son usados para el control de orientación para mantener el magnetómetro de ultra bajas frecuencias (ELF) alineado cerca del campo magnético terrestre. El nanosatélite usa 4 imanes ALNICO 8HE que miden 6.35X6.35X102 mm. de largo. Cada imán pesa 0.224 Kg. Imanes permanentes se han utilizado para el control pasivo de otras naves espaciales de aficionados [Ovchinnikov, M., et al., 2000] y [Long M., et al., 2002]. Los imanes ALNICO 8HE fueron elegidos debido a su mayor resistencia a la desmagnetización (Figura 32).



Figura 32. Imanes ALNICO 8HE

Los 4 imanes están localizados en la parte interior del nanosatélite (Figura 33).

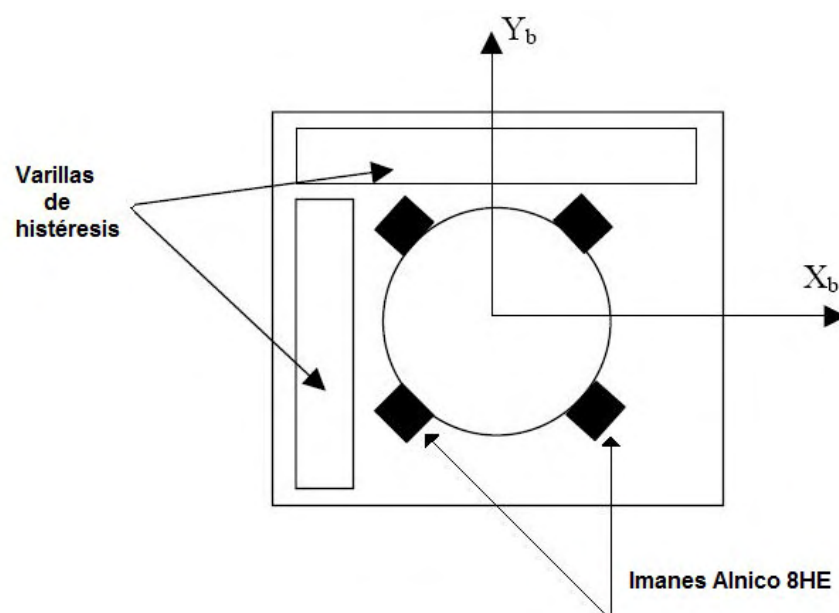


Figura 33. Ubicación de los imanes y las barras de histéresis. (Long, M. et al., 2002)

Al alinear los imanes a lo largo del eje de la sonda, el nanosatélite volará casi paralelo a las líneas de campo magnético ya que rota dos veces por órbita en torno a un eje perpendicular al eje de la sonda (+ Zb).

La sonda estará apuntando al Nadir sobre el Polo Norte y apuntará al cenit sobre el Polo Sur.

Debido a las fluctuaciones que se presentan al bajar más en los polos, y con la premisa de minimizarlas, se utilizan dos varillas de histéresis hechas de una aleación de alta permeabilidad Carpenter 49 [Long M., et al., 2002], las cuales serán montadas en el cuerpo del satélite a lo largo de los ejes +Xb y + Yb para amortiguación (Figura 34).



Figura 34. Varillas de histéresis de alta permeabilidad Carpenter 49™

El momento dipolo producido por los imanes 8HE puede calcularse a partir de la siguiente ecuación:

$$d_m = \frac{B_r V_m}{\mu_o} \quad \text{Ecuación 1}$$

Donde:

μ_o =permeabilidad magnética en el vacío $1.257 \times 10^{-6} \text{ N-A}^2$

B_r =inductancia residual del material magnético (Tesla)

V_m = volumen de la barra magnética (imán)

En el análisis del momento dipolo se obtiene un valor de $d_m = 2.933 \text{ A-m}^2$ para los imanes 8HE, [Ovchinnikov, M., et al., 2000]. El valor de restitución producido por el torque de los imanes se encuentra por:

$$T_{\text{restitución}} = d_m B \sin(\theta_m)$$

Ecuación 2

$$B = \frac{2M}{R^3}$$

Donde d_m es el valor de la ecuación 1 y,

B = campo magnético tomado del modelo de referencia 6 (4.95×10^{-5} Teslas a una altura de 650 km.)

M = Momento magnético de la tierra, $7.96 \times 10^{15} \text{ Tesla-m}^3$

R = Radio del centro del dipolo al s/c (m)

θ_m =ángulo formado entre el momento del dipolo con respecto al campo magnético de la tierra.

Usando la Ecuación 2 y asumiendo que $\theta_m = 10^\circ$, el valor de restauración de torque para uno de los imanes 8HE es $2.33 \times 10^{-5} \text{ N-m}$, Que es el mismo orden de magnitud que el del campo magnético.

Usando la ecuación de [Ovchinnikov, 2000] para pares de torsión de perturbación ambiental, se constató que para el peor de los casos la magnitud del par de perturbación será:

Torque aerodinámico: $\approx 1.1 \times 10^{-8}$ N-m

Gradiente gravitacional: $\approx 5.1 \times 10^{-8}$ N-m

Presión de radiación solar: $\approx 2.6 \times 10^{-8}$ N-m

Al comparar los valores de par de restauración de los imanes 8HE, se puede observar que el control de torque magnético pueden superar los disturbios en órbita.

Las mediciones de corriente del arreglo solar se utilizarán para determinar la orientación con respecto al sol [White, J. 1990]. El nanosatélite no puede determinar la orientación con respecto a la tierra ya que no tiene instrumentos para determinar esta orientación abordo.

Sin embargo, debido a los cambios casi instantáneos en la corriente en los paneles solares en función del ángulo del sol sobre el panel solar, el ángulo de incidencia de al menos dos paneles se puede calcular cada vez que se muestrea la telemetría.

Determinar el ángulo de incidencia para diversos paneles nos permitirá tener una idea de hacia donde esta apuntando el nanosatélite con respecto a la tierra y el sol. Como se presenta en [White, J. 1990], la ecuación para el ángulo de incidencia es la siguiente:

$$\theta = 90^\circ - a \cos (I_{act} / I_{max}) \quad \text{Ecuación 3}$$

Donde θ es el ángulo incidente, I_{act} es el valor de la corriente actual e I_{max} es la corriente máxima que el panel es capaz de producir. La discusión en [White, J. 1990] también indica que la Ecuación 3 es exacta a un ángulo solar mayor de 15° . Las mediciones de orientación serán usadas para determinar que tan cerca el sensor de frecuencias extra bajas (ELF) esta alineado al campo magnético de la tierra y cuantas de estas señales de muy baja frecuencia se puede medir. Cuando la antena esta horizontal, la salida es máxima, y cuando esta vertical, la salida es cero, con referencia al vector de onda de muy baja frecuencia.

El sensor de frecuencias extremadamente bajas no puede experimentar una tasa de giro superior a 1 grado/segundo antes de introducirse ruidos que interfieran con los datos magnéticos.

Examinando las corrientes de los paneles solares en el tiempo y midiendo el tiempo entre los picos de las corrientes se determinará la tasa de giro. La medición de la tasa de giro también ayudará a decidir si los datos de muy baja frecuencia (ELF) son de buena calidad.

CAPÍTULO 5

SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL NANOSATMEX

El objetivo fundamental de un sistema de comunicaciones electrónico, es transferir información de un lugar a otro. Por consiguiente, se puede decir que las comunicaciones electrónicas son la transmisión, recepción y procesamiento de información entre dos o más lugares, mediante circuitos electrónicos. La fuente original de información puede estar en forma analógica (continua), como por ejemplo la voz humana o la música, o en forma digital (discreta), como por ejemplo los números codificados binariamente o los códigos alfanuméricos. Sin embargo, todas las formas de información se deben convertir a energía electromagnética antes de ser propagadas a través de un sistema electrónico de comunicaciones. En la Figura 35 se muestra un diagrama de bloques simplificado de un sistema electrónico de comunicaciones, que comprende un transmisor, un medio de transmisión y un receptor.

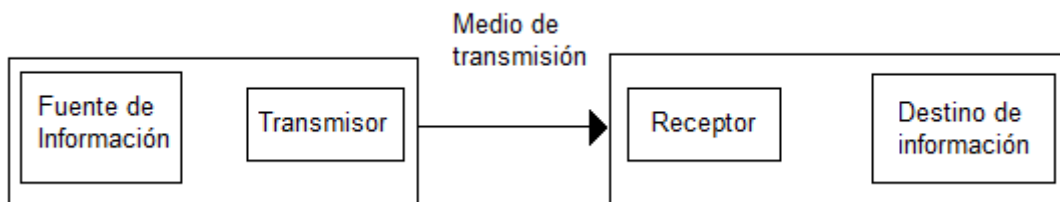


Figura 35. Diagrama simplificado de bloques de un sistema de comunicaciones electrónicas

Un transmisor es un conjunto de uno o más dispositivos o circuitos electrónicos que convierte la información de la fuente original en una señal que se presta más a su transmisión a través de determinado medio de transmisión. El medio de transmisión transporta las señales desde el transmisor hasta el receptor, y puede ser tan sencillo como un par de conductores de cobre que propaguen las señales en forma de flujo de corriente eléctrica. También se puede convertir la información a ondas electromagnéticas luminosas, propagarlas a través de cables de fibra óptica hechas de vidrio o de plástico, o bien se puede usar el espacio libre para transmitir ondas electromagnéticas de radio, a grandes distancias o sobre terreno donde sea difícil o costoso instalar un cable físico. Un receptor es un conjunto de dispositivos y circuitos electrónicos que acepta del medio de transmisión las señales propagadas y las convierte a su forma original.

Antenas

Una antena es un sistema conductor metálico capaz de radiar y capturar ondas electromagnéticas. Las antenas son para conectar las líneas de transmisión con el espacio libre, el espacio libre a líneas de transmisión, o ambas cosas. En esencia, una línea de transmisión acopla la energía de un transmisor o de un receptor con una antena, que a su vez acopla la energía con la atmósfera terrestre, y de la atmósfera terrestre a una línea de transmisión. En el extremo transmisor de un sistema de radiocomunicaciones con el espacio libre, una antena convierte la energía eléctrica que viaja por una línea de transmisión en ondas electromagnéticas que se emiten al espacio. En el extremo receptor, una

antena convierte las ondas electromagnéticas en el espacio en energía eléctrica en una línea de transmisión.

El funcionamiento básico de una antena se comprende mejor con referencia en las ilustraciones de ondas estacionarias en una línea de transmisión, Figura 36. La línea de transmisión termina en un circuito abierto, que representa una discontinuidad abrupta para la onda incidente de voltaje y tiene la forma de una inversión de fase. La inversión de fase hace que se irradie algo del voltaje incidente, sin reflejarse hacia la fuente. La energía radiada se propaga alejándose de la antena, en forma de ondas electromagnéticas transversales. La eficiencia de irradiación de una línea de transmisión abierta es extremadamente baja. Es la relación de la energía irradiada entre la energía reflejada. Para irradiar más energía tan sólo se apartan entre sí los conductores. A la antena obtenida así se le llama un dipolo (quiere decir dos polos), y se ve en la Figura 36-b.

En la Figura 36-c, los conductores se apartan en una línea recta a la distancia de un cuarto de onda. Esa antena se llama antena de cuarto de onda o monopolo vertical (a veces se le llama antena de Marconi). Un dipolo de media onda se llama antena de Hertz, y se ve en la Figura 36-d.

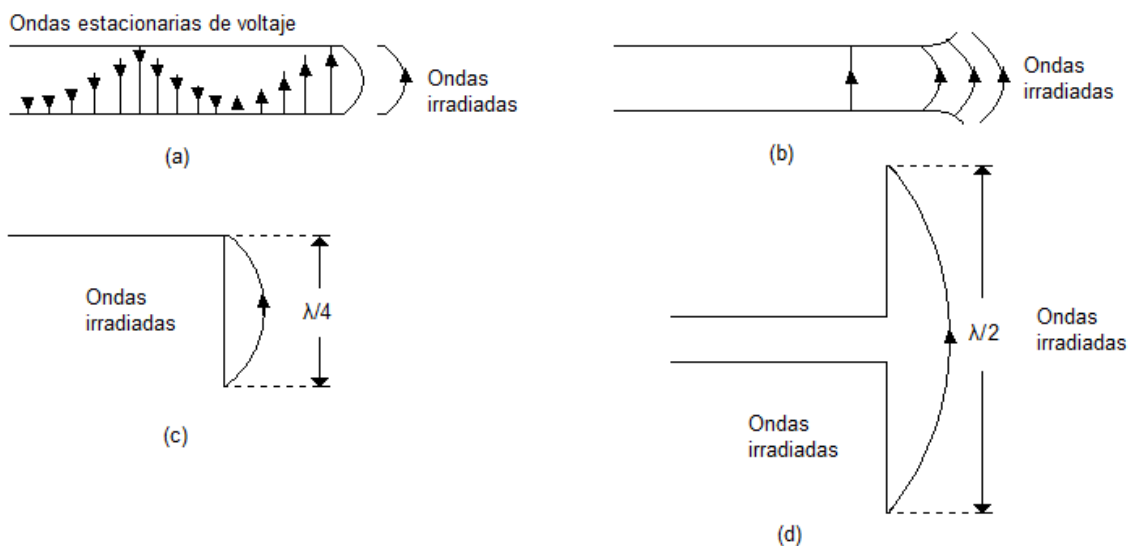


Figura 36. Radiación de una línea de transmisión: (a) radiación de línea de transmisión; (b) conductores divergentes; (c) antena de Marconi; (d) antena de Hertz

Modulación y demodulación

Como a menudo no es práctico propagar señales de información a través de cables metálicos o de fibra óptica, o a través de la atmósfera terrestre, con frecuencia es necesario modular la información de la fuente, con una señal analógica de mayor frecuencia, llamada portadora. En esencia, la señal portadora transporta la información a través del sistema. La señal de información modula a la portadora, cambiando su amplitud, su frecuencia o su fase. Modulación no es más que el proceso de cambiar una o más propiedades de la portadora, en proporción con la señal de información.

Los dos tipos básicos de comunicaciones electrónicas son analógicas y digitales. Un sistema analógico de comunicaciones es aquel en el cuál la energía se transmite y se recibe en forma analógica: una señal de variación continua, como por ejemplo una onda senoidal. El sistema de comunicaciones digitales se basa en pulsos digitales (con valores discretos, como +5V y tierra) que se transfieren entre dos o más puntos en un sistema de comunicaciones.

La ecuación $v(t) = V \text{ sen}(2\pi ft + \theta)$ es la descripción general de una onda senoidal de voltaje, variable en el tiempo, como puede ser una señal portadora de alta frecuencia. Si la señal de información es analógica, y la amplitud (V) de la portadora es proporcional a ella, se produce la modulación de amplitud (AM). Si se varía la frecuencia (f) en forma proporcional a la señal de información, se produce la modulación de frecuencia (FM); por último, si se varía la fase (θ) en proporción con la señal de información, se produce la modulación de fase (PM). Si se varían al mismo tiempo la amplitud y la fase en proporción con la señal de información, resulta la modulación de amplitud en cuadratura (QAM).

La modulación se hace en un transmisor mediante un circuito llamado modulador. Una portadora sobre la que ha actuado una señal de información se llama onda modulada o señal modulada. La demodulación es el proceso inverso a la modulación, y reconvierte a la portadora modulada en la información original (es decir, quita la información de la portadora). La demodulación se hace en un receptor, con un circuito llamado demodulador.

Hay dos razones por las que la modulación es necesaria en las comunicaciones electrónicas: 1) Es en extremo difícil irradiar señales de baja frecuencia en forma de energía electromagnética, con una antena, y 2) ocasionalmente, las señales de la información ocupan la misma banda de frecuencias y si se transmiten al mismo tiempo las señales de dos o más fuentes, interferirán entre sí.

Módems de datos

La tarea principal de un módem de datos es servir de interfaz con computadoras, redes de computadoras y otros equipos de terminal digital a líneas de comunicaciones analógicas y canales de radio. Con frecuencia, las líneas de comunicaciones analógicas son parte de la red telefónica pública. La palabra módem es una contracción de las palabras *modulador* y *demodulador*. En un módem de transmisor las señales digitales modulan a una portadora analógica, y en un módem de receptor se remodulan las señales analógicas y se convierten a digitales.

En esencia, un módem no es más que una repetidora que convierte señales eléctricas de forma digital a forma analógica, y viceversa. Físicamente se localiza entre una parte del equipo de cómputo y un canal de comunicaciones analógicas. En el transmisor del sistema de comunicaciones de datos un módem acepta pulsos digitales discretos (normalmente en forma binaria) de una interfaz digital serie, como la RS-232, y los convierte a señales analógicas de variación continua. A continuación, las señales analógicas salen a un canal de comunicaciones analógicas, donde se transfieren por el sistema hasta un destino lejano. En el destino, o extremo de recepción del sistema de comunicaciones de datos, un módem acepta las señales analógicas, del canal de comunicaciones, y las convierte en pulsos digitales. Después, los pulsos digitales salen hacia una interfaz digital serie.

La función del subsistema de comunicaciones será la de transmitir los datos del nanosatélite a la estación terrena y viceversa.

El subsistema de comunicaciones esta integrado por tres elementos primordiales y de bajo costo disponibles comúnmente en tiendas especializadas:

Un radio transmisor de datos digital, un modem y un conjunto de antenas localizadas en el cuerpo del nanosatélite.

5.1 Radio half-duplex

El radio transmisor propuesto es el TEKK KS-960 (controlado por un oscilador de cristal) ya que es uno de los más pequeños radios a 9600 baudios y con una potencia de salida de 2 watts de RF, un rango de operación de -30 a 60 °C, un voltaje de operación de 7.5-12 V y un peso de 0.2Kg.(Figura 37).

Este radio es del tipo half-duplex lo que indica que puede transmitir en una frecuencia diferente a la de recepción pero no puede recibir y transmitir al mismo tiempo.

La frecuencia a utilizar será UHF (443.325 MHz) para transmisión y recepción. El enlace con la estación terrena tiene una atenuación por propagación en el espacio libre de 37.1 dB para el enlace de subida y 34.9 dB para el enlace de bajada.

La desviación máxima de frecuencias para los transmisores de FM. en 2 sentidos (half-duplex) suele ser de 5KHz. Y la frecuencia máxima de señal moduladora es de 3KHz. Estos valores producen una relación de desviación de 1.67 y un ancho de banda máximo de Bessel aproximado de 24 KHz. Sin embargo, la distancia entre canales asignada por la FCC es de 30 KHz.



Figura 37. Radio Tekk KS-960



Figura 38. Conexión para antena y puerto serial

Para poner en operación el radio KS-960 (Figura 38) solo es necesario conectar al modem: el receptor de datos de salida (pin 5), los datos de entrada para transmisión (Pin 4) y el que corresponde al PTT (Push to talk) y suministrar una fuente controlada de voltaje entre 7.5 y 12 Volts de CD. El pin 1 se conecta a la fuente de voltaje y el pin 2 a la terminal negativa de la fuente.

5.2 Módem

La tarea principal de un módem de datos es servir de interfaz con computadoras, redes de computadoras y otros equipos de terminal digital a líneas de comunicaciones analógicas y canales de radio.

Los módems síncronos de alta velocidad funcionan a 9600 bps y usan modulación 16-QAM (Modulación de amplitud en cuadratura). La eficiencia de ancho de banda para esta modulación es 4bps/Hz y, en consecuencia, los baudios y el ancho mínimo de banda para los módems síncronos de 9600 bps son 2400 baudios y 2400 Hz.

Para la demodulación/modulación de la señal se utiliza el Módem Bay Pac BP-96A de Tigertronics que soporta las múltiples velocidades de muestreo de datos requeridos por el magnetómetro de ELF. (Figura 39 y 40)



Figura 39. Módem BP-96A

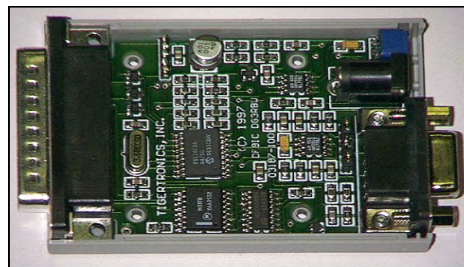


Figura 40. Bay Pac módem 96A con tecnología de montaje superficial (SMT)

En la Figura 41 se observa el diagrama de bloques del módem. Se conecta por medio de 6 líneas de señal a la interfaz Centronics de la computadora de abordo.

La transmisión de datos de recepción y transmisión se realiza en serie desde la interfaz Centronics ya que solo tiene 4 líneas de entrada.

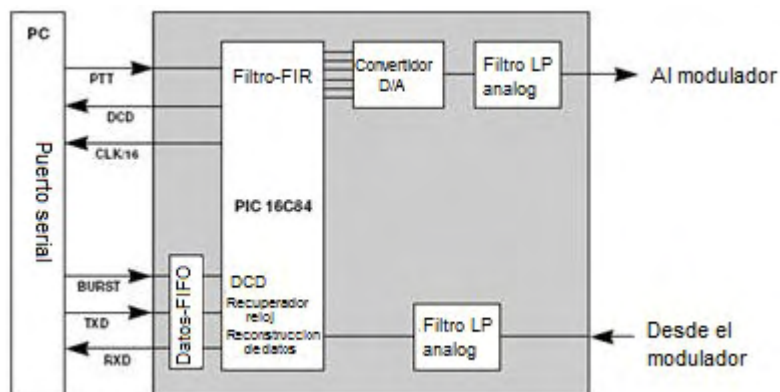


Figura 41. Diagrama de bloques del módem BP-96A

El protocolo AX.25, estándar en la comunidad de radioaficionados, es usado para el protocolo de comunicaciones.

Los datos de la carga útil representan más del 97% de todos los datos que bajan de la nave espacial. Se descargará hasta 3,0 MB / por día. [Long. M, et al. 2002]

Cálculos de los datos cargados suponen hasta 3000 muestras / seg., el total de carga de datos requiere de un sistema de comunicaciones de 9600-baudios para poder bajar los datos de ELF cada vez que pase sobre la estación terrestre.

5.3 Antenas

El nanosatélite tendrá cuatro antenas que son un cuarto de longitud de onda, de largo tendrá 7cm. y 0.6 cm. de ancho para transmitir y recibir en la banda UHF.

La antena vertical debe tener como mínimo un 1/4 de onda eléctrico, lo que no significa que tenga la longitud física de una cuarta parte de la longitud de la onda a transmitir.

La longitud física de una antena autorresonante para las bandas de onda más larga -y especialmente en la banda de 160 metros-, puede ocasionar problemas mecánicos para su sustentación de modo que, en general, se hace menor a la teórica de 1/4 de onda y aún funciona bastante bien.

Las antenas verticales cortas se «alargan» artificialmente bien añadiéndoles una inductancia en la base o una capacitancia en el extremo superior. La inductancia necesaria de esa bobina depende de la posición que ocupe sobre el dipolo y de la longitud total de éste.

Las cuatro antenas están hechas de un material en cinta de acero ligero. Cada antena está montada en las cuatro esquinas del cuerpo satelital a 45 °, como se muestra en la Figura 42.

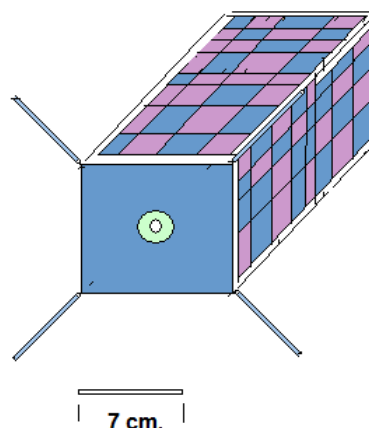


Figura 42. Localización de las antenas en el nanosatélite

CAPÍTULO 6

COMPUTADORA A BORDO DEL NANOSATMEX

Unidad central de procesamiento

Uno de los componentes principales de la computadora abordo es la unidad central de procesamiento mejor conocida como CPU. Es un componente cuya función consiste en interpretar y procesar los datos contenidos por los diversos programas instalados en la computadora.

El CPU es uno de los componentes primordiales de una computadora, junto con la unidad de almacenamiento y los dispositivos de entrada y salida. Se conoce como microprocesador al CPU que es manufacturado con circuitos integrados (IC). Actualmente los microprocesadores de un solo chip han reemplazado casi totalmente todos los tipos de CPU y por lo tanto el término CPU se aplica a todos los microprocesadores.

Memoria RAM

Es una memoria de semiconductor que se compone de uno o más chips y en la cuál se puede leer o escribir información. Se le denomina RAM por ser de acceso aleatorio o de acceso directo es decir, los diferentes accesos son independientes entre sí. Pero es del tipo temporal ya que pierde sus datos cuando se queda sin energía (cuando se apaga la computadora), por lo cual es una memoria volátil.

Como ejemplo, cuando un disco rígido debe hacer dos accesos consecutivos a sectores alejados físicamente entre sí, se pierde un tiempo en mover la cabeza lecto-grabadora hasta la pista deseada (o esperar que el sector pase por debajo, si ambos están en la misma pista), tiempo que no se pierde en la memoria RAM.

En general, las RAMs se dividen en estáticas y dinámicas. Una memoria RAM estática mantiene su contenido inalterado mientras esté alimentada. En cambio en una memoria RAM dinámica la lectura es destructiva, es decir que la información se pierde al leerla, para evitarlo hay que restaurar la información contenida en sus celdas, operación denominada refresco.

Además, las memorias se agrupan en módulos, que se conectan a la placa base de la computadora. Según los tipos de conectores que lleven los módulos, se clasifican en módulos SIMM (Single In-line Memory Module), con 30 ó 72 contactos, módulos DIMM (Dual In-line Memory Module), con 168 contactos y módulos RIMM (RAMBUS In-line Memory Module) con 184 contactos.

Memoria flash

La memoria flash se basa en la memoria EEPROM pero con mejores capacidades lo que permite que múltiples posiciones de memoria sean escritas o borradas en una misma operación de programación mediante impulsos eléctricos, esto comparado con las memorias anteriores que solo permitían escribir o borrar una única celda a la vez. Esta memoria es de carácter no volátil, es decir, la información que almacena no se pierde en cuanto se desconecta de la corriente. Una de las características de la memoria flash es que funciona a mayor velocidad cuando los sistemas utilizan lectura y escritura en diferentes puntos de esta memoria al mismo tiempo.

Sistema operativo

Es un software de sistema con un conjunto de programas de computadora destinados a permitir una eficaz administración de sus recursos. Inicia su funcionamiento cuando la computadora es encendida, y gestiona el hardware de la computadora desde el nivel más básico, permitiendo la interacción con el usuario. Un sistema operativo se puede encontrar en la mayoría de los aparatos electrónicos que utilizan microprocesadores para funcionar.

Un sistema operativo cumple con 5 funciones básicas en la operación de un sistema informático: Suministro de interfaz al usuario, administración de recursos, administración de archivos, administración de tareas y servicio de soporte y utilidades.

Los sistemas operativos en su condición de capa de software, hacen posible y simplifican el manejo de la computadora, desempeñando una serie de funciones básicas esenciales para la gestión del equipo entre las que se encuentra el proporcionar comodidad en el uso de una computadora gestionando de manera eficiente los recursos del equipo, ejecutando servicios para los procesos (programas); De igual forma brindan al usuario una interfaz ejecutando instrucciones (comandos). Permite evolutividad, la cual consiste en que los cambios debidos al desarrollo del propio sistema operativo se puedan realizar sin interferir con los servicios que ya se prestaban.

Ethernet

Es una red de transmisión de datos en la cual todos los equipos están conectados a la misma línea y la comunicación se lleva a cabo mediante la utilización de un protocolo denominado CSMA/CD (Carrier sense multiple access with collision detect) que significa, protocolo de acceso múltiple con detección de portadora y colisiones. Por lo tanto, en una red ethernet basada en este protocolo cualquier equipo puede transmitir a través de la línea en cualquier momento y sin ninguna prioridad entre ellos. Esta comunicación es realizada de manera sencilla:

Cada equipo verifica que no haya ninguna comunicación en la línea antes de transmitir, ya que si dos equipos transmiten simultáneamente, se produce una colisión (es decir, varias tramas de datos se ubican en la línea al mismo tiempo. Si esta situación se presenta, los dos equipos interrumpen su comunicación y esperan un periodo de tiempo aleatorio, una vez que el primero ha excedido su periodo de tiempo, puede volver a transmitir. Debido a estos posibles casos se cuenta con limitaciones: Los paquetes de datos deben tener un tamaño máximo y debe existir un tiempo de espera entre dos transmisiones el cuál varía según la frecuencia de las colisiones y se deben cumplir las siguientes restricciones de espera: Luego de la primer colisión, un equipo espera una unidad de tiempo; luego de la segunda colisión, un equipo espera dos unidades de tiempo; luego de la tercer colisión, un equipo espera cuatro unidades de tiempo, con una disminución del tiempo aleatorio adicional.

Watch dog

El watchdog digital consiste en un dispositivo formado por un contador descendente que puede ser utilizado para recuperar el control del microcontrolador cuando se produce una perturbación en el software.

La activación del watchdog (por hardware ó software) se puede seleccionar por el usuario. Si se selecciona la opción hardware el Watchdog se inicializa automáticamente después del reset, de esta forma esta función no necesita ser activada por el programa del usuario. Siempre que esté activada esta función el contador descendente no se puede utilizar en el timer. En el caso en que la opción de activación sea realizada por software se puede utilizar la opción en los modos de bajo consumo (STOP y WAIT).

Protocolo AX.25

La transmisión de paquetes de datos por radio se realiza en forma de pequeños bloques de datos, llamados frames y para el caso de este nanosatélite la comunicación vía radio modem es realizada por el protocolo AX.25 que es similar a HDLC, sólo que este último cuenta además con el campo PID, el cual es un identificador de protocolos, al ser protocolo único en X.25, el PID no se utiliza.

Para distinguir la adaptación para radioaficionados se le antepuso la letra A de amateur: AX.25

Cada frame de transmisión está formado por pequeños grupos de datos llamados campos. Un frame está formado por los siguientes campos:

Bandera	Dirección	Control	ID de Protocolo	Información	FCS	Bandera
1	14-70	1	1	M	2	2

Bandera (1 octeto).

Este campo se utiliza para delimitar los frames, aparece al inicio y al fin de cada frame y tiene el valor de 7E hexadecimal o 01111110 binario. Indica el inicio o fin de cada frame.

Dirección (14 a 70 octetos).

El campo de dirección de AX.25 tiene una longitud de 14 a 17 octetos, dependiendo de cuantos repetidores se requieran para llegar al destino. Si las estaciones emisoras-receptoras están en rango (o sea, que no requieran repetirse), solo será necesario especificar las direcciones de las estaciones emisoras-receptoras; para esto, se requiere del uso de 7 octetos, los cuales contienen el distintivo de llamada compuesto de hasta 7 caracteres cada uno. Si un frame debe pasar por un repetidor, será agregado un subcampo adicional al final del campo de direcciones.

Control (1 octeto).

El campo de control es usado para identificar el tipo de frame que está siendo transmitido, por ejemplo, cuando hay una conexión en proceso, el campo de control será tipo 2.

Id de Protocolo (1 octeto).

Especifica el tipo de la capa de red en uso, para este caso, se usará la capa 3.

Información (hasta 256 octetos).

El campo de información es usado para colocar la información a ser transmitida desde un punto a otro. Cualquier información que sea colocada dentro de este campo deberá pasar a través del enlace de manera transparente.

FCS o Secuencia de Chequeo de Frames (2 octetos).

Esta secuencia de control está compuesta por los frames del emisor y el receptor, de tal forma que en cada FCS existe un octeto del emisor y un octeto del receptor. Se utiliza para asegurar que el frame no sea corrompido por el medio de transmisión además de cumplir con las recomendaciones del ISO 3390.

Bandera (1 octeto).

Es idéntica a la bandera del inicio del frame, para indicar terminación de frame.

6.1 Propuesta de computadora

La computadora abordo será la encargada de realizar las operaciones de control y comando de los diferentes subsistemas, también se encargará del manejo de datos provenientes de los instrumentos de medición.

Para la recolección de los datos ionosféricos se dividirá el mapa mundial en cuadros de 5° de latitud y 5° de longitud, también contará con comandos temporizados para sincronizar las mediciones de los instrumentos en las zonas con actividad sísmica histórica con la finalidad de que el sensor este encendido y calibrado momentos antes de pasar sobre la zona sísmica preestablecida.

Mediante la utilización del programa NORAD, se determinará la posición del nanosatélite en el mapa mundial, dicho programa consiste en un conjunto de 2 líneas de elementos (TLEs), y un propagador de la estación terrena, los cuales son ampliamente utilizado por nanosatélites, como en el caso particular de la misión QuakeSat.

La determinación de la posición orbital se calculará en tierra y una tabla de encendido y apagado de la carga útil con los movimientos del nanosatélite a través de cada cuadro de 5° en el mapa se subirá y permitirá que la computadora recopile los datos de ondas magnéticas en toda la órbita del nanosatélite.

Los datos obtenidos de las mediciones de ondas de frecuencia extremadamente bajas se transmitirán a una o más estaciones terrestres. De igual forma, la computadora será capaz de almacenar al menos un día de los comandos y los datos en caso de que una estación terrestre no esté disponible o el nanosatélite no sea capaz de transmitir los datos por cualquier motivo (baja reserva de energía).

Debido a esto, una CPU capaz de dar suficiente capacidad para satisfacer las necesidades de comando y comunicación fue seleccionada.

La unidad central de procesamiento Prometheus (CPU) con módulo Ethernet y adquisición de datos se encuentra en una sola tarjeta de Diamond Systems, es un procesador 486, PC-104, con 32 megabytes (MB) de memoria, y un disco flash de 192 MB.

El procesador Prometheus fue seleccionado basado en su amplio rango de temperatura de funcionamiento (-40 a +85 ° C), y 16 canales de 16-bit entrada analógica.

El Prometheus también tiene hardware y software de vigilancia con temporizadores, y ambos operan normalmente dentro de los 30 segundos.



Figura 43. Módulo CPU Prometheus PC/104

El sistema operativo Linux se usará para el control de la CPU Prometheus (Figura 43). Linux es ideal para el proyecto porque es un controlador de dispositivo que ya existe para las comunicaciones con el Bay Pac módem, las librerías y utilidades del protocolo AX.25, junto con varios otros sistemas utilizados en el servicio de aficionados vía satélite o por radioaficionados del mundo.

El nanosatélite también usará sensores de vigilancia propia.

Estos sensores pueden medir las corrientes de los 12 paneles solares, la corriente actual de la carga útil, la computadora y el transmisor, los voltajes de las baterías y paneles solares, el bus regulado a ± 5 volts y son usados para evaluar la salud y funcionamiento del satélite.

Las temperaturas de las baterías, el transmisor, la computadora, la carga útil y la estructura también se vigilarán.

La frecuencia de muestreo para todos los sensores de funcionamiento será configurable entre 1 Hz y 0.1 Hz.

Mediciones de telemetría de la corriente de los paneles solares se utilizarán para estimar la orientación del nanosatélite con respecto al vector de radiación solar.



Figura 44. Software para adquisición de datos

La compañía Diamond Systems ofrece un controlador universal, provee un soporte en lenguaje C para todas las funciones de adquisición de datos (Figura 44).

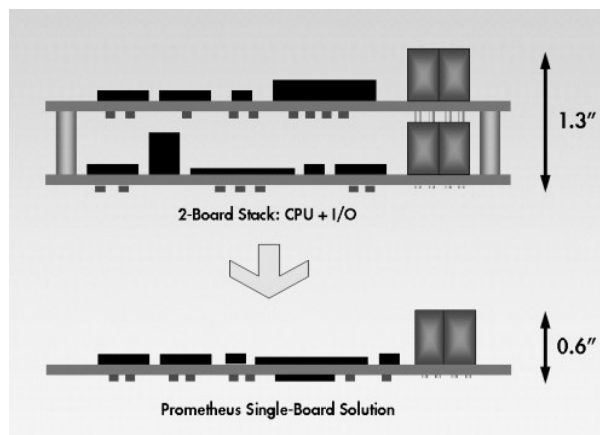


Figura 45. Solo el módulo Prometheus ofrece una total calidad profesional en circuitos analógicos I/O y un completo CPU en una sola placa PC/104. Esta integración 2 en 1 reduce los costos, el peso y el tamaño

Además, la memoria de la CPU se podrá proteger contra pérdida de datos producida por un trastorno de evento sencillo (SEU). Un reloj perro guardián también es capaz de recuperar a la computadora de un estado de congelamiento causado por un SEU. El SEU no es un fenómeno destructivo, pero puede causar un congelamiento al software.

El ahorro de espacio de la Prometheus (Figura 45) combina una completamente equipada CPU 486 con un inteligente, circuito de adquisición de datos de calidad profesional que incluye I/O analógicas, I/O digitales y contadores / temporizadores, todos en una misma tarjeta.

Su bajo consumo de energía de 2 watts elimina la necesidad de un disipador de calor o ventilador y permite garantizar su operación en un rango de -40° a $+85^{\circ}$ C. Prometheus ha sido utilizada con éxito en aplicaciones que incluyen satélites, vehículos de combate militar y procesos de control.

Incorporado en las I/O se incluye un puerto Ethernet a 10/100Mbps, 2 Puertos USB, 4 puertos RS-232 con capacidad de conexión serie, PS / 2 Teclado / ratón, puerto IDE, puerto paralelo y un puerto floppy. (Tabla 7).

Prometheus también incluye un reloj de tiempo real con batería de respaldo y un temporizador programable de vigilancia con capacidad de re-activación para hardware y software.

Para aplicaciones de DOS, se incluye un sistema de archivos flash que le permite almacenar el sistema operativo DOS y utilizar aplicaciones localizadas en la memoria flash de abordo sin requerir cualquier almacenamiento externo. Esto ahorra tiempo, reduce los costos, y aumenta la robustez de su sistema.

ESPECIFICACIONES CPU	
Procesador	ZF Micro dispositivo ZFx86
Memoria	32 MB soldada
Display	Ninguno
USB	2 USB 1.1
Serial	4 RS232
Red de trabajo	10/100 Ethernet
Almacenamiento	IDE, disco memoria flash
Teclado / Ratón	PS/2
Dimensiones	9.017 X 9.5885 cm.
Voltaje entrada	+5VDC±10%
Temperatura de operación	-40°C a +85°C
Peso	85 grs.
Entradas analógicas	16, 16-bit A/D
Ritmo de muestreo máximo	100 Khz
Tipos de entrada	Terminal sencilla, diferencial
Rangos de entrada	±10V, ±5V, ±2.5V, ±1.25V, 0-10V, 0-5V, 0-2.5V, 0-1.25V
Salidas analógicas	4, 12-bit D / A
Rango de salidas	±10V, 0-10V
Entradas / Salidas Digitales	24 líneas TTL
Dirección	Programable
Contador / Temporizador	1 24-bit y 1 16-bit

Tabla 7. Especificaciones de la computadora de abordo

CAPÍTULO 7

SUBSISTEMA ESTRUCTURAL DEL NANOSATMEX

La estructura del satélite es el armazón que sostiene a todos los equipos que lo forman y que le da la rigidez necesaria para soportar las fuerzas y aceleraciones a las que se ve sujeto desde el momento en que abandona la superficie de la Tierra; este importante subsistema debe ser durable, resistente y lo más ligero posible.

Durante las diversas etapas de su lanzamiento y transferencia de órbita, el satélite se enfrenta a vibraciones, aceleraciones, esfuerzos aerodinámicos, fuerzas centrífugas, empujes de los propulsores y esfuerzos mecánicos – cada vez que se desprende alguna etapa del cohete que lo transporta, o de él mismo-.

Cuando llega a su posición orbital final, el satélite se ve afectado por impactos de micrometeoritos, presiones de radiación de las antenas, fuerzas de atracción de la Tierra, la Luna y el Sol, y empujes generados por su propio subsistema de propulsión.

En consecuencia, tanto la estructura del satélite como cada una de las demás partes que lo componen deben ser diseñadas para que soporten esas condiciones durante la colocación en órbita y el tiempo esperado de vida.

Los diseñadores de satélites tienen a su alcance una diversidad de materiales para fabricar la estructura, así como muchos conceptos geométricos derivados de la experiencia obtenida en aeronáutica e ingeniería aeroespacial a través de los años.

Los materiales más comunes para este fin son aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero y varios plásticos reforzados con fibra de carbón; de éstos, el berilio es el más caro, y por lo tanto su utilización es limitada. La masa de la estructura puede variar entre 10 y 20% del total de la masa del satélite; una buena parte de esa estructura (los cilindros o las paredes de la caja, según el caso) se fabrica con “panal de abeja” (*honeycomb*) de aluminio, por su ligereza y rigidez excelentes.

El nanosatélite consiste básicamente en una estructura externa de aluminio 6061 (Figura 46), que sirve de sustrato a las celdas solares, unas placas internas donde van situados los equipos electrónicos y dos tapas ubicadas en los extremos, una de las cuales lleva un amortiguador y se conecta con el “P-Pod” o tubo de lanzamiento, utilizado por el CubeSat. En la tapa opuesta van montadas antenas e instrumentos.

El nanosatélite es una variación del diseño CubeSat, desarrollado conjuntamente por la Universidad de Stanford y el Politécnico de California en San Luis Obispo. Tendrá un diseño alargado del Cubesat ya que este tiene una longitud igual a tres CubeSats. Este mide un poco más de 10X10X30 cm.

Se apilarán juntos los tres CubeSats lo que permite acomodar al magnetómetro como carga útil, el cual tiene una longitud en general de cerca de 30 cm., esto hará que encajen en la estructura después de que se adjunte al final la sonda a desplegar.

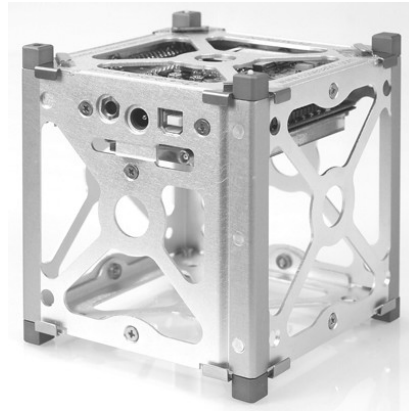


Figura 46. Estructura hecha de aluminio 6061 para el nanosatélite. (CubeSat Kit®, www.cubesatkit.com)

El tubo de lanzamiento P-Pod es de los que se atornillan a los vehículos de lanzamiento superior y contiene un muelle en estado comprimido que se expulsa a través de un comando de la estación terrena.

La estructura exterior junto con los cuatro paneles solares montados en el cuerpo tiene suficiente espacio en el interior de la P-Pod.

Las cuatro matrices de despliegue son dobladas en la parte superior del cuerpo montadas en arreglos y se desplegarán automáticamente utilizando bisagras con muelle, una vez que el nanosatélite esté fuera del P-Pod.

Tras la eyección del tubo P-Pod, la sonda se desplegará automáticamente y se "bloqueará" una vez extendida completamente.

El nanosatélite estará simétricamente balanceado cuando el arreglo solar y la sonda estén completamente desplegados, de esta forma, los productos de la inercia serán cero y el centro de masa solo cambia a lo largo del eje de la sonda.

El equipo de vuelo y las placas de circuitos están sujetos al interior de la estructura guía y están organizadas de modo apropiado para todos los componentes del magnetómetro (especialmente la sonda a desplegar).

CAPÍTULO 8

SUBSISTEMA TÉRMICO DEL NANOSATMEX

La disminución de la masa en los satélites, con la consecuente reducción de las dimensiones de los mismos impone notables desafíos tecnológicos para lograr los objetivos que se plantean en las misiones. Uno de estos problemas, y no el menor, es el del control térmico, dado que la pequeña masa (y, por ello, inercia térmica) implica grandes variaciones de temperatura en los períodos inestacionarios y las reducidas dimensiones penalizan notablemente la posibilidad de instalar sistemas de control térmico activo, y aún de ubicar aislaciones o radiadores adecuados.

Dentro de los requerimientos de planificación del proyecto se plantea la necesidad de contar rápidamente con estimaciones de las temperaturas extremas que pueden encontrar los distintos componentes del satélite. Las necesidades de resistencia estructural y bajo peso derivadas de las rigurosas aceleraciones que surgen en el lanzamiento motivan la necesidad de emplear aluminio en su estructura.

La órbita del nanosatélite se define como LEO (Low Earth Orbit) circular a 500-700 Km. de altura con una inclinación de 65° a 98°; esto implica un período orbital de aproximadamente 90 a 100 minutos y tiempos de eclipse variables desde 0 a 40 minutos, según distintas épocas del año. De aquí se pueden definir dos casos térmicos extremos: el caliente (con insolación plena toda la órbita) y el frío (con máximo tiempo de eclipse), para los cuales se presentan las simulaciones térmicas.

En la Figura 47 se observa el balance térmico del nanosatélite y varía para cada caso de órbita y posición orbital. Las cargas térmicas consisten básicamente en el flujo solar, el flujo debido al albedo terrestre, la radiación terrestre, la radiación hacia el espacio y la disipación de los equipos.

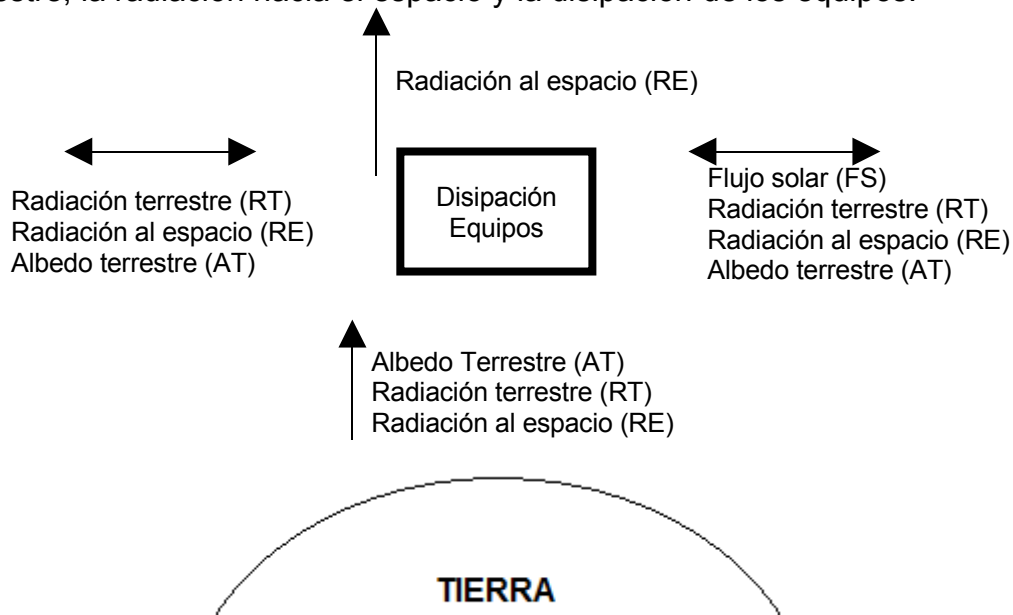


Figura 47. Cargas térmicas. (Torresán, G. et al., Estudio preliminar del control térmico de un nanosatélite, 2005)

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

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

Radiación: radiación mutua entre las superficies del satélite y las respectivas fuentes (tierra y espacio); las temperaturas respectivas están definidas como $T_t = 288^\circ\text{K}$ y $T_e = 3^\circ\text{K}$

La carga térmica sobre cada superficie depende de su respectivo factor de vista a la fuente considerada.

Según [Torresán, G. et al., 2005], el caso de carga para la llamada “órbita fría”, con un período de eclipse de 33 minutos se resume en la Figura 48, donde, para cada una de las cuatro posiciones orbitales, la carga térmica sobre cada cara del satélite varía.

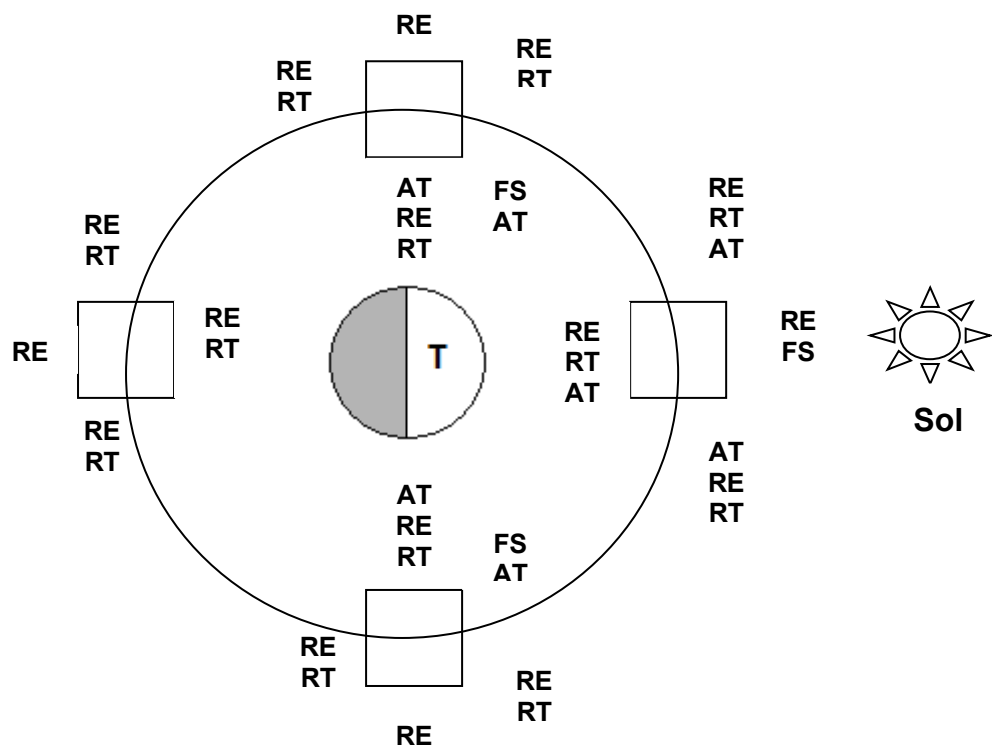


Figura 48. Caso órbita fría. (Torresán, G. et al., Estudio preliminar del control térmico de un nanosatélite, 2005)

El caso de carga para la llamada “órbita caliente”, sin período de eclipse, se resume en la Figura 49.

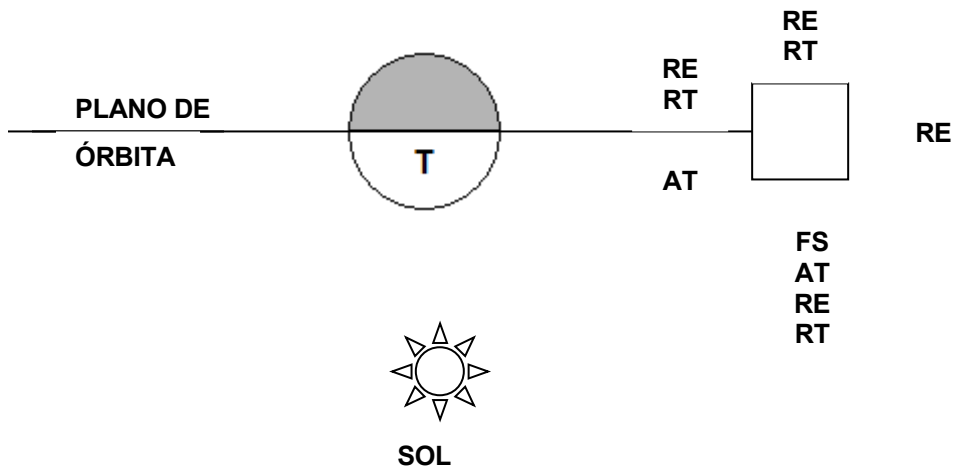


Figura 49. Caso órbita caliente. (Torresán, G. et al., Estudio preliminar del control térmico de un nanosatélite, 2005)

En cuanto a la orientación del satélite, se toman en cuenta dos casos, que se ven en las Figuras 50 y 51, y se denominan *de punta* y *tangente*, según la orientación de su eje longitudinal respecto a la tierra.

En todos los casos se considera que el satélite tiene velocidad angular nula, por ser esta la condición que presenta peores características térmicas.

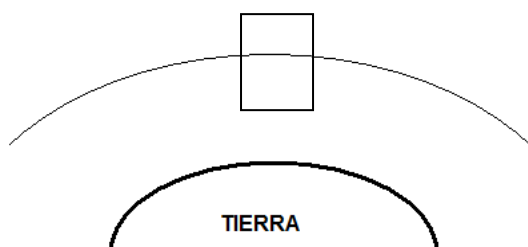


Figura 50. Vuelo punta

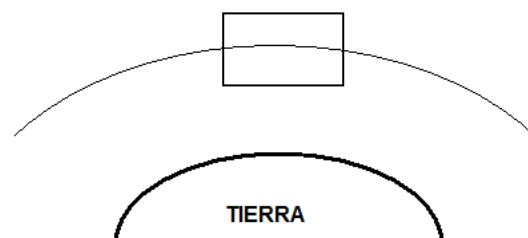


Figura 51. Vuelo tangente

(Torresán, G. et al., Estudio preliminar del control térmico de un nanosatélite, 2005)

8.1 Análisis térmico

Las consideraciones para el cálculo son:

- La estructura externa recibe la carga térmica ambiental (Sol, albedo e IR terrestre), a la vez que funciona como radiador, emitiendo la energía del satélite hacia el espacio.
- La estructura interna (placas de montaje), que alberga la mayoría de los sistemas, debe garantizar los límites de temperatura aceptables para el funcionamiento de los equipos electrónicos.
- La transmisión de calor dentro del satélite se realiza por conducción entre las placas de montaje y la estructura externa, despreciando la radiación mutua entre las distintas placas.
- La interfaz entre las dos subestructuras se considera térmicamente acoplada (con nula resistencia de contacto), situación que se justifica por la utilización de órganos de unión con gran precarga (necesarios dados los requerimientos mecánicos durante el lanzamiento).
- Para este análisis se consideran a las placas como homogéneas, con propiedades másicas y térmicas equivalentes. La generación de calor en cada placa se considera como carga nodal.

El nanosatélite usara control térmico pasivo. El análisis térmico, derivado del análisis de [Wertz, J., Larson, W. 1999] demuestra que la temperatura de la misión se espera se encuentre entre los 27°C y los -38°C. El resultado de este análisis se encuentra en la Figura 52 e indica que las temperaturas están dentro del limite superior, pero de vez en cuando se sitúan por debajo del límite inferior de temperatura del radio y el rango de descarga de la batería de Li + .

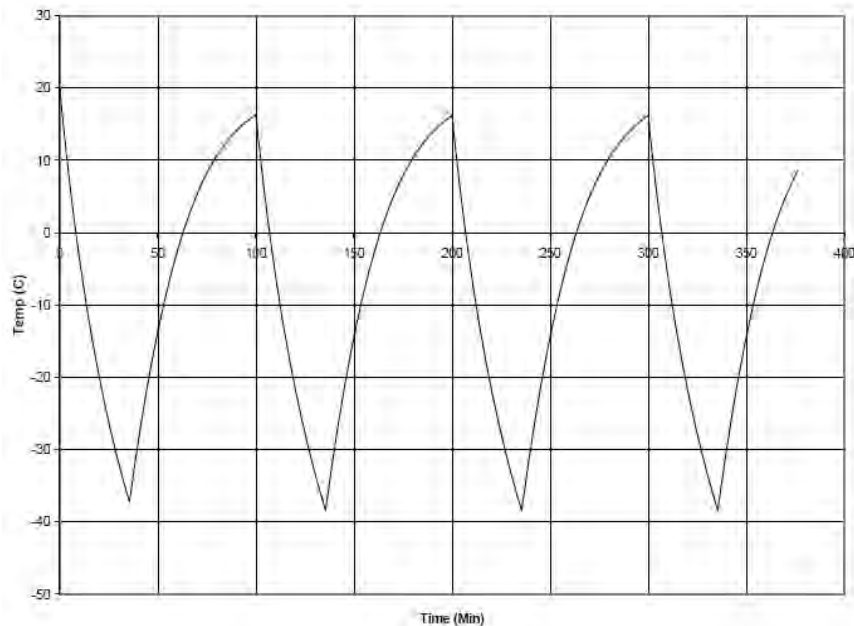
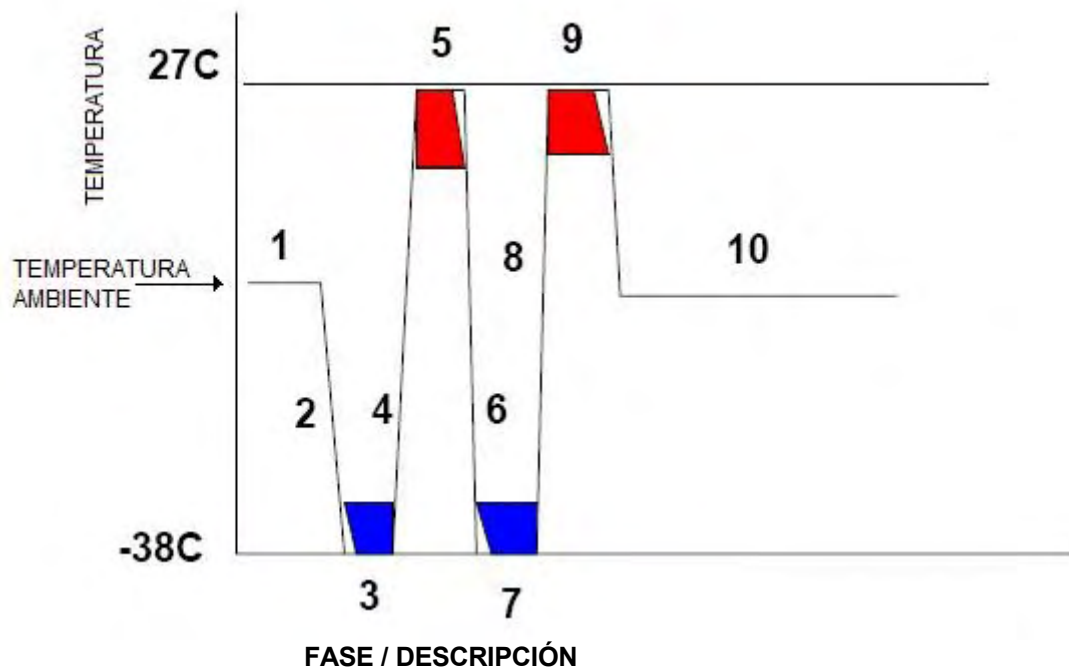


Figura 52. Análisis del comportamiento de las temperaturas en el nanosatélite. (Long, M. et al., 2002)

Transmitir el calor por disipación puede ayudar a bajar el rango de las temperaturas estimadas.

La Figura 53 muestra el perfil térmico previsto para el nanosatélite. Representa los dos ciclos térmicos que imitan el período de la órbita satelital.

Los 65 minutos en el nivel caliente y 33 minutos de frío son equivalentes a 65 minutos de luz solar y 33 minutos de eclipse, respectivamente. [Long, M. et al., 2002]



- 1) Temperatura ambiente: Se encienden los sistemas del nanosatélite para comprobar funcionamiento
- 2) De temperatura ambiente a frío de 1 a 20 minutos
- 3) Duración del periodo frío 1: 35 minutos
- 4) Del periodo frío 1 al periodo caliente 1 en 60 minutos
- 5) Duración del periodo caliente 1: 65 minutos
- 6) Del periodo caliente 1 al periodo frío 2: 35 minutos
- 7) Frío 2: 35 minutos
- 8) De frío 2 a caliente 2: 60 minutos
- 9) Caliente 2: 65 minutos
- 10) Caliente 2 a temperatura ambiente: 20 minutos

Figura 53. Perfil térmico previsto para el nanosatélite. (Long, M. et al., A cubesat derived design for a unique academic research mission in earthquake signature detection. 2002)

CONCLUSIONES

La experiencia que se ha tenido a nivel mundial en satélites para estas aplicaciones y también en nanosatélites me ha permitido configurar un satélite que en un futuro puede ser construido en México con fines científicos y de enseñanza.

La tecnología espacial no puede desarrollarse y ponerse en práctica sin desarrollos experimentales y de demostración.

No es fácil diseñar y construir un satélite ya que se requieren especialistas de diversas áreas. Este trabajo pretendió tener una visión general.

El éxito de las comunicaciones vía satélite así como la exploración espacial han forzado a la industria a lanzar misiones más complejas, grandes y costosas, por lo tanto las misiones de nanosatélites han empezado a ganar terreno e interés alrededor del mundo debido a su bajo costo y rapidez en lanzamientos, permitiendo un 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.

La carga útil propuesta para la detección de los precursores sísmicos es sencilla en su implementación, pero cumpliendo con las restricciones de sensibilidad propia para este instrumento, con lo cual se busca una fácil adaptación con los demás componentes del nanosatélite. El sensor magnético es la parte principal del magnetómetro, será el encargado de detectar las ondas magnéticas de muy baja frecuencia presentes en la ionosfera y que están asociadas a la ocurrencia de sismos. De forma adicional se propone que el nanosatélite cuente con una sonda Langmuir y un radiospectrómetro de plasma, como los utilizados en los proyectos Compas-2 y Demeter.

La selección de las baterías está condicionado al peso, tiempo de vida, ciclos de carga/descarga, capacidad y consumo de energía, material, problemas de memoria, etc. Por lo que la mejor opción en la actualidad son las baterías de Li-ión. Esta opción es recomendable hasta que las nuevas investigaciones y desarrollos sean una realidad probada y segura para la misión. Los paneles de celdas solares de GaAs de triple unión proporcionan una eficiencia del 25%, se colocan en el cuerpo del nanosatélite, esto evita alguna complicación adicional a la misión, ya que no hay riesgo de atorarse durante el lanzamiento.

La computadora es un sistema de bajo costo que se encuentra 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. A estos circuitos es necesario protegerlos contra radiación, esto puede hacerse protegiéndolos con corazas o utilizando circuitos manufacturados con este fin.

Las antenas propuestas son omnidireccionales, debido a que no pueden direccionarse siempre hacia el mismo punto o zona de cobertura. El radio es half-duplex y es uno de los más pequeños a 9600 baudios y con una potencia de salida de 2 watts de RF. El módem síncrono de alta velocidad funciona a 9600 bps y usa modulación 16-QAM (Modulación de amplitud en cuadratura) y soporta las múltiples velocidades de muestreo de datos requeridos por el magnetómetro de ELF.

Debido al tamaño del nanosatélite, se diseña un sistema de orientación pasivo conformado por imanes y barras de histéresis, que busca orientar al satélite con las líneas de campo magnético de la tierra.

En sistemas como pico y nanosatélites un sistema de control térmico no es necesario en la actualidad debido al tiempo de vida de los satélites.

La estructura esta pensada para ofrecer una mayor rigidez y proteger a todos los subsistemas. Se utiliza el estándar CubeSat[®] de 10x10x30 cm., que debido a cuestiones de seguridad y facilidad en el transporte en las naves espaciales, evita una mayor vibración o desprendimiento de algún material que dañe alguna otra carga o satélite en el mismo lanzador.

En la siguiente tabla se muestra las características finales de esta propuesta de diseño de un satélite mexicano detector de precursores sísmicos.

Descripción de la órbita del nanosatélite: <ul style="list-style-type: none"> • Altura • Período • Inclinación 	500-700 Kilómetros. 90-100 minutos 65-98°
Carga útil	Magnetómetro MicroMag3 de PNI Ltd. Sonda Langmuir Radioespectrómetro
Comunicaciones	Radio Half-duplex Tekk KS-960. Módem Bay Pac 9600 baudios Antenas (4) de ¼ de longitud de onda
Eléctrico	Paneles solares de GaAs de triple unión Baterías de Litio+ Tadiran Cargador de batería MAX 1873
Orientación	Estabilización magnética pasiva - 4 imanes Alnico 8HE - Varillas de histéresis Carpenter 49 Sensores de corriente secundarios
Análisis térmico	Control térmico pasivo
Computadora	Prometheus PC-104 32MB
Estructura	Aluminio 6061 Especificaciones CubeSat
Peso	6.5 Kg.

Tabla 8. Configuración final del nanosatélite.

HOJAS DE ESPECIFICACIONES

1008121 R01 – April 2005



MicroMag3 **3-Axis Magnetic Sensor Module**

General Description

The MicroMag3 is an integrated 3-axis magnetic field sensing module designed to aid in evaluation and prototyping of PNI Corporation's technology. The MicroMag3 combines PNI Corporation's patented Magneto-Inductive (MI) sensors and measurement circuit technology for unparalleled cost effectiveness and performance. The MI sensors change inductance by 100% over its field measurement range. This variable inductance property is used in a cost and space efficient ASIC (PNI 11096) which incorporates a patented temperature and noise stabilized oscillator/counter circuit with an SPI interface. The microprocessor compatible SPI interface allows easy access to the MicroMag3's measurement parameters and resulting field measurement data.

Advantages include 3V operation for compatibility with new systems, low power consumption, large signal noise immunity under all conditions, and a large dynamic range. Resolution and field measurement range are software configurable for a variety of applications. The measurement is very stable over temperature and inherently free from offset drift.

These advantages make PNI Corporation's MicroMag3 the choice for prototyping, education and low volume applications. A reference design is also available for use in high volume applications.



Features

- Low power: draws < 500 μ A at 3 VDC
- Small size: 25.4 x 25.4 x 19 mm
- Large field measurement range: $\pm 1100 \mu$ T (± 11 Gauss)
- High resolution field measurement: 0.015 μ T (0.00015 Gauss)
- Fast sample rate: up to 2000 samples/second
- Operation: 3.0 VDC
- Fully digital interface: SPI protocol at 3 V

Applications

- High-performance magnetic field sensing
- High-performance solid state navigation equipment for automotive, marine, and aeronautic applications
- Fast prototyping tool for PNI Corporation's Magneto-Inductive (MI) sensors

Ordering Information

Name	Part Number	Package
MicroMag3	12349	Each



PNI Corporation 133 Aviation Blvd., Ste. 101, Santa Rosa CA 95403-1084 USA

1

For more information, please call PNI Corporation direct at (707) 566-2260, email: sales@pnicorp.com, or visit PNI's website at <http://www.pnicorp.com>

Tadiran High Power Lithium Organic Cell Model TLM-1550HP

1. Scope

This data sheet describes the mechanical design and performance of Tadiran high power lithium organic cell model TLM-1550HP.

2. Characteristics

2.1. Physical

- 2.1.1. Length: 51 ±1 mm.
- 2.1.2. Diameter: 14.8 ±0.3 mm.
- 2.1.3. Weight: 20 gr. max.

2.2. Electrical

- 2.2.1. Open Circuit Voltage (for batteries stored at RT for 1 year or less) 3.95 to 4.07 V
- 2.2.2. Closed Circuit Voltage (at 0.1 sec) at 0.5 A load 3.88 V minimum
- 2.2.3. Discharge
 - Discharge capacity at 50 mA @ RT to 2.8 V 550 mAh
 - Discharge capacity at 500 mA @ RT to 2.8 V 500 mAh
 - Maximum discharge current
 - Continuous to 2.8 V: 5 A
 - 1 second pulse to 3 V: 15 A

2.3. Operating Temperature Range:

-40 °C to 85 °C

2.4. Accumulated Capacity Loss*:

Storage Temperature	22 °C	55 °C	72 °C	85 °C
Storage Time [Y]				
1	3 %	6 %	10 %	TBD
5	7 %	22 %	40 %	N/A
10	11 %	32 %	N/A	N/A
15	15 %	42 %	N/A	N/A
20	18 %	N/A	N/A	N/A

* When tested at RT under 50 mA to 2.8 V

2.5. Cell impedance: Less than 100 mOhm @ 1kHz at room temperature.

EVALUATION KIT AVAILABLE**MAXIM**

Simple Current-Limited Switch-Mode Li+ Charger Controller

General Description

The low-cost MAX1873R/S/T provides all functions needed to simply and efficiently charge 2-, 3-, or 4-series lithium-ion cells at up to 4A or more. It provides a regulated charging current and voltage with less than $\pm 0.75\%$ total voltage error at the battery terminals. An external P-channel MOSFET operates in a step-down DC-DC configuration to efficiently charge batteries in low-cost designs.

The MAX1873R/S/T regulates the battery voltage and charging current using two control loops that work together to transition smoothly between voltage and current regulation. An additional control loop limits current drawn from the input source so that AC adapter size and cost can be minimized. An analog voltage output proportional to charging current is also supplied so that an ADC or microcontroller can monitor charging current.

The MAX1873 may also be used as an efficient current-limited source to charge NiCd or NiMH batteries in multichemistry charger designs. The MAX1873R/S/T is available in a space-saving 16-pin QSOP package. Use the evaluation kit (MAX1873EVKIT) to help reduce design time.

Applications

Notebook Computers
 Portable Internet Tablets
 2-, 3-, or 4-cell Li+ Battery Pack Chargers
 6-, 9-, or 10-cell Ni Battery Pack Chargers
 Hand-Held Instruments
 Portable Desktop Assistants (PDAs)
 Desktop Cradle Chargers

Selector Guide

PART	SERIES CELLS TO CHARGE
MAX1873REEE	2-Cell Li+ or 5- or 6-cell Ni Battery
MAX1873SEEE	3-Cell Li+ or 7- or 9-cell Ni Battery
MAX1873TEEE	4-Cell Li+ 10-cell Ni Battery Packs

Pin Configuration appears at end of data sheet.

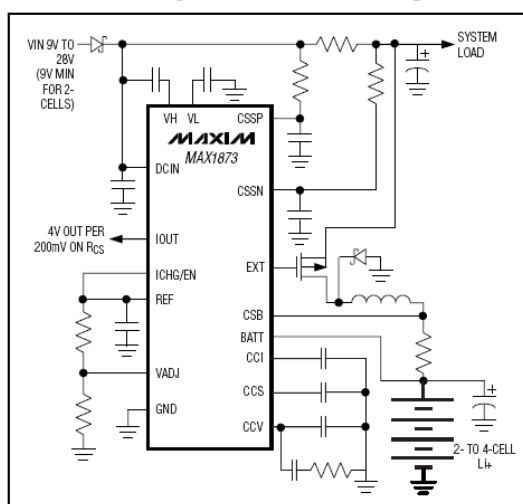
Features

- ◆ Low-Cost and Simple Circuit
- ◆ Charges 2-, 3-, or 4-Series Lithium-Ion Cells
- ◆ AC Adapter Input-Current-Limit Loop
- ◆ Also Charges Ni-Based Batteries
- ◆ Analog Output Monitors Charge Current
- ◆ $\pm 0.75\%$ Battery-Regulation Voltage
- ◆ 5 μ A Shutdown Battery Current
- ◆ Input Voltage Up to 28V
- ◆ 200mV Dropout Voltage/100% Duty Cycle
- ◆ Adjustable Charging Current
- ◆ 300kHz PWM Oscillator Reduces Noise
- ◆ Space-Saving 16-Pin QSOP
- ◆ MAX1873 Evaluation Kit Available to Speed Designs

Ordering Information

PART	TEMP. RANGE	PIN-PACKAGE
MAX1873REEE	-40°C to +85°C	16 QSOP
MAX1873SEEE	-40°C to +85°C	16 QSOP
MAX1873TEEE	-40°C to +85°C	16 QSOP

Typical Operating Circuit

**MAXIM**

Maxim Integrated Products 1

For pricing, delivery, and ordering information, please contact Maxim/Dallas Direct! at 1-888-629-4642, or visit Maxim's website at www.maxim-ic.com.

ALLOY Data

Carpenter High Permeability "49"® Alloy

Identification

UNS Number

- K94840

Type Analysis

Carbon	0.02 %	Manganese	0.50 %
Silicon	0.35 %	Nickel	48.00 %
Iron	Balance		

General Information

Description

Carpenter High Permeability "49"® is a 48% nickel-iron alloy that possesses the highest saturation flux density of any nickel-iron alloy. The saturation flux density of about 16000 gauss (1.6 tesla) combined with high magnetic permeability and low core loss makes this a versatile alloy with many potential applications.

The alloy is available in three grades:

1. Carpenter High Permeability "49" Alloy

Available in bar, wire, rod and strip form in thicknesses of 0.020" (0.51 mm) and over by various widths, this grade has been used for magnetic shielding and sensitive relay and solenoid components.

2. Carpenter High Permeability "49" Alloy-Rotor Grade

This grade is specially processed to yield uniform, isotropic properties and is supplied as cold rolled strip in thicknesses from 0.004 to 0.020" (0.1 to 0.51 mm) It has been used for laminations for rotating components such as resolvers and servo-synchros where the magnetic properties must be highly isotropic (i.e., not directionally dependent).

3. Carpenter High Permeability "49" Alloy-Transformer Grade

This semi-isotropic grade is specially processed to produce higher magnetic permeabilities parallel to the rolling direction of the strip and is suitable for use in transformer laminations and tape wound cores where the directionality of magnetic properties can be an advantage. It is available as cold rolled strip in thicknesses ranging from 0.001 to 0.020" (0.03 to 0.51 mm).

Applications

Carpenter High Permeability "49" alloy has been used in laminated cores for instrument transformers, magnetic shields and cores for certain electronic and communications devices in which extremely high permeability at low magnetizing forces greatly increases the efficiency and effectiveness of the equipment.

Because of its high permeability, it has also been used in solenoid cores and sensitive relays that must respond to low magnetizing forces.

Corrosion Resistance

Carpenter High Permeability "49" alloy resists weather and moisture corrosion to a moderate extent.

Important Note: *The following 5-level rating scale is intended for comparative purposes only. Corrosion testing is recommended; factors which affect corrosion resistance include temperature, concentration, pH, impurities, aeration, velocity, crevices, deposits, metallurgical condition, stress, surface finish and dissimilar metal contact.*

Humidity	Good
----------	------

MAGNET MATERIAL CHARACTERISTICS
Cast Alnico Magnets

Material & Grade	Max. Energy Product (BH) max		Remanence B_r		Coercive Force				Rev. Temp. Coeff.		Curie Temp.	Working Temp.	Density
	MGOe	kJ/m ³	kG	mT	H_c		H_{c1}		B_r	H_{c2}	T_c	T_w	g/cm ³
					Oe	kA/m	Oe	kA/m	% / °C	% / °C	°C	°C	
Alnico 2	1.6	12.8	7.0	700	580	47	600	48	-0.03	-0.02	810	450	7.0
Alnico 3	1.2	10.0	6.0	600	480	38	500	40	-0.03	-0.02	810	450	6.9
Alnico 5	5.0	40.0	12.5	1250	640	51	640	51	-0.02	-0.02	860	525	7.3
Alnico 5DG	6.5	52.0	13.0	1300	680	55	700	56	-0.02	-0.02	860	525	7.3
Alnico 5-7	7.5	60.0	13.5	1350	740	59	740	59	-0.02	-0.02	860	525	7.3
Alnico 6	3.5	28.0	10.0	1000	720	58	720	58	-0.02	-0.03	860	525	7.3
Alnico 8	5.0	40.0	8.0	800	1480	119	1500	120	-0.025	-0.02	860	550	7.3
Alnico 8B	5.5	44.0	8.5	850	1550	124	1550	124	-0.025	-0.02	860	550	7.3
Alnico 8HE	6.0	48.0	9.0	900	1500	120	1500	120	-0.025	-0.02	860	550	7.3
Alnico 8HC	4.5	36.0	7.0	700	1880	151	1900	152	-0.025	-0.02	860	550	7.3
Alnico 9	9.0	72.0	10.5	1050	1400	112	1400	112	-0.025	-0.02	860	550	7.3

BAY PAC MODEM
- SPECIFICATIONS -

Compatibility: G3RUH 9600 baud DFM
 PAR9600 / PICPAR / BP-96

Computer Interface: Centronics Parallel Port

Power: Computer Parallel Port (5ma) or external power source of +8 to 14 volts @ 10ma

Signals: PTT (active low) 75ma @ 12v (MAX)
 Rx Input 300mv p-p (nom)
 Tx Output 0 - 3v p-p

Connectors: Parallel Port - DB-25M
 Radio Port - DB-9F
 Power - 5.5 x 2.1 mm (Center +)

Size: 7/8" H x 2-1/4" W x 3" D

Case: Molded ABS - Gray/White

Construction: Surface Mount Technology (SMT)

Accessories: DB-9M radio cable
 5.5 x 2.1 mm power plug

TEKK KS-960 (KS-900N)

Crystal Controlled Digital Data Radio

The KS-960 Series is available in a Low and High Band configuration. The suffix L and H indicate Low and High respectively. The Low Band radio is intended for operation between 430 and 450 MHz. The High Band version for operation between 450 and 470 MHz. Because there are a number of component differences between the Low and High Band Radios it is not generally feasible to use a Low Band Radio on a High Band Frequency. The opposite case also being true. There is enough mounting space in the radio case for the inclusion of a miniaturized modem or other special purpose devices.

For the purpose of simplicity throughout the rest of this manual, the Radio will be called the KS-960 regardless of the band of operation.

Performance Specification

GENERAL

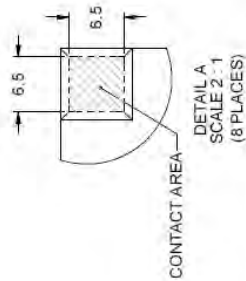
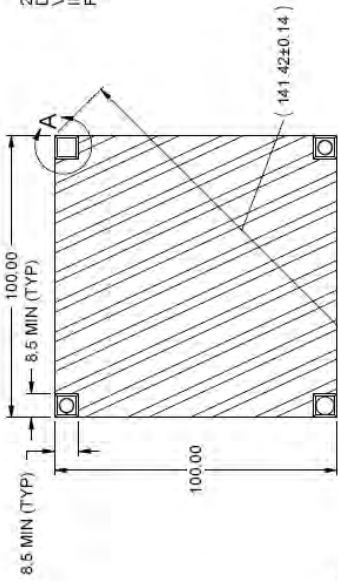
FCC Acceptance ID #	GOXKS-900 Accepted for FCC Part(s) 15, 22, and 90 Frequency Range High Band
Operating Voltage	7.5 - 12Volt DC, Recommended Operating Voltage is 9.6Volt DC.
Operating Temperature Range	-30 to +60 deg Celsius
Dimensions in Inches	3 5/8 x 2 1/4 x 1 1/4
Approximate Weight	199 Grams (7 Oz)
Antenna Impedance	50 Ohm
User Interface	BNC Antenna Interface
Case	9 Pin "D" Type (DB-9) Spot Welded Steel with removable Top and Bottom.

PUBLIC DOMAIN DOCUMENT - WITH RESTRICTIONS

THE CUBESAT KIT CONFORMS TO THE CUBESAT DIMENSIONAL SPECIFICATIONS IN THIS CONTROL DRAWING. THIS DRAWING ITSELF IS DERIVED FROM THE ORIGINAL CUBESAT SPECIFICATION AVAILABLE AT www.cubesat.org. THIS DOCUMENT IS PROVIDED AS A SERVICE TO THE CUBESAT COMMUNITY. THIS DOCUMENT MAY BE DISTRIBUTED ONLY IN UNALTERED FORM. WEBMASTERS: LINKS TO THIS DOCUMENT AT www.cubesatkit.com/doc/cubesatcontroldrawing.pdf ARE PREFERRED. DISCLAIMER: PUMPKIN MAKE NO GUARANTEES AS TO THE VALIDITY OF THE INFORMATION PRESENTED. -USE AT YOUR OWN RISK. © COPYRIGHT 2003, PUMPKIN, INC. - ALL RIGHTS RESERVED. CUBESAT KIT AND THE CUBESAT KIT LOGO ARE TRADEMARKS OF PUMPKIN, INC.

REVISION HISTORY

REV	LOC	DESCRIPTION	DATE	APP/VD
B1	A6	CHANGED LENGTH OF BOTTOM "FEET" TO MATCH LENGTH OF TOP "FEET" -> RESULT IS LOSS OF 0.50mm OF MAIN BODY HEIGHT.	09/01/2003	AWR
B1	D3	ADDED SPRING PLUNGER CALLOUT	09/01/2003	AWR
B2	B4	ADDED SURFACE CALLOUT TO RAILS	09/26/2003	AWR



NOTE: NEIGHBORING SATELLITE SPRING AND SWITCH CONTACT AREAS MUST BE ACCOMMODATED WITH THE MINIMUM FLAT CONTACT AREA AS SHOWN IN DETAIL-A

CubeSat NOTES:

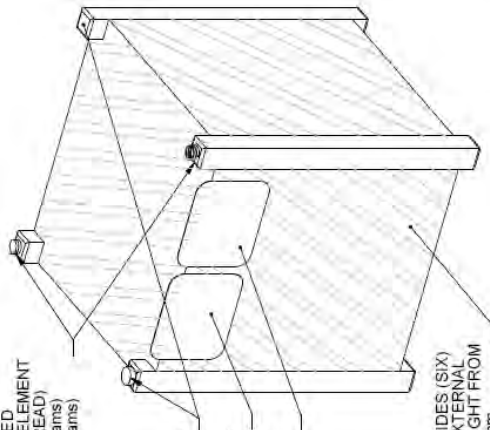
- 1) REMOVE ALL BURRS AND BREAK SHARP EDGES
- 2) ROUND ALL EDGES (1mm SUGGESTED)
- 3) RAIL SURFACES (8X) AND ENDS OF RAILS (8X) MUST BE POLISHED HARD (NO DIZE IS PREFERRED). THE PREFERRED POLISHING METHOD IS CUBESAT AND P-POD/LAUNCHER SURFACES
- 4) NO EXTERNAL OBJECTS ON CUBESAT MAY TOUCH INTERNAL SURFACES OF THE P-POD
- 5) MUST HAVE REMOVE BEFORE FLIGHT PIN, OR LAUNCH WITH COMPLETELY DISCHARGED BATTERIES
- 6) FINAL LAUNCH WEIGHT: 1 KILOGRAM MAX. HEAVIER UNITS WILL INCURR EXTRA LAUNCH COSTS
- 7) CAL POLY HAS FINAL DECISION ON ALL ALLOWABLE CUBESAT DESIGNS AND ORIENTATIONS. THIS MUST BE DISCUSSED WITH CAL-POLY LAUNCH PERSONNEL

NOTE THAT THE ORIGINAL CAL-POLY CUBESAT SPECIFICATION DRAWING SHOWS 6.5mm FOR THIS DIMENSION

2X SST STUBBY SPRING LOADED DELRIN NOSE WITH LOCKING ELEMENT VILIER PIN SSMD-51A (8-32 THREAD) INITIAL FORCE = 50 lbs (225 grams) FINAL FORCE = 1.5 lbs (680 grams)

DEPLOYMENT DETECTION SWITCH (1 REQUIRED)
REMOVE-BEFORE-FLIGHT PIN ACCESS AREA
OPTIONAL DATA PORT ACCESS AREA

HATCHED AREAS ON ALL SIDES (SIX) REPRESENTS OPTIONAL EXTERNAL MOUNTING AREA - MAX HEIGHT FROM HATCHED SURFACE IS 6.5mm



750 Naples - San Francisco - CA 94112
(415) 584-6360 ph - (415) 585-7948 fax
www.cubesatkit.com
cubesatkit@pumpkininc.com

UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS TOLERANCES ARE:	APPROVALS	DATE	TITLE
FRACTIONS: DECIMALS: ANGLES: X = ± .50 X.X = ± .25 X.XX = ± .10	DRAWN: AWR/12/07/03 CHECKED: AWR/12/20/03	02/07/03 12/20/03	CubeSat, Control Document
CAD GENERATED DRAWING. DO NOT MANUALLY UPDATE	QUAL ENG/AWR/12/20/03	SCALE: 2:1	REV: B2 REV: B2 SHEET: 1 OF 1

GLOSARIO

AC.-	Corriente alterna.
GaAs.-	Arseniuro de galio.
Ah.-	Ampere-hora.
AM. -	Amplitud modulada.
AX.25-	Protocolo amateur de comunicaciones basado en X.25
ACTIVO.-	Experimento ruso de ondas eléctricas.
APEKS.-	Experimento espacial de ondas radioeléctricas.
Alfvén.-	Ondas que describen el comportamiento acoplado del plasma y el campo magnético.

Banda S.- La banda S es un rango de frecuencias que va desde los 2.0 a los 4.0 GHz., cruzando el límite imaginario entre el UHF y el SHF a 3.0 GHz. Es parte de la banda de microondas del espectro electromagnético. La banda S es utilizada por radares meteorológicos y algunos satélites de comunicaciones.

Banda X.- Gama que cubre las frecuencias de 7.25 a 8.40 GHz. Esta banda está reservada exclusivamente para usos militares.

Bauds.- Describe la cantidad de veces que la línea de transmisión cambia de estado por segundo.

BPSK.- Por sus siglas en inglés Binary Phase Shift Keying, modulación por desplazamiento de fase binaria.

CD.- Corriente directa.

Cenit.- Intersección entre la vertical del observador y la esfera celeste. Es el punto más alto en el cielo.

CMC.- Control de momento de giro.

CNES.- Centro Nacional de estudios espaciales (Francia).

COBF.- Complejo de ondas de baja frecuencia.

CPU.- Unidad central de procesamiento.

Csl.- Instrumento Japonés para la detección de explosiones de rayos gamma.

CSMA.- Del inglés Carrier Sense Multiple Access, acceso múltiple con escucha de portadora.

dB.- Decibel, es una unidad logarítmica que expresa la relación entre dos magnitudes.

Demeter.- Detección de emisiones electro-magnéticas provenientes de regiones sísmicas.

DIMM.- Módulo de memoria dual en línea.

DOS.- Del inglés disk operating system, disco de sistema operativo.

DVD.- Por sus siglas en inglés Digital Versatile Disc, disco versátil digital.

EEPROM.- Por sus siglas en inglés electrically-erasable programmable read-only memory, memoria de solo lectura, programable y borrable eléctricamente.

ELF.- Frecuencias extremadamente bajas.

Ethernet.- Estándar de facto de redes de computadoras de área local con acceso al medio por contienda CSMA/CD.

FARO.- Método relacionado con el nombre de los primeros transmisores coherentes de ondas de radio en el ancho de banda de metros.

FCC.- Del inglés Federal Communications Comisión, Comisión Federal de Comunicaciones de Estados Unidos.

FCS.- Secuencia de chequeo de frames.

FM.- Frecuencia modulada.

Freático.- Nivel superior de la zona de saturación en las rocas permeables.

Gauss.- Unidad de medida de la inducción magnética.

GPS.- Sistema de Posicionamiento Global.

HDLC.- (High-Level Data Link Control, control de enlace síncrono de datos) es un protocolo de comunicaciones de propósito general punto a punto.

HF.- High Frequency, alta frecuencia, rango de 3 MHz. a 30 MHz.

IAP.- Instrumento analizador de plasma.

IASPEI.- Asociación internacional de sismología y física del interior de la Tierra.

IC.- Del inglés, integrated circuit, circuito integrado.

ICE.- Instrumento de campo eléctrico.

Ide.- Conectores para unidades de disco duro.

IMSC.- Instrumento magnetómetro con bobina de búsqueda.

INS.- Instrumento de navegación satelital.

I/O.- Del inglés in/out, entrada/salida.

Ionosfera.- Parte de la atmósfera ionizada permanentemente debido a la fotoionización que provoca la radiación solar. Se extiende desde el final de la mesosfera (80 Km. de altitud) hasta los 500 Km., constituye el límite inferior de la magnetosfera encontrándose dentro de la termosfera. La ionosfera permite que la atmósfera superior refleje las ondas de radio emitidas desde la superficie terrestre posibilitando que éstas puedan viajar grandes distancias sobre la Tierra, gracias a las partículas de iones (cargadas de electricidad) presentes en esta capa.

IPD.- Instrumento detector de plasma.

IR.- Radiación infrarroja.

ISL.- Instrumento sonda Langmuir.

Kbps.- Kilobites por segundo.

KHz.- Kilo Hertz.

Koronas-1.- Satélite ruso de investigación del campo magnético terrestre.

KV/m.- Kilo-Volt / metro.

LEO.- Órbita terrestre baja.

Linux.- Sistema operativo de libre acceso basado en Unix.

Mbits/s.- Mega-bits por segundo.

MCA.- Módulo de control de abordó.

MHz.- Mega Hertz.

MKA.- Satélite ruso de órbita baja.

Mosfet.- Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor. Consiste en un transistor de efecto de campo basado en la estructura MOS.

Nadir.- El punto más bajo en la intersección entre la vertical del observador y la esfera celeste. Debajo de nuestros pies.

Nanosatmex. Nanosatélite mexicano

NORAD.- Programa de computación para ubicación de satélites en el mapa mundial.

PC.- Computadora personal

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

PID.- Campo Identificador de protocolos.

Plasma.- Partículas cargadas (iones) libres y cuya dinámica presenta efectos colectivos dominados por las interacciones electromagnéticas de largo alcance entre las mismas. Con frecuencia se habla del plasma como un estado de agregación de la materia con características propias, diferenciándolo de este modo del estado gaseoso, en el que no existen efectos colectivos importantes.

PM.- Modulación de fase.

PMP.- Punto de potencia maxima.

Poynting.- Vector cuyo módulo representa la intensidad instantánea de energía electromagnética y cuya dirección y sentido son los de propagación de la onda electromagnética. De una manera más general el vector de Poynting puede definirse como el producto vectorial del campo eléctrico y la intensidad del campo magnético.

P-POD.- Tubo de lanzamiento para nanosatélites categoría CubeSat.

PTT.- Push to talk, oprima para hablar.

QAM.- Modulación de amplitud en cuadratura.

Quaternion.- Es una extensión para números complejos inventada por Lord William Hamilton. Un número quaternion tendrá 2 unidades imaginarias extras las cuales son llamadas j y k.

Radón.- Gas radioactivo sin olor formado de la degradación del uranio.

RAM.- Por sus siglas en inglés random access memory, memoria de acceso aleatorio.

RBE.- Por sus siglas en ruso, Transmisor de doble frecuencia.

RF.- Radiofrecuencia.

RIMM. - Módulo de memoria Rambus en línea.

ROM. - Read only memory, memoria de solo lectura.

RSP. - Radiospectómetro de plasma.

SAT. - Satélites artificiales terrestres.

SD. - Sensor solar.

SDRAM. - Por sus siglas en ingles single data rate synchronous dynamic random access memory, RAM dinámica de acceso síncrono de tasa de datos simple.

SEMs. - Señales electromagnéticas.

SEU. - Trastorno de evento sencillo.

SIMM. - Módulo de memoria en línea simple.

SO. - Sistema operativo.

SORS. - Radiospectómetro de ondas solares.

SRT. - Sistema de regulación térmica.

SSE. - Sistema de suministro de energía.

Superheterodino.-

TLE. - Two lines elements, dos líneas de elementos.

UHF. - Frecuencias ultra altas.

VAN. - Método de predicción sísmica basado en la aparición de señales electromagnéticas (concretamente anomalías eléctricas) en el área epicentral.

VLF.- Frecuencias muy bajas (3-30KHz.).

BIBLIOGRAFÍA

Berbeglia, G., Fernández, D., Simulación de sistemas de potencia solares para satélites. Tesis, Facultad de ciencias exactas y naturales, Buenos Aires, Argentina. Diciembre 2003.

De la Rosa, S., Proyecto Kompas-2. Rusia 2006.

Flagg, S. et al., Using nanosats as a Proof of concept for space science missions: QuakeSat as an operational example, in proceedings of the 18th annual/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 2004.

Herraiz, M., Farelo, A., Cueto, M., Mohino, E., Una aproximación crítica a la propuesta de fenómenos ionosféricos como precursores sísmicos. Revista física de la Tierra Vol. 12. Pág. 319-335, año 2000.

Imai, K. Miyashita, N. et al., Tokyo tech small satellite development projects – Cute 1.7 and Tsubame-. Tokyo Institute of Technology, 2004.

Jason, S., Pulinets, S., da Silva Curiel, A., Sweeting, M. Earthquake forecast science research with a small satellite. Royal Soc. Philosoph. Trans.: Math. Phys. Eng. Sci. 361 (1802), 169 – 173, 2003.

Landeros, S., Propuesta de un satélite mexicano de nueva generación, que utilice las bandas C, Ku y Ka y tecnologías inteligente-regenerativas, Tesis Doctoral, División de Estudios de Posgrado UNAM, 1999.

Long M., et al., A CubeSat Derived Design for a Unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection, Proceedings of the 16th Annual/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 2002.

Neri, R., Comunicaciones por Satélite, Editorial Thomson, México, 2003.

Ovchinnikov, M., Pen'kov, V., Norberg, O., Barabash, S., Attitude control system for the first Swedish nanosatélite "Munin". Acta Astronautica. Vol. 46, Nos. 2–6, pp. 319-326, 2000.

Pulinets, S.A. Space technologies for short-term earthquake warning. Adv. Space Research, 2005.

Rankin, D. et al., The CanX-2 nanosatellite: Expanding the science abilities of nanosatellites. Acta Astronautica 57, pp. 167-174, 2005.

Sarda, K. Eagleson, S. Caillibot, E. Grant, C. Kekez, D. Pranajaya, F. Zee, Robert. Canadian advanced nanospace experiment 2: Scientific and technological innovation on a three-kilogram satellite. Acta Astronautica 59 pp. 236-245, 2006.

Tanenbaum, A., Redes de computadoras, Pearson Educación, Cuarta edición, México, 2003.

Tomasi, W., Sistemas de comunicaciones electrónicas, Pearson educación, Cuarta Edición, México, 2003.

Torresán, G. et al., Estudio preliminar del control térmico de un nanosatélite. Mecánica computacional Vol. XXIV. Buenos Aires, Argentina. Noviembre 2005.

Vicente, E. Landeros, S. et al., Preliminary Design of the power subsystem for a University nanosatellite, CICINDI' 05 International conference on digital systems design, Mexico City, September (2005).

Vicente, E. Landeros, S. et al., Design of a Nanosatellite laboratory model as a proof of concept for a future university space mission, CICINDI' 05 International conference on digital systems design, Mexico City, September (2005).

Wertz, J.R., and Larson, W. J., Space Mission Analysis and Design, 3rd Ed., Microcosm Press, El Segundo, CA, 1999.

White, J., Microsat Motion, Stabilization and Telemetry. AMSAT-NA. September 1990

[EN LINEA]

CanX2, <http://www.utias-sfl.net/nanosatellites/CanX2/system.html>

Cartech, <http://cartech.ides.com/datasheet.aspx?i=103&e=207&c=TechArt>

Compass, <http://compass.izmiran.ru>

Cubesatkit, <http://www.cubesatkit.com/content/datasheet.html>

Dallas semiconductor, Evaluation kit for the MAX1873 kit,
http://www.maxim-ic.com/quick_view2.cfm/qv_pk/3105

Demeter, <http://smcsc.cnes.fr/DEMETER>

DFC6U5S5 power regulator specs.
<http://www.digchip.com/datasheets/parts/datasheet/385/DFC6U5S5.php>

Dynacon, http://www.dynacon.ca/index.php/spc_products.html?sesn=3b9ea8f3ae47e0ba1785784e55f10a4e

Emcore, <http://www.emcore.com>

Honeywell, <https://www.honeywell.com/sites/portal?smap=aerospace&page=ProductA-Z&theme=T21>

IRFF130 Mosfet data sheets,
http://www.alldatasheet.co.kr/datasheet-pdf/pdf_kor/INTERSIL/IRFF130.html

KatySat, http://home.katysat.org/index.php?option=com_content&task=view&id=27&Itemid=36

Maxim, MAX1873 simple current limited switch-mode Li+ charger controller. Maxim Datasheet, http://www.maxim-ic.com/quick_view2.cfm/qv_pk/3036

Maxim, <http://www.maxim-ic.com/l-Wire.cfm>

Pc104, <http://www.pc104.org>

Quakefinder, <http://www.quakefinder.com/research/techpapers.php>

Routers, <http://www.routes.com/Programs-Imagers.html>

Smallsat, <http://www.smallsat.org/conference>

Sonda langmuir, www.sorocaba.unesp.br/gpm/sonda.htm

Surray, <http://www.sstl.co.uk>

Tadiran, <http://www.tadiran.com/lithiumsnotalike.php>

Tigertronics, <http://www.tigertronics.com>