

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PONTIFICIA
**UNIVERSIDAD
CATÓLICA**
DEL PERÚ

**DISEÑO DE UN NANOSATÉLITE PARA EL PROYECTO DE ESTUDIO
ATMOSFÉRICO QB50**

Tesis para optar el Título de Ingeniero Electrónico, que presenta el bachiller:

Arturo Víctor Mozombite Frisancho

ASESOR: Jorge Heraud Pérez

Lima, Agosto del 2012

Resumen

El presente trabajo de tesis tiene como objetivo principal determinar las condiciones y rangos de operación para la electrónica de un satélite de la categoría “nanosatélite” de la norma *CubeSat* y utilizando estos datos, realizar adecuadamente la selección de los componentes y el diseño o selección de los sistemas electrónicos para cada uno de los módulos principales de operación del mismo.

El trabajo está dividido en cuatro capítulos, en el primero, se detallan las partes principales de un satélite, así como algunos conceptos físicos importantes, los cuales servirán de base para el desarrollo del diseño propiamente dicho.

En el segundo capítulo se menciona el objetivo del trabajo, en cuanto a qué módulos o partes del satélite corresponden al desarrollo de este trabajo. En el tercer capítulo se detalla cada uno de los parámetros físicos y requerimientos técnicos que deben superarse para el adecuado funcionamiento de un equipo electrónico en el espacio.

Por último en el capítulo cuarto, se especifica la solución más adecuada para el diseño del equipo.

Cabe resaltar que este trabajo de tesis es meramente el marco para el desarrollo del proyecto QB50 ya que el diseño específico de cada unidad del módulo funcional del satélite involucra un trabajo mucho más detallado y extenso que el que es posible realizar en el plazo requerido para la presentación del mismo.

Índice General

1. Marco teórico

- 1.1. Satélites pequeños y Nanosatélites
- 1.2. Proyecto QB50
- 1.3. CubeSat
- 1.4. Conceptos generales
- 1.5. Partes de un Nanosatélite
 - 1.5.1. Estructura
 - 1.5.2. Computadora de abordo
 - 1.5.3. Sistema de comunicaciones
 - 1.5.4. Sistema de energía
 - 1.5.5. Misiones

2. Objetivo

- 2.1. Objetivo principal
 - 2.1.1. Plataforma de operaciones

3. Marco Problemático

- 3.1 Limitaciones técnicas
- 3.2. Condiciones de diseño

4. Solución

- 4.1 Estructura mecánica
- 4.2 Computadora de abordo
- 4.3 Sistema de comunicaciones
- 4.4 Sistema de energía
- 4.5 Soluciones existentes

Recomendaciones

Conclusiones

Bibliografía



Índice De Figuras

- 1.1 Tamaños estándar de CubeSat [6]
- 1.2 Conducción de calor para un sólido en tierra
- 1.3 Conducción de calor para un sólido en el espacio
- 4.1 Modelos estructura mecánica [6]
- 4.2 Distribución de circuitos al interior de CubeSat [11]
- 4.3 Foto PicoPacket [17]
- 4.4 Diagrama de sistema eléctrico de poder
- 4.5 Tarjeta madre modular fabricada por la empresa CubeSat Kit [21]
- 4.6 Fuente Lineal fabricada por la empresa CubeSat Kit [22]

1.1

Índice De Tablas

- 1.1 Denominación de satélites por masa [5]
- 4.1 Cuadro comparativo de consumo energético entre microprocesadores
- 4.2 Cuadro comparativo entre potencia entregada por celdas solares [20]



Introducción

Desde tiempos inmemoriales el ser humano ha tenido un ansia de conocimiento la cual siempre lo ha llevado a experimentar y explorar, iniciando por los primeros hombres que habitaron nuestro planeta, expandiéndose de un continente a otro hasta los exploradores actuales, que ya piensan en viajar a otros planetas dentro de nuestro sistema solar para colonizarlos y explotar sus recursos. La propia naturaleza del hombre lo ha llevado a expandirse a través de todo el globo e inclusive al espacio exterior, afrontando cada vez desafíos mayores, siendo estos siempre superados de una manera u otra.

Iniciando con el primer satélite artificial puesto en órbita por la otrora Unión Soviética, el *Sputnik 1*, el día 4 de octubre de 1957 [1], a partir de este momento se inició lo que podría llamarse Era Espacial, siendo el satélite ruso seguido por muchos otros, tanto pertenecientes a la Unión Soviética como a los Estados Unidos de América. En la actualidad el número de satélites en órbita es de aproximadamente siete mil (7000) de los cuales aproximadamente quinientos (500) son satélites artificiales operativos en alguna misión, el resto son partes de transbordadores o satélites fuera de servicio (basura espacial) [2].

Muy a pesar de que hoy en día sabemos que los satélites artificiales son ampliamente usados por compañías civiles, como muchas de las tecnologías desarrolladas por la humanidad, la tecnología satelital se ideó primordialmente para uso militar. No sería hasta después que se iniciaría el desarrollo e implementación de redes de satélites para uso civil, principalmente para sistemas de comunicaciones de voz y video, además del sistema de posicionamiento global. Sin embargo, el colocar un objeto en órbita presenta serias complicaciones, siendo una de las principales el costo económico que implica la fabricación del satélite tanto como el lanzamiento del mismo.

En el año 1999 inició el programa CubeSat en la Universidad Politécnica del Estado de California (EUA) [3], el mismo es un programa de diseño e implementación de satélites con fines educativos por parte de más de cuarenta universidades alrededor del mundo. El proyecto determina ciertas normas que un satélite debe seguir para calificar como CubeSat, siendo las principales las normas de masa máxima permitida (un kilogramo por unidad CubeSat) y volumen (un litro) además de la forma cúbica que da el nombre a estos satélites [4].



Además de los picosatélites de una unidad CubeSat (cubos de 10cm de lado) también hay satélites de dos o tres unidades, respetando la proporción de volumen (si se trata de un satélite de dos unidades será de 10cm x 10cm x 20cm y así sucesivamente) y de masa para cada caso.

En este trabajo de tesis se llevara a cabo el diseño preliminar de un satélite de dos unidades CubeSat, con miras a su participación en el proyecto de estudio atmosférico QB50, llevado a cabo por el Instituto Von Karman de Bélgica.



Capítulo 1

Marco Teórico

1.1. Satélites pequeños y Nanosatélites

Por definición, un satélite es todo cuerpo celeste opaco que gira alrededor de un planeta primario; los satélites artificiales son vehículos, tripulados o no, que giran alrededor de la tierra u otro astro y que llevan instrumentos apropiados para recopilar información y retransmitirla.

En la actualidad los satélites artificiales juegan un papel sumamente importante en nuestra civilización, otorgándonos desde la capacidad de comunicarnos de manera casi instantánea en cualquier parte del globo terrestre (telecomunicaciones satelitales), brindándonos nuestra posición exacta en cualquier parte del planeta (Sistema de Posicionamiento Global GPS) e inclusive permitiéndonos predecir hasta cierto punto las condiciones climáticas alrededor de todo el mundo.

Dependiendo de su aplicación los satélites varían en tamaño y masa. Los hay desde aquellos de varios metros de envergadura, como por ejemplo el Telescopio Espacial Hubble, hasta los de pocos centímetros, como los empleados en el proyecto *CubeSat*.

De acuerdo a su masa los satélites se clasifican de la siguiente manera:

Clasificación	Masa Neta
Satélite Grande	>1,000Kg
Satélite Mediano	500-1,000Kg
Minisatélite	100-500Kg
Microsatélite	10-100Kg
Nanosatélite	1-10Kg
Picosatélite	0.1-1Kg
Femtosatélite	<0.1Kg

Tabla 1.1: Denominación de satélites por masa

Los satélites del *Sistema de Posicionamiento Global GPS* son satélites bastante grandes, con masas que pueden superar los 2,000Kg, el Telescopio Espacial Hubble sin embargo los supera en gran medida, con una masa de aproximadamente 11,000Kg [7]. Los satélites pequeños o satélites miniaturizados son diseñados de la misma manera que los satélites más grandes, sin embargo, dadas las limitaciones en cuanto a espacio y masa, sus misiones suelen ser mucho más específicas.

En esta tesis se desarrollará el diseño de un Nanosatélite, ya que la masa del mismo no superará los 2Kg por las propias limitaciones del proyecto en el cual se espera que participe.

1.2. CubeSat

El proyecto CubeSat se inició en el año 1999 en la Universidad de Stanford en California, con el objetivo de llevar a cabo investigación espacial a bajo costo y a nivel universitario. El estándar CubeSat especifica las características que estos satélites deben tener. En general, una unidad CubeSat tiene un litro de volumen (10x10x10cm) y no puede tener más de 1Kg de masa. El nombre CubeSat viene dado por la forma del mismo, un cubo y en general todo Picosatélite o Nanosatélite que se apegue a los estándares CubeSat se conoce por ese nombre.

También existen variaciones en cuanto al tamaño y masa, un satélite de dos unidades CubeSat tendrá un volumen de dos litros (20x10x10cm) y tendrá un límite de masa de no más de 2Kg, lo mismo aplica para los satélites de tres unidades. Existen también variaciones de una unidad y media (1.5U) y más de tres unidades (4U, 5U, etc.) las cuales siguen las mismas proporciones entre tamaño y masa. En el gráfico siguiente se puede apreciar CubeSat de una, dos y tres unidades.



Figura 1.1: Tamaños estándar de CubeSat, de derecha a izquierda, satélites de una, dos y tres unidades.

1.3. Proyecto QB50

El proyecto QB50 es un emprendimiento internacional, el cual espera colocar en la órbita baja terrestre (LEO) cincuentaicinco Nanosatélites, con sensores idénticos, con dos objetivos principales: realizar mediciones en la *termósfera baja*, la cual es una de las partes de la atmósfera terrestre menos estudiada y realizar estudios sobre las condiciones de *re-ingreso* a la atmósfera [8].

Los satélites que participarán en el proyecto serán del tipo CubeSat, específicamente de dos unidades CubeSat. Una de las unidades será la plataforma funcional, es decir, la que se encargará del aspecto operativo del satélite, esto incluye la computadora central, el sistema de energía y el módulo de comunicaciones entre otras cosas. La segunda unidad será la que contenga la parte experimental del satélite, es decir su misión, esta unidad contendrá los experimentos que se llevarán a cabo en el espacio. Cabe mencionar que para el momento de la presentación de este documento, aun no se tenía especificado por parte del instituto Von Karman en Bélgica cuales ni cuantos sensores se pensaba colocar en la unidad experimental del satélite.

El objetivo de esta tesis es el diseño de la unidad operativa del satélite, la cual interactuará con la unidad que se encargará de la misión, haciendo posible que esta se lleve a cabo satisfactoriamente.

1.4. Conceptos generales

Como en todo ambiente de diseño, el espacio exterior presenta limitaciones, tanto en cuanto al diseño mecánico como al electrónico. Las principales trabas que se presentan a la electrónica en el espacio exterior son las referentes a la evacuación de calor por *Efecto Joule*. Bajo condiciones normales (sobre la superficie de la tierra a una atmosfera de presión), el calor se propaga esencialmente por tres mecanismos: conducción, convección y radiación. Esto puede apreciarse en la gráfica siguiente:

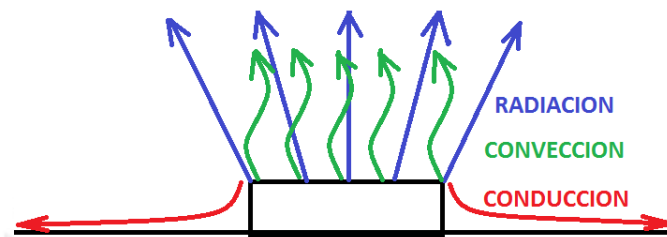


Figura 1.2: Conducción de calor para un sólido en tierra bajo condiciones atmosféricas

Sin embargo en el espacio solo ocurren dos de estos mecanismos, conducción y radiación, ya que la convección se da debido a la existencia de un medio portador de partículas con menos energía (aire) capaces de extraer calor del cuerpo en cuestión.

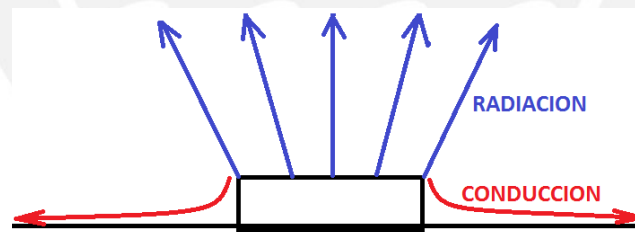


Figura 1.3: Conducción de calor de para un sólido en el espacio

Esto provoca un aumento dramático en la *temperatura de operación* de los componentes electrónicos, provocando fallas fatales si no se toman las precauciones necesarias. Además también existen limitaciones en cuanto a los materiales de los que puede estar fabricada la estructura mecánica, siendo las dos principales la corrosión y la radiación. La corrosión en el espacio no se da como en la superficie del planeta, en donde prima la oxidación del metal, en el espacio la corrosión se da por abrasión con el medio, esto significa, pequeñísimas partículas de polvo chocan con todos los objetos que orbitan la tierra, provocando un desgaste significativo conforme transcurre el tiempo de vida de éstos en órbita.

1.5. Partes de un Nanosatélite

Los satélites artificiales en general cuentan con las mismas partes principales, ya sean para misiones de exploración temporales, o para misiones de larga duración. A continuación se describe en detalle cada una de las partes más importantes de un Nanosatélite:

1.5.1. Estructura

La estructura mecánica es la que le da forma al satélite, se encarga de albergar todas las unidades funcionales del mismo, así como de protegerlas del hostil ambiente del vacío. Para el diseño de la estructura mecánica se prefiere materiales que tengan gran resistencia y a la vez que tengan poca masa, ya que contemplando las limitaciones de la misma, una estructura demasiado pesada podría hacer necesario remover ciertas partes electrónicas al sistema.

A la vez de ser el armazón en donde toda la electrónica y los experimentos del satélite se resguardan, comúnmente se utilizan las caras de la estructura para colocar las celdas fotovoltaicas, en reemplazo de los sistemas de celdas solares desplegables, que se observan comúnmente en satélites de mayor tamaño, esto se lleva a cabo en general porque los Nanosatélites no tienen un gran consumo de potencia, por lo tanto no necesitan un gran despliegue de celdas solares para satisfacer sus necesidades energéticas.

1.5.2. Computadora de abordo

La computadora de abordo, comúnmente conocida por las siglas *OBC On Board Computer*, es el cerebro del satélite, se encarga de controlar todas las funciones del mismo, tanto como del módulo de comunicaciones, el sistema de energía, supervisión de las misiones y experimentos que se llevan a cabo en el satélite, etc. En general la computadora de abordo es un microprocesador, que va acompañado de una memoria flash *EEPROM*.

Entre otras, las funciones de la computadora central son controlar que partes del satélite deben ser energizadas en los momentos oportunos, interpretar las órdenes recibidas de tierra por el módulo de comunicaciones, supervisar el estado de carga de las baterías, tomar información de los sensores de vuelo, mantener en progreso continuo el avance de la misión, etc.

1.5.3. Sistema de comunicaciones

El sistema de comunicaciones conocido con las siglas *COM* o *COMM*, como su nombre lo indica, es el encargado de actuar como interfaz entre el satélite y la base en tierra. Es de suma importancia ya que nos brinda información del estado del satélite y del desarrollo de las misiones del mismo.

Generalmente cuenta con un *modem* y un transmisor, esta es una de las partes del satélite que más energía consume, ya que se necesita una gran cantidad de potencia para realizar transmisiones exitosas entre la tierra y el espacio.

1.5.4. Sistema de energía

El Sistema Eléctrico de Poder abreviado *EPS* por sus siglas en inglés *Electric Power System*, es el encargado de alimentar a todos los sistemas del satélite, así como de recoger la energía solar a través de celdas fotovoltaicas, debe tener un adecuado banco de baterías así como un sistema de carga para las mismas y un sistema de conversión a los niveles de voltaje utilizados por los dispositivos instalados en el satélite, ya sean sensores, transmisores, microprocesadores, etc.

1.5.5. Misiones

A la tarea para la que se fabrican y se colocan en órbita satélites se le llama misión, las misiones de los satélites son bastante variadas, existen retransmisores para telecomunicaciones, telescopios ópticos, satélites con cámaras en tiempo real para el estudio del clima, etc. A pesar de esto y por muy diferentes que las misiones sean, los satélites siempre cuentan con los mismos módulos principales, mencionados en los previos incisos.

La misión del proyecto QB50 estará dividida en dos partes principales, la primera será estudiar los componentes de la *Termósfera baja*, capa de la atmósfera ubicada entre los 90 y 330Km de altura, se decidió el estudio de esta capa, ya que es la parte de la atmósfera menos estudiada, no se sabe con certeza cuales son las concentraciones de los componentes que forman parte de la misma. Los satélites se ubicarán aproximadamente a 330Km de altura y se espera que tengan una vida útil de tres meses. Durante este tiempo su órbita *decaerá* hasta la altura de 90Km debido al *arrastré atmosférico*, gracias a esto se podrán estudiar las diferentes densidades de los componentes de esta capa de la atmósfera en toda su extensión. La segunda parte de la misión es estudiar las condiciones de re-ingreso a la atmósfera, una vez que su tiempo de vida haya transcurrido, los satélites se desintegrarán en la atmósfera, permitiendo estudiar la respuesta de arrastre al *re-ingreso*.

Capítulo 2

Objetivo

2.1. Objetivo principal

El objetivo principal de esta Tesis es fijar los rangos mínimos y máximos de operación de los componentes electrónicos que se usarán en los diferentes módulos para el adecuado funcionamiento del satélite y el desarrollo exitoso de sus misiones. Una vez hecho esto, diseñar una solución acorde a los rangos escogidos, seleccionando de manera apropiada los componentes que cumplan con estos rangos y realizando una propuesta de prueba que garantice su adecuado funcionamiento conforme se desarrolle la misión.

No es parte de este trabajo el seleccionar los componentes ni sistemas que formaran parte de la unidad experimental del satélite, tanto como la selección de la misión para la cual el satélite está siendo diseñado. Solo se tomará en cuenta para el desarrollo de este trabajo el diseño o selección de los componentes y sistemas que conforman la unidad funcional (Plataforma de operaciones) la cual se encargará de controlar la misión y los experimentos a realizarse, de manera principal este trabajo se enfoca al diseño de la computadora de abordó, ya que se cuenta con la experiencia del satélite Pucp-Sat 1 en cuanto al sistema de energía y al módulo de comunicaciones.

2.1.1. Plataforma de operaciones

La plataforma de operaciones está compuesta por cuatro partes principales, las cuales se mencionaron en el Capítulo 1, inciso 1.5.:

- Estructura mecánica
- Computadora de abordó
- Sistema de comunicaciones
- Sistema de energía

En primer lugar, el diseño de la estructura mecánica debe tomar en consideración los siguientes factores:

- Debe ser liviana, ya que la limitación de masa para el satélite es de 2Kg, los cuales deben ser aprovechados al tanto en los componentes de la parte operativa como la parte experimental.
- Debe ser resistente a la corrosión y en lo posible debe ser inerte para que no reaccione con los gases que puedan formar parte de la termósfera.
- Debe ser lo más impermeable a la radiación posible, para que los rayos cósmicos o partículas de alta energía no afecten a los semiconductores en los circuitos.

Para la computadora de abordo deben considerarse las siguientes características:

- Debe elegirse un microprocesador capaz de administrar las funciones operativas del satélite, manejar las comunicaciones, administrar el uso de energía así como la carga de las baterías, almacenar la información recaudada durante el desarrollo de los experimentos, etc.
- Seleccionar una memoria flash capaz de almacenar toda la información de los experimentos, así como la memoria del programa principal del satélite. Esta memoria no debe tener una capacidad muy grande, ya que las memorias flash de alta capacidad son más propensas a sufrir Problemas por Eventos Singulares (*Single Event Upset*), que se dan cuando una partícula de alta energía (rayos cósmicos), choca con los flip-flop que componen las flash e intercambia uno o más bits de información, dejando esta, en algunos casos, totalmente corrompida.

En el diseño del sistema de comunicaciones deben tomarse las siguientes consideraciones:

- Seleccionar un protocolo de comunicaciones y a la vez un *modem* capaz de comunicarse efectivamente con el centro de comunicaciones en tierra.
- Seleccionar un transmisor y un receptor o un trans-receptor (*transceiver*) con la potencia suficiente para que la comunicación entre el satélite y la base en tierra se realice de manera exitosa, de manera eficiente y sin mayores pérdidas de información.

- Asimismo debe llevarse a cabo un estudio sobre los componentes adicionales que deben ser instalados en el sistema de comunicaciones tales como *transponders*, codificadores, decodificadores, amplificadores, antenas, etc.

No es parte del desarrollo de este trabajo el diseño de los dispositivos de recepción de datos en tierra, únicamente lo es el diseño del sistema de envío y recepción de datos desde el satélite.

Por ultimo en el diseño del sistema eléctrico de poder es en el que mayor cantidad de premisas deben considerarse:

- Estimar el tiempo que el satélite estará expuesto directamente a la luz solar y el tiempo que se encontrará en penumbra, para estimar el tiempo que se tendrá para la carga de las baterías.
- Calcular exactamente cuanta potencia requerirá el satélite y con esa premisa seleccionar un arreglo de baterías que sean capaces de alimentar todos los sistemas.
- Tomar en consideración un sistema de carga de baterías y un arreglo de celdas solares que lo alimente, asimismo calcular el nivel de corriente que proporcionarán las celdas solares para así diseñar la distribución más efectiva de las mismas ya sea en la superficie del satélite o en un sistema aleteado de celdas solares.

Para todos los componentes electrónicos debe considerarse el consumo energético, ya que a menor consumo energético se obtiene un sistema más eficiente. Además debe considerarse que un mayor consumo energético significa una mayor masa en el sistema de baterías y mayor tiempo de carga para las mismas.

Capítulo 3

Marco Problemático

3.1. Limitaciones Técnicas

Como se mencionó previamente en el inciso 1.4 del capítulo primero, existen sendas limitaciones al diseño de un dispositivo electrónico para que éste funcione de manera adecuada bajo las condiciones dadas, más aún, siendo un dispositivo pequeño que además se encontrará en movimiento continuo a una gran velocidad, no podrán realizarse reparaciones en el mismo una vez que se encuentre en su órbita predeterminada, por lo que todo diseño debe ser realizado pensando que el mantenimiento será imposible. Teniendo en cuenta esto debe tenerse en consideración primordialmente realizar los cálculos adecuados para que los niveles de voltaje y corriente se encuentren dentro de los valores adecuados de funcionamiento, seleccionar los componentes que cumplan las especificaciones de temperatura de operación y temperatura de junta para la operación en el vacío y considerar redundancia en el almacenamiento de información, tanto la información nueva recolectada por los sensores como la información del programa principal del microprocesador.

En cuanto a las limitaciones técnicas con respecto al diseño y selección de componentes electrónicos debe considerarse lo siguiente:

- Se debe asegurar un diseño que no supere los siguientes parámetros en cada componente:
 - Menos del 65% del voltaje nominal
 - Menos del 75% de la corriente nominal
 - Menos del 60% de la potencia nominal
 - Considerar temperaturas de junta inferiores a 115°C

Sobretodo ha de considerarse la temperatura de junta como un factor crítico, pues un dispositivo que en tierra funciona de manera normal a 40°C puede llegar a aumentar su temperatura de

operación hasta un 200% al encontrarse en el vacío del espacio, debido a los mecanismos de transferencia de calor tocados en el inciso 1.4 [10].

Aparte de lo ya mencionado ha de considerarse también como una limitación técnica el aprovisionamiento de energía del satélite. Una vez puesto en órbita, la única fuente de alimentación del satélite serán las celdas solares del mismo. Los organizadores del proyecto QB50 aún no han dado a conocer que tipo de órbita será la que la red de satélites describirá, sin embargo se puede hacer un cálculo preliminar del tiempo de exposición de las celdas solares con los datos que se tienen con respecto a la altura inicial de la órbita del satélite, la altura de la órbita final del mismo y el tiempo estimado del decaimiento de la misma órbita.

3.2. Condiciones de Diseño

Cada una de las partes independientes de la plataforma de operaciones del satélite tiene diferentes requerimientos técnicos. Así tenemos:

Estructura Mecánica:

- Debe ser ligera pero resistente ante la corrosión y a la radiación, además debe poder mantener su forma ante fuerzas externas.

Computadora de abordo:

- Debe tener la capacidad computacional para llevar a cabo las diferentes operaciones de control tanto de la misma plataforma de operaciones como de los experimentos a realizarse.
- Debe tener la suficiente capacidad de almacenamiento como para poder grabar toda la información de los experimentos, así como la memoria del programa principal de control.
- Debe considerarse que posea un sistema de seguridad que la reinicie en caso ocurra un *problema por eventos singulares*.
- Debe tener el suficiente hardware (periféricos y puertos de entrada/salida) como para poder controlar cada una de las partes independientes del satélite.

Sistema de comunicaciones:

- Debe tener la suficiente potencia para transmitir la información de manera exitosa a la base en tierra.

Sistema de energía:

- Debe tener la suficiente capacidad energética (baterías) para mantener operativo al satélite en todo momento.
- Debe contar con un sistema de carga de baterías de acuerdo a las baterías seleccionadas.
- Debe contar con un sistema de regulación, que sea capaz de proporcionar los niveles de voltaje adecuados a cada parte del satélite según corresponda.
- Debe contar con un sistema de alimentación basado en celdas solares que pueda satisfacer las necesidades energéticas del arreglo de baterías y por ende, de todo el satélite.

Sin embargo todas estas unidades independientes comparten las mismas restricciones en cuanto a la selección de los componentes electrónicos individuales que las conforman. Estas son:

- Se debe calcular que todos los componentes electrónicos trabajen bajo estas condiciones eléctricas:
 - Menos del 65% del voltaje nominal
 - Menos del 75% de la corriente nominal
 - Menos del 60% de la potencia nominal
- Se debe tener cuidado en la selección de las empaquetaduras de los distintos componentes electrónicos por el factor de disipación térmica y en caso sea necesario, se debe seleccionar radiadores que alivien la emisión de calor por efecto Joule.
- Ha de considerarse el reducido espacio en el que se encontrarán confinados los diversos circuitos electrónicos así como las tarjetas impresas, diseñándolos para que ocupen el menor espacio posible, esto es debido a que mientras menos espacio ocupe la parte funcional del satélite, mayor espacio quedará disponible para la ubicación de los circuitos impresos de los distintos experimentos a realizarse.

Dado que el Instituto Von Karman aún no ha dado a conocer las especificaciones de capacidad computacional requerida ni de energía requerida por el satélite este diseño es básicamente el diseño de un satélite de una unidad CubeSat con exceso de espacio, exceso de capacidad computacional y exceso de energía, todos estos apuntando a brindar la plataforma más apta a cualesquiera sean los procesos a realizar en la misión.

Capítulo 4

Solución

4.1. Estructura Mecánica

La solución más sencilla para la estructura mecánica en lo que refiere a seguir las normas CubeSat es un simple cubo hueco, sin embargo teniendo en cuenta la limitación de masa inherente a las mismas normas (máximo un kilogramo) se puede utilizar una estructura de armadura con paredes huecas tal como se muestra en la imagen siguiente:

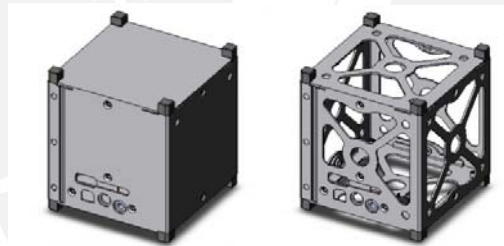


Figura 4.1: Modelos de Estructura Mecánica. Estructura mecánica de una unidad CubeSat con paredes sólidas (izquierda) y estructura con paredes huecas (derecha)

Ahora existen compañías extranjeras que fabrican estas estructuras mecánicas para satélites CubeSat, como Clyde-Space y CubeSatKit, el diseño interno de estas estructuras permite la colocación de varias tarjetas y circuitos de manera modular como se muestra en la siguiente imagen:

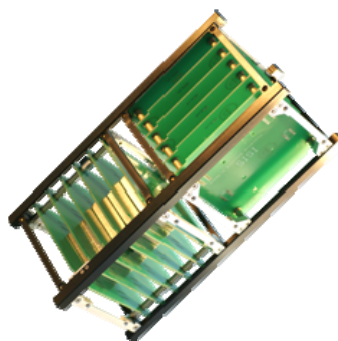


Figura 4.2: Distribución de circuitos al interior de CubeSat

Los materiales más usados en la construcción de satélites son la fibra de carbono y aluminio [11], para el caso de este trabajo la estructura mecánica puede fabricarse de aluminio siguiendo las especificaciones de tamaño de la norma CubeSat, sin embargo también puede elegirse comprar la estructura prefabricada de alguna de las compañías previamente mencionadas.

La ventaja de fabricar la estructura es el costo, ya que al fabricarse el único costo será el valor de una plancha de aluminio de entre 1mm y 2 mm de espesor y el costo por manufactura; por otro lado, la ventaja de comprar la estructura prefabricada es que está hecha de aluminio alodizado. El proceso de alodizado le brinda a la estructura una gran protección ante la corrosión por abrasión así como protección ante la radiación sin aumentar la masa de la misma, sin embargo tiene un elevado costo.

4.2. Computadora de Abordo

La computadora de abordo debe tener las siguientes partes principales:

- CPU (microprocesador)
- Memoria de programa (memoria flash)
- Puertos de entrada y salida

El microprocesador debe tener la suficiente capacidad computacional para poder controlar tanto la plataforma de operaciones como los experimentos individuales de la misión. Existen muchas compañías fabricantes de microprocesadores (Silicon Labs, Texas Instruments, Microchip, Atmel, etc) sin embargo ya existen una gran cantidad de satélites CubeSat en órbita usando microprocesadores de las marcas Silicon Labs, Texas Instruments y Microchip.

En el trabajo previo realizado en la universidad, específicamente en el Instituto de Radioastronomía INRAS, se utilizó un microprocesador Texas Instruments de la familia MSP430FXXXX, por lo cual en la actualidad se cuenta con un módulo de pruebas para este microprocesador, asimismo, se eligió este dispositivo debido a su bajo consumo de energía [12], 330 microamperios a 2.2 Voltios en modo activo y 1.1 microamperios en modo pasivo.

En la siguiente página podemos apreciar un cuadro comparativo de los consumos energéticos de algunos microprocesadores: [12], [13], [14]

Marca	Microprocesador	Consumo de corriente en modo activo	Consumo de corriente en modo pasivo
Texas Instruments	MSP430F1612	330uA @ 2.2V @1MHz	1.1uA @ 2.2V
Silicon Labs	C8051F120	50mA @ 100MHz	0.4uA
Microchip	PIC24FJ256GA110	1mA @ 2V	2.6mA @ 2V

Tabla 4.1: Cuadro comparativo de consumo energético entre microprocesadores

En cuanto a la memoria de programa (memoria flash) el mayor inconveniente que se presenta en cuanto a criterios de diseño es la relación entre capacidad y el nivel de miniaturización a nivel de semiconductores. Por ejemplo, una tarjeta de memoria flash SD de 1GB tiene un menor nivel de miniaturización que una tarjeta de memoria microSD de la misma capacidad, asimismo, una tarjeta de memoria SD de 16MB tiene un menor nivel de miniaturización que una tarjeta SD del mismo tamaño pero de mayor capacidad p.e. 1GB.

Como se mencionó previamente en el capítulo 3, existen problemas en las memorias debido a la radiación, estos se conocen como *problemas por eventos singulares* o SEU por sus siglas en inglés (Single Event Upset). Estos suceden cuando aleatoriamente, una partícula de alta energía emitida por alguna fuente de radiación (Rayos Cósmicos) incide en la superficie del semiconductor de un dispositivo de almacenamiento de información p.e. un Flip-Flop, al impactar con el semiconductor puede cambiar un bit de estado, digamos un bit que se supone que sea un 1 por un 0, corrompiendo de esta manera la información contenida en la memoria.

Es por este motivo que debe elegirse una memoria solo de la capacidad necesaria y no exceder la capacidad de almacenamiento del sistema en sí.

4.3. Sistema de Comunicaciones

En este punto se detallan las partes del sistema de comunicaciones, las cuales son básicamente tres:

- Sistema de almacenamiento de información
- Nodo de control del terminal (TNC, Terminal Node Controller)
- Transceptor (Radio)

El sistema de almacenamiento de información debe ser controlado por el CPU del satélite almacenando la información que se quiere enviar en un buffer, para luego pasarla al TNC.

El TNC cuenta con varias partes entre las cuales las principales son:

- CPU: Controla todas las funciones de operación del TNC, cabe recordar que este dispositivo es un dispositivo aparte del CPU principal del satélite.
- Memoria de Programa: Así como se cuenta con una memoria para el programa principal del satélite, el TNC también cuenta con una memoria, ya sea ROM o EPROM en la que se encuentra el programa de operación del mismo.
- UART (*Universal Asynchronous Receiver-Transmitter*): Utilizado para realizar la conversión serie/paralelo de los datos.

Cabe resaltar que el TNC es el dispositivo encargado de modular y demodular la señal (MODEM), tanto así también se encarga de codificar y decodificar la señal.

El transceptor es el dispositivo encargado de recibir y enviar la información, en general, los sistemas existentes utilizan un radio-transmisor que funciona en la banda de radio en el orden de los Mega Hertz.

Del trabajo previo realizado en el PUCPSAT1 [15], se han establecido los parámetros para los componentes a utilizarse en el mismo, los cuales son:

- Para el TNC se eligió el PicoPacket que cuenta con las siguientes características [16]:
 - o Conectores RJ-45 tanto para la entrada de la radio como para la salida hacia la computadora de abordo, en protocolo RS-232
 - o EEPROM y RAM intercambiables en caso de actualización de Firmware
 - o Tamaño 25x63x83 mm (carcaza incluida)



Figura 4.3: Foto PicoPacket

- Para el transceptor se optó por el radio-transmisor Yaesu VX-3R, cuyas características se encuentran en el Anexo 1 [18]

Aunque estos argumentos parezcan insuficientes como criterios para la selección de estas partes del módulo de comunicaciones se cuenta con la experiencia previa del proyecto PUCP-SAT-1 [24] así como con las experiencias previas de otras universidades.

Por ejemplo, en cuanto a la capacidad térmica del transceptor Yaesu, el cual tiene una temperatura de operación de hasta 60 °C (una de las más altas entre equipos de su clase), tomando en cuenta costo, disponibilidad, bandas de operación, nivel de potencia transmitida, operación en las bandas de VHF y de UHF de interés en comunicaciones de este tipo de satélites experimentales y académicos, este dispositivo es ideal para esta aplicación, ya que no solo cumple con las condiciones de operación en cuanto a temperatura, sino que ya ha sido utilizado en proyectos CubeSat en otras universidades, funcionando correctamente.

Adicionalmente, y esto es lo más importante, el INRAS ya ha usado estos equipos en la implementación del PUCP-SAT-1, hay experiencia con su uso, su arquitectura y forma de ubicarlo y conectarlo con los demás subsistemas del satélite, hay un equipo adicional en el INRAS para fines de experimentación.

Asimismo, el equipo puede transmitir hasta 3 W y de ser necesario se podría subir a este nivel de potencia irradiada con una alimentación de 6 v. El conocimiento y familiaridad con el equipo es un argumento muy importante, junto con el cumplimiento de requerimientos de comunicación

4.4. Sistema de Energía

El sistema de energía cuenta con las siguientes partes:

- Sistema de conversión DC/DC
- Celdas fotovoltaicas
- Arreglo de baterías
- Sistema de carga de baterías

Las mismas se pueden ver interconectadas en el siguiente diagrama

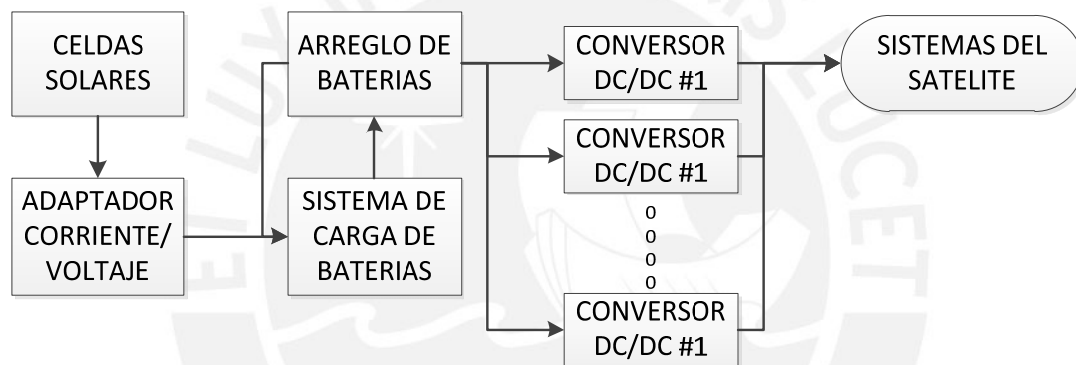


Figura 4.4: Diagrama de sistema eléctrico de poder

Para la selección de las celdas solares se debe considerar cual será el periodo de la órbita del satélite. La fórmula básica para hallar el periodo es la siguiente:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

Donde μ es el parámetro gravitatorio para la tierra, a es el semieje mayor de la órbita y el tiempo se obtiene en segundos. Siendo el parámetro gravitatorio para la tierra igual a $398,600.4418 \text{ km}^3\text{s}^{-2}$ y el semieje mayor de la órbita para el caso mínimo (90 km) igual a $6400+90 = 6490 \text{ km}$ obtenemos un periodo de 86.7 minutos. Para el caso de la órbita inicial (330 km) obtenemos alrededor de 91.4 minutos.

En el caso mínimo redondeando el satélite estará expuesto a la luz solar aproximadamente un 50% del tiempo de la órbita es decir 43.35 minutos, ahora, es imposible establecer cual o cuales celdas

solares recibirán mayor impacto de la radiación solar, ya que no se espera que este satélite tenga algún dispositivo de estabilización, por lo tanto para el cálculo asumiremos que aleatoriamente cada celda solar está expuesta a la radiación un sexto del tiempo de exposición total, sea 7.225 minutos.

Existen diversos tipos de celdas solares, los cuales se dividen de acuerdo a la composición de las mismas, siendo las más eficientes y potentes las basadas en Galio-Arsénico Multijuntura [20], a continuación se muestra una tabla comparativa entre los diferentes tipos de celdas solares y la potencia que entregan:

Tipo de Celda	Eficiencia (%)	Potencia Peor caso (W)	Potencia Mejor caso (W)
Si	16	1.72	3.66
GaAs	18	1.94	4.12
GaAs Multi Juntura	24	2.59	5.5

Tabla 4.2: Cuadro comparativo entre potencia entregada por celdas solares

En cuanto a las baterías recargables, también existen diversos tipos, basadas en sus componentes, cada una de las cuales tiene diferente capacidad energética. En el estudio previo realizado en INRAS, en la tesis previamente citada [20], se determinó que las baterías de Litio Ion (Li-Ion) son las que tienen mayor capacidad energética.

Con estos datos aproximados deben seleccionarse apropiadamente las celdas solares y las baterías, de tal manera que las baterías puedan recargarse lo más posible en el tiempo de exposición.

4.5. Soluciones existentes

Como se mencionó previamente existen en la actualidad varias opciones entre las soluciones disponibles en el mercado, ya sea tanto para la estructura mecánica del satélite, la tarjeta madre, el sistema eléctrico de poder, celdas solares, etc. Algunas de las compañías dedicadas a la fabricación de estos dispositivos son CubeSatKit y Clyde-Space.

La principal ventaja de comprar componentes ya fabricados tal como la tarjeta madre de la nave es que estas empresas fabrican los circuitos en varias capas, no solamente dos o tres, además los circuitos impresos son fabricados bajo estándares de calidad no existentes en nuestro entorno, lo cual asegura un mejor desempeño de los mismos en el espacio.

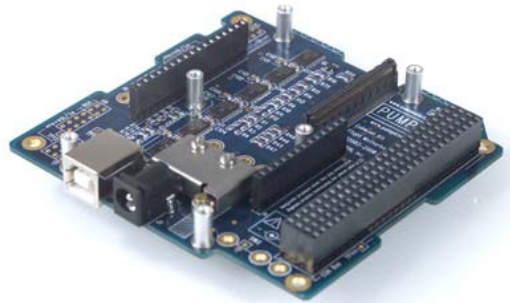


Figura 4.5: Tarjeta madre modular fabricada por la empresa CubeSat Kit

La empresa CubeSatKit fabrica tarjetas madre modulares, que sirven para una gran variedad de funciones y que son fácilmente adaptables a muchos microcontroladores diferentes. Asimismo fabrican estructuras mecánicas de aluminio alodizado, listas para la conexión con la tarjeta madre y de fácil acceso hacia los periféricos.



Figura 4.6: Fuente Lineal fabricada por la empresa CubeSat Kit

Asimismo también fabrican Fuentes de alimentación lineales que utilizan baterías de Litio-Ion, específicamente baterías de I-Pod, estas fuentes proveen voltajes fijos de 5V y 3.3V [23]

Conclusiones

En primer lugar cabe aclarar que este trabajo de tesis es el primero de muchos trabajos a seguir en cuanto al desarrollo del proyecto QB50, todos los aspectos de diseño y parámetros previamente mencionados están sujetos a variaciones futuras ya que para cuando este proyecto pase a la fase de implementación puede que existan componentes electrónicos con características mejores que los mencionados, como en el caso de las celdas solares, ya que para este trabajo se utilizó como referencia un trabajo previo en el cual las celdas solares no pudieron ser seleccionadas, debido a que fueron una donación.

Este trabajo recoge la información de varios trabajos previos realizados en el INRAS ya que los protocolos de pruebas de los componentes mencionados ya se han realizado con éxito en el diseño e implementación del PUCP-SAT1.

En conclusión, el trabajo realizado es en principio una serie de recomendaciones para el diseño del Nanosatélite, sin embargo, los parámetros y condiciones aquí definidos marcarán el camino a seguir para el diseño e implementación final del mismo, puesto que todos han de cumplirse para el apropiado funcionamiento del dispositivo en el espacio.

Recomendaciones

A partir de este trabajo se puede dar las siguientes recomendaciones:

- Realizar un estudio térmico en la cámara ambiental que se está desarrollando en INRAS a los dispositivos electrónicos seleccionados para el diseño final del satélite.
- Realizar un balance de energía una vez que se hayan determinado los consumos de los sensores proporcionados por el instituto Von Karman, una vez realizado este, determinar la mejor distribución de las celdas solares
- Sobre el transmisor Yaesu, colocar el mismo en una posición tal que se encuentre unido mecánicamente con la estructura para que esta le sirva de radiador, ya que este dispositivo es el que consume la mayor cantidad de energía.
- En cuanto a la selección de dispositivos electrónicos para su funcionamiento en el espacio:
 - o Tomar en consideración los parámetros máximos de temperatura de operación, temperatura de junta, voltajes y corrientes mencionados en el capítulo 3.
 - o Buscar los componentes que consuman menor cantidad de energía de tal manera que el sistema completo sea eficiente.
- En la selección de dispositivos ya existentes considerar la función costo beneficio de los mismos, involucrando tanto el costo monetario como el tiempo de fabricación.

Bibliografía

- [1] NASA, Solar System Exploration, Sputnik,
<http://solarsystem.nasa.gov/missions/profile.cfm?MCode=Sputnik>
- [2] NASA, NSSDC, Spacecraft query, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/SpacecraftQuery.jsp>
- [3] CUBESAT, <http://www.cubesat.org/>
- [4] CALIFORNIA STATE POLITEHCNIC UNIVERSITY, CubeSat Design Specification Rev.12, http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf
- [5] da Silva C. Alex, SMALL SATELLITE HOME PAGE, Satellite Classification, centaur.sstl.co.uk/SSH/ssh_classify.html, febrero 2004
- [6] CUBE SAT KIT, 3D CAD Design, <http://www.cubesatkit.com/content/design.html>
- [7] NASA, Hubble Space Telescope,
http://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/spacecraft/index.html
- [8] VON KARMAN INSTITUTE FOR FLUID DYNAMICS, QB50, Proyect Description
<https://www.vki.ac.be/QB50/project.php>
- [9] D O'SULLIVAN
Space Power Electronics, Power and Energy Conversion division
ESA Journal 1994 Vol.18
- [10] CLYDE SPACE, ISIS 2U STRUCTURE,
http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/structures/2u_structures/160_isis-2u-structure
- [11] HEXCEL, Solutions for Space and Launchers,
<http://www.hexcel.com/Solutions/Aerospace/ALaunchers>
- [12] TEXAS INSTRUMENTS, MSP430FXXXX Family Datasheet,
<http://focus.ti.com/lit/ds/symlink/msp430f155.pdf>

- [13] SILICON LABS, C8081F120 Datasheet
https://www.silabs.com/Support%20Documents/TechnicalDocs/C8051F120_Short.pdf
- [14] MICROCHIP, PIC24FJ256GA110 Family Data Sheet,
<http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39905e.pdf>
- [15] CERNA C. José, Diseño e Implementación del Sistema de Comunicación para un Picosatélite, PUCP, 2009
- [16] PICOPACKET, <http://www.pacomm.com/pico.html>
- [17] PICOPACKET, fotos, <http://pacomm.com/images/pico2.jpg>
- [18] YAESU, Yaesu VX-3R Specifications,
<http://www.yaesu.com/downloadFile.cfm?FileID=2548&FileCatID=37&FileName=VX%20D3R%5FSpecifications.doc&FileContentType=application%2Fmsword>
- [19] YAESU, fotos, http://www.yaesu.com/ProductImages/VX-3R_thumb.jpg
- [20] FERNANDEZ C. Joel, Diseño e Implementación del sistema de regulación de carga para la administración de energía requerida por el satélite Pocket Qub, PUCP, 2009
- [21] CUBESAT KIT, Motherboard,
http://www.cubesatkit.com/images/CSK_MB_710-00484-D.jpg
- [22] CUBESAT KIT, Linear EPS
http://www.cubesatkit.com/images/CSK_Linear_EPS_711-00338-D.jpg
- [23] CUBESAT KIT, Linear EPS Specifications
http://www.cubesatkit.com/docs/datasheet/DS_CSK_Linear_EPS_711-00338-D.pdf
- [24] HERAUD J., PRATT H., LIRA A., YARLEQUE M., VILCHEZ R., MENENDEZ D., VILCHEZ N., FERNANDEZ J., CENTA V., POSTIGO D., VELARDE O., YIPMANTIN A., Deploying A Pico-Sat From A Cubesat: The Peruvian Pucp-Sat-1, A&B, Institute for Radio Astronomy, Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Peru – 2011 Spring Annual Developers´ Workshop – CalPoly – California Polytechnic State University, San Luis Obispo, California, USA, 21 de abril 2011.