



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**“PROPUESTA DE VALIDACIÓN DE SOFTWARE
MICROSATELITAL Y DE SISTEMAS NANOSATELITALES”**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO EN TELECOMUNICACIONES

P R E S E N T A:

ANDRÉS SÁNCHEZ DELGADO

DIRECTOR DE TESIS:

Dr. ESAÚ VICENTE VIVAS



Ciudad Universitaria

México, D.F. 2006



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.

Un especial agradecimiento:

A la Universidad Nacional Autónoma de México, en especial a la Facultad de Ingeniería, por ser la fuente de conocimiento número uno en Latinoamérica y de las mejores a nivel mundial.

A mis profesores de la FI, por su dedicación en la enseñanza.

En especial al M. en A. Víctor D. Pínilla Morán por dejarme formar parte de su glorioso equipo el "VMO", por su apoyo y consejos durante mi carrera profesional y por ser un gran amigo.

A la Unidad de Servicios de Cómputo Académico (UNICA) que durante la carrera me apoyo para ser una persona integral y en la culminación de mi tesis de licenciatura.

En especial a los ingenieros María del Rosario, Beatriz Hernández, Sergio Aguilar y Javier Montoya por su valiosa amistad y apoyo.

A mis padres, por su comprensión, cariño y apoyo incondicional porque siempre estuvieron cuando los necesite, alentándome a seguir luchando por mis sueños y metas personales.

A mis hermanos: Martha, Elena, Moisés, Rosa, Guadalupe, Víctor y Oswaldo, que siempre me apoyaron de una u otra manera para que este trabajo llegara a su fin.

A mis cuñados: Arturo, "Chicho", y Rodrigo, que siempre me apoyaron a seguir adelante, y en especial a "Alejandro" que desde niño creyó en mí y confiaba en todo mi trabajo.

A mi novia, compañera, inspiración y amiga Patricia, por su apoyo, comprensión, paciencia y cariño en la realización de esta tesis.

A mis sobrinos, que este trabajo les sirva de ejemplo para seguir en el camino del conocimiento.

A mis amigos de la FI: Christian, "Jeremy", "Demos", "Pato", "Tote", "Homer", "Maromas", "Mariquíño", "Gc", y a todos los que formaron parte del equipo de fútbol VMO y con los cuales compartí la realización de algún trabajo.

A mis amigos de UNICA: "Maí", Héctor, "Memo", "Duran", "Dumí", "Bob", "Bigotes", "el 83", "el Cardex", y a todos con los que alguna vez hice proyectos.

A mis amigos desde la secundaria: "Lobo", "Leñas", "Cepillo", Alan, Saúl, "Rulo", Edson, Noe.

A la familia Tabla y en especial a la Sra. Patricia, Sr. Jesús, Mario, Lucy, Catsby, Moni por su amistad y cariño.

A mis amigos del proyecto SATEX en el instituto de Ingeniería: Luis Ramón, José Luis, Juan, Miguel Ángel por formar un buen equipo de trabajo y ayudarme a la realización de esta tesis.

A mis amigos de la CRICT en la Facultad de Ingeniería: Ponchito, Víctor Tovar, María Torres, y Oswaldo por formar un buen equipo de trabajo, además de ser muy buenos amigos y ayudarme a la terminación de esta tesis.

A mi asesor y amigo Esaú por apoyarme en la culminación de este trabajo.

A todos aquellos que me apoyaron de manera desinteresada en mi desarrollo profesional y en la realización de este trabajo final.

*"El hombre actual ha nacido o bien para vivir
entre las convulsiones de la inquietud,
o bien en el letargo del aburrimiento."*

François Marie Arouet Voltaire

ÍNDICE

| | PÁG. |
|--|---|
| Capítulo 1. Introducción | |
| 1.1 | Antecedentes 1 |
| 1.2 | El proyecto microsatelital SATEX 2 |
| 1.3 | Descripción global del microsátélite 4 |
| 1.4 | Experimentos realizados por el microsátélite 9 |
| | 1.4.1 Mantenimiento automatizado a la computadora de vuelo (MACV) 9 |
| | 1.4.2 Comunicaciones ópticas espacio-Tierra 10 |
| | 1.4.3 Cámara digital de percepción remota 12 |
| | 1.4.4 Respaldo de comunicaciones por tonos 12 |
| | 1.4.5 Estudio de propagación de señales en la banda Ka 12 |
| 1.5 | Software de captura de telemetría y control satelital o software de estación terrena (SET) 13 |
| 1.6 | Software de emulación, depuración y validación de operaciones del microsateélite SATEX (SOFDEVO) 14 |
| 1.7 | Norma Militar DOD-STD-2167 ^a y pruebas para validar SET..... 15 |
| 1.8 | Modelos del subsistema de comunicaciones y potencia del nanosatélite (PUMASAT) 16 |
| 1.9 | Objetivos y limitaciones de la presente tesis 17 |
| | |
| Capítulo 2. Descripción de la norma militar DOD-STD-2167^a y propuesta de una forma global de uso para validar el software del microsateélite SATEX | |
| 2.1 | Introducción 18 |
| 2.2 | Características generales de los requisitos del sistema según la norma militar DOD-STD-2167 ^a 19 |
| 2.3 | Ciclo de vida del software 20 |
| | 2.3.1 Calidad del producto 20 |
| | 2.3.2 Fases de desarrollo de una aplicación 21 |
| | 2.3.3 Procedimiento de análisis estructurado 24 |
| | 2.3.4 Procedimiento de diseño estructurado 25 |
| | 2.3.5 Plan de garantía de calidad del software 26 |
| | 2.3.6 Plan de pruebas del software 27 |
| | 2.3.7 Procedimiento de control de integración 28 |
| | 2.3.7.1 Grupos de integración y sus funciones 28 |
| | 2.3.8 Procedimiento de informe de desviación del sistema 29 |
| | 2.3.9 Condiciones económicas 30 |
| | 2.3.10 Condiciones técnicas y particulares 31 |
| 2.4 | Condiciones técnicas y particulares para las pruebas del SET 31 |
| 2.5 | Desarrollo de la forma para el Plan de Pruebas del SET 32 |

Capítulo 3. Equipo y software necesario para validar el software de estación terrena del proyecto microsatelital SATEX

| | | |
|-----|---|----|
| 3.1 | Introducción | 33 |
| 3.2 | Software de Depuración, Emulación y Validación Operativa (SOFDEVO) | 34 |
| | 3.2.1 Estructura general de SOFDEVO | 34 |
| 3.3 | Software de Estación Terrena | 37 |
| | 3.3.1 Estructura general del Software de Estación Terrena | 39 |
| | 3.3.2 Envío de comandos y misiones | 41 |
| | 3.3.3 Telemetría y datos de estado operativo de los equipos del SATEX..... | 45 |
| | 3.3.4 Base de datos para el almacenamiento y consulta posterior de telemetría del SATEX | 48 |
| | 3.3.5 Tramas y protocolos de comunicación utilizados | 51 |
| 3.4 | Computadora de Vuelo | 55 |
| 3.5 | Emulador ROM/RAM TRE-200 | 57 |
| 3.6 | Programador Universal UPT-400 | 57 |
| 3.7 | Simulador de satélite (SIMSAT) | 57 |

Capítulo 4. Planeación, ejecución y resultados de pruebas de validación para el software de Estación Terrena del proyecto microsatelital SATEX

| | | |
|-----|---|----|
| 4.1 | Introducción | 59 |
| 4.2 | Recomendaciones | 61 |
| 4.3 | Plan de Pruebas de SET | 65 |
| 4.4 | Descripción de las Pruebas de SET | 83 |
| 4.5 | Informe de las Pruebas de SET | 87 |
| 4.6 | Reporte de Pruebas de SET | 89 |

Capítulo 5. Diseño conceptual de un modelo de laboratorio para un nanosatélite de demostración tecnológica (PUMASAT) de 3.5 kilogramos

| | | |
|-----|---|-----|
| 5.1 | Introducción | 90 |
| 5.2 | Experiencias nacionales en el campo de microsatelites | 90 |
| 5.3 | Inicio del proyecto nanosatelital (PUMASAT) | 91 |
| 5.4 | Proyecto nanosatelital (PUMASAT) | 92 |
| | 5.4.1 Plataforma del nanosatélite | 92 |
| | 5.4.2 Modelo de laboratorio del nanosatélite | 92 |
| | 5.4.2.1 Subsistema estructural | 92 |
| | 5.4.2.2 Subsistema de potencia | 93 |
| | 5.4.2.3 Modulo de generación de potencia | 94 |
| | 5.4.2.3.1 Procedimiento de selección de celdas | 96 |
| | 5.4.2.3.2 Planes de la fabricación de celdas solares | 97 |
| | 5.4.2.4 Almacenamiento de potencia | 98 |
| | 5.4.2.4.1 Paquete de baterías | 98 |
| | 5.4.2.4.2 Carga de la batería | 99 |
| | 5.4.2.4.3 Línea no regulada | 100 |
| | 5.4.2.5 Regulación de potencia | 100 |
| | 5.4.2.6 Distribución de potencia | 101 |
| | 5.4.2.7 Computadora de vuelo | 101 |
| | 5.4.2.7.1 Software de vuelo | 102 |
| | 5.4.2.8 Sensores | 102 |
| | 5.4.2.9 Sistema de comunicaciones | 104 |
| 5.5 | Pruebas actuales de validación realizadas en el laboratorio | 104 |

Capítulo 6. Conclusiones y recomendaciones

| | | |
|-----|-----------------------|-----|
| 6.1 | Conclusiones | 105 |
| 6.2 | Recomendaciones | 106 |

| | |
|---------------------------|-----|
| Bibliografía | 107 |
|---------------------------|-----|

| | |
|------------------------------|-----|
| Referencias WEB | 109 |
|------------------------------|-----|

CAPITULO 1

Introducción

1.1 Antecedentes

La era espacial inicia en los años 50 con el lanzamiento del primer satélite artificial ruso, el 4 de octubre de 1957, que orbitó la tierra llamado SPUTNIK I, el cual era una esfera metálica de tan solo 58 cm de diámetro. A partir de entonces, las potencias militares de ese momento reforzaron actividades en todo lo referente a satélites, cohetes espaciales, lanzadores, etc.

Fue en 1968 cuando nuestro país ingresó a las comunicaciones espaciales, al transmitir por primera vez en la historia de los Juegos Olímpicos por televisión a color. Ya para los años 80 varios países e instituciones inician grandes investigaciones y actividades encaminadas al desarrollo de satélites más pequeños y eficaces en las tareas a realizar, tal es el caso de la Universidad de Surrey en Inglaterra, la cual tiene un amplio y extenso programa espacial en satélites ya que ha sido la primera y hasta el momento la de mayor avance en cuanto a tecnología de pequeños satélites.

Actualmente el interés que tiene el mundo en cuanto a satélites es mayor, lo que lleva a gobiernos de distintos países a organizarse para usar tecnología satelital, tal es el caso de los primeros satélites mexicanos, como el Morelos I y II, y en los años 90 el Solidaridad 1 y 2.

Una forma de diferenciar los satélites, es por la altura de su órbita. Se pueden diferenciar tres tipos de órbitas según sus altitudes: Órbitas Geosíncronas (GEO) situada a 35848 Km, con una latitud de 0 grados, es decir, situada sobre el Ecuador; Órbita Media (MEO) situada entre 10075 y 20150 Km, su posición relativa respecto a la Tierra no es fija; Órbita de Baja altura (LEO) situada entre 400 y 1400 Km.

Las ventajas de la tecnología es la reducción de costos, tiempos de desarrollo, pruebas y movilidad, pero sobre todas éstas, la posibilidad de crear tecnologías propias de una manera rápida y disponiendo de suficiente tiempo para validarlas.

Dependiendo de la inversión disponible para investigación microsatelital, podríamos llegar en un futuro no muy lejano a generar sistemas de telecomunicaciones funcionales propios y de gran capacidad los cuales pueden tener un mejor rendimiento que los actuales, y de mucho menor espacio. Las tendencias mundiales indican que en los próximos años habrá una fuerte actividad de desarrollo tecnológico en cuanto a microsátélites y nanosatélites (masa menor a 10 Kg) o que se va a tender en un tiempo es que ya no sólo van a considerarse microsátélites si no que con el avance que se tiene y la tecnología de punta estaremos hablando de nanosatélites.

La humanidad siempre ha tendido a reducir el tamaño de todo tipo de objetos por obtener ventajas; lo mismo sucede con la tecnología, actualmente solo se habla mucho de los pequeños satélites experimentales, pero la idea de estos no es que sólo sean simples experimentos sino que lleguen algún día a ser considerados como parte importante de las comunicaciones en todo el mundo, ya que el tamaño y peso de éstos no influirán con el desempeño en las tareas para las que se desarrollen.

En México los primeros pasos por integrarnos a la investigación y desarrollo de tecnología satelital espacial en lo referente a satélites de orbita baja (LEO) se dieron en la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) por medio del Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE). El primer satélite mexicano lanzado al espacio se le denominó UNAMSAT-A y

éste desafortunadamente explotó junto con el cohete que lo colocaría en órbita. El UNAMSAT-B si logró instalarse en órbita, sin embargo, solo funcionó esporádicamente un par de meses.

Gracias a los resultados y a la investigación que se generaba en la UNAM, en 1994 el ahora desaparecido Instituto Mexicano de Comunicaciones (IMC) impulsó un ambicioso proyecto que tenía el fin de diseñar, construir y validar un microsatélite, con la intención de desarrollar tecnología espacial 100% mexicana. A dicho proyecto se le dio el nombre de Satélite Experimental (**SATEX**).

Este tipo de iniciativa es muy importante para nuestro país en vista de que hoy en día parte importante de nuestras actividades se involucran en gran medida con los satélites, sobre todo en lo referente a las comunicaciones y a los servicios de información, que ya no son un lujo, sino una necesidad.

Esto se hace aun más patente al considerar que en 1997 la Sección de Servicios Fijos Satelitales de Telecomm se registró bajo la legislación mexicana, constituyendo la empresa Satélites Mexicanos, S.A. de C.V. (SATMEX), de esta manera en 1998 promueve el lanzamiento de un satélite comercial mexicano bajo inversión privada: el SATMEX 5.


1.2 El proyecto microsatelital SATEX

El proyecto SATEX es un esfuerzo de México, pero sobre todo de la UNAM, por establecer un programa de desarrollo de tecnología espacial y es el primer microsatélite fruto del esfuerzo multi-institucional por crear tecnología espacial 100% mexicana, en el cual en el Instituto de Ingeniería de la UNAM es responsable de la Computadora de Vuelo y del software de estación terrena, los cuales están prácticamente terminados. El SATEX tendrá una masa aproximada de 50 Kg, lleva con las siguientes cargas útiles: el experimento óptico denominado Carga Útil Óptica (CUO), un transmisor de comunicaciones en banda Ka, una cámara digital y un experimento de arquitectura de computadoras para dar mantenimiento automático a la computadora de vuelo; todo esto soportado por una plataforma diseñada y ensamblada por instituciones de todo el país.


El Proyecto SATEX (Satélite Experimental), fue financiado inicialmente por el IMC, posteriormente fue financiado por Telecomunicaciones de México TELECOMM, y actualmente busca patrocinio para completar subsistemas, pruebas ambientales, lanzamiento y operación.

En su desarrollo participan instituciones educativas y de investigación de todo el país, en la siguiente tabla se muestran éstas instituciones, así como los subsistemas desarrollados.

Tabla 1-1 Instituciones participantes y los subsistemas a cargo.

| | |
|---|--|
|  | <p>CICESE</p> <p>(Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada)</p> <p>http://www.cicese.mx/</p> <p>Subsistemas que desarrolla:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Equipos de Comunicaciones: Radio1 y Radio2. ✓ Experimento de Comunicaciones Ópticas (CUO). ✓ Procesador de sobre vivencia ó Decodificador de Tonos (DT). ✓ Hardware de estación terrena. |
|---|--|

| | |
|---|--|
|  | <p>CIMAT</p> <p>(Centro de Investigación en Matemáticas) http://www.cimat.mx/</p> <p>Subsistemas que desarrolla:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Modelado de la dinámica orbital del vehículo, de campo magnético terrestre y de estabilización en tres ejes. ✓ Algoritmos de estabilización del satélite. ✓ Validación terrestre del sistema de estabilización. |
|  | <p>CITEDI</p> <p>(Centro de Investigación y Desarrollo de Tecnología Digital) http://www.citedi.mx/</p> <p>Subsistemas que Desarrolla:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Sistema de Potencia. ✓ Celdas Solares. ✓ Baterías. |
|  | <p>INAOE</p> <p>(Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica) http://www.inaoep.mx/</p> <p>Subsistema que desarrolla:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Transmisor en banda Ka (en estación terrena a 23 GHz). |
|  | <p>IPN</p> <p>(Instituto Politécnico Nacional) http://www.ipn.mx</p> <p>Es responsable de los siguientes subsistemas:</p> <p>A través de la Escuela de Ingeniería Aeronáutica:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Integración y pruebas <p>A través de la sección de graduados de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, ESIME:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Bobinas de torque magnético (BTM) ✓ Experimento en banda Ka |
|  | <p>UNAM</p> <p>(Universidad Nacional Autónoma de México) http://pumas.iingen.unam.mx</p> <p>La UNAM, a través del Instituto de Ingeniería ha terminado hasta el momento el desarrollo de los siguientes subsistemas:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Computadora de vuelo ✓ Sensores de corriente, temperatura y magnetómetros ✓ Hardware de acondicionamiento y Multicanalización de sensores ✓ Protocolos para telemetría y comando ✓ Hardware y software para la red interna del satélite ✓ Software de vuelo ✓ Software de estación terrena ✓ Participación en el experimento de la cámara digital <p>Experimento de arquitectura de computadoras "Computadora Semivirtual Tolerante a Fallas Bizantinas"</p> |

| | |
|---|---|
|  | <p>UNAM (Universidad Nacional Autónoma de México) http://indy2.igeograf.unam.mx/instituto/</p> <p>La UNAM, a través del Instituto de Geografía ha terminado hasta este momento el desarrollo de los siguientes subsistemas:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Fabricación de una mesa suspendida en aire para la validación de los algoritmos de estabilización del satélite ✓ Sensores finos de sol |
|  | <p>CENAM (El Centro Nacional de Metrología) http://www.cenam.mx/</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Pruebas de Vibración. ✓ Pruebas de compatibilidad Electromagnética para equipos electrónicos. |

1.3 Descripción global del microsatélite SATEX

Debido a la distancia en que orbitará el satélite respecto a la superficie terrestre se clasifica como LEO (órbita baja), su altitud será aproximadamente 760 Km de distancia con respecto a la Tierra, este tipo de satélites tienen la desventaja de no ser estáticos ya que recorren todo el planeta y por tanto tienen la ventaja de poder capturar imágenes de cualquier parte del mundo. El SATEX es un cubo de 55 cm por lado y de 50 Kg de masa, de acuerdo a la tabla 1-2 el SATEX se considera como un microsatélite, [VICENTE, 1988].

Tabla 1-2 Clasificación de los satélites según su masa.

| CLASIFICACIÓN | MASA [Kg] |
|------------------|-----------|
| Satélite grande | > 1000 |
| Satélite mediano | 500–1000 |
| Mini satélite | 100–500 |
| Micro satélite | 10–100 |
| Nano satélite | 1–10 |
| Pico satélite | 0.1–1 |
| Femto satélite | < 0.1 |

El diseño de su estructura se basa en un cuerpo cilíndrico central en el que se fijan tres placas paralelas entre sí sobre las cuales se ofrece espacio y soporte físico para alojar y fijar equipos, brindando integridad y rigidez al satélite.

Los pisos internos permiten distribuir los esfuerzos ejercidos en el tubo central y al mismo tiempo sirven de soporte para los equipos, también absorbe los esfuerzos térmicos producidos en las fases de integración, pruebas, lanzamiento y puesta en órbita. Además, el tubo central actúa como soporte para el Gradiente Gravitacional. Adicionalmente, provee la tierra física para los equipos electrónicos del microsatélite.

Las placas que se ubican en los extremos constituyen dos de las paredes del satélite, la superior aloja al gradiente gravitacional, y la inferior contiene la interfaz con el sistema de lanzamiento así como las ventanas que ofrecen contacto visual con Tierra para los experimentos que lo requieren. La estructura se construyó con aluminio 7075-T6 con baño de Alodyne y tiene una masa aproximada de 10.4 Kg. En la figura 1-a se muestra la estructura y en la figura 1-b se muestra el gradiente gravitacional.



Figura 1-a Estructura del SATEX 1.

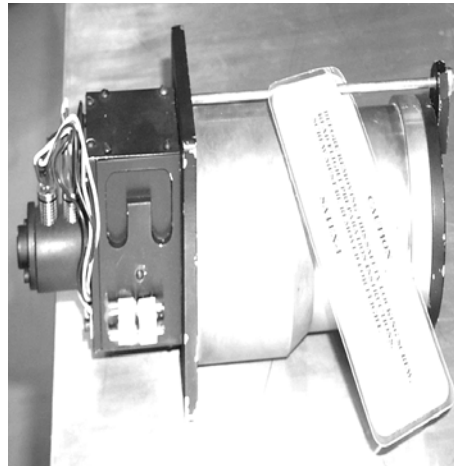


Figura 1-b Gradiente gravitacional.

La estabilización del satélite se realiza de dos formas:

- ✓ Estabilización pasiva. Se utiliza un Gradiente Gravitacional (Figura 1-b), el cual tiene una longitud de 6 metros (desplegado totalmente) y una masa terminal de 2.5 Kg.
- ✓ Estabilización activa. Formada por seis Bobinas de Torque Magnético (BTM), que al alimentarlas con una corriente constante generan pares de corrección triaxial en presencia del campo magnético terrestre.

Las caras laterales de los entrepisos del contenedor (figura 1-a) se cubren por celdas solares para generar la energía eléctrica que se suministrará a subsistemas electrónicos durante los periodos de iluminación y de eclipse. La administración y el control del consumo de energía se realizan en una computadora, denominada Sistema de Potencia (SP). El Sistema de potencia se encarga de la distribución de la corriente y los voltajes eléctricos para cada uno de los sistemas del satélite.

Para realizar estas operaciones de forma eficiente los recursos energéticos son administrados por un microprocesador digital de calificación militar. El sistema comprende: los tableros solares, baterías, medios para regular la carga de la batería y convertidores de corriente directa con los cuales se realiza la distribución y el control de los voltajes demandados por cada equipo del satélite.

Este subsistema se alimenta de tableros solares que contienen un arreglo paralelo de dos cadenas de 44 celdas de Silicio en serie que brindan 25.2 W, 21V a 1.2 A y cargan a una batería compuesta por dos arreglos en paralelo de 16 celdas NiCd en serie de carga rápida que generan 19.2 V a 3400 mA.

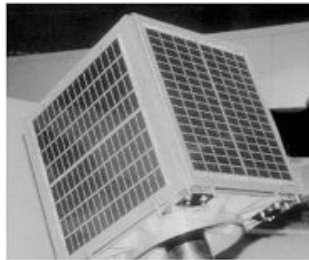


Figura 1-2 Celdas solares del SATEX.

Para supervisar las operaciones del satélite, se requiere que reporte datos de consumo de corriente, de voltaje y de temperatura de sus principales sistemas durante toda su vida útil. Por ello el SATEX cuenta con un gran número de sensores de corriente, voltaje y temperatura, ubicados en puntos estratégicos.

La lectura de estos sensores se realiza en dos computadoras: la Computadora de Vuelo (CV) y el Sistema de Potencia (SP).

En la tabla 1-3 se muestran los sensores asignados a la CV.

Tabla 1-3 Número de sensores en la Computadora de Vuelo (CV).

| | NÚMERO DE SENSORES | | | | |
|---------------------------|--------------------|--------------------|----------------------|---------------------|--------------|
| | <i>Corriente</i> | <i>Temperatura</i> | <i>Magnetómetros</i> | <i>Finos de Sol</i> | <i>Total</i> |
| Computadora de Vuelo (CV) | 11 | 23 | 6 | 8 | 48 |

La determinación de la orientación del satélite se efectúa con el auxilio de dos tipos de sensores:

- ✓ Sensores Finos de Sol (SFS). SATEX cuenta con cuatro sensores finos de sol que proporcionan información del ángulo solar en dos ejes del satélite.
- ✓ Magnetómetros triaxiales. Se tienen dos magnetómetros triaxiales idénticos (principal y respaldo), los cuales permiten obtener lecturas de campo magnético terrestre en tres ejes (6 sensores).

En la tabla 1-4 se muestran los sensores que va a reportar el Sistema de Potencia (SP), este sistema a su vez reporta con un sensor extra (no incluido en la tabla) el porcentaje de carga instantánea existente en el satélite.

Tabla 1-4 Sensores del Sistema de Potencia (SP).

| | NÚMERO DE SENSORES | | | | |
|--------------------------|--------------------|----------------|--------------------|--------------------|--------------|
| | <i>Corriente</i> | <i>Voltaje</i> | <i>Temperatura</i> | <i>Disponibles</i> | <i>Total</i> |
| Sistema de Potencia (SP) | 5 | 5 | 3 | 3 | 17 |

En total el satélite cuenta con 65 sensores para formar los paquetes de telemetría que serán enviados a Tierra para reportar las condiciones de operación del microsátélite de modo que se pueda tener una idea clara de su estado funcional cuando se encuentre en órbita.

Los sensores requieren de un módulo electrónico que permita el acondicionamiento eléctrico de las señales de sensores, fuertemente ligado al sistema de comando principal para realizar de forma automática la adquisición y transmisión de los datos recabados.

Las antenas de VHF/UHF están compuestas por dos arreglos de monopolos, localizados en la cara sur del satélite, cada uno inclinado a 45° y ubicados en la placa inferior de la estructura, por su cara exterior, con esta inclinación se asegura que no obstruya la visión para las cargas útiles. Los monopolos miden 41cm de longitud, fabricados con cinta de acero flexible para plegarlos durante el lanzamiento. Su despliegue se efectúa fundiendo un cinturón de polietileno una vez que el satélite sea liberado del vehículo lanzador. En la figura 1-3 se aprecia la colocación y forma preeliminar de las antenas de comunicación.

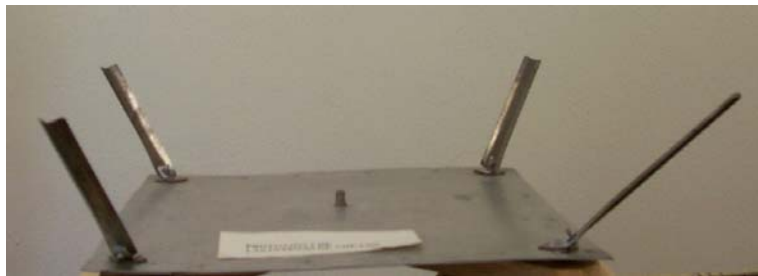


Figura 1-3 Antenas de comunicación del SATEX 1.

El sistema de comunicaciones está compuesto por dos transmisores: uno principal y otro redundante, que operan en la banda de 138-144 MHz, y por dos receptores (principal y redundante) que trabajan en la banda de 395-405 MHz, con los cuales se establecen comunicaciones a velocidades de 1200, 2400 y probablemente también a 4800 bauds. De los equipos utilizados, uno de ellos, tanto transmisor como receptor fueron totalmente desarrollados en el CICESE utilizando componentes de calificación militar.

Dentro de SATEX se encuentra una red de área local con cinco nodos formados por los procesadores de la Computadora de Vuelo (CV), la Carga Útil Óptica (CUO), la Cámara Digital (CD), el Sistema de Potencia (SP) y el Decodificador de Tonos (DT), este último también llamado Procesador de Supervivencia (PS). La comunicación entre las computadoras del satélite, se efectúa a través de una red de difusión del tipo “todos hablan y todos escuchan”, controlada de forma centralizada por la computadora de vuelo, es decir, la CV funge como servidor de la red de área local (RAL), [VICENTE, 1999], cuenta además con una red redundante.

Según la clasificación de [TANENBAUM, 1997], la red interna de SATEX con la cual se comunican las computadoras, es una red tipo “Multi-computadora”; ya que la distancia entre los procesadores del satélite no sobrepasa un metro de distancia.

Otra de las características de SATEX 1, es la tolerancia a fallas de la CV por medio de software y hardware mínimo, este último controla los recursos de hardware redundantes de la arquitectura.

SATEX lleva a bordo 5 computadoras por medio de las cuales realiza el control y la ejecución de sus tareas. La computadora de vuelo fue diseñada y construida por la UNAM; se encarga de controlar las comunicaciones entre las computadoras del satélite y las comunicaciones con Tierra. La CV cuenta también con software para controlar la estabilización del satélite y software para la captura de datos de sensores. Además, lleva el control del tiempo orbital y por tanto, el control sobre la ejecución de tareas en todo momento.

La CV es un sistema modular constituido por 5 circuitos impresos instalados dentro de un contenedor de aluminio que se arma por capas (5 capas o rebanadas). La CV contiene principalmente componentes electrónicos de tipo militar y de montaje superficial para afrontar las fases de lanzamiento espacial y de operación estable en el espacio.

Su arquitectura modular integra a dos tarjetas de procesadores, de los cuales se utiliza uno solo a la vez para controlar al satélite, en tanto que el otro restante queda disponible como refacción en frío. Cada tarjeta de procesador reúne los recursos necesarios para realizar las operaciones de automatización en el satélite, en la figura 1-4 a y 1-4 b se presentan vistas de la computadora de vuelo, en las figuras 1-4 c y 1-4 d se muestra el contenedor de aluminio que aloja a la CV.



Figura 1-4 a Modelo de Ingeniería (MI) de la Computadora de Vuelo.

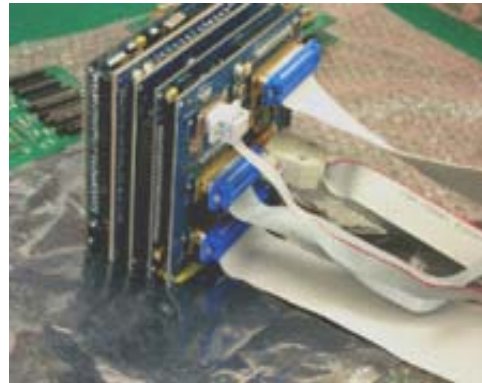


Figura 1-4 b MI de la CV del SATEX 1.



Figura 1-4 c Contenedor de aluminio

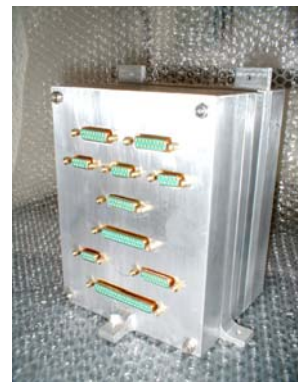


Figura 1-4 d Modelo de vuelo de la CV en contenedor de aluminio.

La estación terrena se ubicará en la Ciudad de Ensenada, Baja California, debido a que CICESE es responsable del experimento de Comunicaciones Ópticas. Baja California es un sitio de baja nubosidad y baja precipitación pluvial, lo cual la convierte en un sitio idóneo para realizar comunicaciones Ópticas.

En cuanto al hardware de Estación Terrena, agrupa a los equipos suficientes para rastrear y localizar al satélite cuando éste sobrevuele el sitio geográfico en donde se ubica la estación terrena de seguimiento y control. Contiene antenas, un subsistema de rastreo, equipo de radiofrecuencia y varias computadoras personales.



Figura 1-5 a Antenas en la ET.



Figura 1-5 b Equipos de RF utilizados.

En cuanto al tiempo de vida útil de SATEX, se ha estimado en un año; sin embargo este tiempo podría llegar a expandirse como ha sucedido con otros microsátélites, debido a que sus partes son de calidad militar. Por otro lado, en el proyecto se han efectuado análisis de confiabilidad de la CV, los cuales indican un porcentaje de confiabilidad de más del 95 % en ese tiempo.

1.4 Experimentos realizados por el microsátélite SATEX

El proyecto microsatelital persigue realizar una serie de experimentos, los cuales tienen la necesidad de interactuar uno con otro, ya sea de manera local o de manera remota, [VICENTE, 2001]. Estos experimentos son: El Mantenimiento Automatizado de la Computadora de Vuelo (MACV), Comunicaciones Ópticas espacio-tierra, Cámara Digital de Percepción Remota, Respaldo de Comunicaciones por Tonos y el Estudio de la Propagación de Señales en Banda Ka, que a continuación se explicarán.

1.4.1 Mantenimiento Automatizado a la Computadora de Vuelo (MACV)

El objetivo de este experimento es el de la conmutación automática de las tarjetas de procesamiento de la computadora de vuelo (ante fallas detectadas), para esto se desarrolló el hardware y los algoritmos que permiten la realización del autodiagnóstico, detección de fallas y reconfiguración de las tarjetas de procesamiento en el Instituto de Ingeniería de la UNAM (IINGEN).

Para automatizar este proceso se implantó una arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas Bizantinas. La organización topológica de las computadoras se controla con comandos de software (de la estación terrena), y es así como se forma esta arquitectura semivirtual que contiene parte física (computadora de vuelo) y parte virtual (computadoras de carga útil, o sea los experimentos), además cuenta con procesadores redundantes en ambas partes de la arquitectura. El proceso de detección de fallas se realiza por medio de voto mayoritario en cada uno de los nodos de esta estructura semivirtual.

Para que la arquitectura realice las tareas de diagnóstico, detección y reconfiguración (ante fallas de la computadora de vuelo) se tuvo que desarrollar hardware y software especializado.

- ❖ Hardware. Se cuenta con redundancias en los sistemas críticos para el funcionamiento del microsátélite como la computadora de vuelo y la red interna de comunicaciones entre computadoras.
- ❖ Software. Está en los algoritmos que dirigen el proceso de diagnóstico, detección de fallas, así como en procedimientos que realizan la conmutación de equipos en caso de que se presente una falla.

En cuanto al voto Bizantino para detección de fallas, nos permite evaluar el estado de cada una de las computadoras del satélite. El algoritmo para detectar fallas Bizantinas requiere de la participación de 4 nodos computacionales, por ello inicialmente la arquitectura utiliza al sistema de

potencia (SP) que siempre estará encargado; el sistema de sobrevivencia o detector de tonos (DT) quien esta encargado de dar mantenimiento al a computadora de vuelo (CV) y la carga útil óptica (CUO), dejando a la cámara digital (CCD) como procesador de refacción para la parte virtual en caso de fallas en la carga útil óptica (CUO). Este modo de operar será utilizado como un experimento adicional del SATEX, el cual constituye una más de las innovaciones que el proyecto aportará al área de microsátélites.

La arquitectura semivirtual tolerante a fallas (votéo) se activará por medio de software cada 10 minutos y durante su confirmación requiere la ayuda de al menos tres computadoras de carga útil (experimentos) del satélite en un lapso de tiempo del orden de los milisegundos.

La figura 1-6 muestra cómo está estructurada la arquitectura de cómputo semivirtual.

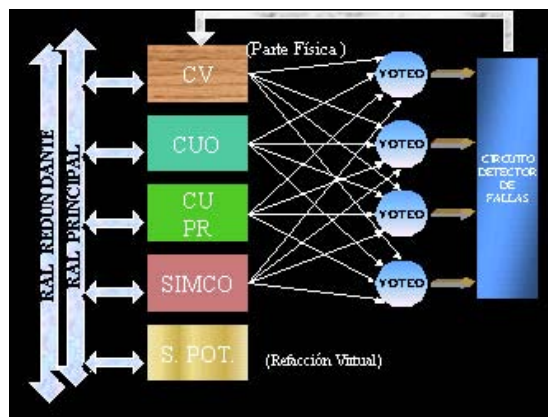


Figura 1-6 arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas

1.4.2 Comunicaciones Ópticas Espacio-Tierra

El objetivo general es el diseño, la construcción y la validación espacial de un sistema transmisor-receptor para comunicaciones ópticas (cercano al infrarrojo) con dirección satélite-tierra.

La carga útil óptica consta de un transmisor (cercano al infrarrojo), a bordo del satélite y una estación receptora en Tierra. El proceso de comunicación comprende los modos de adquisición, apuntamiento y seguimiento, los cuales forman un sistema muy complejo de control para ubicar el haz que transmite el satélite, esto se explica a continuación:

- ❖ Adquisición. El sistema tiene que adquirir la señal del láser faro (beacon) en su campo de visión.
- ❖ Apuntamiento. El sistema en el microsátélite alinea su sistema de espejos con la línea de vista del receptor en Tierra. Este tiene que centrar el haz del láser en la superficie de detección.
- ❖ Seguimiento. Se comienza a enviar la información, manteniendo el sistema alineado. La antena transmisora se ajusta para mantener el haz centrado en el detector.
- ❖ El diagrama general del enlace óptico se muestra en la figura 1-7.

La antena transmisora es manejada por un microcontrolador dedicado que convierte los datos del sistema de localización, el de orientación y del detector en señales manejables. Este microcontrolador interactuará con la computadora principal a bordo del microsátélite.

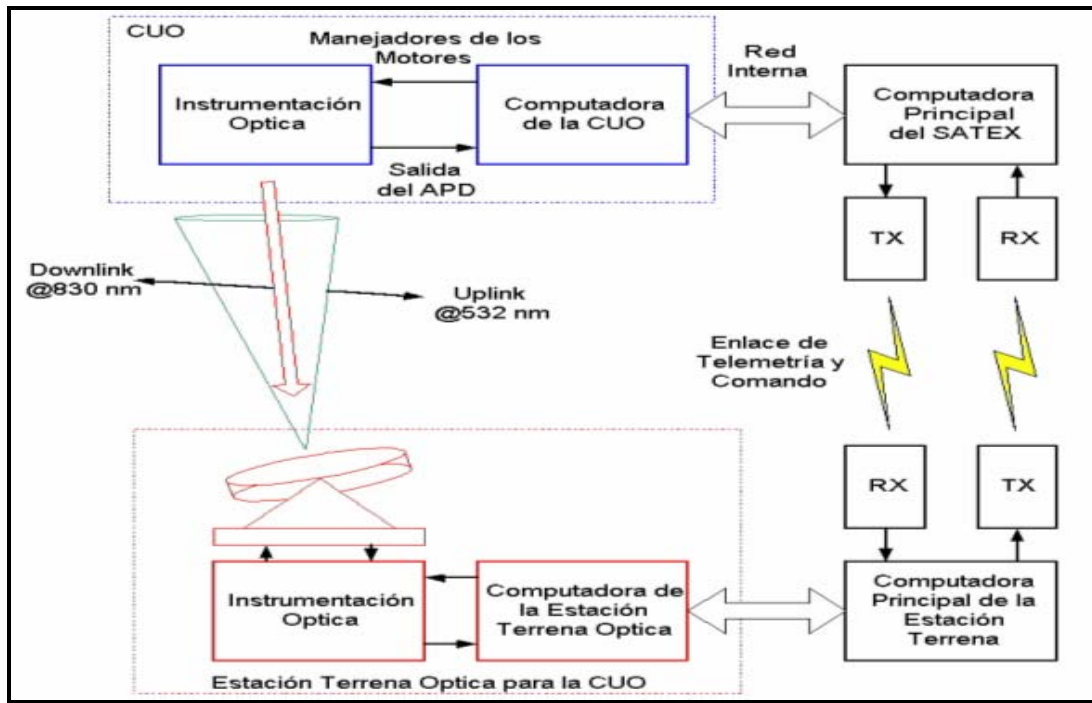


Figura 1-7 Diagrama del enlace óptico

La microcomputadora está basada en un procesador Siemens de 16 bits y programada en Lenguaje "C". Cuenta con interfaces para controlar la posición de dos espejos con los cuales se realiza el apuntamiento fino del transmisor óptico, también tiene un sensor de cuadrante que sensa el haz disperso transmitido por la estación terrena para dar a conocer su posición geográfica, además de dos canales de comunicaciones con la RAL (Red de Área Local). Cuenta también con software de operaciones y con el software de operaciones para la RAL. En la figura 1-8 se muestra la Carga Útil Óptica (CUO).

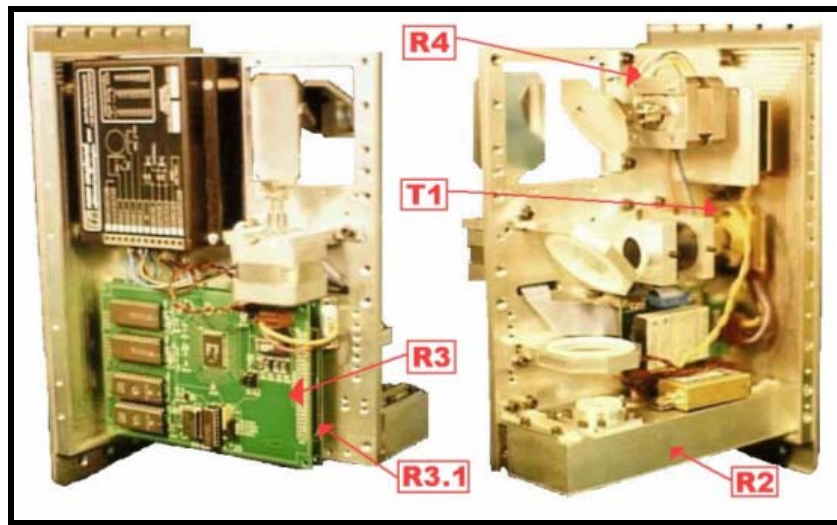


Figura 1-8 Carga Útil Óptica.

1.4.3 Cámara Digital de percepción remota

Con este experimento se intenta poner en órbita una cámara CCD (Charge Coupled Device por sus siglas en inglés) de mediana resolución con el fin de adquirir imágenes de cualquier parte del globo terrestre de acuerdo con misiones (órdenes) especificadas desde tierra. Esto dará una muestra más tangible de la operación y desempeño del microsatélite.

Se cuenta con una cámara digital con resolución de 1200 por 1200 píxeles, programable vía puerto serial y con un procesador de memoria local para el almacenamiento de cuatro imágenes. El procesador que se utiliza es un Tigre de 16 bits, el cual integra toda la memoria requerida por el experimento. Esta cámara es de tipo comercial con adaptaciones para vuelo orbital, por lo que está apagada la mayor parte del tiempo para evitar el efecto "latch-up" en sus componentes, [Ortiz, 2003]. El procesador permanece apagado mientras no existan peticiones de imágenes, y una vez solicitada una imagen el sistema de potencia se encarga de activar la cámara digital y de programarla para la captura de píxeles. Posteriormente desactiva la cámara y el procesador permanece energizado en modo de bajo consumo de potencia hasta que el microsatélite visita su estación terrena. La microcomputadora cuenta además con dos canales para la red de área local (RAL), así como con software de red en operaciones.

1.4.4 Respaldo de comunicaciones por tonos

El experimento de comunicación por tonos, denominado Detector de Tonos (DT), es un sistema mínimo de comunicaciones que utiliza tonos de audio codificados (DTMF) con una secuencia prefijada para ordenar acciones básicas de control en el microsatélite (como el encendido y el apagado de transmisores, reconfiguración de la computadora de vuelo, etcétera). El sistema se basa en un microcontrolador militar Intel programado en lenguaje "C", con interfaces para la activación de equipos, con 2 puertos de comunicaciones y software para integrarse a la red de área local (RAL).

El equipo representa un medio alternativo de comunicación en caso de falla de las computadoras que controlan el vehículo espacial. Debido a ello, a esta computadora también se le denomina Procesador de Supervivencia (PS).

La importancia de esta computadora es que fue elegida para darle mantenimiento automatizado a la computadora de vuelo una vez que se detecta alguna falla en el experimento denominado votoe Bizantino.

1.4.5 Estudio de propagación de señales en banda Ka

El objetivo del experimento es lograr un enlace de comunicaciones Tierra-satélite en el espectro de frecuencias Ka, cerrando el lazo de comunicación con el enlace de radiofrecuencia, es decir, por medio de los equipos VHF del microsatélite.

Contiene una antena y electrónica de recepción diseñadas para trabajar a una frecuencia de 23 GHz. La antena es de tipo corneta, de forma cónica circular recta, la cual se conecta a una guía de onda cilíndrica. Tiene una impedancia de 50 Ω y proporciona una ganancia de 10dB. La polarización de esta antena es de tipo circular.

El receptor en el satélite adquiere la señal de Tierra realizando una conversión a radio frecuencia 400 MHz retransmitiendo esta señal de forma directa a Tierra a través de la parte de potencia del radio de telemetría. En la figura 1-9 a se muestra un diagrama del experimento y en la 1-9 b se muestra la antena utilizada para dicho experimento.

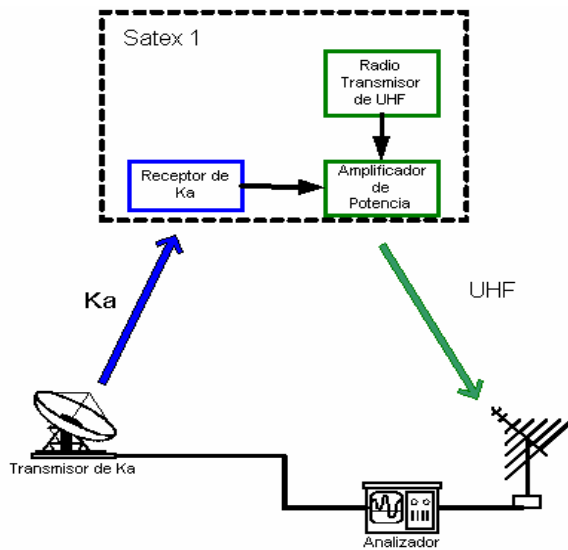


Figura 1-9 a Experimento de la CUO.

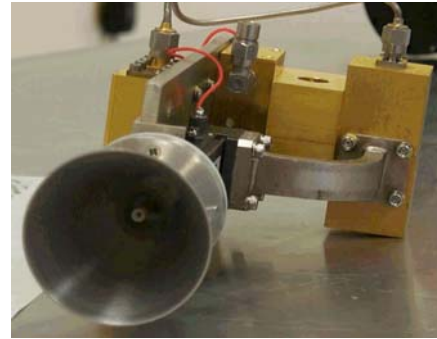


Figura 1-9 b Antena de corneta receptora.

1.5 Software de captura de telemetría y control satelital o software de estación terrena (SET)

El software de la computadora de vuelo del microsátélite está vinculado fuertemente con el software de la estación terrena, pues la mayor parte de las acciones que realiza el satélite son especificadas por el SET, [GUTIÉRREZ, 2003].

El software de ET permite el enlace de comunicaciones con el satélite, permite presentar, almacenar y estudiar los datos recabados de telemetría, permite efectuar las tareas de mantenimiento y validación de operación de los equipos del satélite y permite la ejecución de tareas de reconfiguración ante posibles eventualidades. Este software presenta una interfaz con grandes avances tales como la presentación de telemetría en modo gráfico y numérico con activación de alarmas en caso de que algún rango de operación este fuera del límite, también muestra el estado de operación de los diferentes equipos a bordo del satélite mediante diagramas, gráficas y animaciones. En la figura 1-10 se presenta la pantalla principal del software de estación terrena.

El software satelital realiza periódicamente el muestreo, almacenamiento y empaquetamiento de telemetría (tanto de sensores como del estado operativo de equipos) y lo envía posteriormente hacia Tierra cuando se enlaza con la estación terrena.

Después de que la CV reciba comandos en línea desde el SET, los ejecutará inmediatamente cuando son de su dominio, mientras que cuando van dirigidos a cualquiera de los experimentos los transfiere de inmediato a la computadora indicada.

El SET permite realizar la supervisión y el control del microsátélite, por lo cual todas las ayudas que pueda proveer, las alternativas operativas, la flexibilidad que tenga para interactuar con el microsátélite, así como su facilidad de uso y de despliegue de información, serán aspectos clave para aprovechar al máximo el vehículo espacial. Se debe subrayar que una parte muy importante del software de estación terrena lo constituyen los protocolos y sus tramas de comunicaciones, los

cuales son completamente compatibles con los utilizados por la computadora de vuelo satelital. Esos procedimientos y reglas se encuentran alojados en las etapas de software relacionadas tanto con la adquisición de telemetría e imagen, como en las secciones de envío de comando y misiones.

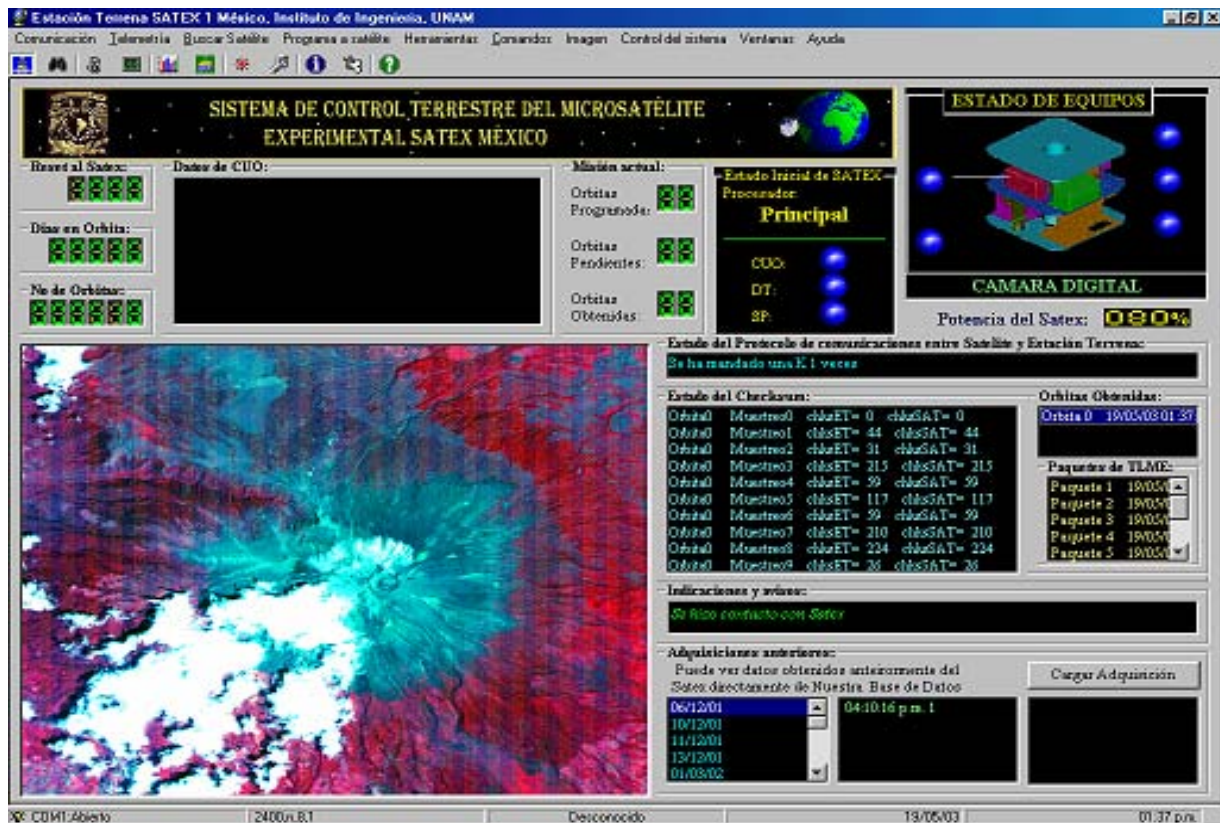


Figura 1-10 Pantalla Principal del Software de Estación Terrena

1.6 Software de emulación, depuración y validación de operaciones del microsatélite SATEX (SOFDEVO)

Este software tiene la capacidad de EMULAR a cualquiera de las computadoras conectadas en red dentro del satélite (experimentos). Al emular una computadora SOFDEVO decodifica la información destinada a esta computadora, verifica que su contenido sea correcto y ejecuta la acción solicitada, mostrando la información en pantalla, [PÉREZ, 2004].

El objetivo de SOFDEVO es la visualización de sucesos que ocurren en el SATEX que de otra forma serían invisibles o imperceptibles para nosotros, como el tráfico de comunicaciones en la red del satélite, gracias a esto la operación de la instrumentación del satélite se vuelve observable, facilitando así la depuración del hardware y del software tanto del satélite como de la Estación Terrena.

La forma en que SOFDEVO trabaja es interceptando el tráfico de comunicaciones en la red interna del SATEX, generando avisos por medio de mensajes de texto cada vez que se ejecute algún proceso dentro del satélite, además de generar respuestas a las solicitudes hechas a la(s) carga(s) que éste emule, de ésta forma permitirá la validación del hardware y software desarrollados en el

Instituto de Ingeniería de la UNAM, uno de ellos el experimento de mantenimiento automatizado de la computadora de vuelo (MACV). En la figura 1-11 se muestra la pantalla principal de SOFDEVO.

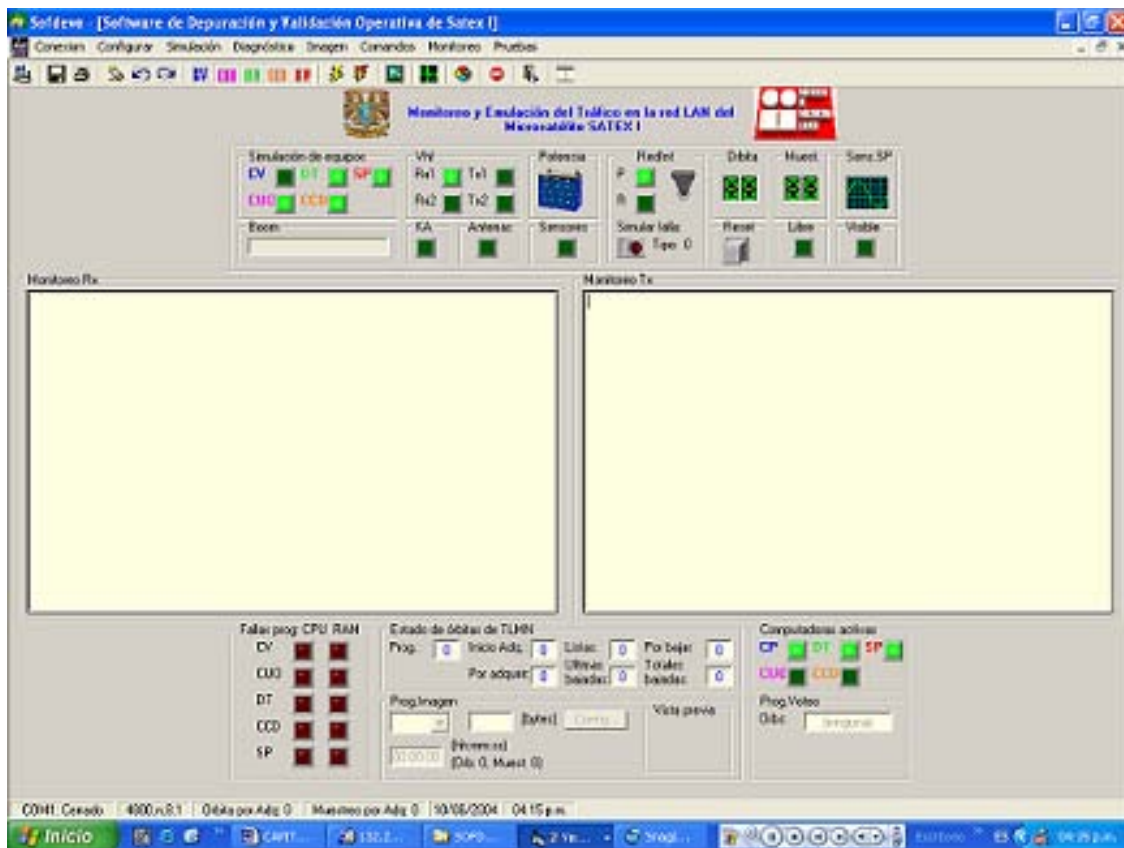


Figura 1-11 Pantalla Principal de SOFDEVO

1.7 Norma Militar DOD-STD-2167^a y pruebas para validar el SET

El objetivo general de este estándar es establecer parámetros y exigencias que serán aplicadas durante la adquisición, desarrollo o apoyo de sistemas de software, [DOD-STD-2167^a, 1988]. Aunque las exigencias de este estándar se aplican al desarrollo de Artículos de Configuración de Software, no se aplican en realidad al desarrollo de los elementos de hardware de programas fijos.

Las exigencias de este estándar se aplican a Artículos de Configuración de Software, pudiendo ser aplicadas selectivamente al desarrollo de software no identificado, tales como las partes de software de los artículos de configuración de hardware y programas fijos, así como a software no entregable.

El objetivo particular de la presente tesis es proponer la metodología con la cual pueda aplicarse la norma militar DOD-STD-2167^a para el proceso de validación del SET del SATEX. Atendiendo a este último punto, se plantea la elaboración de una forma global que aglutine todos los argumentos necesarios para plasmar la proyección, ejecución, resultados y observaciones que se desprendan de cada una de las pruebas de validación para las principales ramificaciones del software de estación terrena microsatelital.

Lo que se pretende es emplear la versión final del Software de Estación Terrena (SET), la cual forzosamente debe ser una versión operativa y oficial que avale los requerimientos del proyecto SATEX. Basándose en la aplicación de la norma militar se pretende validar y verificar el SET, y hacerlo con la aplicación del Plan de pruebas de software mencionadas en ésta última. Se pretende contar con una forma global que aglutine todos los argumentos necesarios para plasmar la proyección, ejecución, resultados y observaciones que se desprendan de cada una de las pruebas de validación para las principales ramificaciones del SET microsatelital y, de esta forma, contar con un respaldo de cada una de ellas.

Si el SET no llegara a verificarse y/o validarse por que faltaran módulos por hacer y/o cumplir de esta norma, se tendrían que hacer las modificaciones pertinentes para conseguir dicha validación. En caso de que no se pueda realizar modificación alguna, lo que restaría hacer sería dar una idea general de cómo se debió plantear y elaborar el software de estación terrena para alcanzar su objetivo. Este sería, en resumidas cuentas, el alcance que se persigue en la presente tesis.

1.8 Modelos del subsistema de comunicaciones y potencia del nanosatélite (PUMASAT)

La parte final de esta tesis plantea la idea que persigue el IIUNAM acerca del desarrollo de un bus nanosatelital de unos 3.5 Kg de masa, aproximadamente. El bus estaría compuesto, en su totalidad, por el subsistema estructural, subsistema térmico pasivo, sensores, computadora de vuelo, subsistema de potencia y subsistema de comunicaciones. Cabe destacar que los cuatro primeros subsistemas ya se han diseñado y/o construido en el IIUNAM, por lo que restaría describir el diseño conceptual detallado de los últimos dos subsistemas así como su forma de interconexión a los subsistemas del nanosatélite.

En lo concerniente a este apartado, se busca realizar una propuesta conceptual y teórica de los sistemas de comunicaciones y de potencia necesarios para la elaboración de un nanosatélite que utilizaría, adicionalmente, la computadora de vuelo del proyecto Satex para dar forma a un satélite de 3.5 Kg de masa.

Para resolver el problema planteado se propone el diseño conceptual y teórico del sistema de potencia para un nanosatélite con base en arreglos de celdas solares, baterías, reguladores de carga de baterías y de voltaje, interruptores de estado sólido y componentes pasivos, así como su forma de interconexión con los demás subsistemas del nanosatélite. El subsistema de potencia para el nanosatélite PUMASAT debe generar la potencia eléctrica necesaria para que operen los equipos electrónicos de éste, por ello se realiza su diseño conceptual detallado basándose en arreglos de celdas solares, baterías, convertidores DC/DC y componentes pasivos. Cabe señalar que el diseño se ha concebido mediante la experiencia en el desarrollo del subsistema de potencia del microsatelite SATEX y en información de proyectos similares.

Por último, se propone el diseño conceptual y teórico del subsistema de comunicaciones para el nanosatélite PUMASAT con base en un radio VHF comercial programable. El equipo, dejando de lado sus posibles limitantes, deberá operar en el rango de frecuencias en que operan los microsatelites. Se propone de igual forma, el tipo de cambios necesarios para adaptar el equipo para vuelo orbital y para instalarlo en una tarjeta de 6x4 pulgadas, así como la interconexión de este equipo con los demás subsistemas propuestos para el nanosatélite. El subsistema de comunicaciones del PUMASAT debe permitir las comunicaciones digitales de subida (tierra-satélite) para enviar comandos, misiones de control y nuevos programas al vehículo espacial. Respecto a la bajada, el satélite deberá permitir la transmisión de la telemetría digital recabada por el satélite, así como el estado operativo de sus equipos.

1.9 Objetivos y limitaciones de la presente tesis

El objetivo principal de este trabajo es realizar las últimas adiciones operativas al software de estación terrena, el cual controla las operaciones del microsatélite SATEX, así como proponer la metodología adecuada con la cual pueda aplicarse la norma militar DOD-STD-2167^a para el proceso de validación del SET. Atendiendo a este último punto, se plantea la elaboración de una forma global que conjunte todos los argumentos necesarios para plasmar la proyección, ejecución, resultados y observaciones que se desprendan de cada una de las pruebas de validación para las principales ramificaciones del software de estación terrena microsatelital.

De igual forma se establece como un fin realizar una propuesta conceptual y teórica de los sistemas de comunicaciones (utilizando un radio comercial) y de potencia necesarios para la elaboración de un nanosatélite que utilizaría, adicionalmente, la computadora de vuelo del proyecto SATEX para dar forma a un satélite de 3.5 Kg de masa.

Las principales actividades a desarrollar para alcanzar los anteriores objetivos son las siguientes:

- ❖ Actualizar el software de estación terrena (SET), que esto incluye la depuración y pruebas de los procesos que ya existen, programación de respuestas de procesos nuevos en la operación satelital, terminar algunos aspectos de la comunicación de la estación terrena con el satélite, como son la implementación de nuevos comandos en la estación terrena y en el software de satélite, así como también en la parte visual del SET.
- ❖ Actualización de los comandos en la estación terrena y verificación de cada uno de ellos, así como la implementación de nuevos comandos y la tramas de información que deben contener.
- ❖ Actualizar el proceso de búsqueda de satélite, para hacerlo más eficiente.
- ❖ Actualización y despliegado de la base de datos de las misiones anteriores, con mensajes sencillos para el manejo práctico del SET y la visualización de las Telemetrías del satélite de una forma mas eficiente.
- ❖ Aplicar la Norma Militar DOD-STD-2167^a al SET en forma global, para planear, ejecutar y plasmar los resultados obtenidos para la validación del SET en su versión final. Ello conducirá a afirmar que el software es eficiente y su operación es adecuada para el proyecto. Esto a su vez se podrá utilizar para resolver situaciones similares en cuanto al software de comunicaciones y automatización en tiempo real.

Con la descripción de los anteriores puntos de trabajo se establece el entorno referente al alcance de la presente tesis.

CAPITULO 2

Descripción de la norma militar DOD-STD-2167^a y propuesta de una forma global de uso para validar el software del microsátélite SATEX

2.1 Introducción

En este capítulo se presentan las especificaciones del control de calidad para el desarrollo del software fijadas por la norma DOD-STD-2167^a (febrero 1988) de la defensa de los Estados Unidos, [DOD-STD-2167^a, 1988].

A lo largo de los años la experiencia ha demostrado que muchas de las aplicaciones desarrolladas en software han tenido que ser ampliadas o modificadas para cumplir con nuevos requisitos para los que no fueron diseñadas. También se ha podido comprobar la manera en que productos desarrollados para un entorno concreto no cumplían adecuadamente las especificaciones con las que fueron concebidos en un principio.

Para atacar estos problemas y otros muchos que puedan surgir al poner en marcha un producto de software, se está implantando la costumbre de realizar el diseño y desarrollo de las aplicaciones según un Manual de Calidad aprobado tanto por el cliente como por la compañía, esto con el fin de asegurar que el resultado final del producto cumpla perfectamente con lo especificado.

A continuación se presentan las directrices básicas que debe tener cualquier Manual de Calidad para que cumpla adecuadamente su función, tomando como base la norma militar DOD-STD-2167^a; se presentan las características más importantes, y también se realiza una síntesis de la norma para que sea entendible y fácilmente aplicable.

A continuación se dan algunas características como resumen de éste estándar:

- ❖ La norma establece los requisitos uniformes para el desarrollo del software que son aplicables a través del ciclo de vida del sistema. Los requisitos del estándar proporcionan la base para que alguna institución inicie el desarrollo del software de un contratista, así como las pruebas y esfuerzos de evaluación.
- ❖ No se emplea para especificar o para desalentar el uso de ningún método particular del desarrollo del software. El contratista es responsable de seleccionar los métodos del desarrollo del software, que es la mejor ayuda para el logro de los requisitos del contrato.
- ❖ Esta norma, junto con otros documentos referidos, proporcionan los medios para establecer, evaluar y mantener la calidad del software así como la documentación asociada.
- ❖ Las descripciones del Artículo de Datos (DIDs) aplicables a este estándar se enumeran al final de este trabajo en el Anexo A. Éstos DIDs describen un juego de documentos para registrar la información requerida en éste estándar e impulsan la producción de datos entregables.
- ❖ El objetivo es establecer requisitos para aplicarlos durante la adquisición, desarrollo, o la ayuda de los sistemas de software.
- ❖ Los requisitos que se aplican al desarrollo de los Artículos de la Configuración del Software (CSCIs), se emplean de igual forma hasta el grado más específico en las cláusulas del contrato, la Declaración del Trabajo (SOW) y la Lista de Requerimientos de Datos del Contrato (CDRL).

- ❖ Entre los principales objetivos de la norma está el aplicarse en el desarrollo o a la ayuda del elemento de software de soporte lógico inalterable. Este estándar no se aplica al desarrollo de los elementos del hardware de soporte lógico inalterable.
- ❖ Puede ser aplicado en agencias de Gobierno y/o Instituciones. Cuando una agencia de Gobierno o alguna Institución realiza el desarrollo o la ayuda de software de acuerdo con éste estándar, el término “contratista” se refiere a aquella agencia de Gobierno o Institución y el término “subcontratista” se refiere a cualquier contratista de aquella agencia de Gobierno o Institución.
- ❖ Contiene la totalidad de los requisitos para ser adaptada en cada uno de los contratos que sean dispuestos por la agencia que lo adopte. El proceso de adaptación, en este caso, se diseñó para cancelar los requisitos que no sean aplicables con el software.

2.2 Características generales de los requisitos del sistema según la norma militar DOD-STD-2167^a

Las condiciones y cláusulas que se establecen en este documento tratan sobre la contratación, por parte de persona física o jurídica, del equipo de la estación remota y del paquete de software con el que se suministra, bien de forma conjunta o por separado funcionando bajo el sistema operativo Windows XP.

El cumplimiento de estas condiciones obliga a ambas partes, y son las siguientes:

- ❖ Las dos partes se comprometen desde la fecha de firma del contrato a cumplir todo lo que a continuación se estipula.
- ❖ En caso de reclamación o discrepancia en lo concerniente al cumplimiento de lo pactado por cualquiera de las partes, una vez agotada cualquier vía de entendimiento, se tramitará por la vía legal.
- ❖ El vendedor o subcontratista queda obligado a facilitar a la otra parte cualquier información que contribuya a mejorar la instalación y funcionamiento del sistema, siempre que la información solicitada se requiera para estos fines.
- ❖ El comprador o contratista, a su vez, queda obligado a explicar al fabricante todas las características del entorno donde habrá de funcionar el sistema, esto con el objeto de facilitar su instalación, quedando el proveedor libre de responsabilidad sobre cualquier defecto que surja por el incumplimiento de dicha obligación.
- ❖ El plazo de entrega será de tres semanas (o el tiempo que sea pactado en el contrato) a partir de la fecha de la firma del contrato.
- ❖ Si la entrega se retrasara más de las tres semanas acordadas (o tiempo requerido), el comprador podrá rescindir el contrato siéndole retribuidas todas las cantidades abonadas.
- ❖ La garantía queda fijada en el plazo de un año a partir de la fecha de entrega del sistema y quedará anulada al expirar el plazo o si se demuestra que el sistema ha sido objeto de manipulación indebida.
- ❖ El software se entrega bajo licencia, para el uso y bajo los términos expresados en el contrato. El vendedor se reserva todos los derechos, que no sean por él mismo, expresamente cedidos al comprador.
- ❖ El software podrá ser usado, salvo pacto por escrito con el vendedor, en un único equipo y por cualquier número de usuarios, pudiendo trasladarlo libremente de un equipo a otro,

siempre y cuando se borre del equipo original o se evite cualquier posibilidad de ser ejecutado a la vez en dos equipos distintos.

- ❖ Se prohíbe toda copia, total o parcial del software, hardware o de la documentación que la acompañe por cualquier medio físico, electrónico o de cualquier índole.
- ❖ Se prohíbe la modificación o distribución del software o del hardware sin permiso expreso por escrito del vendedor. Quedan prohibidas cualesquiera otras formas en que se facilite el software a terceras personas sin expreso permiso por escrito del vendedor.
- ❖ La licencia se extingue por incumplimiento de cualesquiera cláusulas incumplidas del contrato en lo que al software o el hardware se refiere o por devolución de todas las copias existentes del software así como la documentación correspondiente.

2.3 Ciclo de vida del software

Según la norma militar DOD-STD-2167^a **el ciclo de vida de un producto de software** se define como el periodo de tiempo entre la decisión inicial de implementar unas funciones mediante un sistema de software y el momento final de su utilización en operaciones, es decir, el total de las actividades de desarrollo, mantenimiento y operación. Esta definición por sí misma implica una serie de actividades y técnicas de dirección que se agrupan en las fases que se describirán más adelante.

Un proyecto de desarrollo de software es un proceso iterativo, particularmente en sus primeras etapas, donde los requisitos son clasificados y se consideran diversos diseños alternativos. Aún teniendo en cuenta esto, y que el límite entre las fases de desarrollo no está muy definido, hay siempre un momento en el cual una fase específica es formalmente concluida con la aprobación de una parte del software que se entrega como documentación. Todos los cambios en alguna fase del proyecto, posterior a su aprobación, estarán bajo el apropiado control de cambio, cuya forma de realizarse se definirá más adelante. La figura 2-1 muestra las fases del ciclo de vida de un producto de software así como actividades que se desarrollarán en ellas así como las revisiones que se efectuarán.

2.3.1 Calidad del producto

Durante todas las fases del ciclo de vida del software se deberá estar ejercitando una actividad que asegure la calidad del mismo. El propósito de esta actividad será doble.

- ❖ Asegurar durante cada una de las fases la conformidad de las salidas producidas en ésta con las entradas recibidas de fases anteriores.
- ❖ Asegurar la adhesión de las salidas producidas con las normativas establecidas para cada proyecto.

Estas actividades se realizarán según el Plan de Garantía de Calidad del Software que será acordado con el cliente que irá, además, acompañado del documento que define el ciclo de vida del proyecto. El cumplimiento de estos requisitos permitirá la construcción de un producto de software con la calidad deseada.

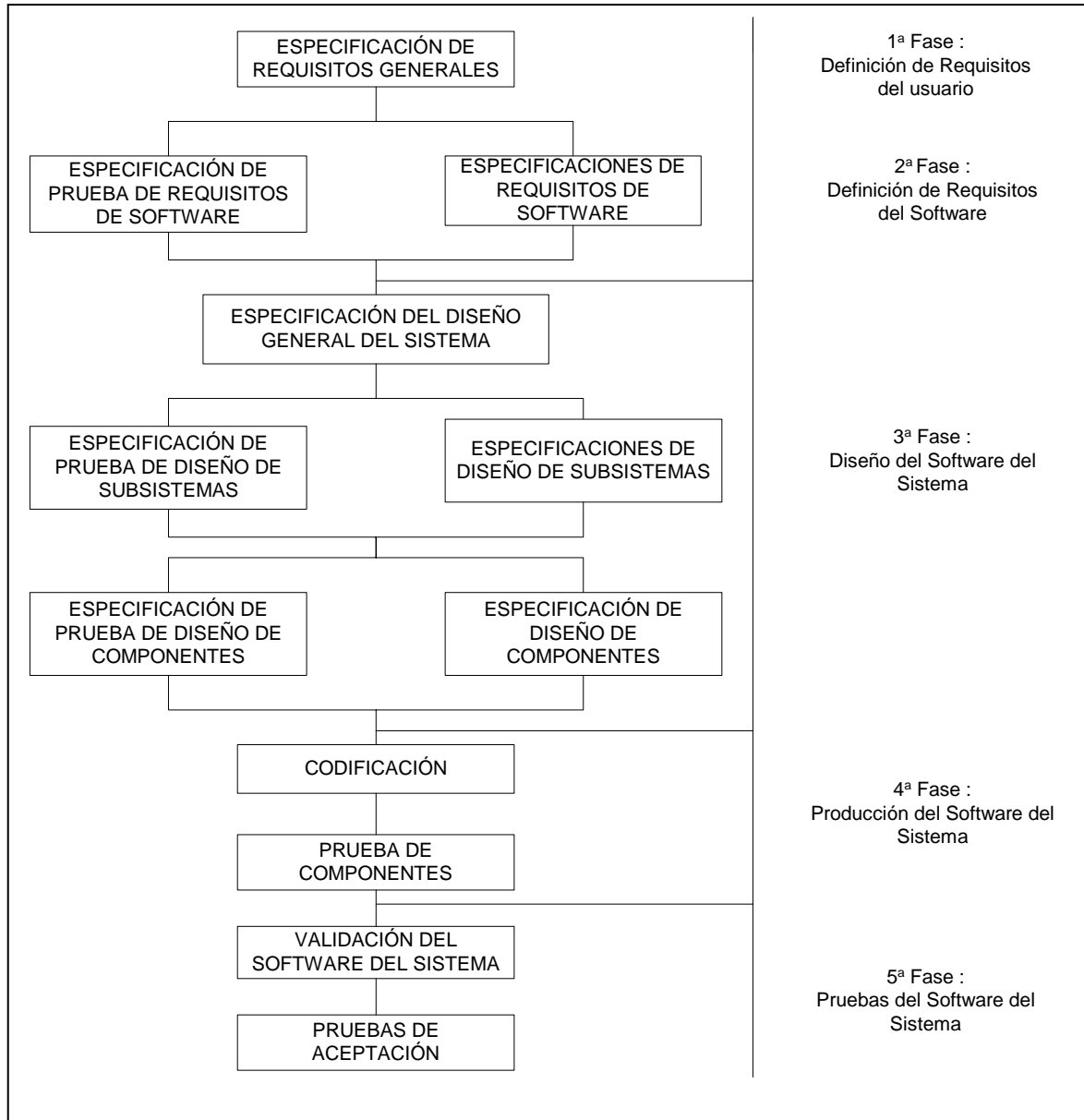


Figura 2-1 Ciclo de Vida del Software

2.3.2 Fases de desarrollo de una aplicación

Fase 1.- Definición de requisitos del usuario

Esta fase es un paso preliminar que comienza con la decisión de investigar la posibilidad de desarrollar un sistema informático. En términos generales consiste en definir las necesidades de los usuarios del sistema.

Habría que aclarar que ésta no es una fase de desarrollo del producto, sin embargo se considera de esa forma debido a la importancia de la misma para todas las actividades posteriores. Dentro de

los aspectos que afectan a la calidad del producto, y que por lo tanto habría de tener muy en cuenta en la realización del documento contractual, se encuentran:

- ❖ Criterios de aceptación del producto.
- ❖ Responsabilidad de los cambios efectuados en la Especificación de Requisitos del Software (SRS) durante el desarrollo. Así como los problemas detectados después de la aceptación del producto.
- ❖ Actividades llevadas a cabo por el cliente, especialmente al definir la Especificación de Requisitos de Software (SRS), en la instalación y aceptación.
- ❖ Facilidades, herramientas y elementos de software suministrados por el cliente.
- ❖ Normativas y procedimientos a usar.
- ❖ Requisitos de reproducción, como documentación a entregar y otros aspectos que deban ser considerados.

Para definir el proyecto se procederá a desglosarlo entre aquellos requisitos que son esenciales y los que sólo son deseables, decidiendo también las pruebas necesarias para verificarlos, y las interfases hombre/máquina que se emplearán. Al mismo tiempo tiene que especificarse el hardware en el que operará el software, y aquel en el que será programado y probado, declarando por último las normativas que se aplicarán y el posible uso de software ya existente. Esta fase debería concluir tras las revisiones que sean necesarias, con un acuerdo formal por la dirección, de ambas partes, interesada en los requisitos del usuario.

Fase 2.- Definición de requisitos del software

El papel de esta fase es asegurarse de que las necesidades del usuario han sido correctamente comprendidas antes de comenzar el diseño y la codificación. También se deben definir en este punto la combinación de hardware, software y funciones humanas que deben cumplir dichos requisitos. Se trata de definir qué funciones realizará el producto pero no cómo se harán las mismas. La Especificación de Requisitos del Software (SRS) tiene como metas:

- ❖ Establecer un acuerdo entre el cliente y proveedor sobre lo que el producto hace y como se probará.
- ❖ Reducir el esfuerzo de la fase de desarrollo.
- ❖ Suministrar una base para la estimación de costos y lista de actividades a realizar.
- ❖ Facilitar la transferencia a nuevos usuarios y máquinas.
- ❖ Servir de base para mejoras futuras.

Una buena Especificación de Requisitos de Software (SRS) debe ser clara, completa, verificable, rastreadable y estar en uso durante toda la vida del software.

Habrá que definir cada requisito de tal forma que su logro pueda ser objetivamente verificado por un método prescrito, por tanto, se debe hacer una primera versión de un Plan de Verificación y Validación del Software que asegure al cliente que el producto reunirá todos los requisitos definidos. Antes de finalizar esta fase se hará una revisión de los requisitos del software y del Plan de Verificación y Validación del Software.

La salida de esta fase será un documento que contiene la Especificación de Requisitos del Software (SRS) y del Plan de Pruebas del Software (STP).

Fase 3.- Diseño del software del sistema

En primer lugar se tratará de efectuar un análisis funcional del sistema, esto con la finalidad de conseguir una definición de la estructura que presentará el producto, refinando sucesivamente la Especificación de Requisitos del Software (SRS). A continuación se establecerá el diseño de la arquitectura del sistema mediante la cual va a ser implementado el sistema de software que se está desarrollando.

Estas fases consisten en una serie de actividades para pasar desde el “que” definido en los requisitos al “como” definido por la arquitectura del sistema. Tras este punto, se hará una revisión preliminar para comprobar la adecuación a los requisitos del software.

El siguiente paso consiste en el diseño detallado del software para concebir, planear, y especificar la estructura interna y los detalles de proceso del producto de programación. Al mismo tiempo que se hace este diseño, también se definirán las pruebas a realizar en cada uno de los componentes. El enfoque que se siga para establecer la estructura del sistema estará basado en los dos conceptos siguientes: *Diseño descendente* y *Modularidad*. De esta forma se permitirá un análisis que, partiendo desde lo más genérico, llegue hasta un nivel de detalle mucho más preciso y facilite el aislamiento de cualquier parte del sistema.

Esto servirá para definir más detalladamente el Plan de Pruebas del Software (STP), mediante el cual se probará el producto desarrollado. El punto final de esta fase consiste en una revisión del diseño detallado, verificando la adherencia a la arquitectura definida anteriormente a la Especificación de Requisitos del Software (SRS).

Fase 4.- Producción del software del sistema

En esta fase se efectuará la codificación de los módulos necesarios para conseguir los componentes que conforman la estructura del sistema definida mediante el diseño. La tarea a realizar consiste en traducir las especificaciones dadas en el diseño al código fuente y producir la documentación interna. Como norma de buena codificación, ésta deberá ser estructurada, a fin de lograr linealidad dentro del módulo. El código fuente, por su parte, deberá comentarse, posibilitando así la comprensión del mismo en el futuro.

Siempre se tenderá a desarrollar un código fuente sencillo de leer y comprender, de forma que se facilite la depuración, pruebas y modificación del producto de software.

Se tendrán en cuenta aspectos tales como Normativas de Codificación de los lenguajes a usar, debiendo hacerse una revisión al terminar esta fase, para verificar la adecuación del código a dichas normativas.

También se realizarán en esta fase las pruebas unitarias para probar cada uno de los componentes, según el diseño de pruebas definido al mismo tiempo que se diseñaron los componentes. Las pruebas unitarias que pueden efectuarse se pueden dividir en cuatro categorías.

Pruebas unitarias

1. *Pruebas Funcionales*. Se tratará de ejercitar el código mediante casos de prueba con valores nominales de entrada, para los cuales se conocen los resultados esperados. Además se probará con valores límite y con valores especiales.
2. *Pruebas de desempeño*. En este caso se trata de determinar la cantidad de tiempo de ejecución empleado en varias partes de la unidad, la eficiencia global del programa, el tiempo de respuesta y la utilización de dispositivos por la unidad de programa. El carácter de estas pruebas las hacen especialmente indicadas a nivel subsistemas.
3. *Pruebas de tensión*. Son aquellas que tienen la misión de romper la unidad, de una forma intencionada, para determinar las resistencias y limitaciones del programa examinado.
4. *Prueba de estructura*. Su objetivo es el de recorrer un número especificado de caminos a través de cada módulo (o rutina) en el sistema, para establecer la profundidad de la prueba. Se trata de determinar, entre otras cosas, las rutas a ejercitar, obteniendo los datos para las mismas, el criterio de cobertura o terminación de la prueba que se usará, los casos de prueba midiendo la cobertura de la prueba lograda cuando se ejercitaron esos casos.

Al finalizar la prueba del componente, se debe acompañar con un listado de datos, casos de prueba, programas de prueba (si fueron necesarios) y un informe firmado de que la prueba ha sido realizada por parte de quien desarrolló el componente.

Fase 5.- Pruebas del software del sistema

En primer lugar, para desarrollar esta actividad, tendrá que integrarse el sistema mediante los procedimientos que se definen adelante. A continuación se seguirá el procedimiento de pruebas definido en el Plan de Pruebas del Software (STP), para validar que el sistema cumple los requisitos definidos. Todas estas actividades serán llevadas a cabo por la organización responsable de la integración y de las pruebas, organización que será independiente del grupo de diseño.

La integración consiste en la realización de pruebas en los subsistemas para comprobar que interaccionan correctamente, además de verificar las interfaces entre componentes y probar las interfaces de control y de datos.

Se tendrá que definir el orden en que son logrados cada uno de los componentes, para la construcción del sistema, así como un procedimiento de construcción para seleccionar los elementos desde la librería del proyecto.

Por último, se harán una serie de pruebas de aceptación del sistema, junto con el cliente, demostrando la conformidad del sistema con lo especificado. Estas pruebas pueden ser derivadas del Plan de Pruebas del Software (STP) o provenir de un plan de pruebas particular del cliente. En algunos casos puede no ser necesario implantar el equipo en el lugar donde va a operar, en cuyo caso se realizará una simulación lo más fiel a la realidad como sea posible.

2.3.3 Procedimiento de análisis estructurado

El Análisis Estructurado es el proceso de definición de los requisitos para establecer una solución a un problema, según la norma militar DOD-STD-2167^a. Durante el análisis se examinan las necesidades de los usuarios y se definen las propiedades que el sistema debe poseer para reunir esas necesidades. El Análisis Estructurado usa un método de descomposición funcional descendente para definir todos los requisitos del sistema y se basa en:

- ❖ Organización jerárquica descendente.
- ❖ División del problema en problemas menores.
- ❖ Herramientas gráficas de documentación.

Al terminar el Análisis Estructurado se tendrá una Especificación Estructurada, que suministrará un modelo del sistema conciso y fácil de comprender.

La Especificación Estructurada está compuesta de Diagramas de Flujo de Datos, Diccionario de Datos, y especificaciones del proceso. Con la especificación del sistema producida se tiene la oportunidad de revisar el sistema para descubrir y corregir errores, así como conceptos equivocados durante el proceso de desarrollo.

Al estar dividida la especificación en pequeñas y manejables piezas, será mucho más fácil modificar y reflejar cualquier cambio en los requisitos que ocurra durante el ciclo de vida del sistema. El Análisis Estructurado fue pensado para ser compatible y para suministrar la mejor entrada posible al Diseño Estructurado, que se hará al finalizar éste.

2.3.4 Procedimiento de diseño estructurado

El diseño estructurado consiste en un enfoque específico del proceso de diseño, el cual consiste en la conversión sistemática de los Diagramas de Flujo de Datos en Cartas Estructuradas. La Carta Estructurada es la herramienta básica para desarrollar el Diseño Estructurado. Es una herramienta gráfica mediante la cual se muestra una visión jerárquica del sistema, o una parte del mismo. Se compone de tres elementos:

- ❖ El módulo, conteniendo un conjunto de declaraciones.
- ❖ La conexión, con la misión de mostrar las llamadas entre módulos.
- ❖ Los ítems de datos que se mueven desde un módulo a otro.

La idea básica del diseño estructurado es que el diseño tome su forma mediante una visión jerárquica de la aplicación, en lugar de hacerlo desde una visión del procedimiento que sigue dicha aplicación.

En los niveles más altos se muestra la división más importante del trabajo, y en los siguientes niveles más bajos se subdivide el trabajo para distribuirlo. La filosofía base del sistema aparece en lo más alto y los detalles abajo del todo.

Mediante este enfoque se lograrán módulos pequeños, independientes y con características de caja negra, que estarán colocados en una estructura jerárquica descendente, dando lugar a un modelo conceptual del sistema. El objetivo de esto es buscar una estrategia para diseñar sistemas mantenibles y que puedan ser fácilmente probados de un modo descendente.

Para evaluar la calidad del diseño conseguido se tendrán en cuenta los conceptos de acoplamiento y cohesión, tratando de lograr un grado bajo de acoplamiento y un alto grado de cohesión entre los elementos de cada módulo.

Las estrategias seguidas por el Diseño Estructurado se basan en analizar si el sistema está orientado hacia la transformación de datos o hacia transacciones. Al elaborar una Carta Estructurada, distinta según el tipo de orientación del sistema, para documentar el Diseño Estructurado, se obtiene los siguientes beneficios principales:

- ❖ La utilización de los diagramas de flujo de datos enfoca la atención en la estructura del problema. Esta se sigue del análisis estructurado y del diseño general del sistema.
- ❖ Se proporciona un método para iniciar el diseño estructural de una manera sistemática, mediante la traducción de diagramas de flujo a cartas de estructura.
- ❖ Se puede utilizar el Diccionario de Datos junto con las Cartas de Estructura para especificar los atributos de los datos y sus relaciones.
- ❖ Se facilitan los criterios de Acoplamiento y Cohesión para desarrollo y comparación de alternativas en base a la calidad del diseño.

Respecto a lo anterior, hay que señalar que el acoplamiento mide el grado de independencia entre módulos, lo cual significa que a más interacción se tendrá un mayor acoplamiento. Los factores que intervienen en el grado de acoplamiento son: El número de datos pasados entre módulos, la cantidad de datos de control pasados entre módulos y el número de datos globales compartidos por módulos.

Por su parte, la cohesión mide cómo son de fuertes los elementos relacionados dentro de un módulo.

2.3.5 Plan de garantía de calidad del software

La organización responsable de la seguridad de la calidad del software preparará un Plan de Garantía de Calidad de Software que incluye las secciones que se indican en este documento. El plan deberá ser aprobado por el jefe de operaciones de cada unidad de la organización que tenga responsabilidades definidas dentro del mismo.

A continuación se describirá el propósito específico y el objeto del particular Plan de Garantía de Calidad de Software.

Sección A.- Propósito

Esta sección describirá el propósito específico y el objeto particular del Plan de Garantía de Calidad de Software.

Dará una lista de los nombres de cada uno de los puntos, o asuntos, del producto de software cubierto por el Plan y el uso intencionado del software.

Sección B.- Documentos de referencia

Este documento contiene una lista completa de los archivos referenciados en cualquier lugar en el texto de este plan.

Sección C.- Gestión

Aquí se describirá la organización, tareas y responsabilidades para garantizar la calidad del software. Cabe destacar que donde sea apropiado, debe referirse a los documentos a producir durante el ciclo de vida del software, documentos que, en general, describirán la organización y la estructura del equipo en más detalle.

Sección D.- Documentación

En estos documentos se identificará la documentación que gobernará el desarrollo, verificación y validación, así como el uso y mantenimiento del software. Los documentos que se deben presentar como son los siguientes:

- ❖ Documento Objeto del Contrato
- ❖ Especificación de Requisitos del Software (SRS)
- ❖ Descripción del Diseño del software (SDD)
- ❖ Manual de Usuario del Sistema (SUMA)
- ❖ Plan de Verificación y Validación del Software
- ❖ Informe de Verificación y Validación del Software (IVV)
- ❖ Plan de Pruebas del Software (STP)
- ❖ Procedimiento de Aceptación

Sección E.- Normativas, prácticas y convenciones

En este apartado se identifican las normativas, prácticas y convenciones que serán aplicadas durante el desarrollo del proyecto.

Sección F.- Revisiones y auditorias

En esta sección se definirán las revisiones y auditorias que tendrán que hacerse durante el desarrollo del proyecto, y cómo serán realizadas.

Sección G.- Gestión de la configuración del software

Especifica los métodos que se usarán para identificar los elementos del producto de software, controlar e implementar cambios y recoger e informar del estado de la implementación de un cambio, etc. Esta documentación será suministrada explícitamente en esta sección o por referencia a un plan de gestión de la configuración del software.

Sección H.- Informe del problema y acción correctiva

En esta sección se describen las prácticas y procedimientos a seguir para informar, hacer un seguimiento y resolver los problemas de software. Declarará a su vez las responsabilidades específicas dentro de la organización relativa a su implementación.

Sección I.- Herramientas, técnicas y metodologías

Éste documento contiene aquellas herramientas especiales de software, técnicas y metodologías empleadas en el proyecto específico, que sostienen la actividad de garantía de calidad; declarando sus propósitos y describiendo su uso.

Sección J.- Control de código

Define los métodos y facilidades que se usan para mantener y guardar las versiones controladas del software, de una forma identificada.

Sección K.- Control de medios

En este punto se declaran los métodos y facilidades que se usarán para proteger los medios físicos del programa, de aquellos accesos no autorizados o de daños que puedan ocurrir por descuido o por degradación.

Sección L.- Control de proveedor

Declara las disposiciones que se han tomado o que se tomarán para asegurar que el software comprado a otros proveedores externos de software cumple los requisitos técnicos y de calidad establecidos.

Sección M.- Colección de informes, mantenimiento y retención

Esta sección identificará la documentación de garantía de calidad que será retenida. Declarará los métodos y facilidades que se usarán para ensamblar, salvaguardar y mantener esta documentación y designará el periodo de retención de dichos documentos.

2.3.6 Plan de pruebas del software

El documento que se conoce como Plan de Pruebas del Software (STP) tiene la función de definir el objeto, enfoque, recursos y lista de actividades necesarias para la realización de las pruebas del sistema. El documento tiene la siguiente función.

- ❖ Identificar el Plan de Pruebas del Software
- ❖ Introducción
- ❖ Elementos de prueba
- ❖ Características a probar

- ❖ Características no probadas
- ❖ Enfoque de pruebas
- ❖ Criterio paso/fracaso de los elementos
- ❖ Criterio de suspensión y reanudación de las pruebas
- ❖ Entregas
- ❖ Tareas de prueba
- ❖ Necesidades del medio
- ❖ Responsabilidades
- ❖ Necesidades de asesoramiento y preparación
- ❖ Lista de actividades
- ❖ Riesgos y contingencias
- ❖ Aprobación

2.3.7 Procedimiento de control de integración

Para asegurar que el software producido es de una calidad consistente y conforme a las normativas de codificación y documentación establecidas para el proyecto, existirá un grupo que supervise el proceso de producción del sistema completo.

Este grupo se denomina grupo de integración y es el encargado de establecer y obligar a seguir los procedimientos para el control del software realizado en el archivo central, cuestión que tiene como fin construir los sistemas del cliente de un modo controlado y para probar los elementos, o el sistema, de un modo general.

2.3.7.1 Grupos de integración y sus funciones

Grupo A.- Funciones del grupo de integración

Los miembros de este grupo se dividen en dos categorías: el núcleo central de individuos dedicados todo el tiempo al esfuerzo de integración y responsables de hacer seguir la planificación y aquellos miembros que normalmente forman parte del desarrollo pero que son requeridos para trabajar en integración cuando los problemas crecen y se necesita de ellos.

Las tareas que realiza el grupo de integración son las siguientes:

- ❖ Suministrar los documentos de normativas
- ❖ Suministrar y ejecutar los planes de prueba del software
- ❖ Mantener una librería del software realizado
- ❖ Mantener una base de datos de modificaciones requeridas
- ❖ Software suministrado por externos
- ❖ Construir los sistemas que se entregarán
- ❖ Aprobar la configuración del Hardware
- ❖ Mantener procesadores de soporte
- ❖ Mantener un índice de documentación soporte del proyecto

Grupo B.- Recursos del grupo de integración

Para efectuar su misión de forma adecuada, el grupo de integración debe tener acceso a ciertos recursos, en términos de personal y hardware/software.

El grupo puede aumentar el número de sus miembros dependiendo del proyecto que se esté realizando. Esta asignación de personal, desde otros departamentos, será decidida por el jefe del proyecto y se tendrán en cuenta las necesidades de otros proyectos.

El otro tipo de recursos del grupo de Integración son las computadoras usadas y el software asociado. El fundamento principal de esto son los entornos de desarrollo: sistema operativo UNIX, sistema operativo WINDOWS, que incluyen una amplia gama de herramientas de desarrollo. Algunas de estas herramientas son directamente aplicables al esfuerzo de control realizado y su uso es obligado en varias fases del esfuerzo de desarrollo.

Grupo C.- Realización de subsistemas individuales

Cada subsistema tendrá un directorio individual en el que se encontrarán todos los archivos necesarios para la realización del subsistema como un todo.

Grupo D.- Realización del sistema completo

Para construir el sistema completo del cliente es necesario montar los subsistemas en un orden coherente. Este orden es establecido en la guía del cliente para carga del sistema y consistirá en hacer las grabaciones de las versiones de todos los sistemas individuales. Los archivos resultantes contendrán el sistema del cliente. Se efectuará una verificación adicional en la documentación a nivel del sistema y las pruebas de integración individuales son ejecutadas para verificar la consistencia del sistema. El sistema debería estar en este momento listo para las pruebas de aceptación en la empresa, institución o agencia de gobierno que lo requiera.

Grupo E.- Pruebas de integración

El formato y contenido sugerido para las pruebas de integración son documentos separados en el Plan de Pruebas del Sistema. El grupo de integración tiene la responsabilidad de supervisar el plan y, de igual forma, es el encargado de la ejecución de estas pruebas.

Las pruebas representan la seguridad de que el sistema del cliente ha sido puesto a prueba después de montarse y actúa de forma apropiada.

2.3.8 Procedimiento de informe de desviación del sistema

En este apartado se describe el procedimiento necesario para tratar los cambios requeridos en documentación o en el software durante las pruebas del sistema o en las pruebas de aceptación. Este procedimiento será usado para corregir los errores del sistema o para implementar los cambios necesarios.

Paso 1.- Descripción general

Debido a la gran cantidad de errores que pueden ocurrir en la construcción de los sistemas de software, deberá seguirse este procedimiento para asegurar que los problemas son tratados de un modo sistemático, que asegure su corrección exacta y oportuna.

En los siguientes apartados se define el proceso para dar a conocer los errores, corregirlos y probar los arreglos hechos.

Paso 2.- Proceso de informe de desviación del sistema

El siguiente diagrama de flujo, figura 2-2, representa el proceso que se debe seguir para informar de una desviación ocurrida en el sistema.

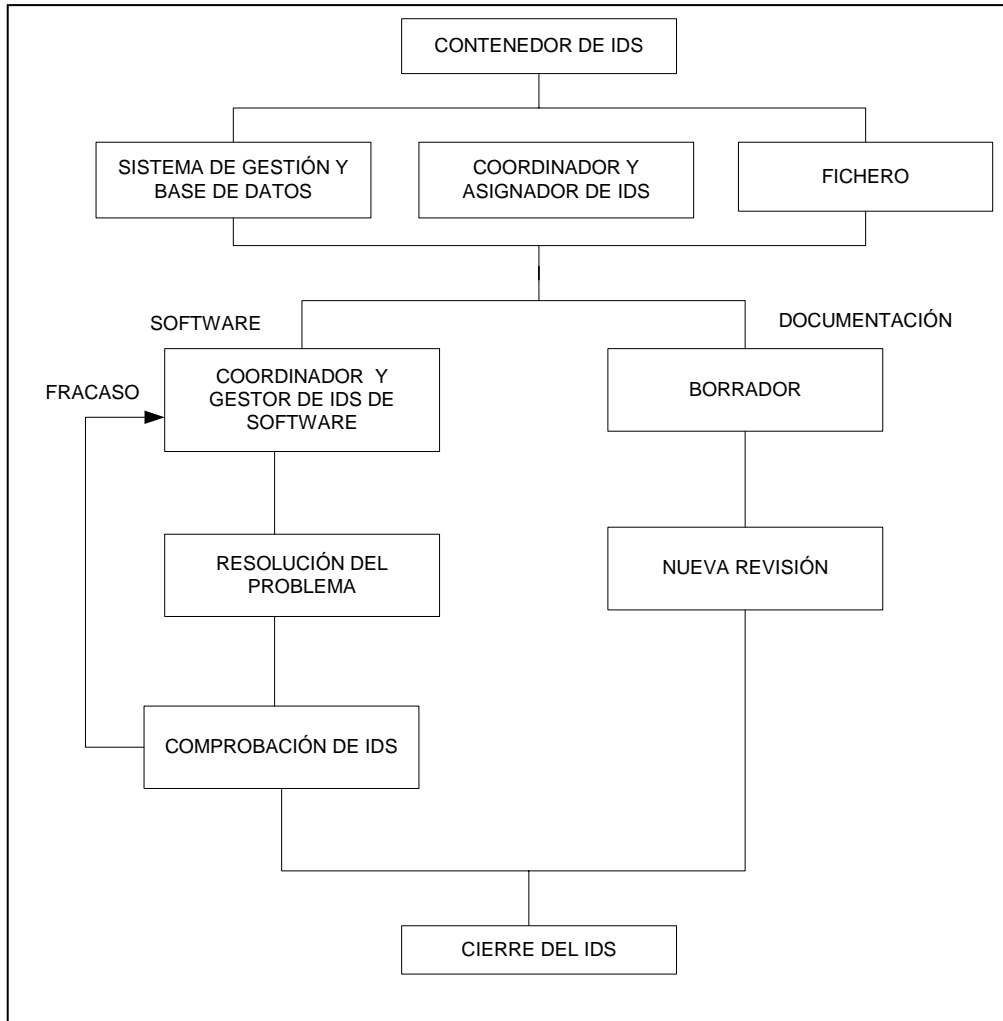


Figura 2-2 Proceso para informar de una desviación del sistema.

El Informe de proceso de Desviación de Sistema (IDS) será llenado por cualquiera de las siguientes razones:

- ❖ Para informar errores en el software realizado.
- ❖ Para implementar los cambios aprobados al software existente.
- ❖ Para requerir modificaciones al software existente, incluyendo documentación.
- ❖ Para requerir una modificación de un documento revisado y aprobado.

2.3.9 Condiciones económicas

- ❖ El valor de la venta quedará fijado de común acuerdo por ambas partes.
- ❖ Los plazos para los pagos serán los siguientes:

20% a la firma del contrato.
 60% en el momento de la entrega.
 20% restante a los 45 días.

- ❖ Cualquier demora en el pago de lo estipulado sufrirá un recargo del 5% sobre la cantidad retenida.
- ❖ Los gastos de envío y embalaje serán a cargo del vendedor.
- ❖ El vendedor acepta la responsabilidad sobre cualquier defecto o avería causadas durante el transporte.
- ❖ Hasta la expiración del plazo de garantía la totalidad de los gastos ocasionados por reparaciones correrán a cargo del vendedor.

2.3.10 Condiciones técnicas y particulares

- ❖ Los equipos informáticos han de estar homologados conforme a la reglamentación vigente en México en el día de la fecha del presente proyecto.
- ❖ El teclado del equipo será “teclado español” o, en su defecto “teclado americano” o “teclado internacional”.
- ❖ El idioma utilizado para la presentación del sistema será en español, mientras que para la documentación del sistema será en castellano (excepto en aquellas partes que se refieran a comandos y opciones del programa, que estarán en idioma inglés), salvo disposición en contra por parte del cliente, en cuyo caso se empleará el idioma que éste disponga.
- ❖ El lugar de la instalación del equipo debe ajustarse a los niveles de temperatura y humedad indicados para el equipo informático.
- ❖ Los soportes de los equipos deben ser firmes y sus emplazamientos fijos.
- ❖ La alimentación eléctrica del sistema debe ser de 110 V, 50 Hz y monofásica. Deberá ajustarse a todo lo estipulado en el Reglamento de Baja Tensión. La estabilidad del sistema es un factor extremadamente importante; en caso de verse comprometida su fiabilidad, deberá añadirse un sistema de alimentación ininterrumpida de las características adecuadas.
- ❖ El sistema operativo deberá ser WINDOWS XP o versiones compatibles.

2.4 Condiciones técnicas y particulares para las pruebas del SET

Para el caso del Software de Estación Terrena (SET) se tomaría el apartado Pruebas de Calificación Formales (FQT) de la norma militar DOD-STD-2167^a el cual nos dice que el contratista conducirá las pruebas para cada Artículo de Configuración de software (CSCI) sobre el sistema o software aprobado por la agencia de contratación. Las actividades del contratista serán, entre otras, poner al límite las exigencias específicas del software, así como conducir las pruebas que involucren a más de un CSCI con otros CSCIs o HWCIs (Artículo de Configuración de Hardware) que comprendan a todo el sistema en general.

El contratista desarrollará proyectos para conducir las Pruebas de Calificación Formales (FQT) actividades requeridas en este estándar. Estos proyectos serán documentados en el Plan de Pruebas del Software (STP). El contratista conducirá las actividades FQT de acuerdo con el STP aprobado por la agencia de contratación. Las actualizaciones al STP estarán sujetas a la agencia de contratación. Es aquí donde el contratista aplicará las pruebas que llevarán al límite el software y aquellas para las que requieren la integración de CSCIs con otros artículos de configuración.

El contratista establecerá el ambiente del software para realizar las pruebas, el cual cumplirá con las exigencias de seguridad del contrato. El contratista documentará y pondrá en práctica proyectos para la instalación, prueba, control de configuración, y mantenimiento de cada artículo en el ambiente. Después de la instalación cada artículo del ambiente será probado para demostrar que realiza su función prevista.

Las organizaciones, las funciones o las personas responsables de realizar las pruebas de este estándar tendrán los recursos, responsabilidad, autoridades, y libertad de asegurar el objetivo de

probar y empezar con la acción correctiva. Las personas que conducen FQT no son las personas que desarrollaron el software o que son responsables del software. Lo anterior no impide a los miembros del equipo, involucrados en el desarrollo del software, participar en algunas de las actividades de las FQT. La responsabilidad del cumplimiento de los requisitos de las FQT será asignada y especificada en el Informe de Pruebas de Software (STR).

Antes de someter cada uno de los CSCIs a la agencia de contratación, el contratista coordinará internamente el artículo con las agrupaciones pertinentes para una evaluación final. El objetivo de cada evaluación final será asegurarse que el artículo, mucho antes de ser entregado, sea aceptable en términos de su capacidad de satisfacer sus requisitos.

El contratista documentará y pondrá en práctica métodos y procedimientos que contribuyan al almacenamiento, manejo, entrega de software y documentación. El contratista mantendrá originales del software entregado y de la documentación.

2.5 Desarrollo de la forma para el Plan de Pruebas del SET

Para el desarrollo de este documento se necesitan los casos de las Pruebas de Calificación Formales (FQT), los cuales consisten en verificar aquellas pruebas que se van aplicar para cada CSCI, así como determinar todas las partes que se van a verificar para que después se pase a la validación del software y de todos los casos que éste presente para probar.

El contratista identificará y describirá los casos de pruebas para aquellas pruebas de calificación formales identificadas con anterioridad en el Plan de Prueba de Software (STP). El contratista documentará toda esta información en la Descripción de Prueba de Software (STD), lo hará para cada CSCI del sistema. El contratista registrará los resultados de las pruebas de calificación formales en el Informe (STR) para cada CSCI del sistema.

Con todo lo anterior, y en el caso particular del SET, se procederá a tomar como base los documentos anteriores, con la particularidad de que cada uno será identificado para las pruebas de todos los casos del SET. De esta forma, al final se obtendrá una forma para cada uno de estos documentos, teniendo tres formas particulares para las pruebas de los casos del SET:

El primero será el Plan de Pruebas de Software (STP) de la Estación terrena el cuál contendrá todos los casos de prueba y la forma que presentarán cada caso para validar correctamente el SET.

El segundo será la Descripción de la Prueba de Software (STD), el cual presentará los casos a probar de la Estación Terrena. Es en este punto donde se explicará el resultado esperado para cada una de las pruebas y de los casos mencionados en el STP para el SET.

El tercero, y último, será el Informe de Prueba de Software (STR) de los casos a probar de la Estación Terrena. En este caso se analizará el comportamiento de cada uno de los casos con base en el STP y el resultado que se obtuvo en las pruebas según el STD para así dar por concluida la verificación del SET y validarlo conforme lo arrojado por este documento (STR). Este procedimiento validará los casos de prueba y finalmente al SET para así contar con la versión operativa oficial del Software de Estación Terrena del microsatélite SATEX.

Lo anterior se explicará con más detalle en el capítulo 4 del presente trabajo de tesis.

CAPITULO 3

Equipo y software necesario para validar el software de estación terrena del proyecto microsatelital SATEX

3.1 Introducción

Una vez expuesto lo concerniente al proyecto SATEX y a la norma militar DOD-STD-2167^a toca su turno a la descripción de los equipos y herramientas de desarrollo por parte del Instituto de Ingeniería de la UNAM, tanto en hardware como en software, que se utilizarán para llevar a cabo la validación del Software de Estación Terrena (SET), [GUTIÉRREZ, 2003].

Respecto a hardware, se presenta la descripción del simulador de satélite (SIMSAT), el modelo de vuelo de la computadora de vuelo satelital (CV), Electrónica de Acondicionamiento de Sensores y Mantenimiento (EASYM), un emulador de memoria ROM/RAM (Emulador TRE-200) y el Programador de Memorias Universal UPT-400.

En cuanto a software, se expone de una manera general el Software de Estación Terrena (SET), describiendo cada uno de los módulos que lo conforman y la forma en que se usan. Se requerirá, de igual forma, describir la actualización de los módulos y explicar la forma en que funcionan actualmente. Así mismo se expondrá el uso del Software de Depuración, Emulación y Validación Operativa (SOFDEVO) el cual permite emular los experimentos satelitales desde el punto de vista tráfico de red.

Para el caso del SET se procederá a hacer un análisis de necesidades y de posibilidades, con el cual se llegó a la integración de un sistema sumamente completo, que de un lado permite el despliegue de datos de telemetría, y por el otro el manejo de la información de una manera mas eficiente, debido a que la telemetría se auxilia de diagramas y de animaciones de equipos generados virtualmente en 3D, que facilitan la interpretación del estado operativo de las cargas útiles, así como de los sensores del microsátélite. Por el lado de la información se tiene una base de datos completa de todas las órbitas que ha realizado el SET y el resultado de cada una de sus telemetrías, con la ventaja de que actualmente se puede saber fácilmente si se presentaron o no errores en los equipos del microsátélite, además de información del día, la órbita y la hora en que sucedió, lo cual permite un mejor control de las cargas que lleva el microsátélite y el conocimiento de su estado operativo.

El SET servirá para controlar el microsátélite, esto es, mediante él podremos enviarle comandos para asignarle diversas tareas. Estos comandos a su vez se dividen en comandos de línea y comandos de misión, y se tratarán con detalle más adelante.

Por su parte, el software del microsátélite puede obtener los siguientes reportes:

- ❖ Información de Telemetría Normal.
- ❖ Información de Telemetría Especial.
- ❖ Información del Estado de los equipos.
- ❖ Información del Estado de los 5 microprocesadores instalados en el SATEX.
- ❖ Imágenes.
- ❖ Información del experimento de voto.

Lo anterior se puede resumir diciendo que el Instituto de Ingeniería cuenta ahora con un software de estación terrena con una interfaz de gran calidad gráfica, de buena presentación y amigable con el usuario.

3.2 Software de Depuración, Emulación y Validación Operativa (SOFDEVO)

El proyecto microsatelital SATEX es un proyecto interinstitucional, cuestión que inevitablemente nos lleva a depender del trabajo de otras instituciones. Para resolver esta cuestión, se decidió implementar un software (SOFDEVO por sus siglas en español), que está orientado a la emulación de funciones que realizan los experimentos del satélite, además de permitir la visualización del tráfico de información en la red del satélite con el fin de establecer una herramienta que permita validar el hardware y el software desarrollado por cada institución, [PÉREZ, 2004].

SOFDEVO cumple con requerimientos muy especiales, entre los cuales pueden considerarse los siguientes: su interfaz es muy amigable, lo cual permite que cualquier persona pueda utilizarlo sin necesidad de estar familiarizado con el sistema. Su información está organizada de tal forma que es fácil de interpretar, es transparente para todos los equipos del satélite (ya que su función es vigilar el tráfico de toda la información que viaja a través de la red de comunicaciones interna del SATEX) y es lo suficientemente robusto para validar las operaciones del SATEX.

Las principales funciones de SOFDEVO son las siguientes:

- ❖ Interceptar el tráfico de comunicaciones en la red interna del microsatélite para mostrar con textos de baja velocidad los procesos internos que se desarrollan de forma automática en el microsatélite.
- ❖ Facilitar los procesos de depuración y validación de los subsistemas del microsatélite que se han desarrollado en diversos lugares de México, en el sentido de que no sea necesario contar con todos los equipos ya terminados para validar los sistemas de alguna institución en particular.

SOFDEVO tiene la capacidad de emular a cualquiera de las computadoras conectadas en red dentro del microsatélite, excepto a la CV. Cuando se emula a una computadora en particular, éste responde de forma automática a todas las peticiones que se le solicitan vía red interna, además de ofrecer ayuda al usuario en el caso de requerir respuestas manuales a eventos aislados.

La utilidad de SOFDEVO es básicamente la de visualizar los sucesos que ocurren en el Microsatélite Experimental SATEX (MES) ya que de otra forma serían imperceptibles, tal como el tráfico de comunicaciones en la red del microsatélite. De esta forma la operación de la instrumentación del microsatélite se torna observable e inteligible, facilitando así la depuración del hardware y del software tanto del satélite como del SET.

3.2.1 Estructura general de SOFDEVO

SOFDEVO está estructurado de tal forma que sea fácil y rápida la identificación de los procesos que éste emula y de las respuestas generadas. La figura 3-1 muestra la pantalla principal, además de los elementos que la componen.

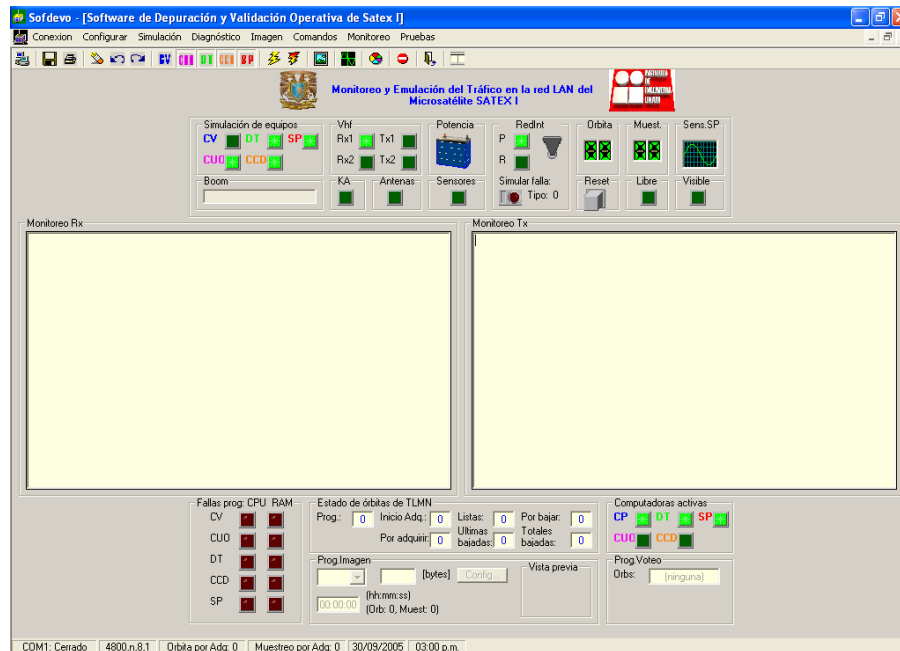


Figura 3-1 Pantalla principal de SOFDEVO

A continuación se describirán los principales iconos y sus funciones:



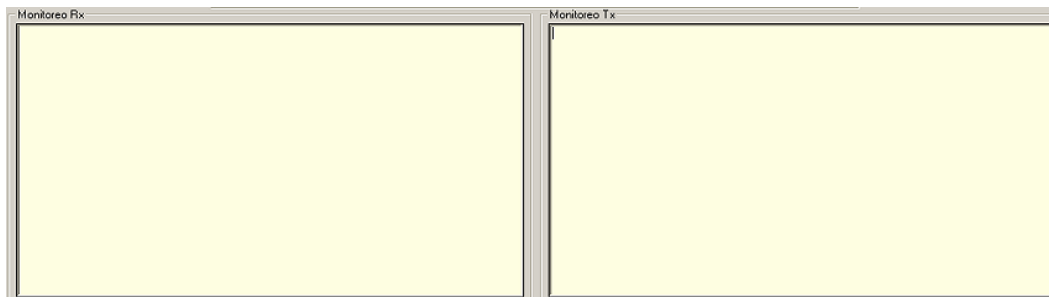
Bloque de botones de acceso rápido. Este bloque contiene elementos de acceso rápido a las principales funciones que realiza SOFDEVO asociados con un icono representativo de cada función, ordenados de izquierda a derecha se encuentran:

- ❖ Conectar. Abre el canal de comunicación por medio del puerto serial.
- ❖ Guardar. Almacena en un archivo de texto la información desplegada en las pantallas de monitoreo.
- ❖ Imprimir. Envía la información de las pantallas de monitoreo al dispositivo de impresión predeterminado de Windows.
- ❖ Borrar. Hace un respaldo de la información almacenada en las pantallas de monitoreo y después elimina su contenido de las pantallas de monitoreo.
- ❖ Deshacer. Restaura el texto eliminado.
- ❖ Rehacer. Elimina texto recuperado.
- ❖ Simulación CV. No opera por el momento (emula o se deja de emular la CV).
- ❖ Simulación CUO. Al presionar se emula o se deja de emular el experimento microsatelital CUO.
- ❖ Simulación DT. Al presionar emula o deja de emular al Detector de Tonos.
- ❖ Simulación CCD. Al presionar se emula o se deja de emular la cámara digital.
- ❖ Simulación SP. Al presionar se emula o se deja de emular al Sistema de Potencia.
- ❖ Falla en diagnóstico de computadoras. Permite modificar el diagnóstico reportado por la computadora emulada (inserción de fallas).
- ❖ Falla en red interna. Permite simular fallas en la red interna, ya sea en el protocolo de comunicación o en la respuesta a comandos.
- ❖ Configurar imagen. Despliega una pantalla en la que se puede seleccionar la imagen que se utilizará para la emulación del experimento CCD.
- ❖ Señal. Permite configurar el tipo de señales que se entregarán al emular los sensores del subsistema de potencia.

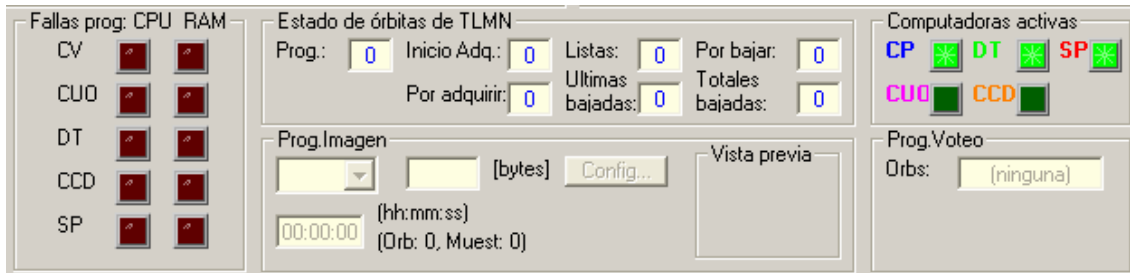
- ❖ Leyenda. Muestra el color asociado con alguno de los botones virtuales mostrados en SOFDEVO.
- ❖ Ayuda. Muestra información de la versión de SOFDEVO.
- ❖ Salir. Salida de la aplicación principal.
- ❖ Expandir. Permite modificar el tamaño de las pantallas de monitoreo para mejorar la claridad de la información mostrada.



- ❖ *Bloque de simulación de equipos.* Está compuesto por cinco botones virtuales que representan a los equipos emulados por SOFDEVO. El color verde en el botón indica que el equipo está siendo emulado.
- ❖ *Bloque de VHF.* Agrupa cuatro botones virtuales que señalan el estado (activo o inactivo) de los equipos de comunicación del SATEX. Un botón de color verde indica el equipo activo.
- ❖ *Bloque de Boom.* Barra de progreso que representa visualmente el despliegue del gradiente gravitacional del satélite.
- ❖ *Bloque KA.* Un botón virtual que indica si está energizado el experimento KA.
- ❖ *Bloque Sensores.* Botón virtual que indica si los sensores del sistema de potencia son emulados por SOFDEVO.
- ❖ *Bloque Potencia.* Imagen que muestra la potencia emulada de las baterías. Permite modificar este valor para impedir el encendido de algún procesador durante un proceso de emulación.
- ❖ *Bloque Red Interna.* Muestra que red está actualmente en uso (principal o redundante) y permite la conmutación entre éstas, además indica si se está simulando o no alguna falla en la red y de que tipo de falla se trata.
- ❖ *Bloque Muestreo.* Cuenta con dos indicadores digitales para la orbita y muestreo actual, los cuales se obtienen de los datos de la última misión enviada. Adicionalmente cuenta con botones virtuales que indican si el microsatelesital se encuentra visible para la Estación Terrena.
- ❖ *Bloque Reset.* Permite reinicializar las variables que maneja SOFDEVO para la emulación de equipos, simulación de fallas, etc. Cada vez que se presiona este botón Visual Basic permite almacenar estos valores en el archivo *.ini, que se genera con los valores predefinidos en el código de SOFDEVO.
- ❖ *Bloque Sensores de Potencia.* Este bloque permite configurar las señales asociadas con el sistema de potencia que son simulados por SOFDEVO; permite enviar señales triangulares, senoidales y cuadradas, definiendo su amplitud y su frecuencia.



- ❖ *Bloque de Monitoreo.* Contiene dos pantallas de monitoreo, una correspondiente a la información recibida por red interna y otra que muestra la información que se envía como respuesta a comandos.



- ❖ *Bloque Fallas programadas.* Está compuesto por 10 botones virtuales, a cada computadora de SATEX se le asocian dos botones, el primero al estado del CPU y el siguiente al estado de la memoria RAM. Permiten simular fallas en los resultados enviados como respuesta por SOFDEVO durante el proceso de MACV; el color rojo indica que se está simulando una falla en el equipo correspondiente a ese botón.
- ❖ *Bloque de Estado de TLMN.* Contiene información sobre el número de órbitas programadas de telemetría normal, órbitas por adquirir, órbitas por bajar, órbitas listas para transferir a la ET y el número total de orbitas descargadas. Esta información se actualiza automáticamente.
- ❖ *Bloque de Programación de Imagen.* Permite configurar la imagen que se enviará a la CV al emularse el experimento de la CCD y muestra la información de la misión que solicitó la ejecución de este experimento.
- ❖ *Bloque de Computadoras Activas.* Indica qué computadoras se encuentran encendidas con base en la información que proporciona el sistema de potencia del satélite.
- ❖ *Bloque Programación de Votéo.* Indica el número de órbitas satelitales a las cuales se les programó votéo.

COM1: Cerrado | 4800,n,8,1 | Orbita por Adq: 0 | Muestreo por Adq: 0 | 03/10/2005 | 02:31 p.m.

- ❖ *Barra de Estado.* Contiene información sobre el estado del puerto de comunicaciones y la configuración de comunicaciones (baudaje, puerto, paridad)

3.3 Software de Estación Terrena

El software del satélite que realiza la comunicación con Tierra constituye el medio de control remoto a través del cual se le indican al satélite las tareas a realizar y, al mismo tiempo, se lleva a cabo su monitoreo. Su complemento, en Tierra, se encarga de enviar comandos específicos para la ejecución de tareas en el satélite como pueden ser: la captura de imágenes, la adquisición de telemetría, el envío de la solicitud de la transmisión de telemetría, etc. Además, permite el envío de parámetros a cualquiera de las cargas útiles mediante comandos, [GUTIÉRREZ, 2003].

La UNAM, por medio del Instituto de Ingeniería, desarrolló el SET con una interfaz muy amigable para el usuario y con una gran calidad de presentación que permite realizar la supervisión y el control del satélite. En este sentido, todas las ayudas que pueda prever, las alternativas operativas, la flexibilidad que tenga para interactuar con el satélite, así como su facilidad de uso y de despliegue de información, serán aspectos claves para aprovechar al máximo el vehículo espacial.

Cabe señalar que el desarrollo del SET se basó en el análisis de una gran cantidad de información presentada en congresos espaciales y de páginas Web de proyectos microsatelesitales en todo el

mundo. Del análisis de tal material se observó que una gran cantidad de proyectos utilizan interfaces de software limitadas -en cuanto al despliegue de su información – y que sólo algunos como los de la universidad de Surrey presentan interfaces atractivas, avanzadas y en ambiente Windows. Además, también se detectó que no utilizan herramientas virtuales para visualizar físicamente reportes de telemetría y que tampoco explotan la presentación de telemetría relacionada con el tiempo.

De este análisis y búsqueda de necesidades y de oportunidades se decidió realizar innovaciones que aún no utilizan los sistemas que se consultaron, entre ellos la incorporación de instrumentación virtual para el despliegue de datos de telemetría mediante el uso de diagramas elaborados con “Autocad” y animados con “Macromedia Flash”. En este sentido el SET ofrece información de telemetría mediante diagramas y animaciones de equipos –generados virtualmente- que facilitan la interpretación del estado operativo de los equipos del satélite. Además de esto se exhiben grupos de gráficas bidimensionales, o en su caso la ampliación de cualquiera de ellas, para mostrar el comportamiento de los sensores respecto al tiempo. Con estas ayudas, se pretende simplificar el proceso de diagnóstico y la interpretación del comportamiento del satélite.

Se debe destacar que una parte importante del SET lo constituyen los protocolos y sus tramas de comunicaciones, los cuales son completamente compatibles con los utilizados por la CV del SATEX. El SET admite el envío de nuevo software operativo para el satélite y, al mismo tiempo, permite solicitar y capturar diversos tipos de telemetría (normal, especial). También ofrece los resultados de diagnóstico de equipos del satélite (alertando al usuario, en caso de fallas, con alarmas auditivas y visuales) además de programar también el tiempo de adquisición para capturar imágenes desde el satélite, así como su captura en la estación terrena.

Admite, de igual forma, la definición de valores límite para establecer los umbrales de alarma para cada sensor del satélite así como su almacenamiento en una base de datos. De este modo, durante la recepción de telemetría satelital, y con ayuda de los datos de umbrales, el SET hace posible una alerta visual dirigida al personal de Estación Terrena cuando alguno de los sensores sobrepasa sus límites operativos. La anterior es la forma en que se realiza una detección de fallas parcial durante la operación del sistema satelital.

Una de las características del SET es la de tener la capacidad de detectar automáticamente la presencia del satélite cuando éste aparece en una línea de visión favorable respecto a la Estación Terrena. Una vez detectado el satélite, ET permite elegir la forma en que se enviará una nueva misión al satélite, la cual puede ser enviada de forma manual o automática, esto debido a que se puede dejar programada la misión en alguna órbita del SATEX para poder recibir telemetría sin la necesidad del personal de control satelital.

El personal encargado de controlar el microsateélite SATEX utilizará el SET para enviar una serie de comandos para especificar las tareas que el microsateélite deba realizar, éstos comandos se catalogan como comandos de línea y comandos de misión. Cada categoría tiene características propias en lo que se refiere a las actividades que se generan cuando éstos llegan al microsateélite.

La información que SATEX envía a Tierra se cataloga en:

- ❖ Información de Telemetría Normal.
- ❖ Información de Telemetría Especial.
- ❖ Información del Estado de los equipos.
- ❖ Información del Estado de los 5 microprocesadores instalados en el SATEX.
- ❖ Imágenes.
- ❖ Información del experimento de voto.

3.3.1 Estructura general del Software de Estación Terrena

El SET se ha diseñado para cubrir las necesidades principales de las comunicaciones Tierra-Microsatélite. Es necesario indicar que aún cuando el porcentaje de avance es prácticamente del 100 %, lo cierto es que la versión del SET con que cuenta actualmente el Instituto de Ingeniería no es una versión final puesto que aún hacen falta las pruebas necesarias para validar el software, éstas en particular se explican con detalle en el capítulo 4 del presente trabajo.

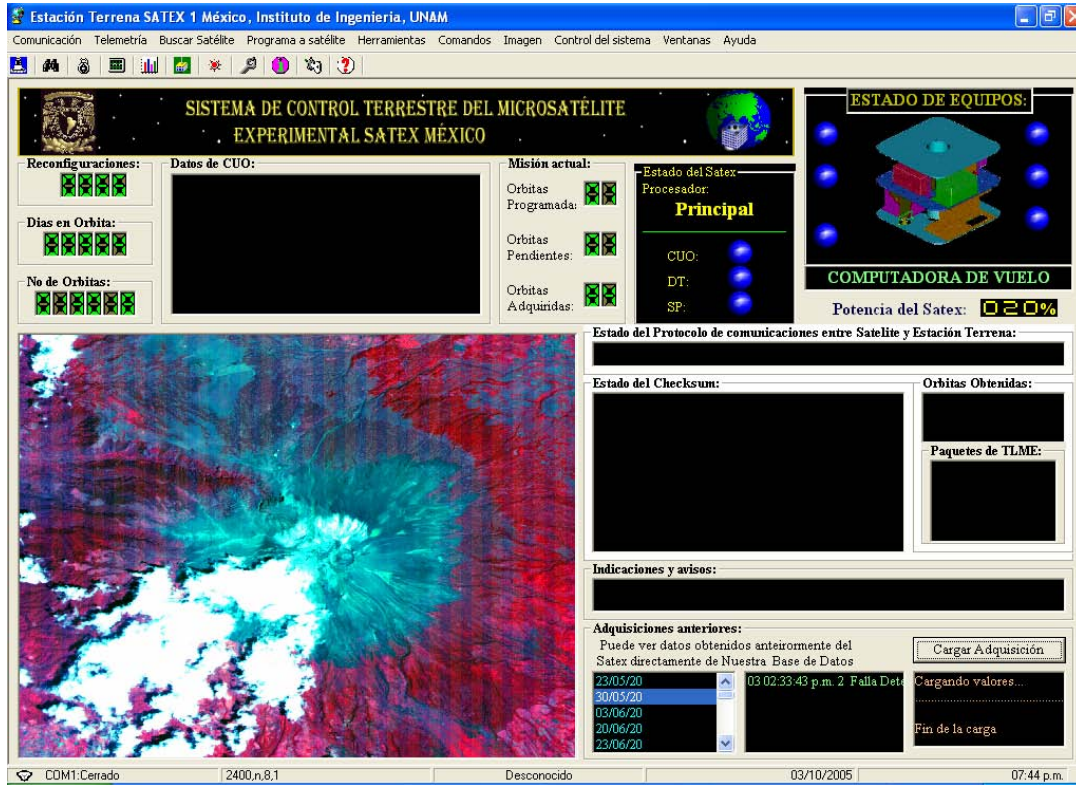


Figura 3-2 Pantalla principal del Software de Estación Terrena.

A continuación se describirán a grandes rasgos el contenido y el propósito de cada una de las secciones de despliegue del SET. Se explicarán en orden de izquierda a derecha y se englobarán en bloques para su descripción.



- ❖ El primer parámetro que se tiene que indicar es el puerto en que estarán conectados los transmisores y receptores en la computadora que soporte al SET, que por lo general es el com 1 (comunicación serial), éste parámetro se tiene que indicar antes de cargar el panel de control y se envía al control MScComm utilizado. Este control resuelve la parte de las

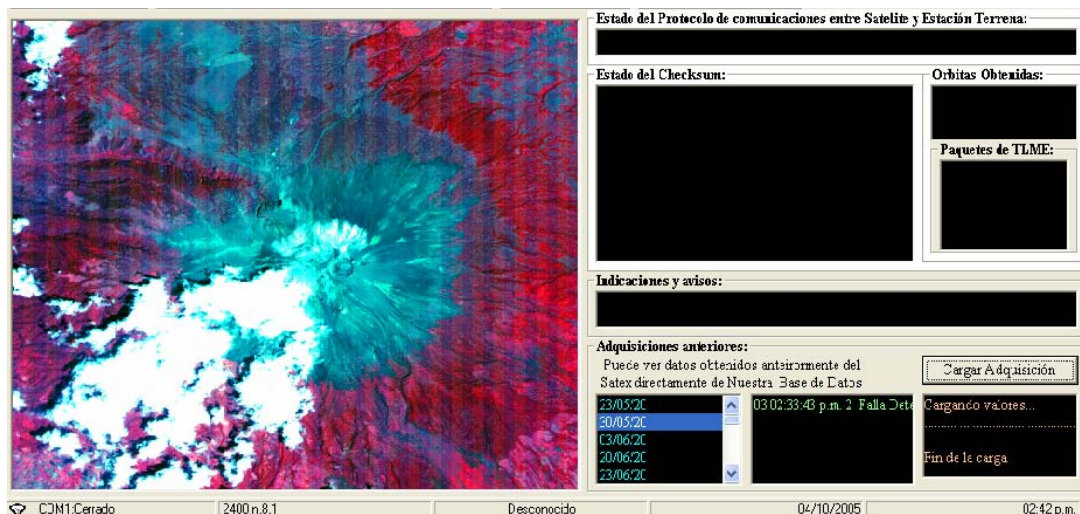
comunicaciones que se llevan a cabo, el MSComm utiliza el puerto serie para recibir datos y cada control corresponde a un puerto serie.



- ❖ Desde la barra de menús se pueden ejecutar todas las funciones principales del software, debajo de ésta se tiene una barra adicional de botones de acceso rápido a los controles más utilizados para observar parámetros del SATEX.



- ❖ *Bloque de Computadora de Vuelo.* Presenta el número de reconfiguraciones efectuadas en la computadora de vuelo, el dato se actualiza cada vez que se reciba telemetría del satélite. Adicionalmente muestra el número acumulado de órbitas que ha efectuado el SATEX así como el conteo de los días que lleva en el espacio.
- ❖ *Datos CUO.* Aquí se observarán resultados de petición de información exclusivamente para el experimento óptico (Carga Útil Óptica).
- ❖ *Misión actual.* Muestra el estado de las órbitas adquiridas, pendientes y programadas, para tener una idea clara de la misión actual antes de enviar nuevas tareas al satélite.
- ❖ *Estado de equipos.* Cada vez que se capture nueva telemetría normal y se hayan producido fallas en el satélite durante algún muestreo, se indicará visualmente la anomalía con esferas parpadeantes. Al presionar con el "ratón" sobre la ventana se obtendrán más detalles sobre la falla en una página adicional.



- ❖ *Imagen.* En esta ventana se desplegará una vista de la imagen adquirida por el satélite. La imagen se almacenará en la base de datos para consultas posteriores.
- ❖ *Bloque de Protocolo de comunicaciones.* En esta pantalla se observa el protocolo de comunicaciones durante la adquisición de información del microsátélite (telemetría especial, telemetría normal o imagen). Se pueden verificar los "checksum" que envió el

SATEX y compararlos con los calculados por Tierra. En el caso de la adquisición de TLME se puede contabilizar el número de paquetes de información recibida; el total de paquetes de diez, cada uno con 4000 bytes que transportan datos de sensores específicos. Adicionalmente muestra la recepción de la imagen byte por byte indicando su tamaño y el progreso de la recepción.

- ❖ *Adquisiciones anteriores.* En este lugar se pueden recuperar las adquisiciones de Telemetría Normal previamente reportadas por el satélite para revisarla cuidadosamente y evaluar el funcionamiento del SATEX en tal misión. Esta sección permite acceder a los datos de las misiones almacenadas en la base de datos con la fecha, hora y también se puede ver si existen fallas en la adquisición de Telemetría desde el momento de cargarla sin necesidad de ver la siguiente figura del estado de equipos.

Cabe mencionar que el SET permitirá enviar nuevos programas a la computadora de vuelo por lo que aún cuando el satélite se encuentre en órbita se le podrá sustituir completamente su software de operaciones. En la figura 3-3 se presenta la pantalla de interfaz para subir programa a la CV. El código de la CV se genera en lenguaje "C", el cual se compila, se ensambla y liga para generar archivos de diferentes extensiones. De ellos el que tiene la extensión .hex (formato hexadecimal) es el que se transmite a la CV. Para este propósito se utiliza la opción de envío de nuevos programas a la CV que ofrece el SET, desde el cual se carga el archivo .hex para transmitirlo al satélite, [Ortiz, 2003].

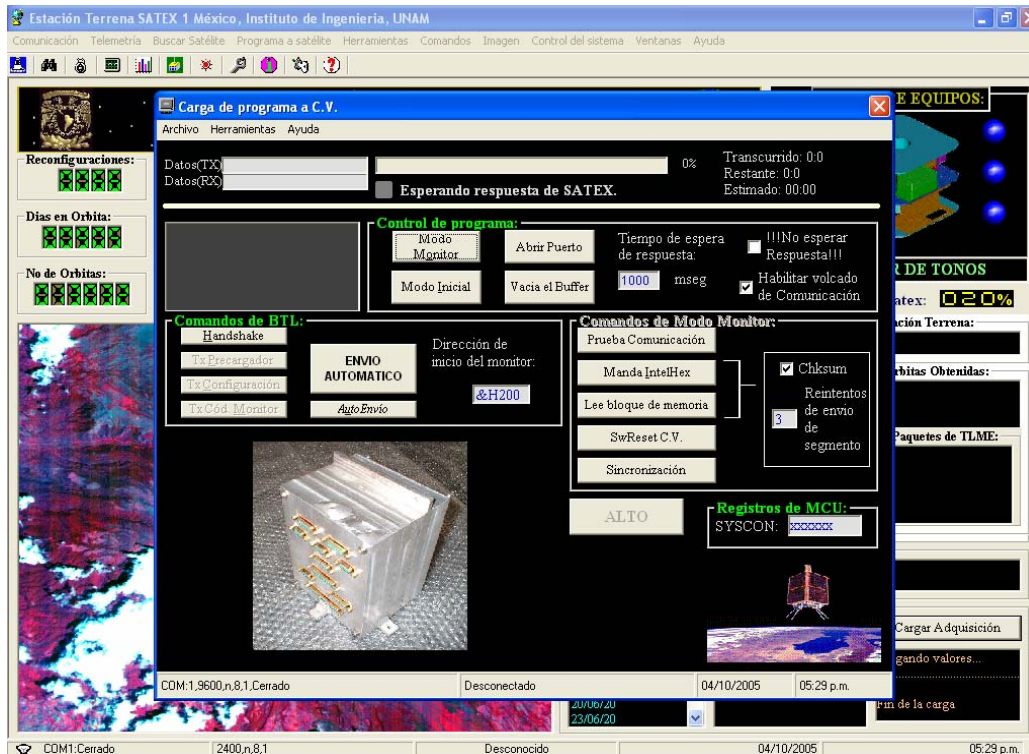


Figura 3-3 Ventana principal para el envío de nuevo software a la CV.

3.3.2 Envío de comandos y misiones

El problema de la comunicación Tierra-Satélite es significativo en vista de que el microsátélite se encontrará disponible a la estación terrena por tiempos reducidos y variables. Durante el tiempo de vista, que para nuestro caso se planea sea de 10 minutos en el mejor de los casos, el satélite enviará primero su telemetría a Tierra y posteriormente recibirá los comandos en línea que definan

operaciones por ejecutar durante la vista satelital, además de recibir las misiones o tareas que realizará cuando se encuentre fuera del alcance de la estación terrena.

Una vez orbitado el microsátélite, el acceso a él quedará determinado únicamente por las capacidades de software de su computadora de vuelo y por el software de captura de telemetría y control de operaciones que estará instalado en la estación terrena.

El sistema de telemetría y comando permite al microsátélite mantener comunicación con su segmento en Tierra (Estación Terrena). Mediante este sistema el microsátélite será capaz de recibir comandos desde la Estación Terrena (SET) y de capturar telemetría.

Respecto a las tramas y protocolos de comunicaciones utilizados para las tareas de telemetría y comando, hay que decir que éstos son acordes con las necesidades y objetivos de SATEX.

Antes de enviar un comando o misión, lo primero que se requiere es tener contacto con el satélite. Para ello el SET (que se encuentra conectado al sistema de comunicación terrestre) inicia el envío automatizado de comandos los cuales, al llegar al satélite, generan una respuesta por parte de éste, iniciándose así el contacto Satélite-Tierra. En el microsátélite las antenas van conectadas a equipos de radiofrecuencia (dos transmisores y dos receptores) los que a su vez se encuentran conectados a la computadora de vuelo. Esta última recibe y decodifica comandos y prepara las condiciones para ejecutarlos. De manera particular, cuando la CV recibe el comando de búsqueda de satélite su trabajo es acondicionar al microprocesador para que atienda exclusivamente las comunicaciones con Tierra durante el tiempo que dure el contacto con la ET. Una vez en contacto con el SET, la CV realiza el envío de misión o el envío de comandos en línea, hasta que el tiempo de vista se agote.

Las comunicaciones en SATEX, tanto de red interna como externa, se controlan por medio de interrupciones en los receptores seriales. Por su parte, los equipos de radio del vehículo sólo pueden operar a velocidades de 1200, 2400 y probablemente 4800 bauds¹.

El canal de comunicaciones de la CV está programado para recibir tramas de comandos y misiones, los comandos se procesan por prioridad, de tal forma que los de mayor prioridad se ejecutan en el instante en que se reciben (comandos en línea).

Los comandos que no se procesan instantáneamente se almacenan en una pila de comandos para ser ejecutados posteriormente, esto cuando el satélite no se encuentre en línea de vista con el SET (comandos de misión).

Cabe señalar que algunos comandos se transmiten a los demás nodos de la red satelital para especificar modos de operación a las cargas útiles. Los comandos de línea ocasionan una acción inmediata, al momento en que el comando llega al microsátélite. Un ejemplo es el comando "Subir Nuevo Programa" al microsátélite, el cual prepara a la CV para subir otro programa de operaciones al satélite, figura 3-4.

Los comandos de misión se envían al microsátélite para recolectar información y actividades de éste en las orbitas subsecuentes al contacto.

Una misión es un conjunto de comandos enviados al microsátélite con el objeto de que este los ejecute bajo ciertas condiciones de captura de datos. Las misiones pueden comprender desde la captura de datos de los propios signos vitales del microsátélite (telemetrías), hasta la ejecución de experimentos bajo condiciones establecidas por los usuarios en Tierra.

¹ Cuando se transmiten datos, el baudaje es el número de veces que cambia el 'estado' del medio de transmisión en un segundo. Palabra transmitida se acompaña de bits adicionales de inicio, PARO, paridad, etc., la tasa de bits de datos transferidos (por ejemplo, medida en bits por segundo) puede ser superior a la correspondiente tasa de baudios.

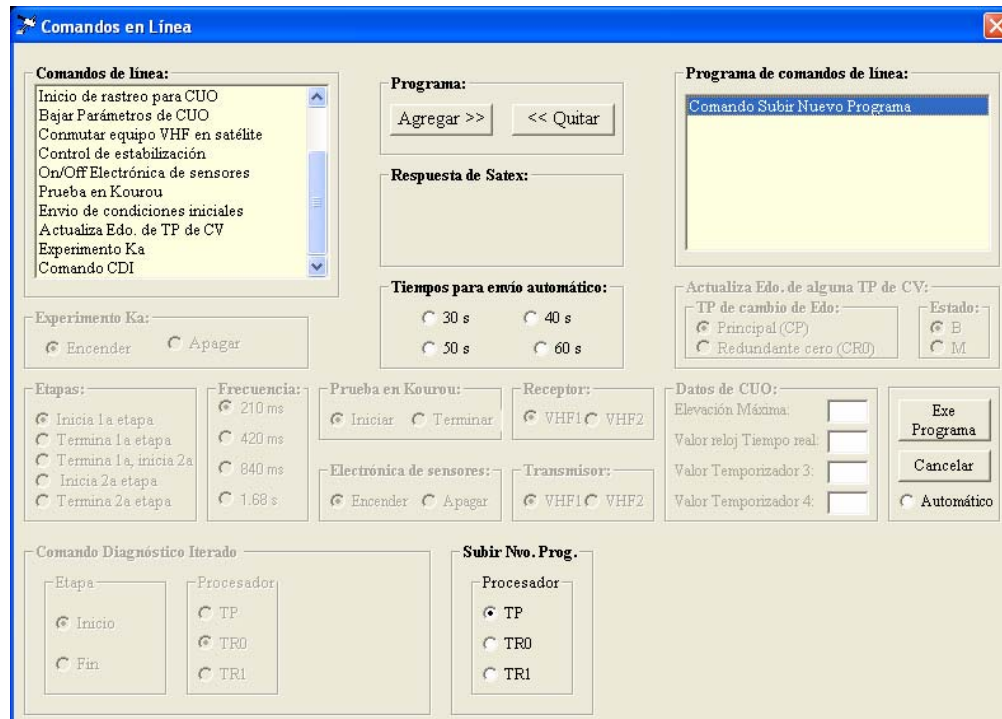


Figura 3-4 Ventana de Comandos en línea del SATEX.

Una misión es un conjunto de comandos enviados al microsatelesite con el objeto de que este los ejecute bajo ciertas condiciones de captura de datos. Las misiones pueden comprender desde la captura de datos de los propios signos vitales del microsatelesite (telemetrías), hasta la ejecución de experimentos bajo condiciones establecidas por los usuarios en Tierra.

Existen cuatro tipos distintos de comandos de misión para solicitarle al satésite la captura de telemetría, los cuales se representan en la figura 3-5.



Figura 3-5 Elección de misión para el SATEX.

Cuando se desea enviar una misión al SATEX con el SET aparece un asistente que ayuda al usuario a elaborar el comando de misión, posteriormente admite el envío de la misión o incluso si el usuario no desea transmitirla en ese momento le permite almacenarla en la base de datos para su transmisión posterior.

Una vez que se selecciona la misión que se desea programar, el asistente permite al usuario definir los parámetros necesarios para formar el comando de misión y posteriormente enviarlo al SATEX o almacenarlo en su caso (figuras 3-6).

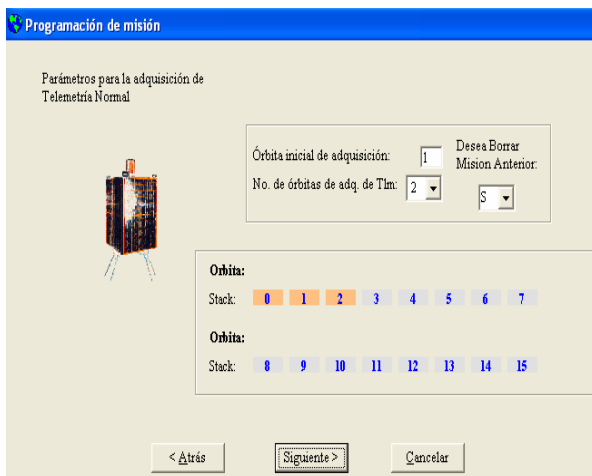


Figura 3-6 a) Programación de TLMN.

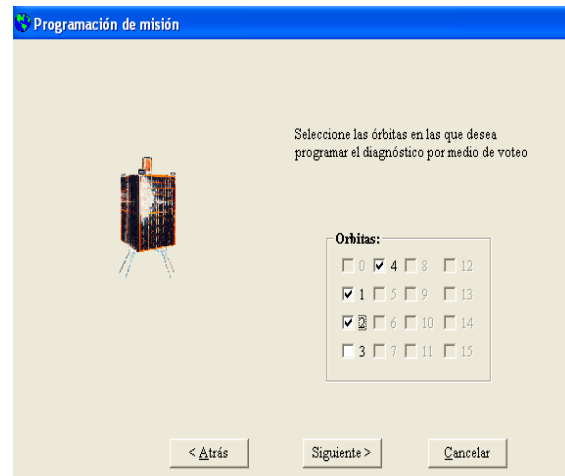


Figura 3-6 b) Programación de Votoo.

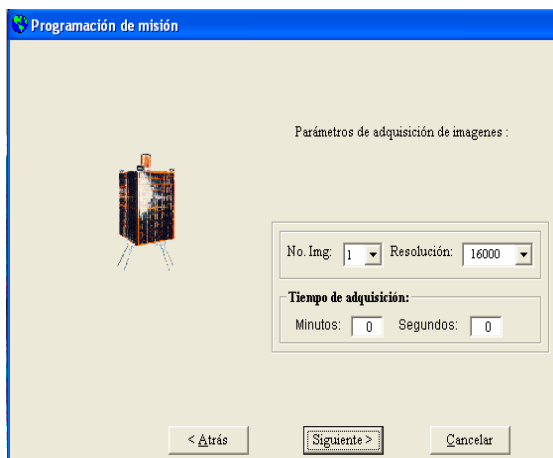


Figura 3-6 c) Programación de imagen.

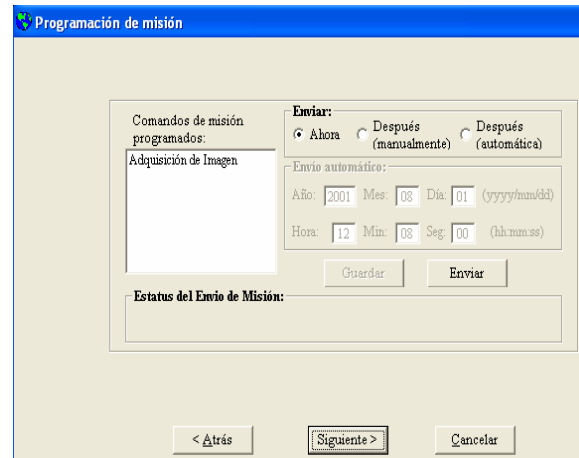


Figura 3-6 b) Envío de misión.

3.3.3 Telemetría y datos del estado operativo de los equipos del SATEX

Cuando el satélite adquiere telemetría normal, cada 10 minutos, de todos sus sensores a bordo del microsátélite, éstos indican el comportamiento del microsátélite a partir de un momento especificado como inicio. Estos muestreos se realizan a lo largo de un periodo aproximado de 100 minutos, periodo que además corresponde exactamente a una órbita de telemetría normal (TLMN). Debido a esto se puede decir que 16 órbitas de telemetría nos representan 1600 minutos de vuelo orbital. Este valor corresponde a la mayor autonomía del satélite, es decir, el vehículo puede almacenar telemetría de hasta 16 órbitas sin tener contacto con su estación terrena.

Un muestreo de telemetría está compuesto por datos de sensores de voltaje, corriente, campo magnético y orientación respecto al sol. La trama de telemetría normal esta formada de la siguiente manera:

| | | | | | |
|------------------------------|--|---|-------------------------------------|-----------------------|--|
| 1 bytes Despertar | 1 byte # de orbitas obtenidas | 220 bytes Diagnostico de equipos | 2 bytes # de orbitas | 1 bytes FF | 1319 bytes Telemetría de sensores |
|------------------------------|--|---|-------------------------------------|-----------------------|--|

El primer byte se utiliza para generar la interrupción por evento del puerto serie con el SET, posteriormente otro byte indica el número de órbitas de telemetría (NOT) capturada por el satélite, por lo cual el tamaño de la trama es variable, siendo su longitud máxima el que se indica en la figura anterior . Posteriormente aparecen (NOT*22 datos) que corresponden al número de diagnósticos empaquetados en la trama, de acuerdo al siguiente orden:

| | | | | | | | |
|---------------------------------|--------------------|---------------------------------|--------------------|-----|--------------------|---------------------------------|--------------------|
| 20 bytes Diagnóstico | 2 bytes | 20 bytes Diagnóstico | 2 bytes | ... | 2 bytes | 20 bytes Diagnóstico | 2 bytes |
| Muestreo 0 | "DD" | Muestreo 1 | "DD" | ... | "DD" | Muestreo 9 | "DD" |

Después aparecen 2 bytes con la información repetida acerca del número de órbitas de telemetría que capturó el SATEX, seguidos por un byte de separación "FF". Finalmente aparecen un máximo de 1319 bytes con las muestras de telemetría de sensores, con el siguiente formato:

| | | | | | |
|----------------------|---------------|---------------|-----|----------------------|-------------------|
| 130 bytes | 1 byte | 1 byte | ... | 130 bytes | 1 byte |
| TS0 | Chk0 | "D" | ... | TS9 | Chk9 |

TS = Telemetría de sensores

Chk = Checksum

De forma particular la estructura de información de un paquete de muestreo de sensores de telemetría normal es la indicada en la Tabla 3-1:

Tabla 3-1 Estructura de la información de un paquete de muestreo de sensores de telemetría.

| BYTE | NUM./CVE. | SENSOR | BYTE | NUM./CVE. | SENSOR | BYTE | NUM./CVE. | SENSOR |
|------|-----------|---------------|------|-----------|---------------|------|-----------|---------------|
| 1 | 0 | MAG X1 PB | 45 | 22 | SAL15 SENS PB | 89 | 44 | SC DT PB |
| 2 | 0 | MAG X1 PA | 46 | 22 | SAL15 SENS PA | 90 | 44 | SC DT PA |
| 3 | 1 | SFS X1 PB | 47 | 23 | SAL4 SENS PB | 91 | 45 | SENSOR D PB |
| 4 | 1 | SFS X1 PA | 48 | 23 | SAL4 SENS PA | 92 | 45 | SENSOR D PA |
| 5 | 2 | CCD PB | 49 | 24 | MAG Y2 PB | 93 | 46 | SAL19 SENS PB |
| 6 | 2 | CCD PA | 50 | 24 | MAG Y2 PA | 94 | 46 | SAL19 SENS PA |
| 7 | 3 | SAL20 SENS PB | 51 | 25 | SFS X3 PB | 95 | 47 | SAL10 SENS PB |

| BYTE | NUM./CVE. | SENSOR | BYTE | NUM./CVE. | SENSOR | BYTE | NUM./CVE. | SENSOR |
|------|-----------|---------------|------|-----------|---------------|------|-----------|------------------------------------|
| 8 | 3 | SAL20 SENS PA | 52 | 25 | SFS X3 PA | 96 | 47 | SAL10 SENS PA |
| 9 | 4 | SAL11 SENS PB | 53 | 26 | SC RXVHF2 PB | 97 | 48 | SC PANEL 1 |
| 10 | 4 | SAL11 SENS PA | 54 | 26 | SC RXVHF2 PA | 98 | 49 | SC PÁNEL 2 |
| 11 | 5 | SAL1 SENS PB | 55 | 27 | ST CUO PB | 99 | 50 | SC PANEL 3 |
| 12 | 5 | SAL1 SENS PA | 56 | 27 | ST CUO PA | 100 | 51 | SC PANEL 4 |
| 13 | 6 | MAG Y1 PB | 57 | 28 | SAL16 SENS PB | 101 | 52 | SC BAT |
| 14 | 6 | MAG Y1 PA | 58 | 28 | SAL16 SENS PA | 102 | 53 | ST BAT 1 |
| 15 | 7 | SFS Y1 PB | 59 | 29 | SAL5 SENS PB | 103 | 54 | ST BAT 2 |
| 16 | 7 | SFS Y1 PA | 60 | 29 | SAL5 SENS PA | 104 | 55 | ST DCDC |
| 17 | 8 | SC KA PB | 61 | 30 | MAG Z2 PB | 105 | 56 | SV BAT 1 |
| 18 | 8 | SC KA PA | 62 | 30 | MAG Z2 PA | 106 | 57 | SV BAT 2 |
| 19 | 9 | ST TCV PB | 63 | 31 | SFS Y3 PB | 107 | 58 | SV BAT 3 |
| 20 | 9 | ST TCV PA | 64 | 31 | SFS Y3 PA | 108 | 59 | SV BAT 4 |
| 21 | 10 | SAL13 SENS PB | 65 | 32 | SC TXVHF2 PB | 109 | 60 | SV BAT 5 |
| 22 | 10 | SAL13 SENS PA | 66 | 32 | SC TXVHF2 PA | 110 | 61 | % DE CARGA |
| 23 | 11 | SAL2 SENS PB | 67 | 33 | ST TXVHF1 PB | 111 | 62 | LIBRE |
| 24 | 11 | SAL2 SENS PA | 68 | 33 | ST TXVHF1 PA | 112 | 63 | LIBRE |
| 25 | 12 | MAG Z1 PB | 69 | 34 | SAL17 SENS PB | 113 | 64 | LIBRE |
| 26 | 12 | MAG Z1 PA | 70 | 34 | SAL17 SENS PA | 114 | | DISPONIBLE |
| 27 | 13 | SFS X2 PB | 71 | 35 | SAL8 SENS PB | 115 | | DISPONIBLE |
| 28 | 13 | SFS X2 PA | 72 | 35 | SAL8 SENS PA | 116 | | DISPONIBLE |
| 29 | 14 | SC RXVHF1 PB | 73 | 36 | SC SENS PB | 117 | | DISPONIBLE |
| 30 | 14 | SC RXVHF1 PA | 74 | 36 | SC SENS PA | 118 | | DISPONIBLE |
| 31 | 15 | ST DT PB | 75 | 37 | SFS X4 PB | 119 | | DISPONIBLE |
| 32 | 15 | ST DT PA | 76 | 37 | SFS X4 PA | 120 | | DISPONIBLE |
| 33 | 16 | SAL14 SENS PB | 77 | 38 | SC CUO PB | 121 | | DISPONIBLE |
| 34 | 16 | SAL14 SENS PA | 78 | 38 | SC CUO PA | 122 | | DISPONIBLE |
| 35 | 17 | SAL3 SENS PB | 79 | 39 | ST RXVHF1 PB | 123 | | DISPONIBLE |
| 36 | 17 | SAL3 SENS PA | 80 | 39 | ST RXVHF1 PA | 124 | | DISPONIBLE |
| 37 | 18 | MAG X2 PB | 81 | 40 | SAL18 SENS PB | 125 | | DISPONIBLE |
| 38 | 18 | MAG X2 PA | 82 | 40 | SAL18 SENS PA | 126 | | DISPONIBLE |
| 39 | 19 | SFS Y2 PB | 83 | 41 | SAL9 SENS PB | 127 | | DISPONIBLE |
| 40 | 19 | SFS Y2 PA | 84 | 41 | SAL9 SENS PA | 128 | | DISPONIBLE |
| 41 | 20 | SC TXCHF1 PB | 85 | 42 | SENSOR E PB | 129 | | Num. Fallas Totales en Red Interna |
| 42 | 20 | SC TXVHF1 PA | 86 | 42 | SENSOR E PA | 130 | | Pulsos Boom |
| 43 | 21 | ST CCD PB | 87 | 43 | SFS Y4 PB | | | |
| 44 | 21 | ST CCD PA | 88 | 43 | SFS Y4 PA | | | |

Con el software de ET se pueden programar misiones de adquisición de telemetría y diagnóstico de computadoras de hasta un máximo de 16 órbitas, cada una compuesta de 10 muestreos. A su vez, cada muestreo genera 20 bytes de "status" de diagnóstico de las computadoras y 130 bytes de telemetría, que corresponden a datos de 65 sensores (45 de la CV y 17 del SP). Además, en estos 130 bytes se encuentra el número de fallas totales generadas en la red interna y el número de pulsos generados por el Gradiente Gravitacional al ser desplegado.

Como se observa, los primeros 48 datos de sensores (bytes 1 al 96) corresponden a los sensores vinculados en la computadora de vuelo del microsátélite. Por otro lado, los bytes del 97 al 110 corresponden a 14 muestras de un solo byte que se encuentran vinculados al sistema de potencia del vehículo espacial.

Ahora en los bytes de diagnóstico de equipos se tiene información que captura la computadora de vuelo, cada muestreo realizado por la CV genera 20 bytes con la información de la tabla 3-2.

Tabla 3-2 Estructura de la información de los 20 bytes de cada muestreo del SATEX.

| BYTE | BIT 7 | BIT 6 | BIT 5 | BIT 4 | BIT 3 | BIT 2 | BIT 1 | BIT 0 |
|------|---|----------------------------|-------|-------|---|-------|--------------------------|-------|
| 0 | Número de órbita | | | | Número de muestreo | | | |
| 1 | 1 – CP 0 – CR | | | | 1 | 1 | 1 | 0 |
| 2 | Equipos de comunicaciones | | | | | | | |
| 3 | 1 | Estado puerto serie con ET | | | Puerto serie de red interna redundante. | | Puerto serie red interna | |
| 4 | Síndrome de CV | | | | | | | |
| 5 | Diagnostico de RAM de CV | | | | | | | |
| 6 | Síndrome de CUO | | | | | | | |
| 7 | Diagnostico de RAM de CUO | | | | | | | |
| 8 | Síndrome de DT | | | | | | | |
| 9 | Diagnostico de RAM de DT | | | | | | | |
| 10 | Síndrome de CCD | | | | | | | |
| 11 | Diagnostico de RAM de CCD | | | | | | | |
| 12 | Síndrome de SP | | | | | | | |
| 13 | Diagnostico de RAM de SP | | | | | | | |
| 14 | Número de correcciones del EDAC | | | | | | | |
| 15 | Número de interrupciones del PECC | | | | | | | |
| 16 | Resultado de voto de CUO | | | | Resultado de voto de CV | | | |
| 17 | Resultado de voto de CCD | | | | Resultado de voto de DT | | | |
| 18 | | | | | Resultado de voto de SP | | | |
| 19 | Se informa si se realizó Diagnostico simple o el experimento de voto. | | | | | | | |

Como se aprecia, cada byte contiene información importante del diagnóstico, en seguida se ofrecen detalles de esta información.

Byte 0: en la parte alta del byte se indica el número de órbita y en la parte baja el número de muestreo de este diagnóstico.

Byte 1: en sus cuatro bits menos significativos contiene el valor en hexadecimal “E” o en decimal el valor “14” que identifica al estatus como tal, con el bit 7 indica el procesador que se está utilizando en la CV, con el valor “1” nos determina que es el procesador principal y un “0” indica que es el procesador redundante.

Byte 2: indica que equipos de comunicación fueron utilizados por el satélite, el valor hexadecimal de “33” indica que están activos el transmisor 1 y receptor 1, el valor hexadecimal de “C3” indica que están activos el transmisor 2 y receptor 1, el valor hexadecimal de “3C” indica que están activos el transmisor 1 y receptor 2 y por último el valor hexadecimal de “CC” indica que están activos el transmisor 2 y receptor 2.

Byte 3: este byte indica el estado de los puertos y canales de comunicación tanto en la red interna como en las comunicaciones con Tierra.

Bytes del 4 al 14: determinan el estado tanto de la memoria RAM como de los procesadores de cada computadora a bordo del microsátélite. El byte reservado para las condiciones de la memoria RAM indica el número de errores que se generaron en el transcurso de 10 minutos.

Byte 15: determina el número de interrupciones del PECC, una interrupción equivalente a 255 errores en RAM detectados por el EDAC.

Byte 16, 17 y 18: determinan el resultado del voto obtenido en cada computadora del satélite.

Byte 19: la información de este byte se visualiza en los controles de la estación terrena indicando si se realizó el experimento de voto o sólo diagnóstico simple. Particularmente el byte ofrece los datos mostrados en la tabla 3-3.

Tabla 3-3 Estructura de la información del byte 19 en Estación Terrena.

| Bit 7 | Bit 6 | Bit 5 | Bit 4 | Bit 3 | Bit 2 | Significado del Diagnostico | Tipo de diagnostico realizado |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--|-------------------------------|
| 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | Computadora Principal en uso | - |
| 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | No se realiza voto por falla en red interna. | Simple |
| 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | Se puede hacer voto, 4 computadoras activas. | Voto |
| 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | No pudo encenderse el DT | Simple |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | No se programo voto en ninguna orbita | Simple |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | No llego respuesta a CV durante el envío de cmd. | Simple |
| 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | No es orbita de voto | Simple |
| 0 | 1 | 0 | 1 | 0 | 0 | Solo se realiza con SP | Simple |

La información que llega a Tierra tiene un tratamiento que corresponde a almacenar la información y el despliegue de la misma por medio de instrumentos virtuales, los cuales forman parte del SET. Para obtener mayores detalles del proceso de envío de TLMN a SET para evitar la pérdida de datos ver [Torres, 2002].

3.3.4 Base de datos para el almacenamiento y consulta posterior de telemetría del SATEX

Una base de datos es una recopilación de información almacenada en forma organizada. Las bases de datos nos ofrecen muchas ventajas como las siguientes:

- ❖ Facilitan el almacenamiento de grandes cantidades de información.
- ❖ La recuperación de la información es ágil y automatizada.
- ❖ Facilitan la reorganización de la información.

Una base de datos está formada por una o más tablas, donde cada tabla es una colección de datos sobre un tema en común, cada tabla está compuesta por registros y por campos. Los datos de cada tabla deben estar relacionados con los de otras tablas por medio de un campo en común al cual se le conoce como clave principal.

Visual Basic puede comunicarse con la base de datos Microsoft Access, la cual, para nuestro caso, es la que se utiliza en el manejo de la información del estado de los equipos del SATEX.

El Software de Estación Terrena utiliza Microsoft Access para almacenar 7 tablas de datos de las cuales se presenta una breve descripción.

1. **Alarma de sensores:** la función de esta tabla es almacenar los umbrales máximos y mínimos en que podrán operar los sensores, así al recuperarse los datos en los controles del SET resulta posible indicar de una manera más rápida el estado operativo de cada sensor.

| Id_deSensor | Sensor_tipo | Lim_Sup | Lim_Inf |
|-------------|----------------|---------|---------|
| | MAG.X1 | 1024 | 0 |
| 1 | SFS.X1 | 1024 | 0 |
| 2 | SC CCD | 1024 | 0 |
| 3 | ST 20 KA | 1024 | 0 |
| 4 | ST11.BAT.CEL.1 | 1024 | 0 |
| 5 | ST1.PAN.SOL.1 | 1024 | 0 |
| 6 | MAG.Y1 | 1024 | 0 |
| 7 | SFS.Y1 | 1024 | 0 |
| 8 | SC KA | 1024 | 0 |
| 9 | ST TCV | 1024 | 0 |
| 10 | ST13.BAT.CEL.2 | 1024 | 0 |
| 11 | ST2.PAN.SOL.2 | 1024 | 0 |
| 12 | MAG.Z1 | 1024 | 0 |
| 13 | SFS.X2 | 1024 | 0 |

Registro: 1 de 65

2. **Comandos de Misión:** en esta tabla se almacenan los comandos de misión programados para ser enviados posteriormente en el momento adecuado, en esta tabla se llenan 27 bytes que corresponden a la longitud de los comandos de misión.

| Id | no_mision | no_cmdmsn | byte0 | byte1 | byte2 | byte3 | byte4 | byte5 | byte6 | byte7 | byte8 | byte9 | byte10 | byte11 |
|----|-----------|-----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|--------|
| 1 | 1 | 7 | 128 | 7 | 5 | 0 | 78 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 2 | 2 | 6 | 128 | 6 | 3 | 8 | 0 | 45 | 1 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 3 | 2 | 8 | 128 | 8 | 83 | 78 | 83 | 83 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 |
| 4 | 2 | 12 | 128 | 12 | 3 | 5 | 2 | 20 | 1 | 2 | 6 | 11 | 14 | 16 |
| 5 | 2 | 7 | 128 | 7 | 3 | 0 | 78 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 6 | 3 | 12 | 128 | 12 | 1 | 5 | 0 | 20 | 1 | 2 | 7 | 8 | 9 | 13 |
| 7 | 4 | 8 | 128 | 8 | 83 | 78 | 83 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 |
| 8 | 4 | 7 | 128 | 7 | 3 | 0 | 83 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 9 | 5 | 8 | 128 | 8 | 83 | 78 | 83 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 |
| 10 | 5 | 7 | 128 | 7 | 3 | 0 | 83 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 11 | 6 | 8 | 128 | 8 | 83 | 78 | 78 | 78 | 83 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 |
| 12 | 6 | 7 | 128 | 7 | 2 | 2 | 83 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 13 | 7 | 8 | 128 | 8 | 83 | 78 | 83 | 83 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 | 78 |

Registro: 1 de 229

3. **Comandos en línea:** en esta tabla se encuentran formados los comandos en línea, byte por byte y se recuperan en el momento en que se desee ejecutar uno de ellos cuando se enlace el SATEX con el SET.

| no_comando | descripcion | byte0 | byte1 | byte2 | byte3 | byte4 | byte5 | byte6 | byte7 | byte8 | byte9 | byte10 | byte11 | byte12 | byte13 | byte14 |
|------------|----------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 2 | Libera BOOM | 128 | 2 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 4 | ET detectó enlace óptico | 128 | 4 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 9 | Reset a CV | 128 | 9 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 27 | Energizar CUO | 128 | 27 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 28 | Inicio de rastreo para CUO | 128 | 28 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| 29 | Bajar Parámetros de CUO | 128 | 29 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 | 65 |
| * | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Registro: 1 de 6

- Imágenes Adquiridas:** el contenido de esta tabla es la cantidad de imágenes adquiridas, así como el formato con que son guardadas y la fecha de adquisición.

| | Fecha de Adq | Imagen | Tamaño | Tipo |
|---|--------------------|--------|--------|------|
| ▶ | 23/02/2002 04:45:3 | | 1568 | bmp |
| * | | | 0 | |

- Estado de Equipos:** contiene información muy importante ya que de esta tabla depende el funcionamiento y la actualización correcta del SET.

| Id_progTLMN | Orbita | Muestreo | Status_0 | Status_1 | Status_2 | Status_3 | Status_4 | Status_5 | Status_6 | Status_7 | Status_8 |
|-------------|--------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| 1689 | 3 | 2 | 49 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6 |
| 1690 | 3 | 3 | 50 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6 |
| 1691 | 3 | 4 | 51 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6 |
| 1692 | 3 | 5 | 52 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6 |
| 1693 | 3 | 6 | 53 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1694 | 3 | 7 | 54 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1695 | 3 | 8 | 55 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1696 | 3 | 9 | 56 | 14 | 51 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

- Telemetría Normal:** aquí se encuentran los valores de las muestras obtenidas de los sensores del SATEX.

| Id_progTLMN | Orbita | Muestreo | sensor_0 | sensor_1 | sensor_2 | sensor_3 | sensor_4 | sensor_5 | sensor_6 | sensor_7 | sensor_8 |
|-------------|--------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| 1361 | 0 | 8 | 698 | 695 | 713 | 712 | 711 | 784 | 691 | 695 | 712 |
| 1362 | 0 | 9 | 768 | 748 | 767 | 764 | 764 | 778 | 731 | 734 | 761 |
| 1363 | 0 | 10 | 643 | 646 | 649 | 648 | 652 | 716 | 647 | 652 | 653 |
| 1364 | 0 | 1 | 417 | 420 | 548 | 545 | 550 | 564 | 416 | 420 | 549 |
| 1365 | 0 | 2 | 638 | 644 | 645 | 644 | 647 | 716 | 643 | 646 | 649 |
| 1366 | 0 | 3 | 663 | 662 | 673 | 671 | 676 | 774 | 663 | 668 | 673 |
| 1367 | 0 | 4 | 666 | 668 | 677 | 673 | 678 | 780 | 666 | 668 | 676 |
| 1368 | 0 | 5 | 691 | 692 | 709 | 705 | 710 | 782 | 688 | 692 | 705 |
| 1369 | 0 | 6 | 663 | 663 | 677 | 673 | 678 | 778 | 666 | 668 | 676 |
| 1370 | 0 | 7 | 695 | 692 | 712 | 708 | 710 | 782 | 690 | 692 | 707 |
| 1371 | 0 | 8 | 695 | 692 | 712 | 708 | 710 | 782 | 690 | 692 | 707 |

- Telemetría Especial:** contiene información de la telemetría capturada de sensores específicos así como la órbita, el muestreo, el número de sensores, los valores de las muestras de los sensores, número de misión y la fecha de adquisición.

| Id | Orbita | Muestreo | No_sensores | Frecuencia | Sensores | DatosMision | no_mision | fecha_adq |
|----|----------------|----------|-------------|------------|-----------------|-------------|-----------|---------------|
| 1 | 7 | 9 | 20 | 5 | #&(-.349;?@AEf | OT]oZoZoY | 1 | 2003 10:47:20 |
| 30 | 1 | 6 | 20 | 0 | &(+.3479;?@CE | OToσWoiσ | 3 | 2003 05:10:07 |
| 31 | 2 | 3 | 10 | 2 | #(-.059;Fcccccc | OT2ohoÉo | 4 | 2003 11:49:31 |
| 33 | 0 | 8 | 20 | 0 | #%)*+01567;<=A | OT0oσoRoi | 6 | 2003 11:02:49 |
| 34 | 4 | 8 | 20 | 0 | #%)*+01567;<=A | OTÀ,poZoo | 7 | 2003 03:42:30 |
| 35 | 0 | 5 | 10 | 3 | #%/9;=ELSYcccc | OT0oσoTMc | 8 | 2003 02:40:52 |
| * | (Autonumérico) | 0 | 0 | 0 | | | 0 | |

3.3.5 Tramas y protocolos de comunicación utilizados

Los comandos de comunicaciones utilizados se dividen en dos grandes grupos: los comandos en línea y los comandos de misión, estos comandos al ser recibidos por la computadora de vuelo del SATEX los decodifica y empieza a ejecutarlos. A continuación se describen las tramas de los comandos y se nombrarán algunos de ellos.

Estructura de los Comandos en Línea

La mayoría de los comandos tienen una similitud en su trama. Podemos ver que en el primer casillero se ubica un byte de despertar (decimal = 128 => binario = 10000000), en el segundo casillero se encuentra el número del comando, si existe uno o más parámetros extra se indican en los casilleros subsecuentes, de lo contrario se rellenan con símbolos "A" y al final del comando existe un casillero que transporta el checksum correspondiente del comando, de esta forma se puede comprobar si llegó de forma adecuada el comando. Debe quedar claro que en cada casillero se encuentra un byte de información.

A continuación se describirán algunos de los comandos más importantes y sus características.

1. **Comando 3**, conmutar equipos VHF en el satélite: Debido a que el microsátélite cuenta con dos equipos de transmisión y dos equipos de recepción, se logrará conmutar a estos equipos con este comando. La trama del comando es la siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] | cmd [4] ... cmd [26] | cmd[27] |
|----------|---------|---------|---------|----------------------|---------|
| Dec(128) | Dec(3) | 0F ó F0 | 0F ó F0 | "A" ... "A" | Chksum |

Donde en el segundo casillero se especifica el transmisor que utilizará el SATEX, y el casillero tres determina que receptor utilizará. Si se requiere utilizar los equipos Tx1 y Rx1 el valor predeterminado es una "0F" (para los casilleros 2 y 3) y si se desea utilizar los equipos Tx2y Rx2 se debe colocar "F0" en sus respectivos casilleros.

2. **Comando 16**, prueba en Korou: este comando solicita al satélite la telemetría de una órbita pero instantáneamente, es decir, en lugar de esperar los 100 minutos de una órbita captura la telemetría de 10 muestras continuas (sin tiempos de espera entre ellos) y posteriormente la envía al SET. El comando es el siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] ... cmd [26] | cmd [27] |
|----------|---------|---------|----------------------|----------|
| Dec(128) | Dec(16) | I ó F | "A" ... "A" | Chksum |

En el segundo casillero indica si se iniciará (I) o si se terminará (F) el comando.

3. **Comando 29, Comando Diagnóstico Iterado de Procesadores**: Una vez que se etiqueta una falla a una Tarjeta de Procesamiento la única forma de restituirla es por medio del diagnóstico y supervisión directa desde la Estación Terrena, seguida por un comando de cambio de estado operativo para la TP analizada; a este proceso se le denominó Comando de Diagnóstico Iterado (CDI). Una vez que se conoce la fecha y la hora en que se diagnosticará a un procesador de la CV, se conoce también la órbita y la hora de contacto MES-ET que antecede a la prueba de diagnóstico. Durante ésta, se programa y envía la

misión más simple que consiste en adquirir telemetría normal de sensores. Una vez que se ejecuta esta misión y una vez que el satélite contacta nuevamente a la Estación Terrena se realizará el siguiente procedimiento de diagnóstico en línea de una tarjeta de procesador con falla:

- ❖ Se detecta con el SET la llegada del microsátélite con ayuda del comando “contacto satelital”.
- ❖ Se procede a bajar la telemetría normal de la misión previa.
- ❖ Se envía un comando en línea dirigido al Sistema Mínimo de Supervivencia (SIM-SOS) indicando que se ejecutará el Comando Diagnóstico Iterado para la TP indicada en el comando. Posteriormente Tierra recibe el reconocimiento de la llegada del comando.
- ❖ Al recibir el CDI el SIM-SOS reconoce que debe realizar las siguientes tareas inmediatas:
 - ❖ Registra y respalda el número del procesador vigente, el cual constituye un procesador libre de fallas.
 - ❖ Desactiva el procesador vigente.
 - ❖ Activa al procesador que se diagnosticará (PD). En vista de que se realizarán pruebas de diagnóstico con un procesador que potencialmente puede tener problemas operativos serios, programa la contabilización de un tiempo máximo de prueba de 15 minutos.
 - ❖ Si el PD llegará a estar sano, se espera que antes de 15 minutos regrese el control al SIM-SOS para que reconfigure a la computadora de vuelo y la deje operando con el procesador que tenía como vigente.
- ❖ Una vez que termina de inicializarse el PD, ET lo captura con el “comando satelital”.
- ❖ ET envía el comando “Inicia prueba en sitio de lanzamiento” también denominado “Prueba en Kourou” el cual realiza tres muestreos completos (sensores, estado de equipos y diagnóstico simple entre procesadores del SATEX) por lo cual obliga el diagnóstico del PD y el envío de resultados a Tierra. Una vez recibidos los resultados, el usuario puede reenviar el comando para realizar iteradamente la prueba bajo control del personal que supervisa el proceso.
- ❖ Tierra analiza los resultados de telemetría, de tal forma que después de varias pruebas llega a una conclusión acerca del estado operativo del PD.
- ❖ En este paso, o en el paso anterior, puede darse el caso de que no se registren actividades, o bien, de que se pierda la sincronización en las comunicaciones debido a fallas del PD. En estos casos se procede a ejecutar el último punto.
- ❖ ET envía un comando al SIM-SOS para que retorne a la CV a su procesador vigente (sin falla).
- ❖ Una vez inicializado el procesador vigente y una vez detectado el SATEX con el comando “contacto satelital”, Tierra envía el comando “actualiza estado del procesador” al SIM-SOS y al SP para actualizar el estado del procesador diagnosticado, quedando ya sea como “libre de falla” o “con falla” de acuerdo con los datos registrados por el personal de la ET. Aquí finaliza el diagnóstico del PD.
- ❖ En caso de que se presenten problemas de comunicación entre ET y el PD, se conmutan las comunicaciones SATEX-Tierra a modo analógico y se ordena al SIM-SOS que reconfigure a la CV para retornar el control al procesador respaldado como vigente. Cuando Tierra recibe el reconocimiento del comando nuevamente conmuta las comunicaciones a modo digital. Si hay tiempo para esperar la respuesta de la CV se puede incluso enviar una misión nueva al SATEX. De otra forma, el software del vuelo recaba telemetría normal y en la siguiente visita aceptará una nueva misión.

El proceso descrito anteriormente, constituye el único medio para restituir el estado de cualquier procesador físico en el que se haya detectado algún tipo de falla.

La trama del comando CDI enviado de ET a la CV es el siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] | cmd [4] | cmd [5] | cmd [6] | cmd [7] ... cmd [26] | cmd [27] |
|-----------|----------|--------------------|---------|--------------|---------------|---------------|----------------------|------------|
| Dec (128) | Num. Cmd | Inicio O Fin | TP | Edo.TP PP | Edo.TP PR0 | Edo.TP PR1 | "A" ... "A" | Chksu m |

Donde en caso de:

Si es Inicio o Fin de CDI, TP indica el Procesador por diagnosticar:

Si es Fin de CDI, el byte **Edo.** indica el Estado del procesador.

Valores permitidos para TP:

0x00 = "Procesador Principal"
 0x55 = "Procesador R0"
 0xAA = "Procesador R1"

Valores permitidos:

0x0B = "Bueno"
 0x0F = "Falla"
 41 = "No altera"

Estructura de los Comandos de Misión

La trama de estos comandos al igual que los comandos de línea tiene una similitud, en el primer casillero transportan un byte de despertar, en el segundo casillero se encuentran el número del comando y si existe uno o más parámetros extra se indican en los casilleros subsecuentes de lo contrario se rellenan con símbolos "A". Al final del comando existe un casillero que contiene el checksum correspondiente del comando, de esta forma se puede comprobar si llegó de forma adecuada el comando.

A continuación se explicarán algunos de los comandos de misión con los que cuenta el SET.

1. **Comando 6**, adquisición de imagen: la trama del comando es la siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] | cmd [4] | cmd [5] | cmd [6] | cmd [7] ... cmd [26] | cmd [27] |
|-----------|---------|---------|----------|---------|----------|-------------------------|----------------------|------------|
| Dec (128) | Dec (7) | Orbita | Muestreo | Minutos | Segundos | Resolución de la Imagen | "A" ... "A" | Chksu m |

Dentro del microsatélite la computadora de vuelo solicita a la cámara que adquiera la imagen en cierto momento y que después la transmita a través de la red interna. Después de ello la computadora de vuelo transmite la imagen hacia Tierra. En el segundo casillero se indica en que órbita se va a capturar la imagen, después se indica el número de muestreo (casillero 3) en que se capturará la imagen, en los siguientes dos casilleros se indica en que minuto y segundo exactamente del muestreo se capturará la imagen y finalmente en el siguiente casillero se indica cual será la resolución de la imagen.

2. **Comando 7**, programación de Telemetría Normal **TLMN**: la trama del comando es la siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] | cmd [4] | cmd [5] ... cmd [26] | cmd [27] |
|-----------|---------|---|-------------------------------|-----------|----------------------|----------|
| Dec (128) | Dec (7) | Número de Orbitas de Adquisición: Dec(0-15) | Orbita inicial de adquisición | "S" ó "N" | "A" ... "A" | Chksum |

En el segundo casillero se indica el número de órbitas de adquisición de telemetría normal, con un dato expresado en forma decimal.

El tercer casillero indica el valor de la órbita en el cual empezará a obtener telemetría y por último el casillero 4 es una bandera, como se puede intuir, existirán avistamientos satélite-Tierra en los cuales no será posible bajar toda la telemetría del satélite (debido a que los tiempos de vista son variables). En estos casos la misión no concluye en una sola visita y por lo tanto la bandera permite que se respete la vigencia de la misión anterior con la de una nueva misión que se envíe al satélite. De igual forma la bandera permite anular la misión anterior (incompleta) del satélite, ante lo cual prevalece únicamente la nueva misión que se envíe. Cabe señalar que al anular una misión previa ocasiona que el satélite borre su telemetría asociada. Así se pueden evitar confusiones al momento de enviar misiones y se elimina, si así se desea, la posibilidad de perder información que pueda ser importante en cierto momento.

3. **Comando 8**, experimento de Votéo: la trama del comando es la siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] ... cmd [18] | cmd [19] ... cmd [26] | cmd [27] |
|-----------|---------|--|---|-----------------------|----------|
| Dec (128) | Dec (8) | "S" ó "N" S: Hay votéo N: No hay votéo | Indica por orbita si hay votéo "S" o no "N" | "A" ... "A" | Chksum |

En el segundo casillero se informa a la computadora de vuelo si se va a efectuar el experimento de votéo, "S" determina que el votéo se llevará a cabo y "N" nos indica que no se realizará. En los 16 casilleros siguientes (3-18) se indica en que órbitas se va a realizar el experimento. Se asocia el casillero 3 a la órbita 0, el casillero 4 a la órbita 1 y así sucesivamente. En los casilleros que no se realiza el experimento asume que se realizará diagnóstico simple.

4. **Comando 12**, adquisición de Telemetría Especial **TLME**: la trama del comando es la siguiente:

| cmd [0] | cmd [1] | cmd [2] | cmd [3] | cmd [4] | cmd [5] | cmd [6] ... cmd [25] | cmd [27] |
|-----------|----------|---------|----------|------------|-----------------------|-----------------------------|----------|
| Dec (128) | Dec (12) | Orbita | Muestreo | Frecuencia | Sensores por Adquirir | Indica sensores a muestrear | Chksum |

En el segundo casillero se indica en que órbita se va a capturar TLME, después se indica el número de muestreo en que se iniciará la captura de los datos así como la frecuencia de muestreo para los sensores (casilleros 3 y 4).

En el quinto casillero se indica el número de sensores a muestrear, en tanto que en los siguientes casilleros se indica exactamente cuales son los 62 sensores que se van a muestrear, el máximo número de sensores a muestrear es de 20 y al final se agrega el checksum.

La tabla 3-4 muestra a manera de resumen el total de comandos que se pueden utilizar para establecer la comunicación con el SATEX.

Tabla 3-4 Comandos para establecer comunicación con SATEX.

| Numero de comando | Nombre del comando | Tipo de comando |
|-------------------|-------------------------------------|-----------------|
| 1 | Subir Nuevo Programa | Línea |
| 3 | Conmutar equipos VHF | Línea |
| 4 | Detectar enlace óptico | Línea |
| 9 | Reset A la CV | Línea |
| 11 | Control de estabilización | Línea |
| 15 | On / Off Electrónica de sensores | Línea |
| 16 | Prueba en Kourou | Línea |
| 19 | Condiciones iniciales | Línea |
| 27 | Inicio de rastreo a la CUO | Línea |
| 28 | Envío de parámetros de CUO a Tierra | Línea |
| 29 | CDI, Diagnóstico Iterado | Línea |
| 6 | Programación de imagen | Misión |
| 7 | Programación de TLMN | Misión |
| 8 | Programación de voto | Misión |
| 12 | Programación de TLME | Misión |

3.4 Computadora de Vuelo

La Computadora de Vuelo es uno de los equipos más importantes en el SATEX ya que comandará todas sus operaciones. La CV cuenta con tres tarjetas de procesamiento, una principal (CP) y dos redundantes, para respaldo en frío (CR0 y CR1). Cada tarjeta de procesamiento contiene un sensor de efecto "latch-up", para proteger a cada uno de los microprocesadores, los cuales no son de tipo militar. Adicionalmente, cada una de las tarjetas de procesamiento de la CV cuenta con memoria RAM externa y expandida, destinadas principalmente para la carga de nuevos programas.

Cada uno de los circuitos impresos de la CV está ensamblado con componentes de tipo militar y de montaje superficial para incrementar las posibilidades de superar las pruebas de certificación, lanzamiento y operación orbital. Cabe mencionar que las pruebas de certificación sólo cubren los aspectos mecánicos, térmicos y de vacío, en cuanto a los equipos, éstos quedarán certificados al momento de orbitarlos en el espacio en función del éxito de la misión.

Adicionalmente, la CV contiene electrónica para dos redes locales de comunicaciones entre las computadoras del SATEX, esto incrementará sus posibilidades de éxito. Cuenta con 64 Kbytes de memoria PROM, donde se grabará una versión mínima del software de vuelo de tal forma que permita al satélite iniciar operaciones de captura de telemetría normal, realización de prueba en Kourou y comunicación con el Software de Estación Terrena. También cuenta con 256 Kbytes de memorias RAM para el cargado de nuevos programas desde Tierra, así como 1 Mbytes de memoria RAM expandida para el almacenamiento de telemetría e imágenes. Toda la memoria está protegida por un dispositivo EDAC (Error Detection And Correction Unit) para la detección y corrección de errores simples.

La CV es un sistema modular cuya versión final está constituida por 6 tarjetas (figura 3-7). El hardware lo conforman tres computadoras (principal y dos redundantes), la electrónica de conmutación de computadoras, el hardware de red, la electrónica de acondicionamiento de señales provenientes de sensores, la electrónica de protección contra la radiación (efecto "latch up"), manejadores de línea y conectores que agrupan a las señales de entrada y salida. Cada uno de estos módulos se encuentran físicamente ubicados en circuitos impresos separados los cuales se conectan por medio de conectores de costilla, uno en cada extremo.

La CV de SATEX contiene:

- ❖ Tres tarjetas de procesamiento, cada una con un microcontrolador tipo RISC de 16 bits, con una velocidad de procesamiento de 40 MHz, 1.280 Mbytes de memoria RAM y 64 Kbytes de ROM. La RAM cuenta con protección EDAC y tiene electrónica de protección de efecto “latch-up” para el microprocesador, que es el único componente que no cumple con la norma militar MIL-STD-883.
- ❖ Un módulo de conmutación de estado sólido que permite transferir toda la instrumentación del satélite (sensores, actuadores, canales de comunicaciones y líneas de entrada/salida) hacia cualquiera de las tarjetas de procesamiento.
- ❖ Un módulo de multicanalización que permite adquirir hasta 48 señales eléctricas provenientes de sensores.
- ❖ Un módulo de filtrado y recorte para señales de sensores y la electrónica para la red de área local del satélite, tanto principal como redundante.
- ❖ Manejadores de línea para algunas de las señales digitales de entrada y salida.
- ❖ Contenedor de aluminio espacial (aluminio 7075-T6 con baño de Alodine) que permite el armado y desarmado de la computadora por capas.

Adicionalmente, la computadora de vuelo se complementará con un módulo externo, en el cual se aloja la electrónica de acondicionamiento para señales de sensores de temperatura, magnetómetros, corriente y voltajes consumidos diversos equipos del satélite (figura 3-8).



Figura 3-7 Módulo de la Computadora de Vuelo.

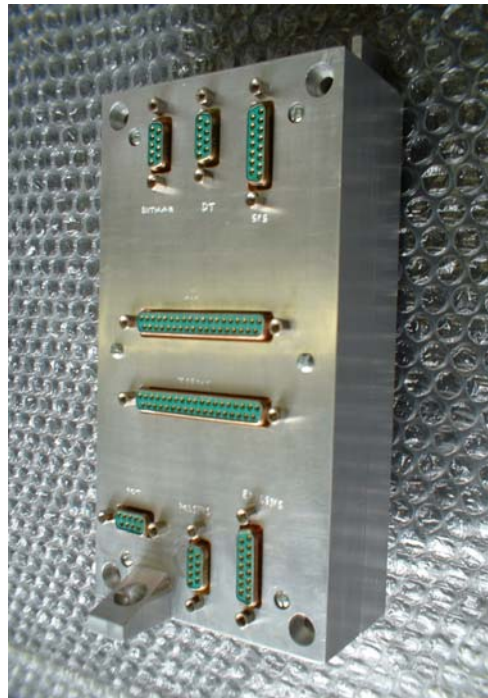


Figura 3-8 Módulo de Electrónica de sensores.

3.5 Emulador ROM/RAM TRE-200

El Emulador de memoria ROM/RAM es un periférico para PC que evita la necesidad de quemar y borrar EPROMs para afinar el código por instalar en la CV. El software se puede ejecutar desde un disquete extraíble o del disco duro para la emulación.

El TRE-200 puede emular gran cantidad de memorias, entre ellas:

- ❖ SRAM: 6264 62256
- ❖ EPROM: 27 (c) 6427 (c) 128 27 (c) 256 27 (c) 512
27 (c) 010 (opcional)
27 (c) 1024 (opcional)

La emulación se apoya en dos puertos independientes de 8 bits: un puerto para emular todos los bytes pares y el otro puerto para emular los bytes impares de un programa. El emulador tiene un tiempo de acceso estándar de aproximadamente de 120 ns. Sustituyendo la unidad RAM con la unidad más rápida (70 ns), el tiempo de acceso puede ser reducido a aproximadamente a 90 ns. Para obtener mayor información a cerca del manejo del emulador TRE-200 consultar [Pérez, 2004].

3.6 Programador Universal UPT-400

El Programador Universal UPT-400 es una herramienta que permite grabar PROMs, EPROMs, BPROMs, y MPUs en diferentes formatos ya sea BIN, HEX o motorota.

El UPT-400 es muy amigable y se controla mediante una PC con MS-DOS o PC-DOS.

Para hacer uso del UPT-400 se debe tener lo siguiente:

- ❖ PC/XT/AT/386/486 u PC compatible.
- ❖ Una velocidad de reloj de sistema máxima de 50 MHz.
- ❖ Un mínimo de 640 Kbytes de memoria.
- ❖ Sistema operativo: MS-DOS o DOS-PC, versión 2.0.
- ❖ Tarjeta de Adaptador de Sistema para PC.
- ❖ Un cable **1-M** (cable con numeración de pines especial), con terminaciones de 25 pines y un conector tipo **D** al final del cable.
- ❖ Programador UPT-400.

Para obtener mayor información a cerca del uso y del UPT-400 consultar [Pérez, 2004].

3.7 Simulador de satélite (SIMSAT)

Cuando el Simulador de satélite se utiliza en combinación con el software de operaciones del SATEX, permite visualizar la operación de actuadores y equipos del satélite, entre ellos la liberación del satélite, equipos VHF de comunicaciones, despliegue de antenas, bobinas de torque magnético, gradiente gravitacional, etc. y permite además la simulación física de los 48 sensores asociados a la CV. El equipo fue desarrollado para permitir pruebas del software de la CV tanto a nivel tarjeta de procesador, como a nivel de la CV. Para tal propósito, cuenta con conectores para comunicarse ya sea con una tarjeta de procesador por medio de un conector de costilla de 50 contactos, o bien, para comunicarse con la CV por medio de conectores militares tipo DBX de diferentes capacidades.

Para pruebas a nivel de tarjeta de procesamiento contiene el hardware de red, de tal forma que por medio de él se pueden interconectar hasta 4 computadoras personales cada una ejecutando el software SOFDEVO. De esta forma, el SIMSAT ayudó a validar el software de operaciones del satélite a través de la emulación de las computadoras de experimentos, como si ya estuviese integrado el satélite con todos sus equipos, sin la necesidad de tenerlos físicamente y terminados.

Por sus características, el SIMSAT se utilizó para depurar el hardware y el software de operaciones del satélite. La figura 3-9 muestra el Simulador del satélite utilizado en el laboratorio del Instituto de Ingeniería de la UNAM.

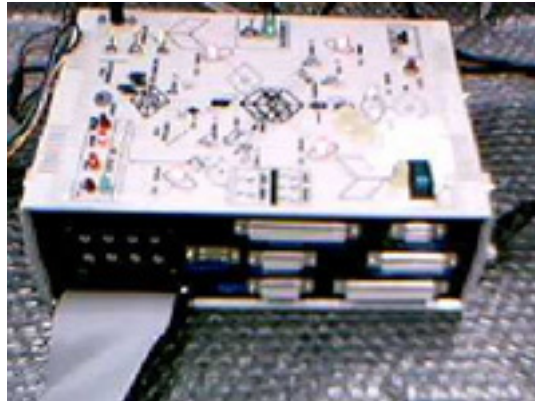


Figura 3-9 Simulador de satélite (SIMSAT).

CAPITULO 4

Planeación, ejecución y resultados de pruebas de validación para el software de Estación Terrena del proyecto microsatelital SATEX

4.1 Introducción

Para llevar acabo las pruebas del Software de Estación Terrena (SET) primero definiremos algunos conceptos importantes para entender el proceso de pruebas, como son:

- ❖ *Prueba*. De acuerdo al International Standard Organization (ISO), que desarrolla, manufactura y optimiza estándares alrededor del mundo en una gran variedad de industrias, se define como “operación o acción técnica a la determinación de una o más características de un producto, proceso o servicio, de acuerdo a un conjunto de especificaciones”.
- ❖ *Caso de prueba*. Conjunto de entradas, condiciones de ejecución y resultados esperados desarrollados para un objetivo particular.
- ❖ *Error (bug)*. Acción humana que produce un resultado incorrecto.
- ❖ *Defecto (fault)*. Un paso incorrecto, proceso o definición de datos. Manifestación de un error en una implementación.
- ❖ *Falla (failure)*. Un resultado incorrecto.
- ❖ *Verificación*. Es el proceso de evaluación de un sistema (o uno de sus componentes) para determinar si los productos de una fase satisfacen las condiciones impuestas al comienzo de dicha fase.
- ❖ *Validación*. Es el proceso de evaluación de un sistema o uno de sus componentes durante o al final del proceso de desarrollo para determinar si satisface los requisitos marcados por el usuario.
- ❖ *Requerimientos funcionales*. El requerimiento de que un sistema o sistemas ejecuten una función en específico.

Los conceptos anteriores nos llevan a preguntarnos ¿porqué probar el software?, ¿qué se debe probar? y ¿quién lo debe de probar? a continuación se darán algunas explicaciones del porqué.

El objetivo de las pruebas es la detección de defectos en el software, de tal forma que descubrir un error constituye el éxito de una prueba. Cualquier sistema por sencillo que parezca tiene siempre algún error o defecto y descubrirlo nos ayuda a mejorar la calidad de nuestro software. Si en la fase de pruebas un sistema es extremadamente defectuoso, éste debe pasar a una etapa de rediseño ya que tratar de modificarlo en esta etapa del proyecto sería muy complicado.

Para el enfoque del diseño de pruebas existen tres tipos, los cuales son:

- ❖ El enfoque estructural o de caja blanca. Se centra en la estructura interna del programa (analiza los caminos de ejecución). Estas pruebas son ejecutadas por los desarrolladores. Dentro de éstas se encuentran las pruebas unitarias y las pruebas de integración.

- ❖ El enfoque funcional o de caja negra. Se centra en las funciones, entradas y salidas. Estas pruebas le dan información al líder de proyecto, desarrolladores, etc. y a su vez, estas permitirán conocer el cumplimiento de los requerimientos, también permitirán establecer como y cuando el sistema debe ser puesto en operación.
- ❖ El enfoque aleatorio. Consiste en utilizar modelos (en muchas ocasiones estadísticos) que representen las posibles entradas al programa para crear a partir de ellos los casos de prueba.

Para el caso del SET en esta etapa de verificación se realizarán pruebas de caja negra, ya que el sistema está terminado y sólo se requiere saber si se llevan acabo las funciones de interés, cómo interactúan las funciones entre sí, y cómo se comporta el SET ante éstos cambios.

No se puede probar todo en la etapa de pruebas, ya que sería un proceso muy tardado y saldría muy caro. Lo que se debe evaluar son las características más relevantes del sistema, como: la Información confidencial, las restricciones de acceso, las bases de datos, el hardware, el equipo de cómputo y en nuestro caso la comunicación entre SET y el microsátélite.

La mayoría de las veces cuando se programa algún sistema creemos que no tiene ninguna falla ya que nosotros lo programamos, por lo tanto no debería tener errores, lo cual nos lleva a perder de vista muchas veces algunas fallas. Lo anterior nos lleva a concluir que quienes deben probar el sistema debe ser alguien ajeno al desarrollo y a la programación de éste, por lo que los indicados serían:

- ❖ Alguien de la misma organización, en nuestro caso alguien del instituto de ingeniería ligado con el proyecto microsatelital.
- ❖ Alguien de otra área o sección.
- ❖ Alguien de otra organización.
- ❖ Mediante el uso de herramientas.

En este caso se eligió a alguien del mismo proyecto, el líder del proyecto microsatelital SATEX, quien verificará y validará la etapa de pruebas del SET, debido a los altos costos que implica la contratación de otra organización para validar el software.

Para llevar a cabo la propuesta de la forma de validación de acuerdo con la norma militar DOD-STD-2167^a se tomaron en cuenta tres documentos fundamentales, el Plan de Pruebas del Software, la Descripción de las Pruebas del software y el Informe de las Pruebas del software que en conjunto sintetizan la idea de las pruebas del software, ya que primero se planean, luego se lleva acabo la descripción y al final se informa el resultado de éstas. Todo esto lleva a concluir que si las pruebas resultaran exitosas en todas las fases planeadas también los documentos de las pruebas resultarán satisfactorios, lo único que restaría hacer sería validar el software para alcanzar la versión operativa final del SET.

La verificación del SET se llevará acabo en el momento que se realicen las pruebas y se comparen los requerimientos del software con lo que se tiene elaborado y programado en éste para determinar si se cuenta o no con lo establecido en la fase de requisitos al inicio del desarrollo del software. En el caso en que si se cumpla con lo establecido para el SET quedará automáticamente verificado el software; en el caso que no se cumplan los requisitos se tendrá que modificar el software par cumplirlos y así verificar el SET para pasar entonces a la etapa de validación.

La validación del SET quedará concluida en el momento en que el jefe a cargo del proyecto microsatelital en el Instituto de Ingeniería de la UNAM apruebe con su firma los documentos que plasman las pruebas y sus resultados. Ello indicaría si se cumplió o no con lo requerido para este software (SET), quedando avalado también por el desarrollador del software en turno. De este modo quedaría asentado si las pruebas y requerimientos fueron cumplidos en su totalidad teniendo como testimonio los tres documentos anteriormente citados.

A continuación se explicarán los procedimientos para llevar a cabo las pruebas del SET en cuanto a la interconexión de equipos y los pasos a seguir para llevarla a cabo, también se detallarán cada uno de los

documentos referidos con la información adecuada para llevar a cabo las pruebas y así dar por concluida esta etapa en el desarrollo del software de estación terrena.

4.2 Recomendaciones

Para todas las pruebas que a continuación se enumeran se requiere contar con el equipo necesario para llevarlas a cabo, así como la interconexión de los mismos.

Se requiere tener a todos los equipos siguientes interconectados para realizar la prueba de software. El hardware del satélite incluye a la Computadora de Vuelo (CV) interconectada con la Electrónica de Acondicionamiento de Sensores y Mantenimiento (EASYM), el Simulador de Satélite (SIMSAT) junto con su fuente de poder, el software de depuración, emulación y validación operativa (SOFDEVO) ejecutándose en una computadora personal, así como los cables planos requeridos para interconectar los equipos anteriores, ver figura 4-1.



Figura 4-1 Interconexión de los equipos del satélite para realizar las pruebas entre SET y satélite.

La conexión de los equipos se efectúa por medio del SIMSAT, como se aprecia en la figura 4-1, todos los conectores DBX son conectados al simulador de satélite. El puerto serie de la PC que ejecuta a SOFDEVO y el de la PC que aloja a software de estación terrena (SET) también se conectan al simulador. Además, SOFDEVO realiza el mantenimiento de la CV por medio de señales que son enviadas por el puerto paralelo, el cual tiene la configuración mostrada en la tabla 4-1.

Tabla 4-1 Configuración de cada pin del Puerto Paralelo controlado por SOFDEVO.

| Número de Pin | Entrada/Salida | Número de Pin | Entrada/Salida |
|---------------|----------------|---------------|----------------|
| 1 | Salida | 14 | Salida |
| 2 | Salida | 15 | Entrada |
| 3 | Salida | 16 | Salida |
| 4 | Salida | 17 | Salida |
| 5 | Salida | 18 | Tierra |
| 6 | Salida | 19 | Tierra |
| 7 | Salida | 20 | Tierra |
| 8 | Salida | 21 | Tierra |
| 9 | Salida | 22 | Tierra |
| 10 | Entrada | 23 | Tierra |
| 11 | Entrada | 24 | Tierra |
| 12 | Entrada | 25 | Tierra |
| 13 | Entrada | | |

En SOFDEVO se usan los pines del 2 al 9, de un conector DB25 del puerto paralelo de una PC, configurados como salidas, las señales emuladas se muestran en la tabla 4-2.

Tabla 4-2 Señales emuladas por SOFDEVO mediante el Puerto Paralelo.

| Señal | Nombre de la Variable | PIN de salida |
|------------------|----------------------------|---------------|
| Voto SP-DT B/M# | PinSalidaSeñal_SPEDT | 2 |
| Voto CUO-DT B/M# | PinSalidaSeñal_CUOEDT | 3 |
| DT ON#/OFF CP | PinSalidaSeñal_ONOFFCP | 4 |
| DT SEL CR0-1 | PinSalidaSeñal_SELCR01 | 5 |
| DT ON CR # | PinSalidaSeñal_ONCR | 6 |
| RESET CV# | PinSalidaSeñal_RESETCV | 7 |
| DWNLSW TTL# | PinSalidaSeñal_DWNLWSW_TTL | 8 |
| ROM/RAM# | PinSalidaSeñal_ROMRAM | 9 |

En cuanto a la estación terrena sólo se requiere el SET, figura 4-2, ejecutándose en una computadora personal que cumpla con los lineamientos indicados en la sección 3.3 de ésta trabajo de tesis.

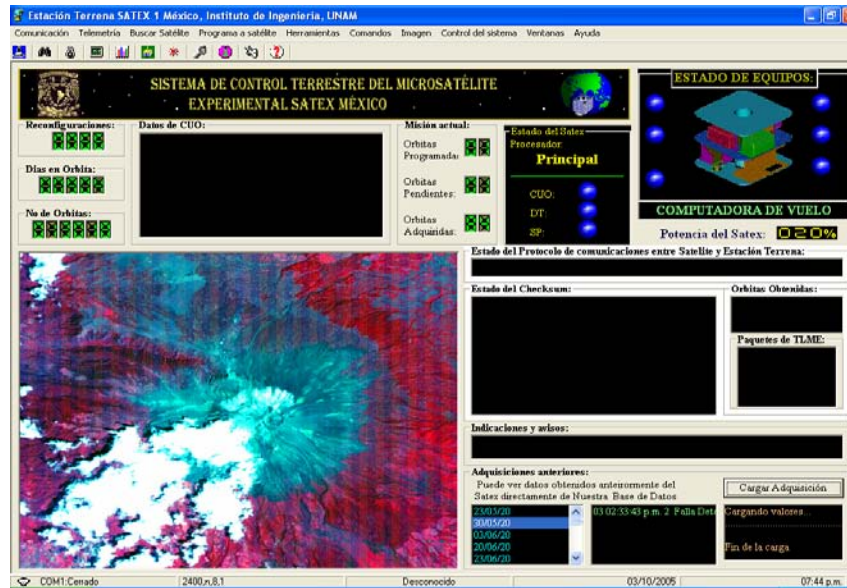


Figura 4-2 Pantalla principal del Software de Estación Terrena.

- a) Una vez energizados los equipos por medio de la fuente de poder y una vez que SOFDEVO ha iniciado su ejecución, se realizan los siguientes pasos en este software:
 - ❖ Abrir comunicaciones al puerto de red que se conectará a la red de área local de satélite en donde se encuentra instalada la CV.
 - ❖ Se envía un reset a la CV mediante el icono que se encuentra en la barra de menús de SOFDEVO, figura 4-3. Debe subrayarse que para realizar esta prueba las tarjetas de procesamiento de la CV deben contar con los EPROMS que contienen al software de operaciones del satélite. Por ello, a partir de este momento la CV se encuentra lista para iniciar comunicaciones automáticas con el SET.

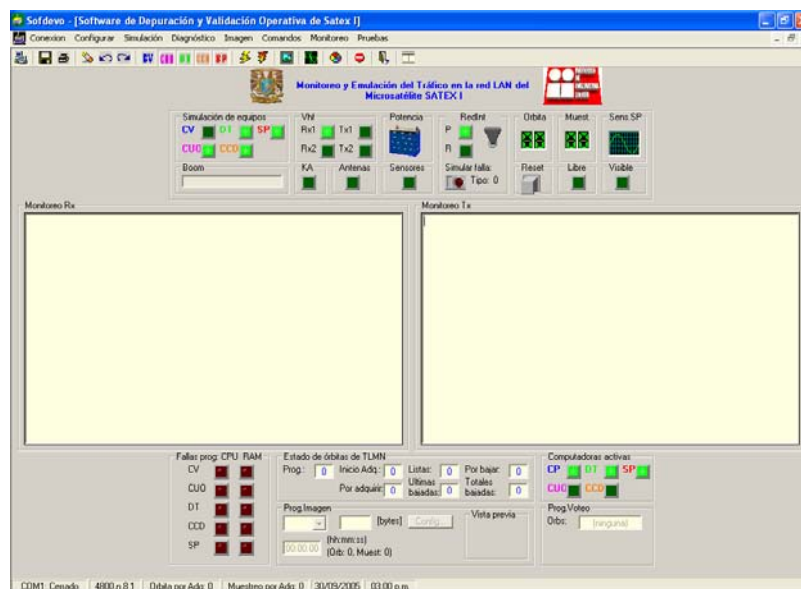


Figura 4-3 Pantalla principal de SOFDEVO.

- b) Una vez inicializado todo el equipo indispensable para la búsqueda de satélite, el usuario del SET debe de realizar los siguientes pasos:

- ❖ Al ejecutarse el SET se tiene que definir el puerto de comunicación por medio de la barra de menús. Al presionar el menú de “Comunicación” aparecen varias opciones y se elige la de “Configurar” y después la de “Puerto de comunicación” y se define el puerto de comunicación a utilizar, que en la mayoría de los casos será “COM1”. En esta misma sección de menú el SET permite definir el baudaje de comunicación con el satélite. Los parámetros utilizados durante la prueba fueron los siguientes: 2400 bauds, sin paridad, 8 bits y 1 bit de stop.
 - ❖ Posteriormente en menú de “Comunicación” se elige la opción de “Abrir Comunicación” con lo cual el SET está listo para iniciar comunicaciones con el SATEX.
- c) Por medio del menú “Buscar Satélite” se elige la opción “Configurar búsqueda” en la cual automáticamente el SET establece los siguientes parámetros: 2400 bauds, 3 segundos en tiempo de espera, 10 minutos de tiempo de visita del satélite y 1 solo envío por comando, figura 4-4.

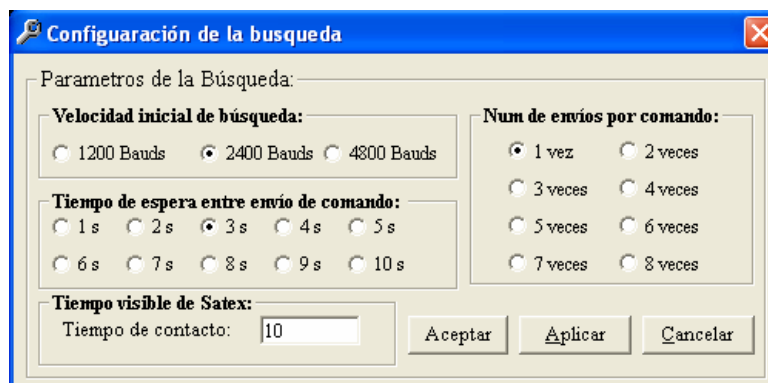


Figura 4-4 Configuración de la búsqueda de satélite.

- d) Por medio del menú “Buscar Satélite” se elige la opción “Buscar” y es aquí con la cual ando el SET envía la trama de comunicación correspondiente al comando “Buscar Satélite”, figura 4-5.



Figura 4-5 Búsqueda de satélite.

Posteriormente el SET espera la respuesta del satélite. En caso de una comunicación exitosa el SET despliega el mensaje “SET ha contactado a SATEX a 2400 bauds”. En caso contrario el SET repetirá este paso hasta que encuentre la comunicación exitosa con el satélite o hasta que el usuario declina la búsqueda. Una vez contactado exitosamente el satélite, se puede emplear el SET para realizar el control de operaciones del satélite. En pruebas de laboratorio este lapso de comunicaciones se extenderá tanto como lo desee el usuario debido a que el SET y la instrumentación SATEX siempre se encuentran en contacto. Sin embargo, cuando el satélite se encuentre en órbita este tiempo de contacto, en el mejor de los casos, se podrá prolongar hasta por un máximo de 12 minutos, el cual corresponderá a uno de los tiempos de visita mas largos del satélite con su estación terrena.

4.3 Plan de Pruebas de SET

Plan de Prueba de Software de Estación Terrena (SET) del microsátélite SATEX

1.- Título

Plan de Pruebas de Software microsatelital

2.- Número de Identificación

IINGEN-PPSET-1A

3.- Descripción de las pruebas de software.

Para efectuar el plan de prueba, se requiere llevar a cabo el apartado “4.2 Recomendaciones” del presente documento, el cual describe cómo conectar el equipo necesario para las pruebas y así comenzar a realizarlas.

3.1 Búsqueda de satélite

- a) Las comunicaciones satélite-Tierra se efectúan en tres velocidades de transmisión: 1200, 2400 y 4800 bauds. La búsqueda de contacto satelital persigue detectar la velocidad de las comunicaciones utilizadas por la CV para operar los transmisores y receptores del satélite. Por ello realiza un barrido de mensajes con las velocidades de transmisión en las que el satélite puede estar trabajando, empezando por la velocidad más baja y terminando en la más alta que es de 4800 bauds. Si el satélite opera en alguna de estas velocidades de transmisión la computadora de vuelo enviará una respuesta a la estación terrena por medio de los equipos de comunicación, de esta forma el SET reconocerá que el comando enviado se ejecutó perfectamente y que se ha establecido contacto con el microsátélite. En el SET se utiliza una rutina controlada por un “Timer” que genera la espera de una respuesta del SATEX para indicar que la estación terrena se encuentra en línea de vista con el satélite, de esta manera se pueden iniciar las comunicaciones. Si se agota el tiempo configurado del “Timer” y no se recibe ninguna respuesta se vuelve a enviar el comando un número determinado de veces, el usuario también puede definir el número de veces que se enviarán estos comandos, si se sobrepasa tal número de envíos el software se reconfigura automáticamente para emplear la siguiente velocidad, si en esta velocidad tampoco se recibe alguna respuesta se reconfigurará automáticamente a la siguiente y así sucesivamente. Si se contacta al satélite el SET despliega el mensaje “se encontró satélite y el baudaje al que se encontró”, se pueden consultar más detalles acerca de la búsqueda del SATEX, [Espinoza, 2003]. Para configurar la búsqueda del satélite en la barra de menús del SET se abre el menú “Buscar Satélite” y después los submenús “Buscar”, para el caso que se quiera contactar satélite, y “Configurar búsqueda” si es que los parámetros de búsqueda no son satisfactorios para nuestra búsqueda en particular.

Por medio del comando 23 el SET permite activar una interrupción en el microsátélite, después SATEX confirma que llegó correctamente el comando y que se encuentra listo para recibir o enviar información. Como parte del protocolo de comunicaciones el SET verifica la respuesta enviada, si ésta es “N” significa que hubo error de Chksum, en tanto que la recepción de una “K” confirma que el comando fue recibido satisfactoriamente. Cuando el SET recibe la respuesta al comando de búsqueda satelital prepara el software para bajar telemetría, subir misión o para enviar comandos en línea, para esto se habilitan opciones en el SET que no estaban ya que no se tenía contacto con el microsátélite. Durante este proceso no se descarta la posibilidad de que el comando de búsqueda se pierda durante la transmisión o que no se detecte el microsátélite aun cuando esté en línea de vista, debido a que pueden presentarse fenómenos como interferencia, atenuación, distorsión o ruido, que hagan que se pierda el comando, por ello éste se envía repetidamente hasta que se obtenga una respuesta del satélite. Obteniendo al final la respuesta del SATEX y el baudaje al que fue contactado.

3.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX

- a) Una vez en línea de vista y contactado el satélite, se procede a enviar comandos, que son de

dos tipos, comandos de línea y comandos de misión. Cada uno de los comandos, ya sea de línea o de misión, tienen un formato establecido, dentro del cual aparece el número de comando, argumentos, checksum, etcétera. Los comandos se procesan por prioridad, de tal forma que los de mayor prioridad se ejecutan en el instante en que se reciben (comandos en línea). Los comandos que no se procesan instantáneamente se almacenan en una pila de comandos para ejecutarlos posteriormente cuando el satélite no se encuentre en vista con el SET (comandos de misión). Cuando se envían desde el SET al satélite, la CV recibe el número de comando y sus parámetros, si es para ella el comando lo ejecuta y regresa la respuesta a Tierra, si no es para ella, lo reenvía al equipo para el que está destinado, y éste a su vez envía la respuesta al SET. Cabe señalar que algunos comandos se transmiten a los demás nodos de la red para especificar modos de operación a las cargas útiles. Los comandos en línea ocasionan una acción inmediata, al momento en que el comando llega al microsátélite. Los comandos de misión se envían al microsátélite para recolectar información y actividades de éste en las órbitas subsecuentes al contacto. Una misión es un conjunto de comandos enviados al satélite para que éste los ejecute, bajo ciertas condiciones de captura de datos. Las misiones pueden comprender desde la captura de datos de los propios signos vitales del microsátélite (telemetrías), hasta la ejecución de experimentos bajo condiciones establecidas por los usuarios en Tierra. Existen cuatro tipos distintos de comandos de misión para solicitarle al satélite la captura de telemetría, los cuales se explicarán más adelante.

3.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

- a) El proceso de recepción de telemetría normal (TLMN) es el siguiente:

En el SET en el menú "Telemetría" se despliegan varios submenús, por el caso de la Telemetría Normal, se selecciona el menú "Bajar Telemetría Normal", para esto, el satélite debe contactarse previamente y el puerto de comunicación abierto. El SET envía el comando 10 a la computadora de vuelo solicitando que envíe a Tierra la información capturada de telemetría normal, en ese momento aparece en el SET una figura que indica que está esperando el acknowledge correspondiente de la CV del satélite, después de recibirlo procede a enviar la información solicitada a Tierra. Si el acknowledge recibido en el software de estación terrena es correcto (k), la pantalla indica el inicio de la recepción de telemetría normal. A partir de este instante la computadora de vuelo envía la trama de información de una órbita a Tierra. Posteriormente, la computadora de vuelo espera el acknowledge correspondiente del SET, si el acknowledge que recibe es incorrecto (N), la CV envía nuevamente la información y a continuación espera el acknowledge, si el acknowledge otra vez es incorrecto (N), la CV desecha la información y deja de enviar los datos de telemetría normal hasta que el SET envíe otra vez el comando 10 al microsátélite indicando que vuelva a enviar datos de TLMN solicitada a Tierra. Si el acknowledge que recibe la CV es correcto (k) deja de mandar información, ya que el SET recibió la telemetría correcta con sus muestreos completos. Se espera que los casos de acknowledge no recibidos no se presenten con gran frecuencia, así que cuando el SET recibe información de una órbita de TLMN y envía a la CV del SATEX un acknowledge correcto (k) confirmando que llegó correctamente la información, en la pantalla aparece que fue capturada la información de una órbita, si en ese momento existe más información por enviar, la CV continúa realizando el mismo proceso, órbita por órbita. En el momento en el que el SET recibe toda la información que tenía capturada la CV, el SET indica en la pantalla que ya no existe más información por capturar.

- b) El proceso de recepción de telemetría especial (TLME) es el siguiente:

La información que se obtiene con los datos de TLME corresponde únicamente a datos de sensores, las muestras obtenidas se almacenan en la base de datos en forma de una cadena de caracteres y esta información se verifica en el SET por medio de gráficas. El SET recibe 40,000 bytes de información, los datos recibidos pueden contener información de 1 a 20 sensores. Estos 40,000 bytes los reciben en forma de paquetes, es decir, recibe paquetes y cada paquete está formado por 4,000 bytes. En el SET en el menú "Telemetría" se despliegan varios submenús, para el caso de la Telemetría Especial, se selecciona el menú "Bajar Telemetría Especial", para esto, el

satélite tiene que estar contactado y el puerto de comunicación abierto. Para el caso de TLME el comando que se utiliza es el comando 12. Cada vez que el SET captura un paquete correctamente envía el acknowledge correspondiente (K) al microsátélite para indicarle que se capturó correctamente la información, después SATEX envía el siguiente paquete y así sucesivamente, hasta que la computadora de vuelo envía los diez paquetes. Si un paquete llega con errores el SET envía como acknowledge el carácter (N), con este dato se le indica a la CV que envíe de nuevo el paquete. De presentarse nuevamente éstos errores, la CV ya no envía de nuevo el paquete y prosigue enviando el siguiente paquete. El SET identifica cuales paquetes se encuentran con errores y no los toma en cuenta para realizar las gráficas de los sensores requeridos.

3.4 Subir programa al SATEX

A SATEX se le pueden enviar tareas y acciones a realizar con los experimentos, pero además tiene la capacidad de que a la CV se le puede subir nuevo software desde la ET para incrementar su potencial de uso y de reconfiguración de operación satelital, el cual permitirá un uso más provechoso del satélite. Para tal propósito, el software de operaciones del satélite tiene una rutina que realiza y valida el proceso de carga de nuevos programas. La carga de nuevo software permite que el satélite realice funciones diferentes a las indicadas en el software mínimo (SOFMIN). Lo que se requiere probar en esta prueba es que el satélite se comunique con ET y una vez en línea de vista el SET le envíe nuevo software a la CV. Posteriormente se debe verificar que ésta trabaje de manera normal, de acuerdo con las características del software recibido.

4.- Fecha de Aprobación
09-agosto-05

5.- Oficina de Responsabilidad Primaria
IINGEN

6.- Interrelación de las pruebas de software entre la Estación Terrena y el Satélite

(La comunicación entre el SET y el SATEX se realiza actualmente mediante cable pero posteriormente se efectuará de forma inalámbrica con equipos de radiocomunicación).

Una vez orbitado el microsátélite, el acceso a él quedará determinado por las capacidades del software de captura de telemetría y control de operaciones que estará instalado en la ET. Antes de enviar un comando o misión, primero se tiene que tener contacto con el satélite. Para ello el SET (que se encuentra conectado al sistema de comunicación terrestre) inicia el envío automatizado de comandos, los que al llegar al satélite generan una respuesta por parte de éste, iniciándose así el contacto microsátélite-Tierra. En el microsátélite las antenas van conectadas a equipos de radiofrecuencia (dos transmisores y dos receptores) los que a su vez se encuentran conectados a la CV. Esta recibe y decodifica comandos, y prepara las condiciones para ejecutarlos. Particularmente cuando la CV recibe el comando de búsqueda de satélite acondiciona al microprocesador para que no reciba interrupciones durante el tiempo que dure el contacto con la ET, una vez en contacto, el SET realiza el envío de misión o el envío de comandos en línea, hasta que el tiempo de vista se agote.

Antes de iniciar cualquier tipo de interacción del SET con el software del satélite, se debe programar en el primero la apertura del puerto de comunicaciones en Tierra. Para esto se emplea el menú denominado "Comunicación" opción "Abrir". Posteriormente el usuario puede proceder a realizar la búsqueda del satélite con el SET.

6.1 Búsqueda de satélite

- a) Antes de realizar la búsqueda del satélite se debe realizar la "Configuración de la búsqueda" como ya se indicó en la sección 3.1. En los siguientes párrafos se describen con detalle los comandos que acepta el satélite.

6.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX

El control del sistema SATEX se realiza por medio de comandos en línea, los cuales al ser recibidos por el satélite se ejecutan de forma inmediata, y por medio de comandos de misión, éstos están constituidos por grupos de comandos que especifican cada uno el tipo de tareas que deberá realizar el satélite.

El envío de comandos se elige por medio de menú denominado “Comandos”, el que a su vez permite el acceso a la definición de “Comandos en línea”, “Programar misión” y “Comandos con respuesta en línea”.

Para el caso de los comandos de línea se tienen varias posibilidades, con características particulares, y sólo se elige un comando y se procede a enviarlo al SATEX. El procedimiento detallado se describe en los párrafos subsecuentes.

Al elegir la opción “Programar misión” el usuario deberá seleccionar una misión existente, o bien, optar por definir una nueva misión. Al elegir una nueva misión, el usuario seleccionará cualquiera de la (s) opción (es) siguientes: adquisición de telemetría normal, programación del experimento de voto, adquisición de telemetría especial y adquisición de imagen.

Al elegir la opción “Comandos con respuesta en línea” el usuario deberá elegir una de tres opciones de comandos y dependiendo del que se seleccione habrá que especificar información adicional. Después de esto se le da click al botón “Enviar” si es que se quiere enviar o “Cancelar” si no se desea enviar.

A continuación se explicarán con mayor detalle cada uno de los casos, primero los comandos de misión, después los “Comandos con respuesta en línea” y por último los comandos en línea, así como el procedimiento para enviarlos, considerando que estamos ubicados en la pantalla principal del SET.

1. Comandos de Misión.

- La figura 6.2 1a muestra la pantalla principal del asistente del SET que permite elaborar comandos de misión, se observan las posibilidades de crear una “Nueva misión” o elegir “Misión existente”.

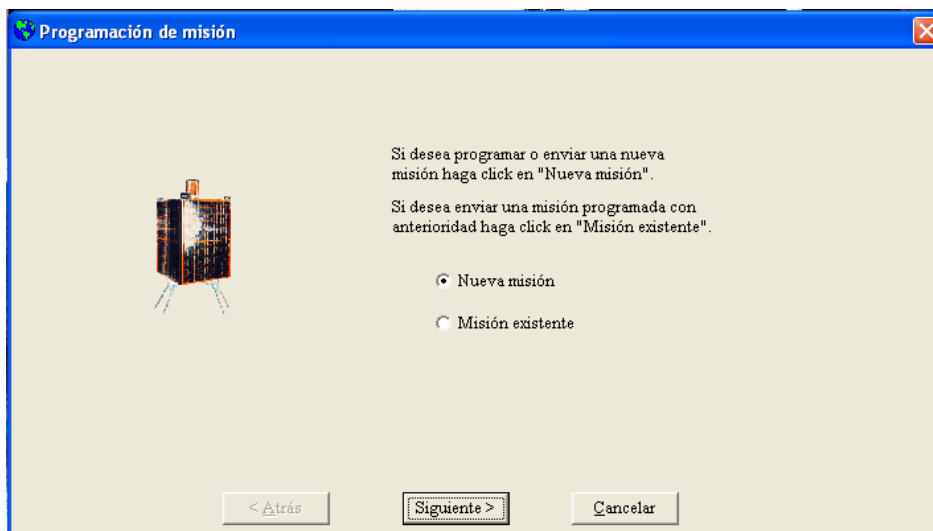


Figura 6.2 1a Asistente para la programación de comandos de misión.

Si el ayudante se utiliza para crear una “Nueva misión” al terminar de proporcionar los parámetros necesarios de los comandos de misión que se deseen enviar, existen las opciones de almacenar la misión previamente elaborada en la base de datos o enviarla si se encuentran en línea de vista el satélite y su estación terrena.

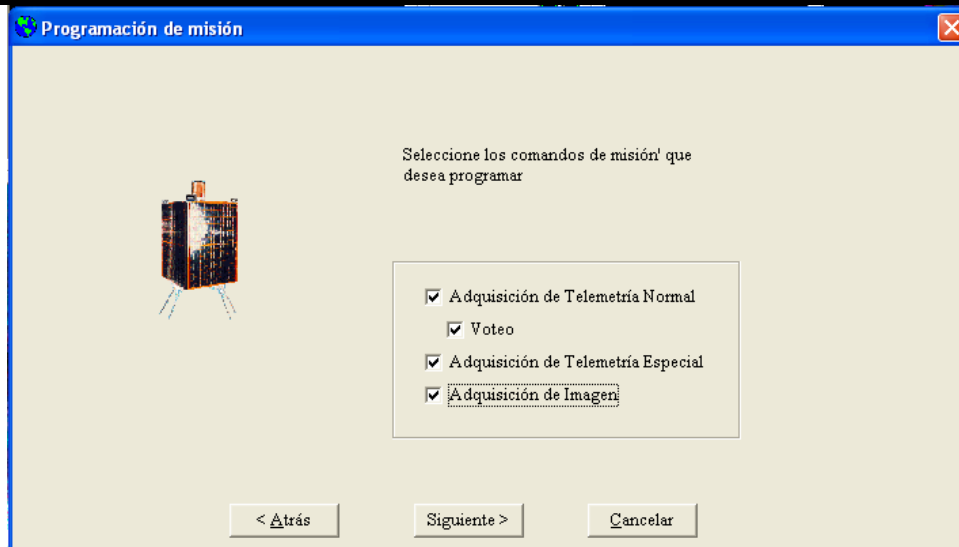


Figura 6.2 1b Comandos de misión.

- La figura 6.2 1b muestra los comandos de misión que se pueden elegir. La programación del experimento de votéo está relacionado con el comando de adquisición de telemetría normal, debido a que, el experimento de votéo reporta información de todas las cargas útiles del satélite dentro de la información de telemetría normal, si no se programa este experimento la computadora de vuelo realizará diagnóstico simple. De esta forma siempre reporta completa la trama de telemetría normal. Los comandos restantes (adquisición de telemetría especial y adquisición de imagen) son independientes entre si y con respecto a los comandos de adquisición de telemetría normal y al experimento de votéo.



Figura 6.2 1c Adquisición de telemetría normal.

- La figura 6.2 1c muestra cómo proporciona la información necesaria para el comando de adquisición de telemetría normal. Los parámetros que se indican son los siguientes:
 - Orbita inicial de adquisición: existe la posibilidad de programar a la computadora de vuelo para que inicie la captura de datos en cualquier orbita, la orbita que se puede

elegir para iniciar la captura de información se encuentra en el rango de 0-15. Si no se desea iniciar la captura de información desde la órbita cero (primera órbita que se puede programar), por ejemplo, en la primera órbita se puede programar el comando de adquisición de telemetría especial o el comando de adquisición de imagen, por tal motivo el inicio de la adquisición de telemetría normal se puede programar después de la primera órbita si así se desea.

- b) Número de órbitas de adquisición de la telemetría normal: se pueden programar hasta 16 órbitas de adquisición de telemetría normal, aquí se indican el número de órbitas en las cuales la computadora de vuelo obtendrá información.
- c) Confirmación para borrar la misión anterior: la confirmación es una bandera, si se elige la opción "S" la computadora de vuelo desecha automáticamente la información capturada y trabaja con la nueva misión programada, por el contrario si se elige el parámetro "N" la computadora de vuelo anexa a la información capturada las características del nuevo comando programado, por esta razón existirá más información por reportar al SET en el siguiente avistamiento. Respecto a este modo se pueden obtener mayores detalles en [Torres, 2002] y [Gutiérrez, 2003].



Figura 6.2 1d Programación del experimento de voto.

- Posteriormente el SET muestra las órbitas en las que podrá programar el experimento de voto de acuerdo con las opciones elegidas por el usuario, figura 6.2 1d, en este caso la pantalla solo permite seleccionar el experimento de voto dentro de las primeras 3 órbitas, ya que el comando de telemetría normal definido por el usuario (por validar) solo realizará la captura de información en las primeras 3 órbitas, por tal motivo no se puede seleccionar este experimento en alguna órbita que no se haya programado. En la figura 6.2 1d se observa que solo se seleccionó el experimento de voto en la primera órbita.
- A continuación se describe con un ejemplo el uso del comando de telemetría especial. La figura 6.2 1e muestra una ventana del asistente del SET para elaborar el comando de adquisición de telemetría especial, los parámetros que se tienen que indicar son: órbita de adquisición de TLME, muestreo de adquisición, frecuencia con se tomarán las muestras de los sensores y además se tienen que seleccionar los sensores por muestrear. La figura 6.2 1e presenta seleccionadas las siguientes opciones:

Órbita de captura de datos: 0

Muestreo de adquisición de información: 3

Frecuencia: 4 KHz

Número de sensores: 19

Los sensores que se seleccionaron son los siguientes:

MAG.Z1, MAG.X2, MAG.Y2, MAG.Z2, SFS.X1, SFS.Y1, SFS.X2, SFS.Y2, SFS.X3, SFS.Y3, SFS.X4, SFS.Y4, SC RXVHF1, SC RXVHF2, SC TXVHF1, SC TXVHF2 y ST DT.

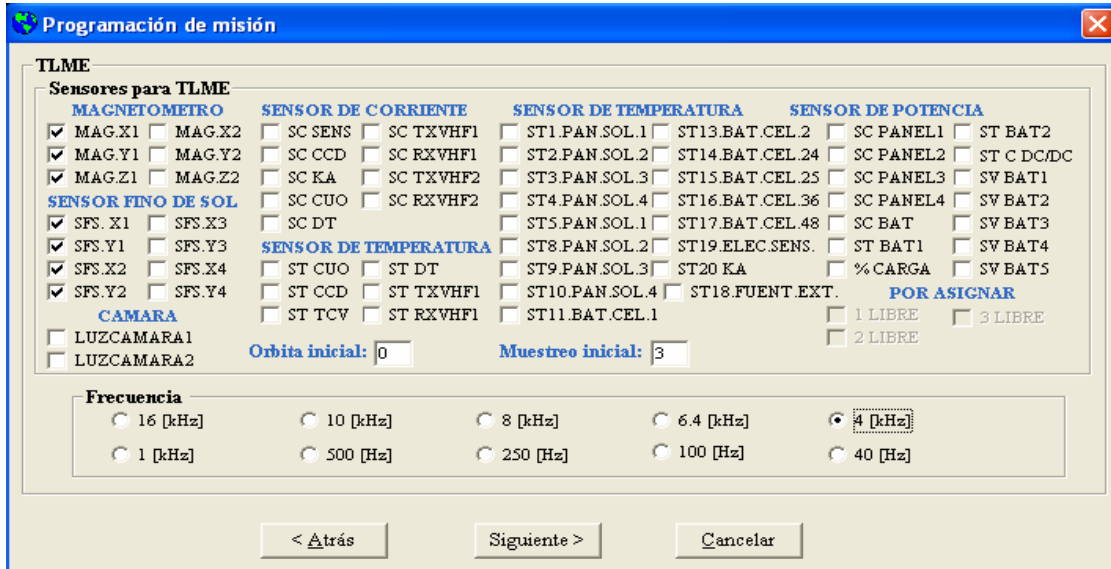


Figura 6.2 1e Adquisición de telemetría especial.

- La figura 6.2 1f muestra la ventana para programar el comando de adquisición de imagen, los parámetros que se tienen que indicar son los siguientes: número de imagen, resolución con la cual la cámara CCD realizará la captura de la imagen y el tiempo en el cual se capturará la imagen. En la figura 6.2 1f el usuario elige los siguientes datos para enviarlos en la trama del comando:

Número de imagen: 1.
 Resolución: 1200x1200 píxeles.
 Minutos: 380.
 Segundos: 45.



Figura 6.2 1f Adquisición de imagen.

- Hasta este momento, el usuario ha programado ya 4 comandos de misión (telemetría normal, voto, telemetría especial e imagen) con ayuda del SET, figura 6.2 1g. Posteriormente será necesario revisar la misión elaborada y entonces enviarla al satélite para que se ejecute.

Considerando que estos pasos son sencillos, ya no se describen éstos en el siguiente párrafo.

En la figura 6.2 1g se observa otra pantalla del ayudante del SET, que permite al usuario transmitir la misión formada o almacenarla en la base de datos (al no enviar la misión en ese momento, automáticamente se almacena en la base de datos con la fecha y hora actual). Dentro de esta pantalla (en el objeto Comandos de misión programados) se presenta una lista de los comandos elegidos por el viajero para la misión actual. Con la misión elaborada se pretende validar el almacenamiento de los comandos en la base de datos, por tal motivo en la figura 6.2 1g se elige la opción “Guardar”, con lo cual la misión elaborada será almacenada en la base de datos.

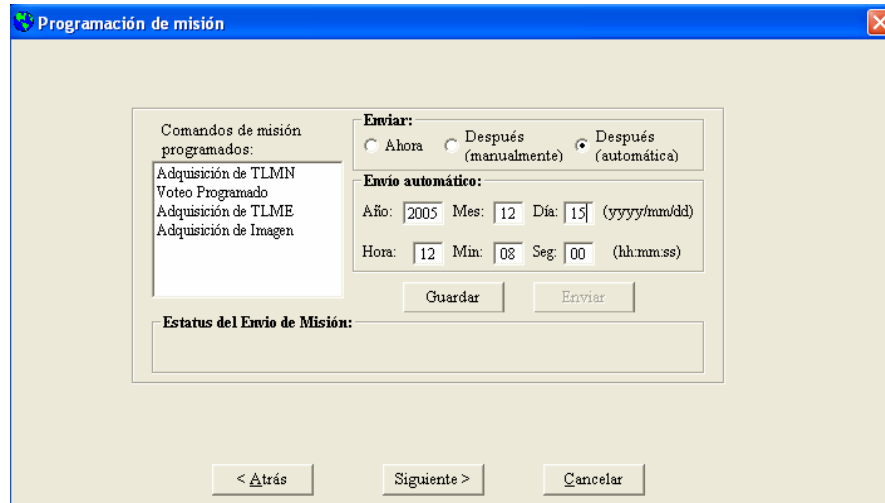


Figura 6.2 1g Adquisición de imagen.

- Por otro lado, si al definir una misión el usuario opta por seleccionar una “Misión existente”, se tiene la posibilidad de escoger de entre una lista de misiones enviadas anteriormente como se muestra en la figura 6.2 1h.

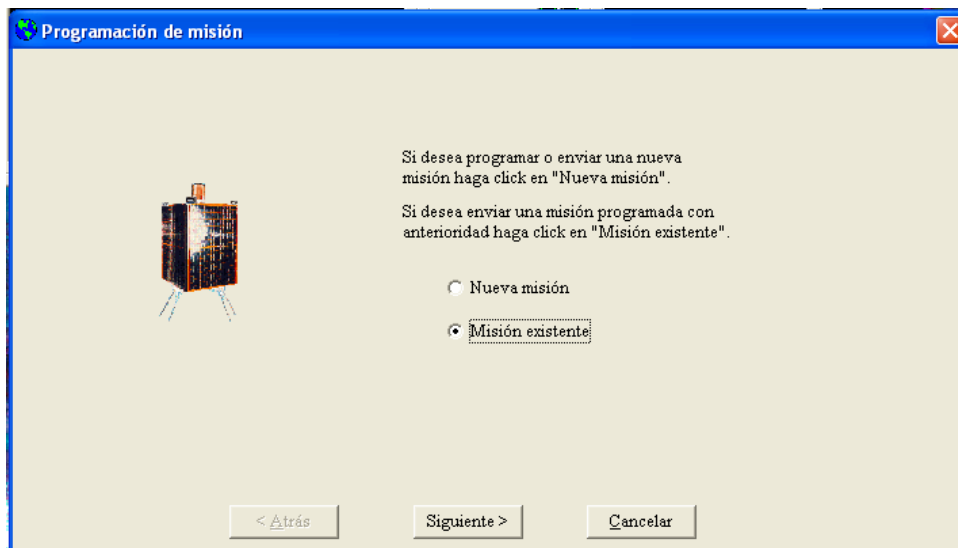


Figura 6.2 1h Asistente para la programación de una misión existente.

Al elegir una misión existente figura 6.2 1h, lo único que se tiene que hacer es del cuadro izquierdo de la figura 6.2 1i seleccionar alguna misión previa (con la fecha que se quiera) y activarla, en ese momento del lado derecho en el cuadro de “Detalles” aparecen las características de esa misión definida con anterioridad.

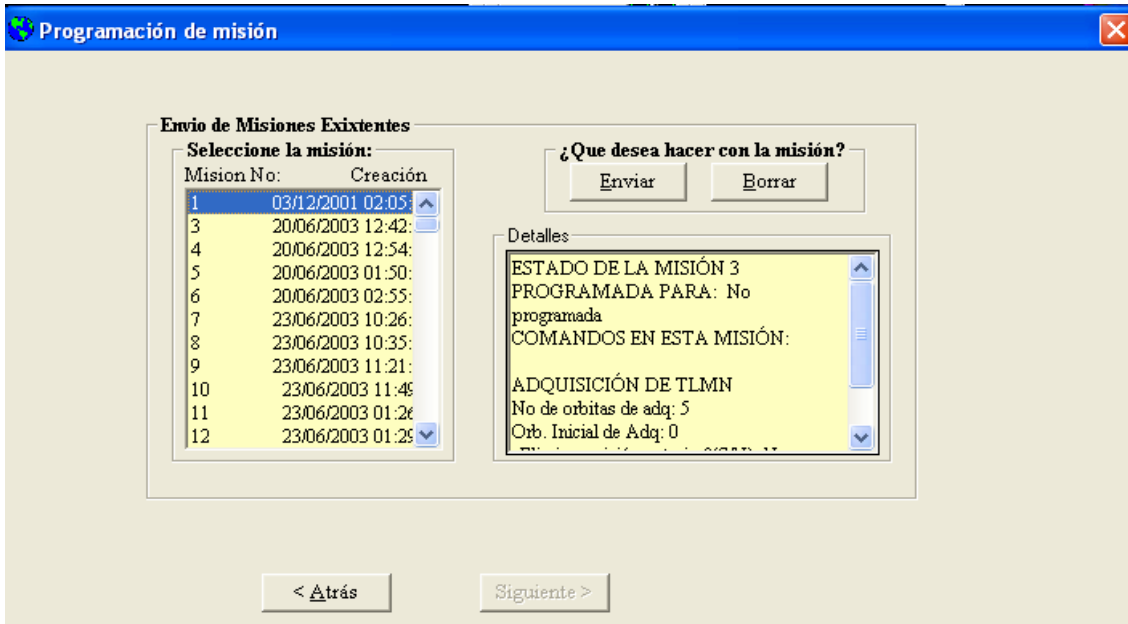


Figura 6.2 1i Selección de una misión existente.

Una vez elegida la misión que se quiere enviar sólo se tiene que dar un clic en el botón "Enviar" y en la sección de "Detalles" aparece el estado del comando, en caso de que el comando se haya enviado correctamente aparece un mensaje, figura 6.2 1j si no fuera así, aparecería un mensaje indicando si se desea o no enviar el mensaje de nuevo. En este caso existen dos opciones, si el usuario responde "Si" se envía brevemente el comando, si la respuesta es negativa, la misión antes seleccionada no genera ningún resultado.

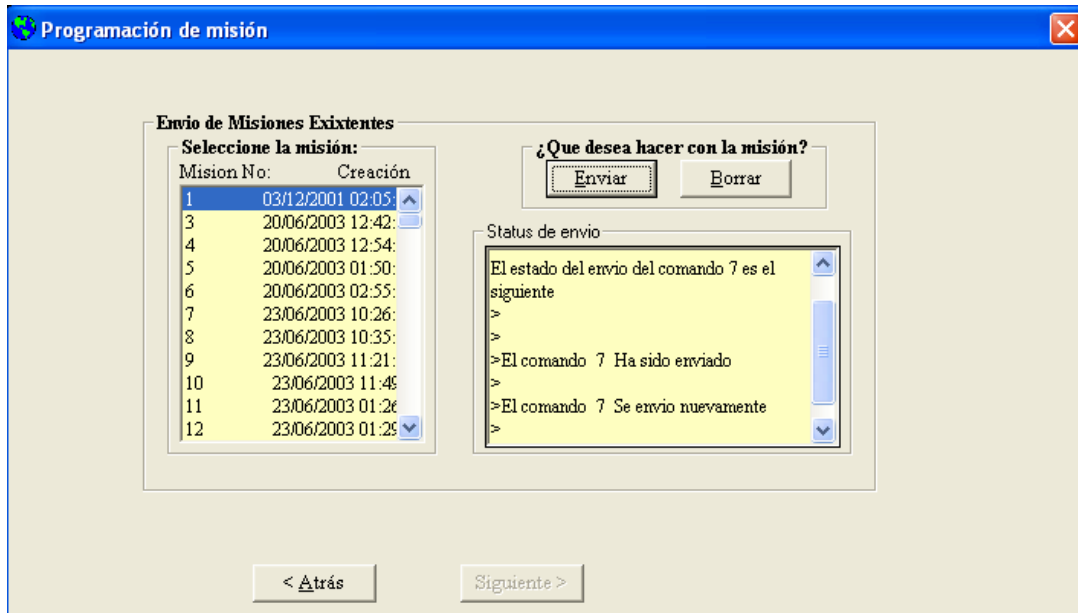


Figura 6.2 1j Características del estado del comando de una misión existente.

Si la misión existente no se quiere enviar existe la posibilidad de borrarla, esto se hace con el botón "Borrar" y automáticamente se borra la misión.

2. Comandos con respuesta en línea.

La figura 6.2 2a vemos presenta el proceso de envío de alguno de los tres comandos con respuesta en línea: (Variables del estado del SATEX, Envío de datos de CUO y Diagnóstico en línea). Para este caso, se elige el comando “Diagnóstico en línea” el cuál ofrece cuatro posibilidades: Carga Útil Óptica, Sistema de Potencia, Detector de tonos y Computadora de Vuelo, éste último a su vez activa tres posibilidades: C.Principal, C.Redundante 1, C.Redundante 2. Una vez seleccionadas las opciones requeridas se procede a darle click en el botón “Enviar” en el caso que se quiera enviar este comando o “Cancelar” para abortar este proceso.

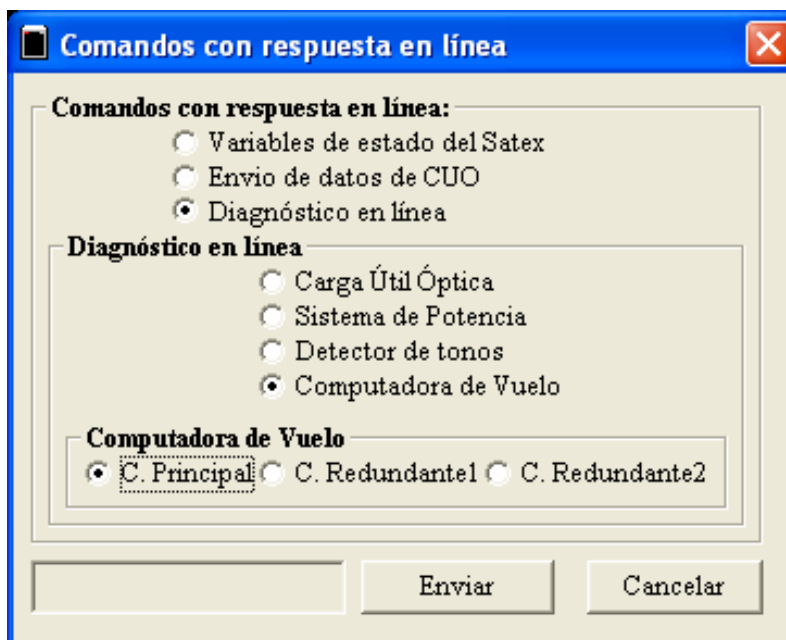


Figura 6.2 2a Comandos con respuesta en línea.

3. Comandos en Línea

- Para ejemplificar el uso de los comandos en línea, se elige el botón comandos en línea en la barra de menú del SET que dice “Comandos”, figura 6.2 3a. Se elige cualquier comando que se quiera enviar y automáticamente queda activado con fondo azul, posteriormente con el botón “Agregar” se añade a una lista de comandos en línea (cuadro denominado “Programa de comandos de línea”) se selecciona éste con el ratón y se torna de color azul, posteriormente, se da un clic en el botón inferior que dice “Exe Programa”, el cual transmite el comando inmediatamente de la ET al satélite. Inmediatamente en el recuadro “Respuesta del SATEX”, el software informa si el comando fue o no transmitido, así como cuantos intentos hubo antes de enviarlo exitosamente. El mismo procedimiento se aplica para cualquier comando en línea, lo que cambia son los datos que se envían o reciben desde el satélite. En este ejemplo, se agregó el comando en línea denominado “Prueba en Kourou”. Se seleccionó en el cuadro “Comandos en línea” de la parte izquierda de la pantalla, se dio un click en el botón “Agregar”, y con esto pasó al lado derecho del cuadro llamado “Programa de comandos en línea”. Después se seleccionó el comando con un click, con lo cual el comando se subraya automáticamente con fondo de color azul, después se da un clic al botón “Exe Programa”, y el software indica en el recuadro de “Respuesta de SATEX” lo que ocurre con el comando. Esto es, si se envió o no el comando, así como el número de intentos antes de enviarse. Con esto finaliza la descripción de comandos del SET.

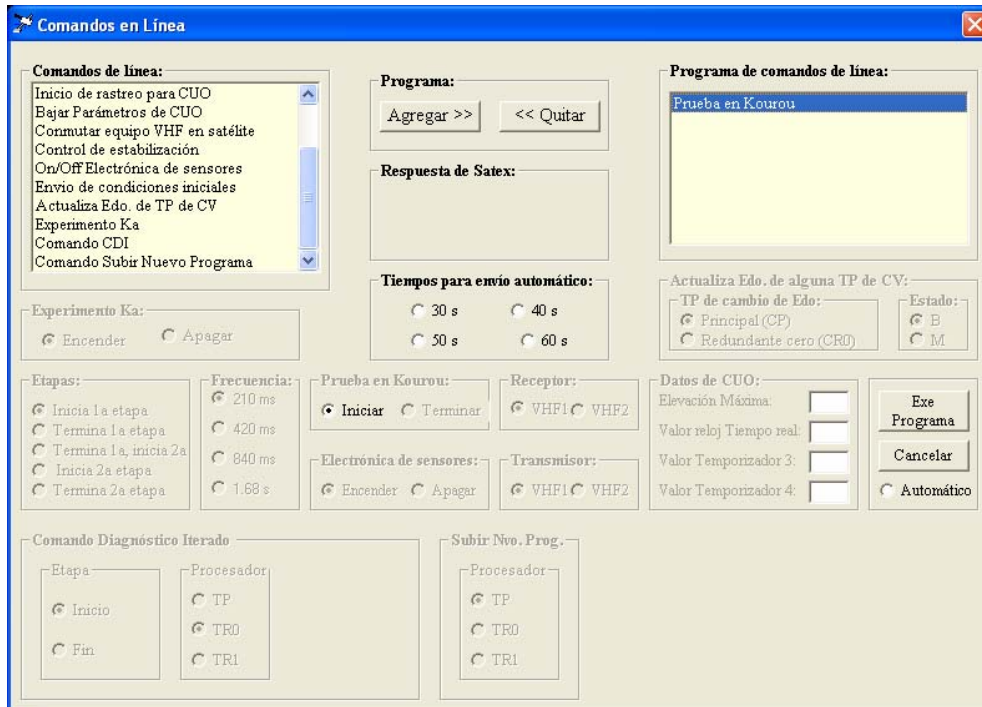


Figura 6.2 3a Comandos en Línea.

6.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

Cuando el SET recibe información de telemetría correspondiente a una órbita, en su pantalla principal existe un cuadro llamado “Estado del Checksum:”, dentro de este marco se presenta una lista con información ordenada por número de muestreo. En la figura 6.3 a se observan todos los muestreos de una órbita, los cuales quedan disponibles para ser analizados en los distintos objetos del SET.



Figura 6.3 a Objeto que indica la recepción de TLMN.

Para comprobar si la información que se capturó, se obtuvo de forma correcta o incorrecta, en el momento de oprimir el ratón sobre alguna orbita que se encuentre dentro del marco llamado “Orbitas obtenidas:”, aparecen los checksum calculados por el SET y los checksum enviado por la CV para cada muestreo. Esta información se observa en la figura 6.3 b en el cuadro “Estado del Checksum:”, cuando no coincidan cualquiera de estos dos checksum implica que se presentaron errores al recibir la información en algún muestreo de la orbita correspondiente.

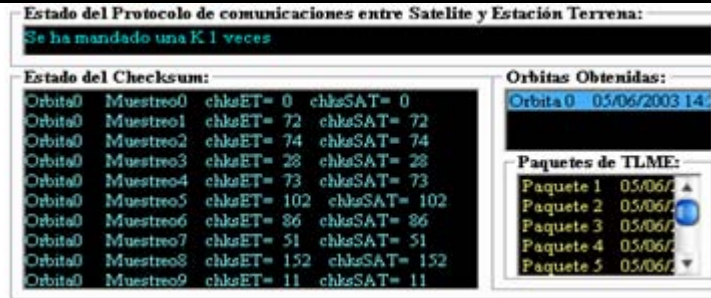


Figura 6.3 b Verificación de los checksum de TLMN.

Una vez capturada la telemetría satelital en el panel de control del SET, se pueden abrir las tablas que se encuentran en la base de datos para comprobar que la información capturada corresponde a la información programada. Se presenta información detallada acerca de la base de datos y su configuración en [Gutiérrez, 2003].

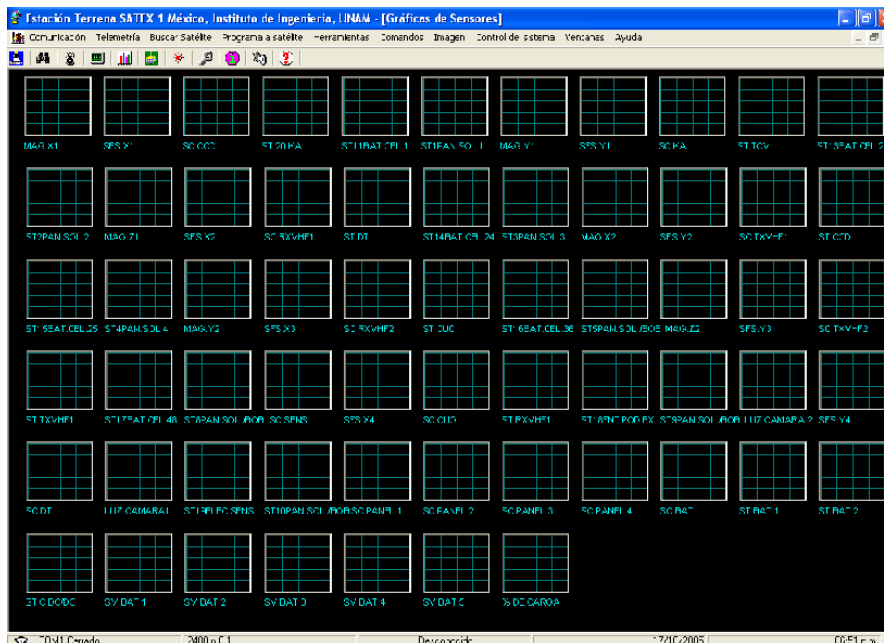


Figura 6.3 c Gráficas de los sensores de TLMN.

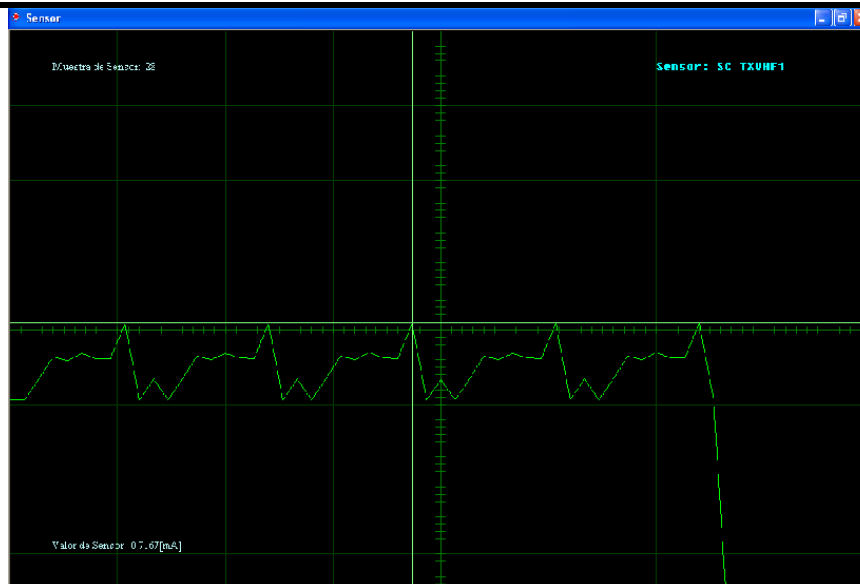


Figura 6.3 d Gráficas del sensor de corriente SC TxVHF1.

Se debe recordar que la telemetría que envía el SATEX corresponde a sensores asociados a la CV y sensores del sistema de potencia. Durante las pruebas de validación éstos últimos se quedarán de forma automatizada con el software SOFDEVO. Por su parte, SOFDEVO simula 14 sensores del sistema de potencia, para simular cada señal de sensor SOFDEVO emplea señales: senoidales, cuadradas y triangulares (elegidas por el usuario previamente al desarrollo de la prueba). De este modo, las gráficas generadas por el SET para los sensores de potencia deben corresponder a las señales enviadas por SOFDEVO.

Ya que se tiene la información de telemetría normal se pueden generar gráficas para cada sensor, en la figura 6.3 c se observan las gráficas correspondientes de 62 sensores que estarán a bordo del microsatelite SATEX, en la figura 6.3 d se observa la ampliación de la señal correspondiente al sensor de corriente SC TxVHF1.

Las primeras 48 gráficas de la figura 6.3 c corresponden a los sensores satelitales asociados a la CV, para efectos de pruebas en laboratorio, estas muestras se toman de 10 potenciómetros instalados dentro del SIMSAT.

La recuperación de telemetría normal contenida en la base de datos se hace de la siguiente manera:

En la parte inferior derecha del panel de control del SET se ubica el marco llamado “Adquisiciones anteriores:”, figura 6.3 e, el marco se encuentra dividido en tres objetos y un botón. Al seleccionar con el ratón alguna fecha de adquisición de telemetría en el objeto que se encuentra a la izquierda de este marco, aparece una lista de las telemetrías capturadas en tal fecha y que se encuentran almacenadas en la base de datos, ésta lista aparece en el objeto central de este cuadro. Cuando se selecciona alguna de las telemetrías automáticamente, aparecen en el objeto que se encuentra a la derecha de este cuadro los detalles de la misión. De esta forma, al oprimir el botón “Cargar Adquisición” los datos se recuperarán y quedarán listos para ser analizados con todas las herramientas del SET. Adicionalmente, en el cuadro de en medio aparece la fecha de adquisición y un mensaje que indica si tal adquisición tuvo o no fallas, desplegando los mensajes “Falla detectada”, en el caso que algún equipo hubiera tenido alguna falla, y “BIEN”, si es que no se presentaron errores en la telemetría. Posteriormente, al presionar el botón “Cargar Adquisición”, se pueden reproducir las gráficas para cada sensor presionando los botones “Telemetría” y “Gráficas de TLMN”, recuperando así la información de los equipos.

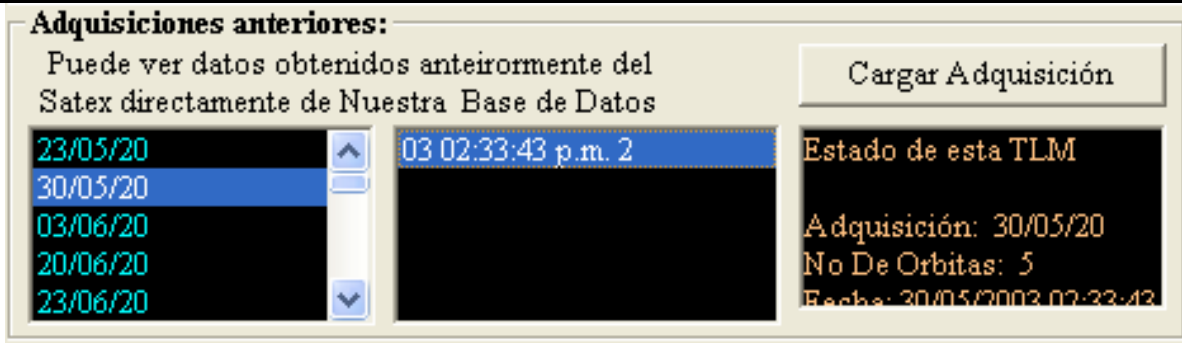


Figura 6.3 e Cuadro para cargar una adquisición de TLMN.

Para el caso de que se requiera capturar telemetría especial (TLME) desde el satélite se abre el puerto de comunicaciones, se presiona el botón “Telemetría” del SET y se activa la opción “Bajar Telemetría Especial”.

La figura 6.3 f muestra los objetos utilizados para recibir la TLME, en la figura se aprecia la recepción de 4 paquetes de TLME y se muestra el progreso de la recepción del quinto paquete, adicionalmente se observa la cantidad de bytes recibidos del paquete.



Figura 6.3 f Recepción de paquetes de TLME desde la CV.

Cuando el SET recibe los diez paquetes de TLME se puede consultar la tabla de “TLME” en la base de datos, en esta tabla se pueden verificar los datos de la información obtenida. Para mayor información consultar [Gutiérrez, 2003].

La figura 6.3 g muestra la gráfica del sensor SC RXVHF2, sólo basta con seleccionar el botón “Telemetría” del menú del SET y en el submenú que se despliega seleccionar “Gráficas de sensores de TLME”. Después de esto aparece la forma indicada en la figura 6.3 g con el nombre “Sensores en Telemetría Especial”. Ya en esta forma, se accede a la información de la base del SET mediante el cuadro “Cargar adquisición anterior”, que se encuentra en la parte inferior de la forma, y se selecciona la fecha de la telemetría a la que se quiera tener acceso. Una vez seleccionada la fecha del lado derecho aparece un cuadro que despliega la hora de la adquisición, se selecciona ésta y aparece resaltada en fondo de color azul. Después se le da un click al botón “Cargar Adquisición” y aparecen en la parte superior izquierda los sensores que se tienen, así como la información recibida. Si se quiere tener acceso a algún sensor sólo se tiene que señalar y en la gráfica del lado derecho aparecerán las características de éste con sus valores y su forma de onda. En esta forma aparece un cuadro llamado “Datos de la Telemetría especial” y en esta ventana se observa: el número de órbita, número de muestreo, número de sensores y la frecuencia a la cual se obtuvieron los datos, esta información es de gran ayuda para tener un mejor control de los datos de los sensores por fecha, hora, misión y muestreo.

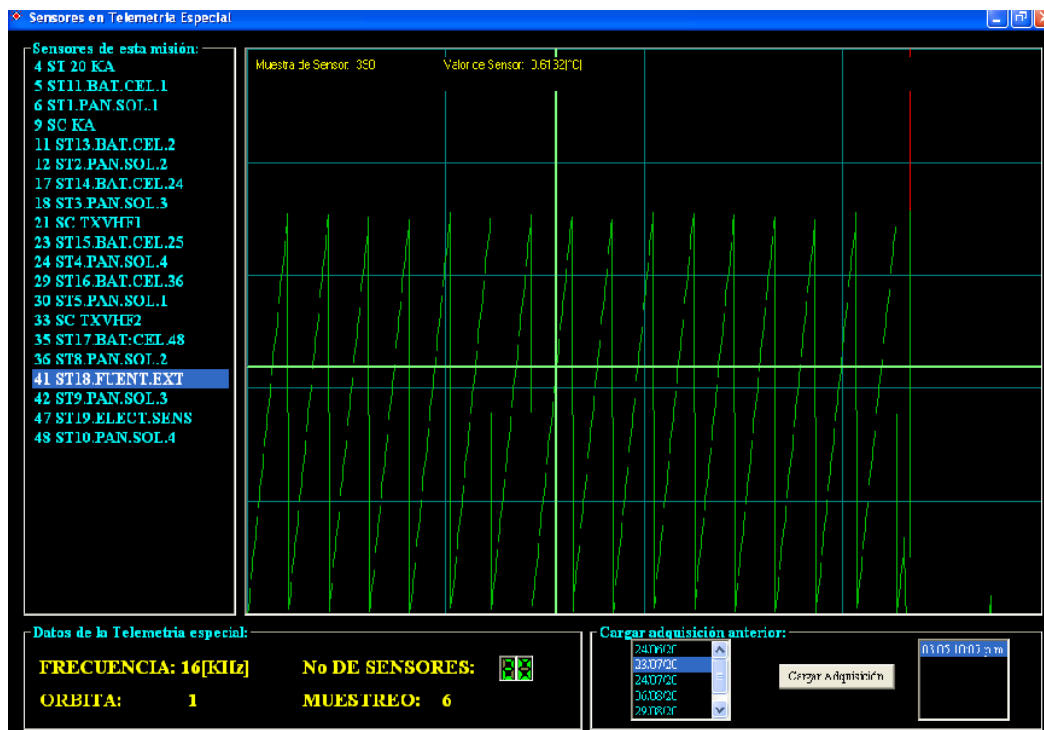


Figura 6.3 g Gráfica del sensor número 41.

6.4 Subir programa al SATEX

Para efectuar la carga de nuevo programa se tiene que realizar el siguiente procedimiento:

- 1) Mediante SET se contacta a SATEX, punto “4.2 Recomendaciones” del Plan de Pruebas del Software, luego se envía el comando “Nuevo Programa” (opciones “Comandos”, “Comandos en línea” y al final de la lista indicada en el marco) a la CV indicando el procesador destino, ésta lo transmite al sistema mínimo de sobrevivencia (SIM-SOS) y espera el reconocimiento del mismo en Tierra. De esta forma SIM-SOS sabe cual procesador es el que estaba activado y en caso de que falle el intento de subir programa, deberá ordenar (al finalizar el intento) que quede como activo tal procesador en la CV.
- 2) SIM-SOS apaga todos los procesadores mediante las líneas: ON_CR_DTL=1, ON#OFF CP=1, SELCR0-1=1. activa el mapa de memoria que utiliza sólo RAM, mediante la línea ROM/RAM#=0. Enciende la CV de acuerdo con las opciones recibidas en el comando de “Subir programa” (Principal o Redundante). Espera a que la CV envíe un cambio de estado en la línea RCPROG de “1” a “0” lógico.
- 3) Cuando SIM-SOS recibe la señal continua, activa el hardware de arranque de la CV en modo “BOOTSTRAP LOADER” (BTL) mediante la línea DWNLSW_TTL#=0. Envía un pulso por la línea RESET CV#, espera 3 segundos y desactiva el hardware de arranque en modo BTL mediante el establecimiento de la línea DWNLSW TTL# a un nivel alto, con ello avisa a la CV que recibirá el primero de cinco intentos para subir programa.
- 4) El SET mediante el menú “Programa a Satélite”, “Enviar Programa a Satélite” ejecuta la función de “Carga de Programa”. Bajo esta opción, se despliega la forma de la figura 6.4 a, en la cual, se deben introducir algunos parámetros para enviar el nuevo programa a SATEX.

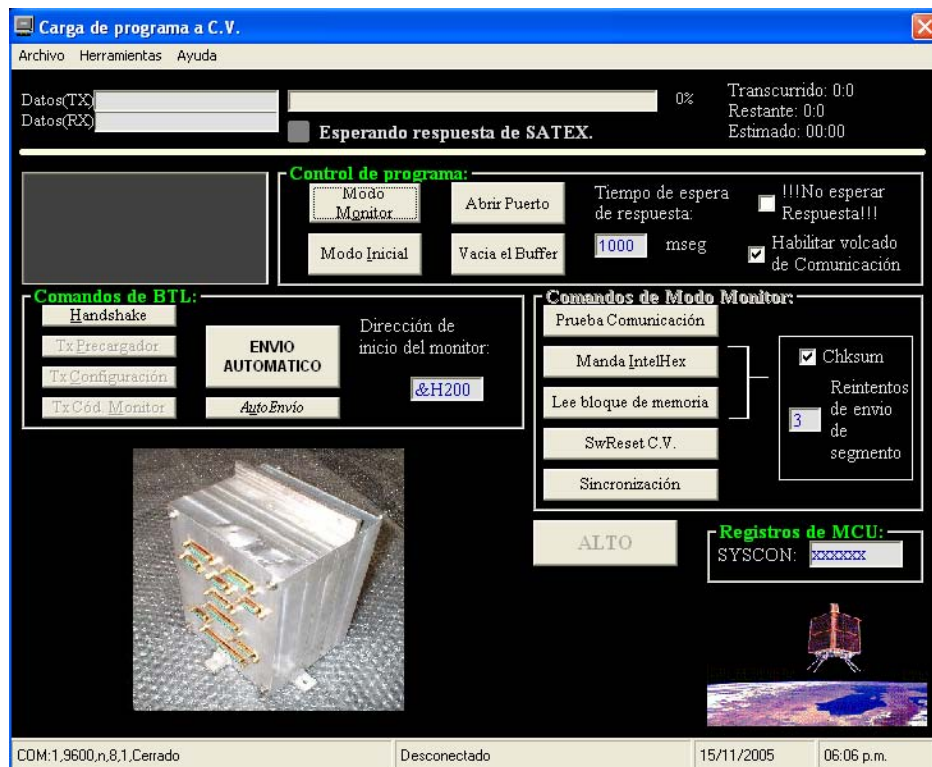


Figura 6.4 a Pantalla de Carga de nuevo programa a la CV de SATEX.

- 5) Una vez en la pantalla “Carga de programa a CV” se abre el menú “Archivo” se desprenden tres submenús: “Abrir IntelHex”, “Propiedades” y “Salir”. Se elige el submenú “Propiedades” y nos despliega una línea de comando en la que se escribe la cadena de configuración y características del puerto: Com: Port=1, Baud=2400, Parity=n, Data bit=8, Stop bits=1, figura 6.4 b. Una vez programado el puerto se le da un click en el botón de “Aceptar”, después de esto en la pantalla aparece un botón que dice “ENVIÓ AUTOMÁTICO” al cual se le da un click para empezar con la carga de “Nuevo Programa”, en caso de que la función (que se implementó para automatizar el proceso de carga de programa) no reciba respuesta de la CV envía un mensaje de “ERROR: Tiempo de espera de Rx excedido”, figura 6.4 c, en este caso se le da un click al botón de “Aceptar” para que esta pantalla desaparezca y se vuelve a intentar el envío del programa a CV. En caso que la CV envíe su respuesta, la pantalla de Carga de programa empieza a verificar la carga de tres programas para enviar nuevo software al satélite. Después se presiona el botón “Mandar IntelHex” y se elige el programa por cargar al satélite con extensión .hex mediante “Explorador de Windows”. Una vez elegido el programa este se transmite y se deberá esperar a que termine la carga del programa, dependiendo del tamaño del programa será el tiempo que se requerirá para cargarlo. Terminado este paso, sólo resta dar un click al botón “Sw Reset CV” para mandarle un reset a la CV, con ello ésta iniciará la ejecución del nuevo software.

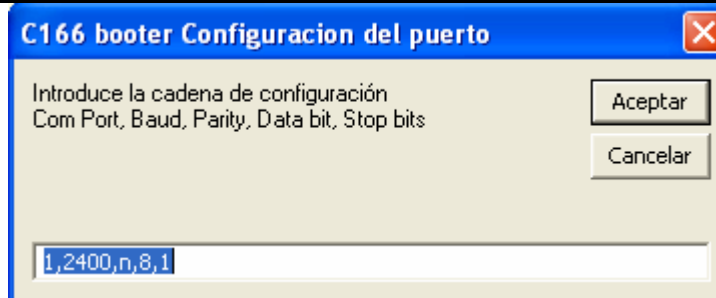


Figura 6.4 b Pantalla de Configuración del puerto para enviar programa a la CV del SATEX.



Figura 6.4 Mensaje de error al enviar programa a la CV del SATEX.

- 6) SIM-SOS siempre espera por un tiempo $T_{0max} = 50$ seg. La respuesta que dará la CV mediante una transición de un "0" lógico a un "1" lógico en la línea *RCPROG*, en caso de que no se obtenga una respuesta de la CV, SIM-SOS procede al paso 3 con un máximo de 5 reintentos, si no se recibe la respuesta "éxito" después de 3 intentos se procede al paso 9.
- 7) SIM-SOS envía nuevamente un pulso por la línea *RESET CV#* y termina la carga de programa con éxito.
- 8) SIM-SOS activa el mapa de memoria que utiliza $ROM/RAM\# = 0$ y energiza la CV con el procesador indicado en el paso 1 mediante el uso de las líneas pertinentes.
- 9) Finalmente, SIM-SOS envía un pulso por la línea *RESET CV#*, en este caso se suspende el intento de transferencia de nuevo programa al satélite.

Con la técnica de cargar programas en modo "BOOTSTRAP LOADER" (BTL), que es un cargador de arranque alojado en una memoria ROM de arranque especial, se carga un programa de 32 Kb en la memoria del procesador SAB80C166 vía puerto serial. El pequeño programa de arranque del SAB se utiliza para cargar software de usuario o aplicaciones más amplias a memoria RAM interna o externa, los detalles se pueden consultar en [ORTIZ, 2003], en tanto que la información del mapa de memoria, del SIM-SOS y de la carga de nuevo programa mediante las líneas en software de satélite, se encuentran en [PEREZ, 2004].

7.- Limitación de la Aprobación

Aprobación limitada a partir del 08-agosto-2005 al 08-agosto-2006

8.- Instrucciones de Preparación de las Pruebas de Software

Las instrucciones específicas del contenido y el formato para este plan se identifican abajo.

8.1 Búsqueda de satélite

- a) Se requiere cumplir con el punto "4.2 Recomendaciones" del presente documento para realizar esta prueba.

8.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX

Se necesita cumplir con el punto “4.2 Recomendaciones” localizado en el presente documento, esto es, que los equipos estén conectados, energizados y el puerto de comunicación elegido se encuentre abierto. Una vez hecho lo anterior, se emplea la barra de menú del SET y se elige si se quieren enviar comandos de misión o de línea, con ello se elige la forma por abrir. Posteriormente se configuran los comandos para obtener la información requerida. Para más detalles ver el punto 6.2 “Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX” del presente documento.

8.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

Se necesita cumplir con el punto “4.2 Recomendaciones” localizado en el presente documento. Cumpliendo lo anterior, se selecciona del menú del SET el que dice “Telemetría”, de ahí se desprende un submenú con las siguientes opciones: “Bajar Telemetría Normal...”, “Bajar imagen”, “Bajar Telemetría Especial...”, “TImN”, “Estado de Equipos...”, “Gráficas de sensores de TLMN...”, “Gráficas de TLME...”, “Configurar Adquisición”. Dependiendo de lo que se requiera obtener y observar, se elige la opción que más interese, se siguen los pasos del ayudante del SET para capturar la información requerida hasta que se tenga información y gráficas de sensores o del estado de equipos del SATEX. Para más información revisar el punto 6.3 del presente documento.

8.4 Subir programa al SATEX

Se necesita cumplir con el punto “4.2 Recomendaciones” localizado en el presente documento. Cumpliendo lo anterior, se selecciona del menú del SET el que dice “Programa a satélite”, de ahí se desprende un submenú con la opción “Enviar programa a satélite”, el cual despliega una pantalla llamada “Carga de nuevo programa a CV”, la cual ofrece la opción de configurar la información del puerto de comunicación para enviar programa a satélite (ver punto 6.4 Subir programa al SATEX del presente documento). Desarrollando los pasos anteriores se puede iniciar la fase de pruebas que se requiera.

9.- Declaración de liberación del software para ser utilizado en una Estación Terrena de control satelital.

Queda sujeta a la obtención exitosa de resultados de evaluación durante la fase de verificación.

10.- Aceptación por parte de responsables de la institución solicitante y de la institución desarrolladora.

Líder de proyecto, Instituto de Ingeniería
Dr. Esaú Vicente Vivas

Desarrollador
Andrés Sánchez Delgado

4.4 Descripción de las Pruebas de SET

Descripción de las Pruebas de Software de Estación Terrena del microsátélite SATEX

1.- Título

Descripción de las Pruebas de Software microsatelital

2.- Número de Identificación

IINGEN-DEPSET-2A

3.- Casos de Prueba de Software

Previamente, se requiere llevar a cabo el apartado “4.2 Recomendaciones” del documento “Plan de Pruebas del software”, el cual describe como conectar el equipo necesario para las pruebas.

3.1 Búsqueda de satélite

Para este propósito se tienen solamente dos casos de prueba, los cuales se describen a continuación:

- a) Para el primer caso se asumen condiciones ideales, las cuales consisten en que el satélite esté en línea de vista y también se cumpla con el punto “4.2 Recomendaciones” localizado en el “Plan de Pruebas del software”. Para tal caso, por medio del menú “Buscar Satélite” se elige la opción “Buscar” con la cual el SET envía la trama de comunicación correspondiente al comando “Buscar Satélite”. Posteriormente el SET espera la respuesta del satélite. En caso de una comunicación exitosa el SET despliega el mensaje “Satélite Contactado a 2400 bauds”.
- b) Para el segundo caso se toman condiciones reales, las cuales consisten en que el satélite no esté en línea de vista y que el usuario no esté informado. Para esto se tiene que cumplir con el punto “4.2 Recomendaciones” localizado en el “Plan de Pruebas del software”. Cumpliendo lo anterior, y por medio del menú “Buscar Satélite” se elige la opción “Buscar”, con ello el SET envía la trama de comunicación correspondiente al comando “Buscar Satélite”. Posteriormente el SET espera la respuesta del satélite, en caso de que no tenga comunicación exitosa el SET continúa enviando la trama de comunicación, de acuerdo con los parámetros del inciso D del punto “4.2 Recomendaciones” localizado en el “Plan de Pruebas del software”, y permanece en esta función hasta que logre la comunicación del SET con satélite o que el usuario decida terminar la búsqueda del satélite y dar por terminada esta prueba.

3.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX

Para desarrollar esta prueba se tienen que considerar tanto los comandos de línea como los comandos de misión:

- a) Para el caso de los comandos de línea se tiene que verificar que éstos se envíen mediante SET al SATEX, y que a su vez, éste último envíe la respuesta del comando recibido. Telemetría Normal, por ejemplo, o algún otro comando con sus propios parámetros, solicitan su propia información dependiendo del comando que se haya enviado de la lista que se tiene en la forma “Comandos en Línea”. Se tienen tres casos para probar.
 - En el primer caso se tiene que el comando de línea se envía al SATEX, éste a su vez, nos envía su respuesta con la información solicitada.
 - En el segundo caso se tiene que el SET no envía el comando, por lo tanto, SATEX no lo recibe, ya sea que no estamos en línea de vista con el microsátélite o hubo algún contratiempo con la ET.
 - En el tercer caso el SET envía el comando de línea a SATEX, y al mandar la respuesta con la información a Tierra, el microsátélite no envía ningún dato debido a errores en las comunicaciones.

Si existieran dudas sobre cómo llevar a cabo estas pruebas se tiene que consultar el apartado 6.2 del documento “Plan de Pruebas del software”.

- b) Para el caso de los comandos de misión, lo que se tiene que probar es que SATEX reciba el comando con los parámetros programados, y éste envíe sus datos con la respuesta. Para los comandos de misión se tienen cuatro posibilidades: Telemetría Normal (TLMN), Telemetría Especial (TLME), Votéo Programado e Imagen. De lo anterior se tienen tres casos a probar.
- El primero es que el comando de misión no alcance al satélite, por problemas con SET o con SATEX. Un caso particular ocurre cuando no se encuentran en línea de vista.
 - El segundo caso ocurre cuando se envían los comandos de misión, SATEX los recibe y la información que éste entrega a Tierra llega con errores o incompleta, o simplemente no llega la información.
 - El tercer caso es cuando el comando de misión se envía correctamente y SATEX lo recibe, y que a su vez éste envíe a Tierra los datos requeridos, completos y correctos.

3.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

En este caso se tienen varios casos que probar, dependiendo del submenú que se haya elegido en la barra de menús “Telemetría”.

- a) Para el submenú “Bajar Telemetría Normal”, se tiene que verificar que SET envíe el comando y lo reciba el SATEX, posteriormente que la CV reciba el acknowledge de que la información ha sido recibida en Tierra para la valoración del estado de los equipos. De otro modo, se tiene que verificar si el estado de equipos corresponde con la información de los datos capturados en el software SOFDEVO. En este último caso se puede verificar si el comando lo recibió el satélite y que trato se le dio, verificando para ello el tráfico de información en la ventana de SOFDEVO. Para los casos de “Bajar imagen”, y “Bajar Telemetría Especial” el tratamiento de prueba es el mismo.
- b) Para los submenús “Estado de equipos”, “Gráficas de sensores de TLMN”, “Gráficas de sensores de TLME” se tiene primero que cargar una adquisición de la base de datos, usando el cuadro “Adquisiciones anteriores” en la pantalla principal del SET, para así poder acceder a los datos de los sensores, gráficas tanto de TLMN y de TLME con la información de la adquisición cargada. A partir de ello, se puede reproducir nuevamente el estado de equipos en la pantalla “Estado de los equipos del microsátélite experimental SATEX” y verificar si hubo o no fallas en el equipo del microsátélite.

3.4 Subir programa al SATEX

El desarrollo de esta prueba requiere programar la configuración completa del puerto de comunicaciones del SET con la información requerida, además se debe tener línea de vista entre satélite y la ET, tomando en cuenta el punto “4.2 Recomendaciones” del Plan de Pruebas del Software. Una vez cumplido con lo anterior se prueba solamente el caso en que la “Carga de Programa” se lleva acabo de manera correcta, y si falla en alguna ocasión, se busca el motivo y se observa el número de intentos realizados antes de conseguir el éxito de enviar nuevo programa a satélite. Tomando en cuenta la función que se realizó para automatizar este proceso, se tiene que verificar su funcionamiento y si cumple o no con el objetivo por el cual fue creada.

4.- Fecha de Aprobación
09-agosto-05

5.- Oficina de Responsabilidad Primaria
IINGEN

6.- Resultados esperados en los casos de las Pruebas de Software

6.1 Búsqueda de satélite

- a) Para el primer caso se espera que la trama de comunicación del SET sea recibida por el SATEX y éste envíe la respuesta, la cual debe ser “SET ha contactado a SATEX a 2400 bauds”.

- b) Para el segundo caso pueden pasar dos eventos: el primero, que la función encargada de la búsqueda de satélite siga buscándolo por tiempo indefinido y que el usuario del SET se desespere y termine con la función haciendo click en el botón “Cancelar” de la interfaz de “Búsqueda de SATEX”, aquí terminaría el caso en que el usuario deseara terminar con la función. Para el segundo evento la función se activa y se deja trabajando por tiempo indefinido hasta que el SATEX esté en línea de vista y envíe la trama de comunicación al SET diciendo que el satélite se encontró y al baudaje al que lo hizo, en este caso, el mensaje por obtener sería “SET ha contactado a SATEX a 2400 bauds”.

6.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX

- a) Para el caso de los comandos de línea, se espera que éstos se logren enviar al SATEX, que éste los reciba, y que después envíe su respuesta al SET.
- b) Para el caso de los comandos de misión, se tiene que ejecutar el comando desde Tierra con los datos que se quieren obtener del SATEX, se debe esperar a que concluya la orden con los parámetros establecidos por el comando y que el satélite envíe información al SET para verificar que el comando se envió correctamente y con la información solicitada. Para el análisis de los equipos del satélite y la visualización de su estado operativo se tiene que verificar la información recibida en la pantalla “Estado de los equipos del microsatélite experimental SATEX” que se obtenga en el SET.

6.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

- a) Para los comandos que recuperan datos en Tierra se requiere verificar que sean enviados por el SET y recibidos por la CV del SATEX. Posteriormente la CV enviará la información requerida, y a su vez, el acknowledge que valida la información capturada, esto es, que no se hayan presentado errores. Este es el fin de la prueba.
- b) Se tiene que verificar que la solicitud de la TLMN corresponde a la órbita y muestreo requerido, esto se verificará con ayuda del SET y con la base de datos. También se puede verificar con el software SOFDEVO, analizando el comando que llegó a la CV y que ésta regrese la información solicitada a Tierra.
- c) Para el caso de “Estados de Equipo” sólo se desea obtener información del estado de los equipos del satélite y desplegarlos en el SET para verificar si hubo fallas o no, y en qué equipos, si es que éstos se presentaron. También se pueden observar los datos de los sensores del SATEX junto con sus gráficas de telemetría sea especial o normal.

6.4 Subir programa al SATEX

El resultado esperado para esta prueba será que la CV acepte la carga de nuevo programa y el SET logre enviar nuevo programa al satélite. Este último deberá entonces ejecutarse sin problemas en el satélite, casos particulares pueden ser por ejemplo, la ejecución de funciones más complejas que las programadas en el software mínimo de satélite.

7.- Limitación de la Aprobación

Aprobación limitada a partir del 08-agosto-2005 al 08-agosto-2006

8.- Instrucciones de Preparación de las Pruebas de Software

Para desarrollar esta prueba, se requiere llevar acabo el apartado “4.2 Recomendaciones” del documento “Plan de Pruebas del software”, el cual indica como conectar el equipo necesario para las pruebas.

8.1 Búsqueda de satélite

Se cumplió con las instrucciones requeridas para esta prueba de acuerdo con el Plan de Pruebas del Software.

8.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX

Se cumplió con lo previsto en el Plan de Pruebas del Software en lo referente al “Envío de comandos al SATEX”, desde la instalación del equipo hasta el envío de éstos, tanto en el caso de los comandos de línea como en el caso de los comandos de misión.

8.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

Se cumplió con el Plan de Pruebas del Software en lo referente a la “captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría”, siguiendo llevando acabo las instrucciones para adquirir telemetrías, ya sea especial o normal, para obtener información de los equipos a bordo del SATEX.

8.4 Subir programa al SATEX

Se alcanzaron los objetivos planteados para esta prueba de acuerdo con el Plan de Pruebas del Software para el caso de “Subir programa al SATEX”.

9.- Declaración de liberación del software para ser utilizado en una Estación Terrena de control satelital.

Queda sujeta a la obtención exitosa de resultados de evaluación durante la fase de verificación.

10.- Aceptación por parte de responsables de la institución solicitante y de la institución desarrolladora de conformidad con las pruebas planteadas y los resultados obtenidos para dicha prueba.

Líder de proyecto, Instituto de Ingeniería
Dr. Esaú Vicente Vivas

Desarrollador
Andrés Sánchez Delgado

4.5 Informe de las Pruebas de SET

Informe de las Pruebas de Software de Estación Terrena del microsátélite SATEX

| | |
|---|---|
| 1.- Título Informe de las Pruebas de Software microsatelital | 2.- Número de Identificación IINGEN-IPSET-3A |
| <p>3.- Casos de las Pruebas de Software</p> <p>3.1 Búsqueda de satélite Para mayores informes, ver “Plan de Pruebas de Software” y “Descripción de la Prueba de Software” en el punto 3.1 referente a “Búsqueda de satélite”.</p> <p>3.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX Para mayores informes, ver “Plan de Pruebas de Software” y “Descripción de la Prueba de Software” en el punto 3.2 referente a “Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX”.</p> <p>3.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría Para mayores informes, ver “Plan de Pruebas de Software” y “Descripción de la Prueba de Software” en el punto 3.3 referente a “Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría”.</p> <p>3.4 Subir programa al SATEX Para mayores informes, ver “Plan de Pruebas de Software” y “Descripción de la Prueba de Software” en el punto 3.4 referente a “Subir programa al SATEX”.</p> | |
| 4.- Fecha de Aprobación 09-agosto-05 | 5.- Oficina de Responsabilidad Primaria IINGEN |
| <p>6.- Resultados obtenidos de las Pruebas de Software</p> <p>6.1 Búsqueda de satélite</p> <p>a) Para el primer caso la prueba resulto “EXITOSA” ya que la respuesta de SATEX llego a SET con el baudaje al que se había localizado el satélite (2400 bauds), desplegando el mensaje “Satélite Contactado a 2400 bauds”.</p> <p>b) Para el segundo caso se tuvieron dos eventos:</p> <ul style="list-style-type: none"> • La función que busca al satélite se dejó trabajando por un periodo corto en el que el satélite no estaba en línea de vista y el usuario después de un tiempo no mayor de 5 minutos decidió terminar con la función y dejar de buscar el satélite. La prueba resulto “EXITOSA”, debido a que el software no registró fallas. • Para el segundo evento se dejó trabajando la función un periodo largo de tiempo en el cual el satélite no estaba en línea de vista y el SET enviaba continuamente la trama de comunicación a SATEX para localizarlo. Posteriormente el SET recibió la trama de comunicación encontrando al SATEX resultando la prueba “EXITOSA”, debido a que se esperaba contactar al satélite después de un periodo largo de tiempo y así sucedió, sin presentar falla alguna. <p>6.2 Tipos de comandos empleados por el sistema SATEX</p> <p>a) Se enviaron correctamente los comandos en línea y la respuesta se recibió correctamente en Tierra con los datos requeridos para cada comando, esto se comprobó mediante SOFDEVO y la base de datos del SET. Hubo algunos comandos que si tuvieron algunos problemas para ser verificados correctamente, debido a que surgieron</p> | |

problemas de comunicación y recepción de información, que se explicará en la tabla resumen de las pruebas.

- b) Se enviaron los comandos de misión, la respuesta de la CV del SATEX llegó a Tierra correctamente después de las órbitas programadas para cada comando, y de acuerdo con el comando enviado. Lo anterior se verificó con los datos de la base de datos con que cuenta el SET. Al igual que los comandos de línea, en algunos casos, se tuvieron problemas los cuales se explicarán en la tabla resumen de las pruebas.

Para el caso de los comandos enviados al SATEX, se espera comprobar toda la información obtenida en el SET mediante la verificación de la información almacenada en su base de datos comprobando cada comando o misión que se le haya programado. En caso de que se requiera comprobar que el microsátélite recibe y envía respuesta a cada comando o misión solicitada, se debe verificar con ayuda de SOFDEVO, debido a que permite observar el tráfico de información relacionada con el envío y ejecución de comandos.

6.3 Captura, despliegue, almacenamiento y recuperación de telemetría

- a) Para los comandos enviados desde Tierra, se verificó que fueron enviados por el SET y recibidos por la CV del SATEX. Esta a su vez envió toda la información requerida de TLMN y con ella se verificó el estado de equipos. Por su parte el SET envió el acknowledge de validación de la información, sin que se hayan presentado errores en la transmisión de información.
- b) Se verificó que la solicitud de la TLMN llegara al SET con la órbita y muestreo programados, esto llevó a recuperar los datos de los equipos, obteniendo su estado e información de fallas, así como el equipo que se utilizó para esta telemetría junto con su órbita y muestreo. Se verificó con el software SOFDEVO y se observó que el comando llegó a la CV y éste regreso la información solicitada al SET.
- c) Para este caso se obtuvo información del estado de los equipos del satélite y se observaron en el SET con la opción "Estado de los equipos del microsátélite experimental SATEX" para verificar si hubo o no fallas y en qué equipos. También se observaron los datos de los sensores del SATEX junto con sus gráficas con la telemetría recibida. Para este caso se obtuvo la TLMN y la TLME.

6.4 Subir programa al SATEX

Los resultados para esta prueba son simples, mediante la pantalla de "Carga de nuevo programa a la CV" del SET se configura el puerto de comunicación y se espera el envío de nuevo programa a la CV del satélite. Después se comprueba que el satélite trabaje e inicie operaciones con un nuevo software cargado desde ET de forma automática. Al final de esta prueba hubieron errores al cargar nuevo programa por el tiempo excedido en la comunicación con CV, pero al final, y después de varios intentos se logró el objetivo de cargar nuevo software al satélite, logrando así el objetivo deseado en esta prueba. También se contabilizó durante este proceso el número de errores que se tuvieron antes de alcanzar el éxito en la prueba. Lo anterior se resumirá en la tabla 4.1 del presente documento, en donde se plasmará toda la información concerniente a esta prueba.

7.- Limitación de la Aprobación

Aprobación limitada a partir del 08-agosto-2005 al 08-agosto-2006

8.- Declaración de liberación del software para ser utilizado en una Estación Terrena de control satelital.

Queda sujeta al cumplimiento y validación del plan de pruebas de software de búsqueda de satélite y las pruebas pertinentes descritas anteriormente.

Queda sujeta a la obtención exitosa de resultados de evaluación durante la fase de verificación.

9.- Aceptación por parte de responsables de la institución solicitante y de la institución desarrolladora de conformidad con las pruebas planteadas y los resultados obtenidos para dichas pruebas.

Líder de proyecto, Instituto de Ingeniería
Dr. Esaú Vicente Vivas

Desarrollador
Andrés Sánchez Delgado

4.6 Reporte de Pruebas de SET

Tabla 4.3 Resumen del Informe de las Pruebas del software de estación terrena

| PRUEBA | ÉXITO | FRACASO O ERRORES | PROBLEMAS DEL SOFTWARE | OBSERVACIONES |
|----------------------|-------|-----------------------------------|------------------------|---|
| BÚSQUEDA DE SATÉLITE | SI | NINGUNO | NINGUNO | SE PROBO LA FUNCION EN LÍNEA DE VISTA Y POR LAPROS DE TIEMPO HASTA QUE SE LOCALIZO EL SATEX |
| COMANDOS DE MISIÓN | SI | 2 FRACASOS EN COMANDOS DISTINTOS | NINGUNO | LOS COMANDOS SE ENVIARON DESDE EL SET Y NO HUBO RESPUESTA DEL SATEX EN DOS OCASIONES |
| COMANDOS DE LÍNEA | SI | 1 FRACASO EN ALGUNOS COMANDOS | NINGUNO | LOS COMANDOS SE ENVIARON DESDE EL SET Y NO HUBO RESPUESTA DEL SATEX EN UNA OCASIÓN |
| TLMN | SI | 1 FRACASO EN LA RECEPCIÓN DE TLMN | NINGUNO | LA TLMN SE RECIBIO CORRECTAMENTE Y SE VERIFICO EL ESTADO DE LOS EQUIPOS A BORDO DEL SATEX |
| TLME | SI | 2 FRACASOS | NINGUNO | SE OBTUVO INFORMACION DE ALGUNOS SENSORES Y SE OBSERVARON SUS GRAFICAS PARA VER SI CORRESPONDIAN LOS DATOS ENVIADOS CON LOS RECIBIDOS EN EL SET Y SI COINCIDIERON DE ACUERDO CON LA INFORMACIÓN DE LA BASE DE DATOS |
| SUBIR NUEVO PROGRAMA | SI | 8 ERRORES | NINGUNO | DESPUES DE VARIOS INTENTOS POR TRATAR DE SUBIR NUEVO PROGRAMA AL SATEX SE LOGRO EL OBJETIVO DE ESTA PRUEBA, SE LOGRO SUBIR PROGRAMA Y EL SATEX INICIO OPERACIONES SIN TENER PROBLEMAS |

CAPITULO 5

Diseño conceptual de un modelo de laboratorio para un nanosatélite de demostración tecnológica (PUMASAT) de 3.5 kilogramos

5.1 Introducción

En este capítulo se presenta una breve revisión de las actividades de microsátélites en México. Posteriormente se presenta la propuesta para diseñar y desarrollar un modelo de laboratorio de Nanosatélite (NS). El modelo del NS se desarrollará gradualmente, teniendo como finalidad el desarrollo de un proyecto de nanosatélite mexicano de 3.5 Kg atractivo en términos del tiempo de desarrollo así como costos. Más adelante se presenta el diseño preliminar de los subsistemas del NS y su validación parcial realizada en el laboratorio. Finalmente se mencionarán los comentarios sobre los pasos requeridos para alcanzar un modelo operativo.

5.2 Experiencias nacionales en el campo de microsátélites

México ha hecho dos esfuerzos importantes en el desarrollo, lanzamiento y operación de microsátélites experimentales. Ambos esfuerzos propusieron, en primera instancia, la formación de recursos humanos calificados, así como demostrar las amplias capacidades que existen en el desarrollo de ciencia y tecnología. Además de esto las iniciativas abren oportunidades y ventajas para desarrollar un programa nacional espacial que puede ayudar a solucionar problemas que se relacionan con comunicaciones, supervisión de recursos nacionales, evaluación de desastres, etcétera.

La primera iniciativa el proyecto UNAMSAT, apoyado técnicamente por la organización AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation) para alcanzar el desarrollo de una misión rápida. Este proyecto incrementó el valor agregado de la misión de 17 Kg [1], diseñando y construyendo una carga útil astronómica prevista para investigar la cantidad de materia oscura que existía en el universo. Desafortunadamente la misión no pudo alcanzar suficientes resultados operacionales en el espacio.

El segundo esfuerzo fue el proyecto SATEX (satélite experimental), que persiguió el diseño, fabricación y desarrollo total de un microsátélite doméstico de 50 Kg [2] y [3]. El proyecto en cuestión contempló varias cargas útiles en comunicaciones, percepción remota, hardware tolerante a fallas y software, [4]. Las metas ambiciosas, las dificultades para manejar un proyecto distribuido en varias universidades e instituciones de investigación de todo el país, así como las limitaciones del presupuesto impidieron, por lo menos hasta este momento, que el proyecto pudiera terminarse.

Es importante destacar que ambos proyectos tuvieron la intención de realzar las actividades nacionales a futuro en el área de la tecnología basada en los satélites. Ambos pretendían consolidar la experiencia de tal forma que sirviera de aliciente a posteriores proyectos, los cuales contarían con mayor valor agregado en términos de soluciones de alta tecnología y servicios a mediano plazo. Como esfuerzos nacionales ambos proyectos deben ser altamente valorados, sin embargo cabe destacar que actualmente nuestro país no cuenta con políticas tecnológicas a largo plazo en este campo, lo cual implica que las actividades han dependido y dependerán de los éxitos de proyectos pequeños como los antes referidos. El problema, ya de por sí complicado, se

incrementa a causa de las complicaciones económicas experimentadas por el país que han llevado a la reducción de ayuda financiera para las actividades de la ciencia y la tecnología

5.3 Inicio del proyecto nanosatelital (PUMASAT)

Motivados principalmente por el éxito obtenido en los resultados de la instrumentación a bordo y el software operativo para esta misión los participantes del proyecto SATEX, se propusieron transferir sus experiencias hacia el desarrollo de un nanosatélite de aproximadamente 3.5 Kg de masa, figura 5-1.

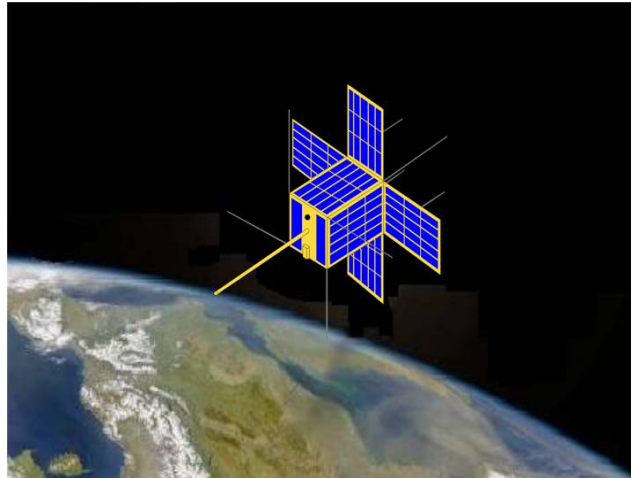


Figura 5-1 Vista artística de la plataforma del nanosatélite.

La iniciativa del proyecto comenzó en el mes de marzo del 2004 con una clase impartida en el postgrado de la Facultad de Ingeniería (DEPFI) de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM), por el Dr. Esaú Vicente Vivas. La clase de maestría que el doctor impartió llevó por título “Análisis y diseño de Nanosatélites y Picosatélites”, impartándose en el semestre 2005-1. Los temas iniciales consistieron en el estudio y el análisis de publicaciones destacadas en el campo de los Microsatélites, NS y picosatélites (PS) a nivel mundial. Posteriormente la clase fue orientada al análisis de los subsistemas para el nanosatélite, la selección de piezas, diseño y la evaluación de soluciones proyectadas. En algunos casos se efectuó la simulación digital de circuitos con la ayuda de herramientas comerciales de software. Un problema clave fue la validación, en el laboratorio de algunas soluciones electrónicas que fueron propuestas. La validación se realizó de acuerdo con la disponibilidad de las piezas, pero siempre teniendo presente los alcances, objetivos y limitaciones del proyecto.

El proceso de diseño empleado en el proyecto aprovechó las tendencias internacionales en el campo de nanosatélites y picosatélites, con respecto al amplio uso de componentes electrónicos comerciales, [17]. Así mismo fue adoptada la tendencia, también internacional, de emplear extensivamente partes automotrices al igual que componentes electrónicos utilizados en sistemas de comunicación personal, debido a que comparten características importantes con los componentes aptos para orbitar en el espacio. Además las partes comerciales son más fáciles de obtener y más baratas cuando se comparan con las partes militares o las de calificación espacial. Entre las buenas características de los componentes electrónicos están las siguientes: amplia gama de temperaturas, tolerancia a impactos, bajo consumo de energía, tamaño pequeño y disponibilidad en tecnología CMOS la cual tolera la radiación que se presenta en órbita baja, [18].

5.4 Proyecto nanosatelital PUMASAT

Bajo este panorama, el diseño experimental conceptual del nanosatélite se basa en algunas de las experiencias locales para promover una nueva iniciativa satelital mexicana, la cual aprovecha las nuevas tecnologías disponibles para ofrecer una plataforma ligera con capacidades competitivas comparadas con las de los microsátélites desarrollados en los 90s.

Las metas adicionales del proyecto son, entre otras, la reducción de: tiempo de desarrollo (promedio de 1 año), costo de fabricación (\$60,000 USD, excepto el costo de la carga útil) y costo de lanzamiento de acuerdo a la masa del vehículo. Esto es una cuestión muy importante y que no se puede dejar de lado si lo que se busca es equilibrar los objetivos tecnológicos del proyecto con los objetivos de los patrocinadores potenciales (económicos, políticos, etc.).

Ahora bien, los subsistemas heredados de la misión Satex son los siguientes: computadora de vuelo, subsistema estructural modificado para ser utilizado como estructura del nanosatélite, sensores (campo magnético, temperatura, corriente y voltaje), así como el software de operación del satélite y el de estación terrena, [2]. Se debe destacar que el desarrollo del software de operaciones para satélites pequeños es una actividad que consume mucho tiempo, caracteriza por demandar sesiones de trabajo largas y continuas. De esta manera y de acuerdo con comentarios de expertos en el campo de los satélites, el desarrollo del software para un satélite pequeño implica alrededor del 70% de la carga de trabajo para el proyecto entero, [19]. Por tanto, la posibilidad de utilizar o adaptar software ya disponible puede reducir de manera importante la carga de trabajo del proyecto así como el tiempo de desarrollo de la misión.

5.4.1 Plataforma del nanosatélite

La plataforma del nanosatélite incluye todos los subsistemas de apoyo necesarios para el satélite; es decir, la plataforma permite al vehículo espacial proporcionar el servicio para el cual fue construido. Los elementos que conforman la totalidad de la plataforma nanosatelital son: subsistema estructural, subsistema de energía, subsistema de comunicaciones, computadora de vuelo, sensores de telemetría, así como el espacio y los recursos (energía, comunicaciones y capacidades de automatización) para alojar diversas cargas útiles.

Una vez que la plataforma se integre con las cargas útiles, el software operativo y la estación terrena se obtiene un sistema satelital completo.

5.4.2 Modelo de laboratorio del nanosatélite

El objetivo principal del diseño conceptual del NS es llamar la atención tanto de patrocinadores financieros como de autoridades académicas. Si bien las prioridades pudieran ser otras, la meta a corto plazo es construir un modelo de laboratorio del nanosatélite. Ésta es la razón por la que el modelo actual del laboratorio no incluye todos los subsistemas del nanosatélite aún cuando sí contiene algunos de los subsistemas satelitales más complicados como son el software de operaciones satelitales, software de estación terrena, computadora de vuelo del satélite y parte del subsistema de energía.

Habrá que añadir, por último, que el diseño conceptual del modelo del NS es más avanzado que el modelo del laboratorio del NS, por obvias razones.

5.4.2.1 Subsistema estructural

La estructura del nanosatélite constituye a grandes rasgos la herencia del proyecto Satex, proyecto en donde fue empleada como el contenedor de la computadora de vuelo reconfigurable. El subsistema estructural, además de ofrecer protección física a los subsistemas del NS, lo conectará con el sistema de lanzamiento mediante una interfaz mecánica. La figura 5-2 muestra la estructura

del NS formada por molduras de aluminio diseñados para conectarse uno después de otro en forma de sándwich.



Figura 5-2 Subsistema estructural del nanosatélite integrado por molduras de aluminio.

La primera moldura del NS corresponderá al subsistema de energía junto con los sensores de telemetría. La segunda contendrá el subsistema de comunicaciones, el tercer marco se asignará a la computadora de vuelo mientras que los marcos restantes se pueden asignar a las cargas útiles del satélite (la cantidad de molduras de la carga útil puede cambiar de acuerdo a las necesidades de la misión). Una vez que el NS esté ensamblado las dimensiones del cuerpo de éste podrían ser de 18x13x10 cm. dependiendo principalmente de la carga útil que se necesite.

Una vez que el cuerpo del satélite esté ensamblado, cuatro de las caras principales del NS serán cubiertas con paneles solares unidos con tornillos de acero inoxidable. Las dos paredes restantes se dejan vacías, mientras que una de ellas se emplea para acomodar la interfaz mecánica con el sistema de lanzamiento.

Considerando que una de las restricciones más importantes en satélites es su potencia disponible, el diseño del NS considera la incorporación de cuatro alas solares desplegables que tendrán celdas solares en ambas caras. Las alas tendrán un mecanismo tipo resorte que en condiciones orbitales sostenga los paneles en una posición ortogonal con respecto a las paredes del satélite. Además el mecanismo del resorte permitirá que los paneles sean doblados paralelamente a las paredes del satélite con el uso de una compresión pequeña a los paneles. Las alas solares serán sostenidas en posición cerrada mediante una cuerda de nylon. Una vez en órbita, la computadora de vuelo enviará una orden para quemar la cuerda de nylon que generará el despliegue automático de las alas solares a la posición mostrada en la figura 5-1.

5.4.2.2 Subsistema de potencia

El subsistema de potencia del NS está formado por los siguientes módulos: generación de potencia, almacenamiento de potencia, regulación de potencia y distribución de potencia. El módulo de generación cargará un sistema de baterías de calificación militar de Li+. El módulo está formado por los paneles solares que serán fabricados en nuestras instalaciones, comenzando con una base de aluminio espacial o de material compuesto. El nanosatélite contendrá doce arreglos solares (figura 5-3), cuatro de ellos serán paneles solares desplegables de dos caras y cuatro serán montados directamente al cuerpo del satélite. Los paneles solares emplearán celdas solares de GaAs de los laboratorios Boreal Ltd., cuyas celdas son diseñadas y utilizadas por la industria espacial.

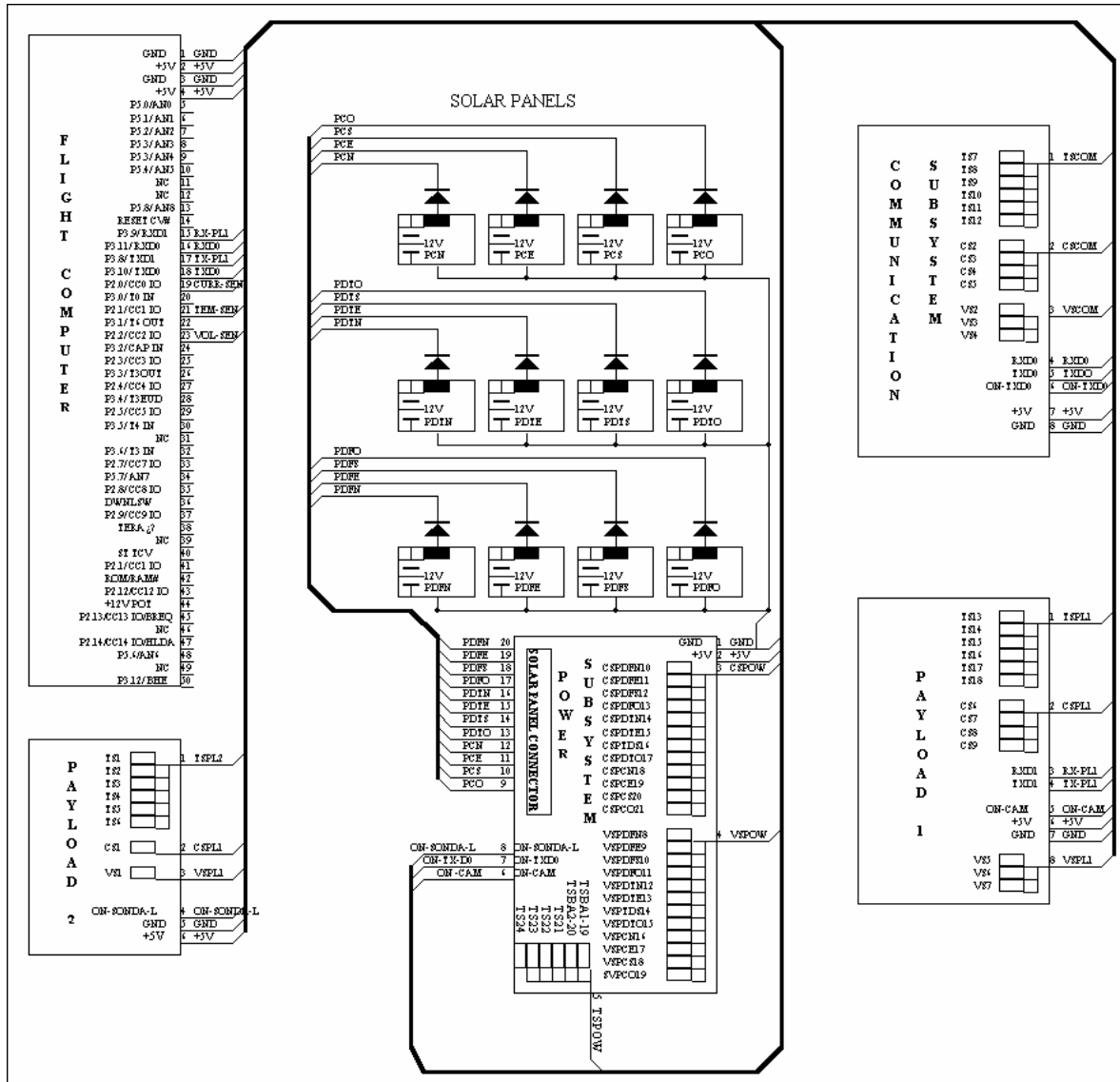


Figura 5-3 Dibujo esquemático de los subsistemas del NS.

Cada celda tiene las siguientes características: dimensiones de 2x2.5 cm, 0.5 V de salida y 100 mA/cm² al inicio de vida. La información en cuanto a la electrónica del módulo de generación de potencia, el esquema de la carga de la batería y de la unidad de distribución de potencia de este subsistema se explicarán a continuación, [20].

5.4.2.3 Módulo de generación de potencia

El subsistema de potencia del nanosatélite universitario (NU) generará su energía a partir de 12 paneles solares conectados en forma paralela (figura 5-4). Cuatro de ellos se unen al cuerpo del satélite y cuatro serán alas desplegables de dos caras. Esta última configuración permitirá que el satélite genere la corriente eléctrica suficiente sin altas exigencias de estabilización. Esta distribución de panel solar resulta idónea debido a que ha volado con éxito en la misión del QuakeSat de la Universidad de Standford, [24].

Cada panel solar contendrá celdas solares baratas de GaAs con cristal de cubierta desarrollado especialmente para la industria espacial. Las celdas son de 20x25 mm, 0.204 mm de grueso de Laboratorios Boreal Ltd, obtenidos como restos de las compañías que construyen los paneles solares para satélites comerciales. Su salida eléctrica es de 100 mA/cm², en 0.5 V. Debido a estas condiciones los 5 cm² elegidos de la celda solar representan una corriente de salida de 500 mA. y un voltaje de salida de 0.5 V. El voltaje de salida de la celda es en realidad muy sensible a la temperatura en la cual la celda esta funcionando. En la generalidad de los casos se reporta que las secuencias de las celdas solares pueden perder cerca del 0.24% de voltaje por cada aumento de 1 °C de la temperatura de funcionamiento. Se espera que este aspecto sea estudiado más detalladamente para terminar el diseño del sistema de potencia del NU; no obstante, las pruebas de validación en el laboratorio apoyarán el diseño final.

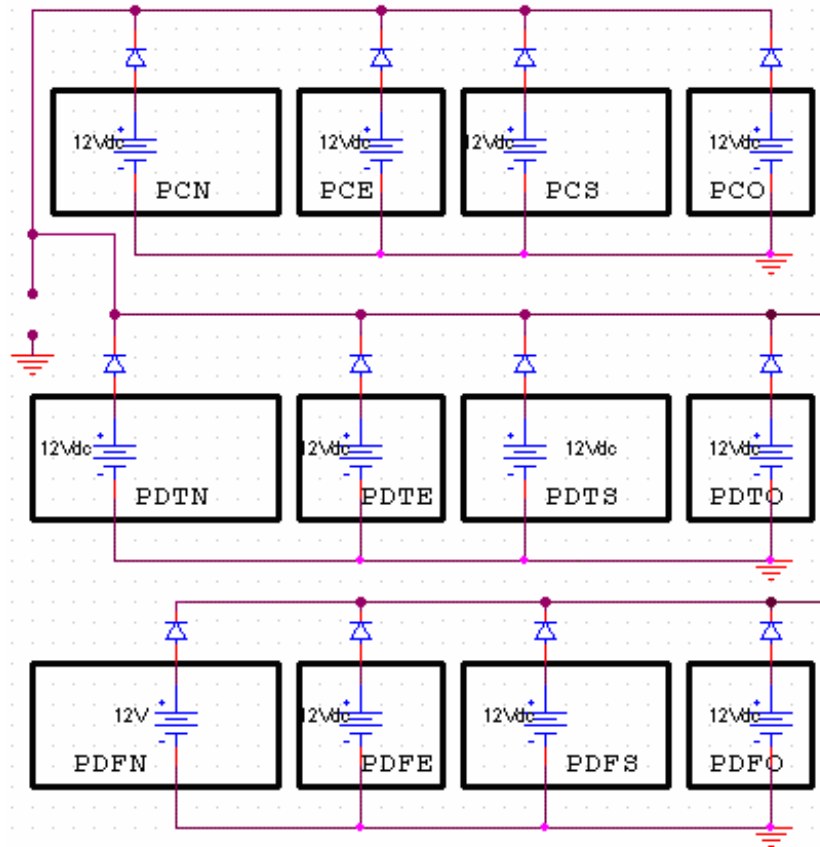


Figura 5-4 Distribución de los paneles solares para el nanosatélite universitario.

Siguiendo con las características cabe señalar que cada panel tiene una etiqueta para conocer su ubicación en el satélite. La etiqueta PC indica que es un panel de cuerpo y una PD designa que es un panel desplegable. Para los paneles desplegables la letra T indica que es un panel trasero mientras que la letra F especifica un panel delantero. Las letras N, E, S, y O se refieren a los paneles norte, este, sur, oeste, respectivamente. De este modo se designa PDTN, PDTE, PDTS y PDTO, a los paneles desplegables traseros al norte, este, sur y el oeste, respectivamente. PDFN, PDFE, PDFS y PDFO especifican, por su parte, los paneles desplegables delanteros al norte, este sur y oeste.

La figura 5-5 muestra cómo será visto un panel con las celdas solares montadas sobre su superficie. Además, la figura 5-5 presenta una imagen de la celda solar que se empleará. Cada panel contiene 24 (20x25 mm) celdas solares arregladas en una sola serie. Con estas

características el voltaje no regulado a la salida para un panel solar será de 24x0.5, lo que genera $V=12\text{ V}$, 500 mA, lo que significa, a su vez, una potencia de 6 Watts.

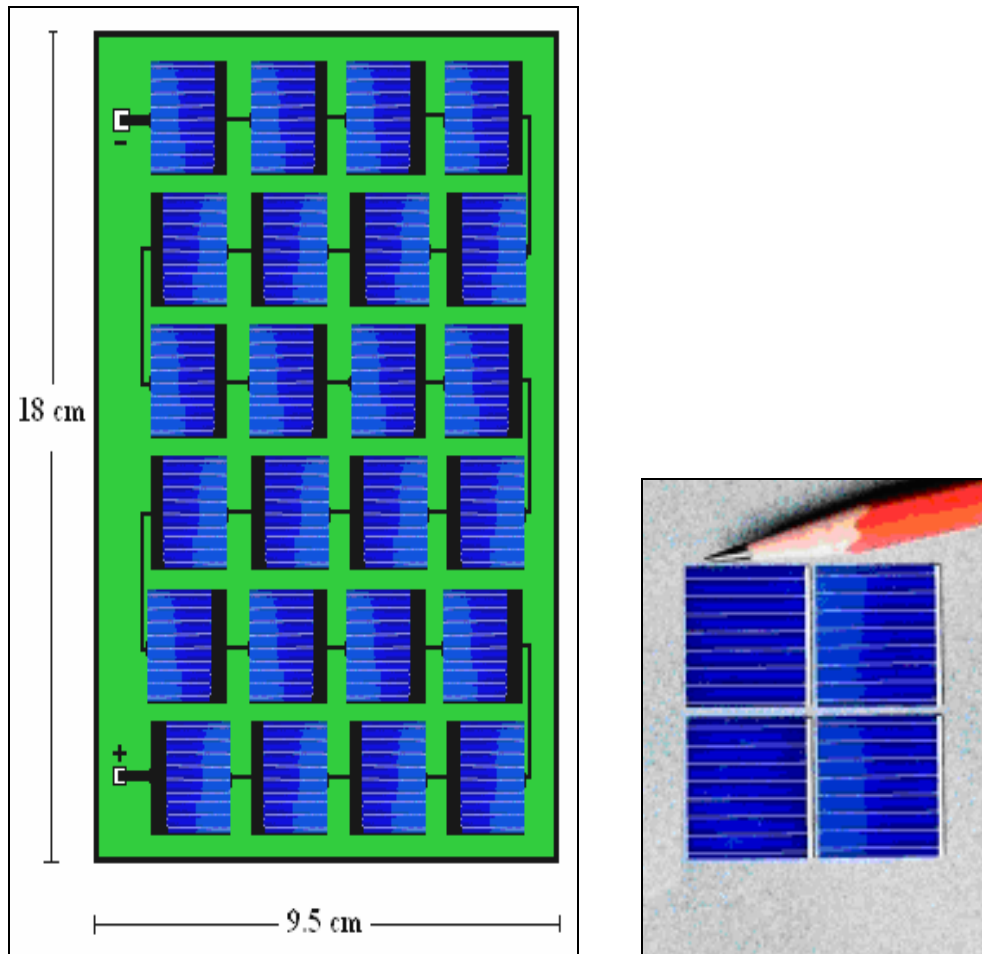


Figura 5-5 Diagrama esquemático del arreglo solar del NU compuesto por 24 celdas arregladas en serie y la fotografía de las celdas solares que se emplearán.

Para prevenir la pérdida de potencia en caso de que una de las series de las celdas solares fuera puesta en cortocircuito se requerirá que cada serie del panel sea conectada a un diodo. El diodo prevendrá la carga reversa, para el caso en que el panel solar se piense cargar por la batería cuando el satélite entre en eclipse, o en caso de que la serie tenga una salida de voltaje inferior que la de las otras series de paneles solares.

Desde un punto de vista promedio no optimista en la cual la luz del sol alcance solamente a iluminar 2 de los 12 paneles solares, la potencia promedio obtenida será de 12 Watts, 12 V y 500 mA. De un modo similar, considerando ahora un caso optimista máximo en el cual la luz del sol alcance hasta 4 paneles solares al mismo tiempo, la potencia máxima prevista por el vehículo será de 24 Watts, 12 V y 500 mA.

5.4.2.3.1 Procedimiento de selección de celdas solares

Primeramente se examinarán las hendiduras de las celdas solares. Respecto a estas hendiduras, su clasificación es la siguiente: a) hendiduras transversales: éstas son inútiles ya que las celdas, a

nivel interno, están eléctricamente conectadas en direcciones longitudinales; en este caso cualquier hendidura transversal severa puede interrumpir las conexiones que hacen que la celda pueda abrirse, b) hendiduras longitudinales: las celdas con este tipo de hendiduras siguen siendo utilizables para satélites baratos como el NU, c) hendiduras de esquina: éstas son poco aceptables ya que la hendidura es limitada y poco probable de propagar.

Durante el proceso de montaje de las celdas en los paneles solares, estas serán espaciadas en el lado largo y en el lado corto de acuerdo con las especificaciones de las celdas.

5.4.2.3.2 Planes de fabricación de paneles solares

La construcción de los paneles solares del NU también constituye una meta, no obstante se necesitara ayuda experimentada para terminar este proceso. El usuario encarga las conexiones y éstas las fabrica el proveedor. El material base para la interconexión es el Molibdeno debido principalmente a que sus características térmicas coinciden con las características térmicas de las celdas de Ga-As y las de Ge. El plateado, hecho con plata, asegurará una mejor conductividad eléctrica.

Hay cuatro tipos de interconexiones: a) Positiva conecta la terminal positiva de la celda solar, b) Negativa conecta la terminal negativa de la celda solar, c) Común conecta la terminal negativa de la celda a la terminal positiva de la siguiente celda en serie, estando ambas celdas en la misma fila de la celda solar, d) Girada conecta las terminales negativas de una celda solar con la terminal positiva de la celda solar siguiente en serie y esta a su vez con una celda solar que esté en la siguiente fila de la celda solar. Las interconexiones tienen áreas de alivio de tensión para acomodar la extensión y la contracción de las celdas solares producidas por los cambios de temperatura. Estas áreas serán soldadas a las celdas solares.

Las estructuras del panel se podrían hacer de Aluminio-6061 de calificación espacial. Algunas estructuras del panel se fabrican con Aluminio sólido de 0.25 pulgadas de grueso, otros de 0.5 pulgadas de ancho, mientras que otras se hacen de 2 partes: el panel solar que contiene las celdas se hace de una hoja de aluminio de 0.063 pulgadas de grueso, y un panel de apoyo estructural que es hecho de aluminio de 0.5 pulgadas de grueso. Como sea, la opción más conveniente para el NU se está estudiando en este momento.

Las superficies externas de aluminio del NU que sostendrán las celdas solares serán cubiertas con material dieléctrico. La manera en que se adecuaron las instalaciones para llevar a cabo este proceso se siguen investigando, convendrá por lo pronto no dejar de considerar todo tipo de opciones.

Una vez que los paneles solares estén listos, las celdas serán unidas al FM73 (epoxy) cubriendo la superficie del panel solar usando RTV (compuesto de silicio) que esperamos obtener de proveedores internacionales. El RTV adherirá el área entre los dos puntos de soldadura de la terminal negativa en la parte posterior de la celda. Una vez determinada la disposición de las celdas en un panel, las áreas serán localizadas sobre dos hojas de Mylar de 10-mils. Estas áreas se cortarán formando máscaras. Precisamente una de estas máscaras será usada para sostener el arreglo de celdas, mientras que la otra se utilizará para “enmascarar” las áreas en el panel solar cubierto con FM73 que no debían ser pegadas.

El Mylar usado para el proceso de enmascaramiento debería ser de 20-mils de grueso. Esto asegurará que habrá bastante RTV para la vinculación óptima entre la celda y la superficie del panel solar cubierta con el F77 (pegamento). En caso de no tener acceso al Mylar de 20-mils, se tiene la posibilidad de utilizar Mylar de 10-mils, el cual se ha utilizado en microsatélites que experimentaron con éxito las pruebas de vibración.

5.4.2.4 Almacenamiento de potencia

La potencia generada por el NU se almacena en cuatro baterías de Li+, conectadas en un arreglo de dos series paralelas, cada una de las cuales contiene dos baterías en serie. Las baterías son Tadiran de tamaño AA de litio (modelo TLM-155HP), con una capacidad de 5A de corriente continua en 4.0 V, una capacidad de descarga de 550 mAh, y una gama de temperaturas de funcionamiento de -40 °C a 85 °C; figura 5-6. Sus usos típicos incluyen los sistemas militares y aeroespaciales debido a su alta potencia, larga vida y gran almacenamiento, [25].

El voltaje de la batería variará dependiendo de su condición de carga. El rango que recorrerá será desde los 3.36 Volts en la condición del 80% de descarga a 4.2 Volts, por batería, en la condición de carga total. La condición de descarga al 80% se considera como el nivel mínimo de potencia. Ir más allá de este punto resultaría perjudicial debido a que pondrá al nanosatélite en riesgo de no poder recargarse. Los paneles solares producirán un promedio de 12 Watts de potencia. Debido a que la capacidad de la batería es de 550 mAh no habrá ningún peligro de sobrecargar las baterías por lo que los reguladores de carga no se utilizan ayudando con esto a la simplificación de los circuitos. No obstante, este esquema todavía está bajo análisis para verificar su operación; además, se están planeando pruebas de laboratorio con el objeto de validar el diseño.



Figura 5-6 Baterías tamaño AA de Tadiran.

Se ha decidido utilizar un sistema de baterías sin redundancia. Una batería adicional aumentaría considerablemente el peso. Considerando la confiabilidad tan alta y el funcionamiento del tipo de batería seleccionada, un paquete de baterías debería ser más que suficiente para proporcionar la energía continua sobre la órbita entera y sobra la vida de la misión del satélite.

5.4.2.4.1 Paquete de baterías

Las baterías serán confinadas en un paquete de batería almacenado en una caja individual (figura 5-7). Dicho paquete será cubierto por el compuesto RTV566, hecho por General Electric, para proporcionar la masa térmica adecuada con la cual se aseguran las temperaturas de funcionamiento apropiadas. La caja tendrá sensores de temperatura para supervisar la temperatura de la batería.

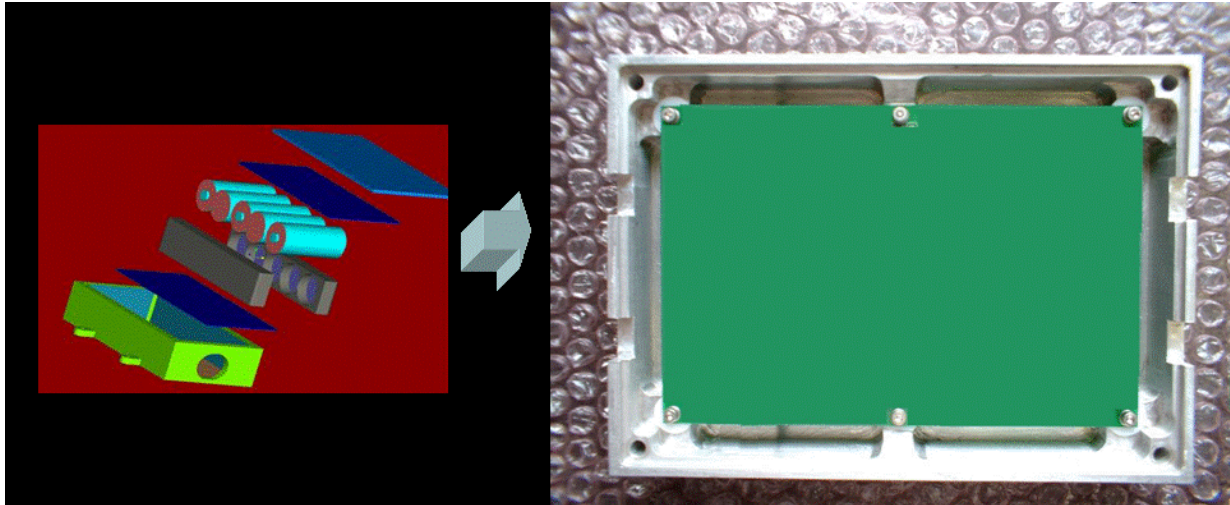


Figura 5-7 Subsistemas del NU montados en marcos de aluminio.

5.4.2.4.2 Carga de la batería

El proceso controlado de carga de la batería será realizado por un MAX1873, el cual permite cargar 2 baterías al mismo tiempo, [26] y [27]. Esto significa que hay dos MAX1873 para controlar la carga de las cuatro baterías. El componente COTS fue elegido para el NU porque fue validado con éxito en órbita espacial por la misión Quakesat, [28].

Las hojas de datos del MAX1873 contienen un circuito típico de aplicación. En nuestro caso este circuito fue modificado para reunir las características de la fuente de poder del nanosatélite (arreglos de paneles solares); siendo 12 V y 0.5 A el mejor caso operativo. Las modificaciones más importantes fueron el valor del inductor L1, la resistencia Rcsb, y la selección del interruptor del MOSFET del canal P (figura 5-8). Para la selección de la resistencia Rcsb [26] se considera que Ichg toma su máximo valor, que en nuestro caso es 0.5 A. Se empleó la siguiente ecuación para el cálculo de Rcsb:

$$R_{csb} = \frac{0.2V}{I_{chg}} = 0.4 \Omega$$

El valor del inductor se debe seleccionar para obtener una corriente razonable. Cuanto mayor es la inductancia, más baja es la corriente [26]. Típicamente un inductor se elige con una corriente entre el 30% y el 50% del promedio de la corriente directa de carga. La siguiente ecuación fue utilizada para el cálculo del inductor:

$$L = \frac{[V_{BATT}(V_{DCIN(MAX)} - V_{BATT})]}{[(V_{DCIN(MAX)})(f_{SW})(I_{CHG})(LIR)]}$$

Donde: LIR = cociente de corriente, en nuestro caso es del 50%
 $V_{DCIN(MAX)} = 12 \text{ V}$
 $V_{BATT} = 8.4 \text{ V}$
 F_{SW} = frecuencia de conmutación, nominalmente 300 KHz

En este caso obtuvimos $L = 38.04 \mu\text{H}$, sin embargo un valor comercial de inductancia de $35 \mu\text{H}$ satisface los requisitos. Por último, el interruptor MOSFET debe ser seleccionado para resolver los requisitos de la disipación de potencia del circuito de carga. En general, en lo concerniente a los MOSFETS la peor disipación de potencia debido a la resistencia (P_R) ocurre en el ciclo máximo de trabajo, donde las condiciones de funcionamiento son: voltaje mínimo de la fuente y voltaje máximo de la batería [26]. Esto se puede aproximar por la siguiente ecuación:

$$P_R = \left[\frac{V_{BATT(MAX)}}{V_{DCIN(MIN)}} \right] [R_{DS(OIN)}] [I_{CHG}]^2$$

Para el MOSFET elegido, IRFR9014, $R_{DS(ON)} = 500 \text{ m}\Omega$, por lo tanto $P_R = 116.66 \text{ mW}$. Esta disipación de potencia es mínima para el IRFR9014 que considera su capacidad de potencia máxima de 25 W .

5.4.2.4.3 Línea no regulada

La potencia de la corriente directa no regulada será suministrada al subsistema de Comunicaciones. Esto último implica una conexión directa de las terminales de la entrada del regulador de carga a las terminales de entrada de potencia en el subsistema de comunicaciones. El nivel de voltaje no regulado variará dependiendo de la condición de carga de la batería.

5.4.2.5 Regulación de potencia

Los voltajes regulados requeridos para el modelo del NU serán de $+5\text{V}$ y -5V . Lo primero será utilizado por la computadora de vuelo, sensores de telemetría y probablemente para energizar la carga útil. Lo último será utilizado los sensores de estabilización (magnetómetros y sensores finos de sol), cargas útiles así como un voltaje de polarización para el sensor de efecto Latch-up colocado en la computadora de vuelo. Respecto al sistema de comunicaciones, este será energizado con el voltaje no regulado obtenido directamente de las baterías.

Atendiendo a las anteriores especificaciones, el dispositivo comercial DFC6U5S5 fue elegido para la regulación de potencia en el NU. El 77% de eficiencia del DFC6U5S5 puede proporcionar un voltaje regulado de hasta 6 Watts de potencia de salida, que significa más de 1 Ampere de corriente disponible de salida, [28]. Esta corriente es suficiente para los requisitos del equipo del NU. Además de esto el dispositivo acepta una gama amplia de entrada de 3.5 a 16 Volts permitiendo la operación de las baterías del NU.

Por otra parte su salida es eléctricamente aislada, permitiendo así que la salida sea configurada como un voltaje negativo o positivo a la salida. Por lo tanto este dispositivo permitirá obtener $+5\text{V}$ y -5V de las fuentes de alimentación requeridas para el modelo del nanosatélite (algunas de estas fuentes pueden emplearse en caso de que las cargas del satélite demanden más corriente que la proporcionada actualmente por el dispositivo).



Figura 5-9 Computadora de vuelo del NS en una moldura de aluminio.

Todas estas exigencias se consideraron durante el desarrollo de la CV tanto para el hardware como para el software.

La CV es una microcomputadora independiente de 5 volts basado en el procesador industrial RISC de 16 bits de Siemens. El procesador es de rango de temperaturas extendido y se protege con electrónica dedicada del efecto latch-up. Además la memoria de la CV se protege contra pérdidas de datos producidas por los SEUs (Single Events Upsets), en este caso con la ayuda de una unidad de calificación militar EDAC (Error Detection and Correction), 29C516E de TEMIC.

La CV también contiene los siguientes periféricos: 64 Kb de ROM para el software mínimo del NS, 1.2 Mb de SRAM protegida por EDAC, oscilador de calificación militar de 40 MHz, lógica digital de calificación militar, reloj temporizador (watch dog timer), regulador de interrupción, tres canales seriales, canales de conversión de 10 bits de A/D (analógico/digital), 76 líneas de E/S (entrada/salida), así como una tarjeta de circuito impreso de alta calidad y de múltiples capas.

5.4.2.7.1 Software de vuelo

El software disponible abordo permite: cargar un nuevo programa para nuevas aplicaciones, administrar funciones orbitales, adquirir telemetría, manejo de telemetría, empaquetado de telemetría, transmisión de telemetría, recepción de comandos, proceso de comandos, recepción de la misión, comunicación con Tierra, control del EDAC, y software del perro guardián (watch-dog), [22].

5.4.2.8 Sensores

El modelo de laboratorio del NS será equipado con sensores de telemetría que proporcionarán la información operativa acerca de la plataforma del satélite. Debemos destacar que uno de los problemas en la instrumentación del satélite está relacionado con la cantidad de cables que van y vienen entre equipos del satélite. Este inconveniente se presenta particularmente durante la etapa del cableado del sensor, porque en la instrumentación tradicional hay por lo menos dos cables por sensor. Si consideramos lo anterior, para este caso, un pequeño nanosatélite necesita alrededor de 40 sensores, con lo que se requeriría colocar 80 cables sobre los circuitos impresos del satélite. Para evitar este problema el NS emplea la tecnología de sensor de montaje superficial "1-wire" (1 cable), [23]. Esto permite ahorrar peso y espacio en la plataforma. La tecnología "1-wire" permite las comunicaciones digitales para el intercambio de datos entre la computadora de vuelo y los sensores, por lo tanto elimina la inserción del ruido en las lecturas de telemetría. Cada dispositivo "1-wire" contiene un número de serie formado por 64 bits para la identificación dentro de un solo bus "1-wire". No obstante, la conexión entre todos los sensores se puede hacer sobre un solo bus

“1-wire”. El nanosatélite universitario utiliza dos de ellos por razones de claridad. Uno de ellos se encargará de todos los sensores de temperatura y el otro se encargará del voltaje y las mediciones de la corriente.

Las experiencias exitosas de proyectos basados en satélites pequeños demuestran que la temperatura interna prevista de un satélite operativo en órbita está entre 0 y 5 grados centígrados. Este valor se obtiene con la ayuda de protecciones termales externas en el satélite, también con la instalación de disipadores de calor internos que obligan el contacto físico entre equipo del satélite.

El NU utilizará el sensor de temperatura DS18S20Z “1-wire”. Éste opera en un rango de temperaturas de -55 a +125 grados centígrados, con una resolución de 9 bits. Cada tarjeta de circuito impreso del NU incluirá 6 sensores de temperatura, que ofrecerán información útil para validar el modelo térmico del satélite. Las medidas de voltaje se obtendrán con un convertidor analógico a digital, el DS2450 “1-wire”, que contiene 4 canales de 16 bits.

Debido a que los sensores de corriente “1-wire” no están disponibles, el NU empleará el sensor análogo de corriente MAX472 junto con el DS2450 1-wire, convertidor analógico a digital. El voltaje de salida del MAX472 es directamente proporcional a la corriente medida y su ecuación de la corriente de salida para uso típico está dada por:

$$V_{OUT} = \frac{R_{SENSE} * R_{OUT} * I_{LOAD}}{RG}$$

Donde se requiere elegir R_{SENSE} para obtener una caída de voltaje mínima asociada a la corriente máxima por detectar.

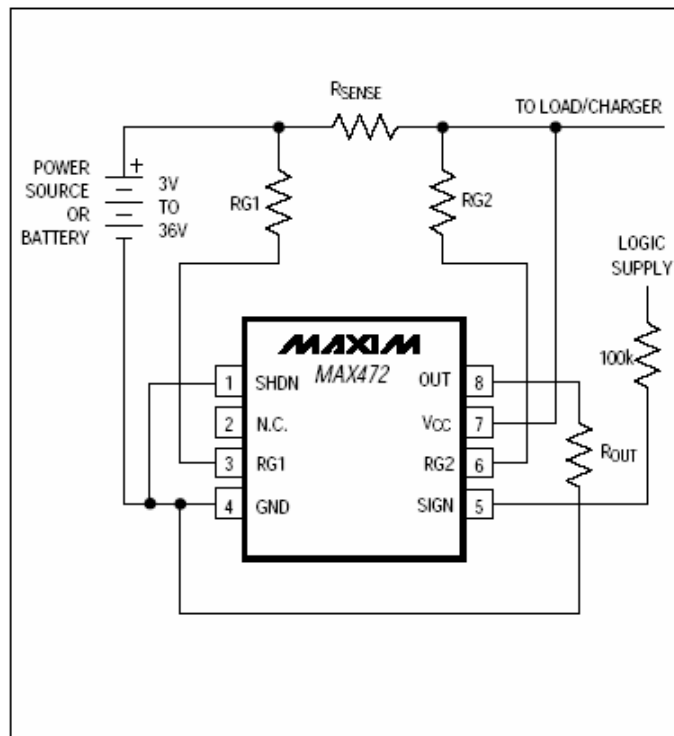


Figura 5-10 Sensor de corriente seleccionado para el NS.

5.4.2.9 Subsistema de comunicaciones

El sistema de comunicaciones elegido para el NU estará basado en el radio TEKK KS-900/960 y un módem de 9600 bauds (Bay Pac Modelo BP-96A). Ambos modificados para vuelo espacial. Los equipos son atractivos porque han volado con éxito en la misión del Quakesat, en 2004, [6]. Además el radio tiene las siguientes características: 2 Watts de salida en RF, varactor controlado para la modulación en DFM (Direct Frequency Modulated), opera de -30 a +60 °C, con un peso de 0.199 Kg y opera con voltajes de 7.5 a 12 V.

Sin embargo, el modelo del laboratorio del NS se comunicará inicialmente con el software de estación terrena a través de líneas alambradas para permitir con esto un rápido proceso de validación. Más adelante migraremos a un sistema sin cables (wireless) de baja potencia para validar el software del NS.

5.5 Pruebas actuales de validación realizadas en el laboratorio

Algunos de los subsistemas del NS han experimentado ciertas pruebas preliminares. Entre ellos: la computadora de vuelo, el software de operaciones de la CV, software de estación terrena, y subsistema inalámbrico de comunicaciones basado en electrónica de baja potencia. Sin embargo, algunos otros subsistemas deben ser puestos en práctica o implementados directamente en PCBs (sólo para aquellas partes disponibles de montaje superficial) para la primera prueba general como en los casos de: el subsistema de potencia, sensores, paneles solares y las cargas útiles.

Por otra parte existen planes para realizar algunas pruebas de integración entre subsistemas disponibles. Particularmente, se planea una campaña de pruebas preliminares entre la computadora de vuelo, el software de operaciones, y el software de estación terrena. Los resultados obtenidos serán parte de otro trabajo a cargo del Instituto de Ingeniería de la UNAM.

CAPITULO 6

Conclusiones y recomendaciones

6.1 Conclusiones

Atendiendo los objetivos planteados al principio de la presente tesis, se puede concluir que:

1. Se completó y actualizó el Software de Estación Terrena añadiendo comandos que, en este caso concreto, comunicaban el software de satélite (SOFDEVO) con el software de la estación terrena (SET). Dentro de las modificaciones efectuadas cabría señalar la implantación de comandos en línea, comandos de misión, proceso de búsqueda de satélite, actualización y gestión de la información de las bases de datos (información que emplea el SET para acceder a la TLMN y a la TLME) para la consulta de estado de equipos en misiones anteriores.
2. Se incorporó, verificó y validó el Comando Diagnóstico Iterado (CDI), el cual es un comando en línea que permite la verificación de fallas en todas las tarjetas de procesamiento del microsatélite SATEX, así como determinar si son permanentes o no; para este caso, se puede determinar el estado de la tarjeta después de aplicar este comando como Bueno o con Falla. Al término del presente Trabajo se constata el buen funcionamiento del CDI en el SET.
3. Se verificó y se validó la técnica del comando en línea "Subir Nuevo Programa", con la que el Software de Estación Terrena puede subir el Software General de Operación Satelital, el cual puede o no ser distinto al que lleva el satélite a bordo y de tamaño menor a 256 Kb.
4. Después de aplicar la norma militar DOD-STD-2167^a al Software de Estación Terrena obtuvimos una forma global que comprende la fase de planeación, desarrollo y resultado de pruebas, validando solamente los cambios efectuados durante este proceso; esto implica que sólo se tomo en cuenta la fase última de la elaboración del software no contemplando las fases anteriores, debido a que éstas ya se encontraban validadas.
5. Una vez obtenida la forma global de la norma militar DOD-STD-2167^a se hicieron las pruebas pertinentes para la verificación y validación de todos los cambios y actualizaciones efectuados en el SET durante el presente trabajo, llegando así a la versión última y operativa del Software de Estación Terrena.
6. Se concluyó la etapa de pruebas, la cual abarcó cuestiones concernientes a funcionalidad y operatividad del SET. Se obtuvo la aprobación directa del líder de proyecto SATEX en el Instituto de Ingeniería de la UNAM, siendo en este caso el Dr. Esaú Vicente Vivas.
7. Habiendo finalizado los dos sistemas faltantes en el nanosatélite PUMASAT (Comunicación y Potencia) tendríamos la posibilidad y capacidad de realizar la propuesta conceptual de un nanosatélite de 3.5 Kg No obstante, para que la propuesta sea completa

faltaría definir las cargas útiles que llevaría el NU, además de requerirse de recursos apropiados para completar dicho modelo.

8. Mediante la propuesta del nanosatélite PUMASAT se busca que el presente trabajo sirva de referencia a desarrolladores que en un futuro pudiesen contemplar la posibilidad de construcción. El alcance de esta propuesta señala de manera general el campo de aplicación y las limitaciones relacionadas al Nanosatélite Universitario, basándonos en el trabajo y en la experiencia obtenida en el proyecto SATEX, que servirá además de base para la realización y conclusión de subsistemas del PUMASAT.

6.2 Recomendaciones

Algunas de las recomendaciones que se podrían mencionar, habiendo concluido el presente trabajo de tesis, son las que a continuación se mencionan:

1. En lo referente a la gestión de las bases de datos empleada podría considerarse el cambio de manejador de base de datos, debido a que Access de Microsoft presenta algunas desventajas respecto a otros manejadores más confiables y seguros, generando además algunas restricciones para usuarios con limitaciones de gestión de la información para las estaciones que pertenezcan al proyecto.
2. En cuanto a la versión utilizada para la plataforma de desarrollo (que es Microsoft Visual Studio 6 de Microsoft), podríamos sugerir que se mudara a una versión más actual, ya que actualmente se está utilizando Microsoft Visual .Net, que está orientado directamente a objetos, que es el caso de SET, con la reserva de que se tendrían que prever todos los cambios en cuanto a manejo de la información en una y otra versión.
3. Con la validación del Software de Estación Terrena se planea validar el Software de Depuración, Emulación y Validación operativa (SOFDEVO), y el Software General de Operación Satelital, para obtener así la versión final de éstos.
4. Respecto al subsistema de potencia se tienen que investigar algunos detalles que no se trataron durante la elaboración del proyecto, debido a que no se cuenta con la experiencia ni con el apoyo formal de instituciones especializadas en este tema, dentro de ellos pueden señalarse: los planes de fabricación de paneles solares, adhesivos requeridos, métodos de aplicación y curado, etcétera.
5. Ya que se planea utilizar componentes comerciales y falta adquirir algunos de ellos para poder completar la información del estado del nanosatélite en cuanto a sus subsistemas, es necesario conseguirlos para llevar a cabo el proyecto.
6. En cuanto al subsistema de comunicaciones se propuso un radio comercial, el cual no se ha trabajado previamente, por lo que se tiene que adquirir y trabajar con él para hacer las modificaciones pertinentes acorde a las características que nos demanda el modelo nanosatelital. Se seguirán investigando otros radios comerciales que estén probados en vuelos satelitales y que tengan mejores características para decidir la mejor opción para el PUMASAT.

Bibliografía

- [DOD-STD-2167^a, 1988] Military Standard
**DEFENSE SYSTEM SOFTWARE DEVELOPMENT
DOD-STD-2167A**
Department of Defense, Washington, D.C.
29 February 1988
<http://www2.umassd.edu/SWPI/DOD/MIL-STD-2167A/DOD2167A.html>
- [GUTIÉRREZ, 2003] Gutiérrez Medina Luís Ramón
Depuración, actualización y certificación operativa del software de recepción de telemetría y control de operaciones del microsatélite SATEX.
Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería.
UNAM, 2003
- [MEJÍA, 2002] Mejía Sosa Iris A.
Análisis de confiabilidad de la instrumentación de vuelo y sensores para un microsatélite experimental.
Tesis de licenciatura, Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán, Enero 2002.
- [MELO, 1996] **Melo Serrano Víctor.**
Teleadquisidor de datos para aplicaciones espaciales.
Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería UNAM, 1996.
- [NERI, 2002] Neri Vela Rodolfo
“Comunicaciones por satélite”
Internacional Thomson Editores
Mayo 2002
- [ORTIZ, 2003] Ortiz Martínez Hugo Andrés
Implantación de técnicas de tolerancia a fallas, ensamble y validación operativa de la computadora de vuelo del microsatélite SATEX.
Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería.
UNAM, 2003
- [PEREZ, 2004] Pérez Velázquez Miguel Ángel
Actualización, instalación y validación del software operativo para un microsatélite de órbita baja.
Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería.
UNAM, 2004
- [PISACANE, 1994] Pisacane L.Vincent and Moore C. Robert..
Fundamentals of space systems
Oxford University Press, 1994.
- [SIEMENS, 1997] Users Manual 06.90/08.97
**Microcomputer Components SAB
80C166/83C166 16-Bit CMOS Single-Chip**

-
- Microcontrollers for Embedded Control Applications.**
Siemens 1997.
- [TANENBAUM, 1997] Tanenbaum Andrew S.
“Computer Networks”
Third Edition
Prentice Hall, New Jersey 1997
- [TORRES, 2002] Torres Fuentes Juan Ramón
Software de operaciones, tolerancia a fallas y de telecomunicaciones para un microsatélite experimental.
Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería.
UNAM, 2002.
- [VICENTE, 1998] Vicente Vivas Esaú et al.
Validación de la instrumentación para el microsatélite SATEX.
Informe técnico del proyecto 6143, patrocinado por el IMC, Instituto de Ingeniería UNAM, Junio 1998.
- [VICENTE, 2001] Vicente Vivas Esaú et al.
Instrumentación de vuelo espacial para microsatélites.
Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, Octubre 2001.
- [BALENA, 1999] Balena Francesco
“Programming Microsoft Visual Basic 6.0. Master object-oriented programming techniques for rapid 32-bit development”
Microsoft Press. United States of America. 1999
- [CEBALLOS, 1999] Ceballos Sierra Francisco Javier
“Enciclopedia de Visual Basic 6.0”
Alfaomega 1999
- [HALVORSON, 1998] Halvorson Michael
“Aprenda Visual Basic 6.0”
Mc Graw-Hill 1998
- [FARÍAS, 1999] Farías González Adrián
“Visual Basic Avanzado”
UNICA 1999
- [POBLETE, 1999] Poblete Muñoz Tania
“Visual Basic 5.0”
UNICA 1999

REFERENCIAS WEB

1. Unamsat, http://space.skyrocket.de/doc_sdat/unamsat-a.htm, (1996).
2. Satex, <http://pumas.iingen.unam.mx/satex/> (2003).
3. Vicente-Vivas E., et al., "La convergencia de un proyecto multi-institucional para el desarrollo de un microsatélite con tecnología Mexicana", Revista INGENIERÍA Investigación y Tecnología, ISSN 1405-7743, pp. 157-168, vol. III, No. 4 Octubre-Diciembre (2002).
4. Vicente-Vivas E. and García-Nocetti D.F, "Reconfigurable Semi-Virtual Computer Architecture for Long Available Small Space Vehicles", 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings, Big Sky, Montana, USA, March (2001).
5. Surrey, <http://centaur.sstl.co.uk/datasheets/SNAP.pdf>, (2005).
6. 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).
7. Lee R., et al., "Anomaly Detection Using The Emerald Nanosatellite On-Board Expert System", Proceedings of the 2004 IEEE Aerospace Conference, Big Sky MT (2004).
8. Ohta A., et al., "The University of Hawaii CubeSat: An Undergraduate Student Satellite Project", Fifth University Space Systems Symposium, Honolulu, Hawaii, November (2002).
9. Miyamoto K., et al., "Tokyo Institute of Technology Small Satellite Projects", 7th University Space Systems Symposium, Waikoloa, Hawaii, November (2004).
10. Rankin D., et al., "The CANX-2 Nanosatellite: Expanding the Science Habilitéis of Nanosatellites", 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Canada, October (2004).
11. TelecomWeb, <http://www.telecomweb.com/cgi/pub/via/via02010508.html>, February (2005).
12. Cawley S., "Topsat: Low Cost High Resolution Imagery from Space", (2003).
13. Surrey, <http://www.surrey.ac.uk/news/releases/03-0929launch.html>, (2003).
14. Space-Tech, <http://www.space-technology.com/projects/Mosaic/>, (2005).
15. Liddle D., et al., "A low-cost geostationary minisatellite platform", Acta Astronautica Journal, Elsevier Science, Vol. 55, pp. 271-284, (2004).
16. Sun W., et al., "Micro-Mini-Satellites for Affordable EO Constellations: RapidEye & DMC", 3rd IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Germany, April (2001).
17. Masafumi Iai, "A PDA-Controlled Pico-Satellite, Cute-1.7, and its Radiation Protection" Conference Proceedings 18th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, Aug. (2004).
18. Pisacane V. and Moore R., "Fundamentals of Space Systems", The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Oxford University Press (1994).
19. Williams, C., USA Air Force, "Verbal communication", Weber State University, Ogden, Utah, November (1994).
20. Vicente-Vivas E., et al., "The design of a Nanosatellite Power Subsystem", CICINDI'05 International Conference on Digital Systems Design, Mexico City, September (2005).

-
21. Winokur P.S., et al., "**Radiation-Hardened Microelectronics for Space Applications**", Radiation Phys. Chem. Vol 43., No. ½., Great Britain, (1994).
 22. Vicente-Vivas E. et al., "**Software de Adquisición de Telemetría y Control de Operaciones para Microsatélites**", 4a Conferencia Internacional en Control, Instrumentación virtual y Sistemas Digitales "CICINDI 2002", Pachuca, Hidalgo, Agosto (2002b).
 23. Maxim, <http://www.maxim-ic.com/1-Wire.cfm>, (2005).
 24. Long, M., et al., "**A Cubesat Derived Design for a Unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection**". Ref. SSC02-IX-6. 16th Annual/USU Conference on Small Satellites, August (2002).
 25. Tadiran Batteries, <http://www.tadiran.com/hipower.php> , (2005).
 26. Maxim, MAX1873 simple current limited switch-mode Li+ charger controller. Maxim Datasheet, http://www.maxim-ic.com/quick_view2.cfm/qv_pk/3036 , (2005).
 27. Dallas Semiconductor, Evaluation Kit for the MAX1873 Kit, http://www.maxim-ic.com/quick_view2.cfm/qv_pk/3105 , (2005).
 28. DFC6U5S5 power regulator specs.
<http://www.digchip.com/datasheets/parts/datasheet/385/DFC6U5S5.php>
 29. IRFF130 Mosfet Data Sheets, http://www.alldatasheet.co.kr/datasheet-pdf/pdf_kor/INTERSIL/IRFF130.html .
 30. Malone P. et al., "**Developing an Inflatable Solar Array**","In NASA/DOD Flight Experiments Technical Interchange Meeting Proceedings, 15p (SEE N93-28699 11-12), Washington, (1992).
 31. Lichodziejewski et al., "**Inflatable Rigidizable Solar Array for Small Satellites**", 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, April, (2003).
 32. Spacedaily, Tech Space, Invention Promises To Change The Way Small Satellites Are Powered, <http://www.spacedaily.com/news/nanosat-01f.html> , El Segundo CA, Nov. (2001).
 33. Redel F. and Lichodziejewski D. "**Power-Scalable Inflation-Deployed Solar Arrays**", 45th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs California, April, (2004).