

01130
13



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO

FACULTAD DE INGENIERIA

CONFIABILIDAD DE LA ARQUITECTURA DE COMPUTO
SEMIVIRTUAL. DESARROLLO DEL MODULO DE
ELECTRONICA DE SENSORES Y CREACION DEL
SOFTWARE DE TELEMETRIA, COMANDO Y CONTROL
DEL MICROSATELITE SATEX

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO EN TELECOMUNICACIONES
PRESENTAN

ADAN ESPINOZA MILLAN
CARLOS ALBERTO PINEDA FIGUEROA



ASESOR: M. I. ESAU VICENTE VIVAS

MEXICO, D. F.

2003

A



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.

TESIS CON FALLA
DE
ORIGEN

Agradecimientos:

A la Universidad Nacional Autónoma de México, en especial a la Facultad de Ingeniería por formar en mi todas las cualidades de un buen ingeniero.

A todos mis profesores de la FI, por que de todos ellos siempre obtuve conocimientos y experiencia que es difícil obtener en cualquier otra institución.

A todos mis amigos que se alegran por todo lo que he logrado y gracias a su amistad he finalizado este trabajo.

A los Ingenieros Jaime Martínez Martínez y Jorge Solar González por el apoyo que me brindaron para la realización de esta tesis.

A toda la gente que participa o participó en el proyecto SATEX, por que gracias al trabajo de todos pude realizar esta tesis.

A Carlos, mi compañero en la elaboración de esta tesis, por realizar un excelente trabajo para la culminación de la misma.

A mi asesor Esau que me impregno siempre de su dedicación y compromiso al trabajo y de su gusto por la investigación.

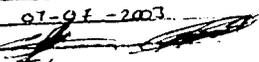
A mis hermanas Lizeth y Aura por soportarme.

A mi madre por todo su apoyo.

A mi padre donde quiera que este, dado que el fue quien me enseño los principios que hacen que mi conducta sea correcta y que son la parte esencial de mi formación tanto humana como profesional.

A todos ellos muchas gracias.

Adán Espinosa Millán.

... a la Dirección General de Bibliotecas
... a difundir en formato electrónico e imp.
... de mi trabajo recepc.
NOMBRE: ESPINOSA MILLÁN ADÁN Y
PINZÓN FIGUEROA CARLOS ALBERTO
FECHA: 07-07-2003
FIRMA: 

Agradecimientos:

A la Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, por todas las oportunidades que me ha brindado.

A mis profesores de la FI, que han formado parte importante en mi vida.

Al programa de becas de la DGSCA-DS, especialmente a la promoción 26.

A mis amigos, por contar con ellos incondicionalmente.

A los Ingenieros Jaime Martínez Martínez y Jorge Solar González, por su amistad y confianza.

A los compañeros del proyecto SATEX, por su dedicación y esfuerzo.

A mi asesor y amigo Esau, por ser guía y ejemplo en el desarrollo de éste trabajo.

Especialmente:

A mi madre por ser mi inspiración.

A mis hermanos Ana y José por ser parte importante de mi universo.

A mis abuelos, tíos y primos.

Pineda Figueroa Carlos Alberto

0

CONTENIDO

	Pag.
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN AL PROYECTO SATEX	1
1.1 Introducción	1
1.2 El proyecto microsatelesital SATEX	2
1.3 Descripción global del satélite	3
1.4 Computadora de vuelo	5
1.5 Arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas y la conveniencia de contar con pronósticos de confiabilidad operativa	7
1.6 Módulo electrónico de acondicionamiento de sensores de la computadora de vuelo	8
1.7 Medios de acceso requeridos para control y supervisión satelital por software	8
CAPÍTULO 2. PRONÓSTICOS DE CONFIABILIDAD PARA EL EXPERIMENTO DE ARQUITECTURA DE COMPUTADORAS	11
2.1 Introducción	11
2.2 Arquitectura de instrumentación distribuida del microsatelesite SATEX	12
2.2.1 Computadora de vuelo, la parte física de la ACSTF	12
2.2.2 Computadoras de carga útil, la parte virtual de la ACSTF	13
2.2.3 Arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas (ACSTF)	13
2.3 Confiabilidad	14
2.3.1 La razón de fallas	14
2.3.2 Ley de falla exponencial	15
2.4 Utilización de la norma MILHDBK217f para calcular razones de fallas de componentes electrónicos	16
2.4.1 Características de la norma MILHDBK217f	16
2.4.2 Referencia global acerca de los factores involucrados por la norma para diferentes componentes electrónicos	16
2.4.3 Valores utilizados para variables y factores de la norma MILHDBK217f de acuerdo con las características del hardware de la computadora semivirtual tolerante a fallas	19

D

2.5 Modelado del hardware de la ACSTF por medio de modelos serie y modelos paralelos _____	22
2.5.1 Representación de la arquitectura de cómputo semivirtual mediante diagramas de bloques tipo serie y tipo paralelo _____	24
2.5.1.1 Módulo del procesador (principal y redundantes) _____	25
2.5.1.2 Procesador virtual _____	27
2.5.1.3 Módulo de control y conmutación de programa _____	27
2.5.1.4 Módulos de la red de comunicación interna y de la red redundante interna _____	29
2.6 Los modelos probabilísticos de Markov _____	31
2.6.1 Modelado del hardware de la CSTF por medio de modelos probabilísticos de Markov _____	34
2.6.2 Gráficas de confiabilidad de la computadora semivirtual _____	38
Referencias _____	41

CAPÍTULO 3. MÓDULO DE ELECTRÓNICA DE SENSORES PARA LA COMPUTADORA DE VUELO _____

43

3.1 Introducción _____	43
3.2 Sensores vinculados a la computadora de vuelo _____	43
3.2.1 Sensores de corriente _____	45
3.2.2 Sensores de temperatura _____	46
3.2.3 Acondicionamiento para sensores de campo magnético _____	48
3.3 Electrónica de Sensores a bordo de Satex _____	50
3.3.1 Tarjeta de sensores de corriente y magnetómetros _____	50
3.3.2 Tarjeta de acondicionamiento de señales de sensores de temperatura del satélite _____	51
3.3.3 Número total de circuitos de acondicionamiento de señales ubicados en el módulo de sensores _____	53
3.3.4 Contenedor diseñado para el módulo de acondicionamiento de señales de sensores del satélite _____	53
3.3.5 Minitarjetas de sensores de corriente y temperatura que se colocarán en diversos equipos del satélite para recabar datos de operación de sus equipos _____	54
3.4 Validación de diseños y pruebas preliminares de calibración de sensores en laboratorio _____	56
3.5 Diseño de circuitos impresos por el software PROTEL _____	56
3.5.1 Software de diseño Protel 99 SE _____	57
3.5.2 Criterios utilizados para el desarrollo de impresos _____	58
3.5.3 Ubicación de componentes y nido de ratas _____	58

F

3.5.4 Interconexión y ruteo de circuitos impresos	60
3.5.5 Capas diseñadas que integran el diseño total de los impresos	62
3.5.6 Ensamble de las tarjetas de electrónica de sensores	63
Referencias	64

CAPÍTULO 4. SOFTWARE DE ESTACIÓN TERRENA 65

4.1 Introducción	65
4.2 Panorama general del software de estación terrena	65
4.3 Lenguaje de programación y base de datos utilizada	66
4.4 Software de búsqueda del satélite	70
4.5 Información obtenida del satélite	74
4.5.1 Status de los equipos a bordo del SATEX	74
4.5.2 Telemetría normal de los sensores a bordo del SATEX	79
4.5.3 TELEMETRÍA ESPECIAL	84
4.5.4 Captura de imágenes y envío a estación terrena	87
4.6 Comandos de control del satélite	89
4.6.1 Comandos de línea	89
4.6.2 Comandos de misión	95
4.6.3 Comandos de 30 bytes	98
4.7 Elaboración de la misión para el satélite	102
4.8 Adquisición de la información capturada por el satélite	110
Referencias	116

CAPÍTULO 5. RESULTADOS OBTENIDOS DURANTE PRUEBAS DE VALIDACIÓN 117

5.1 Introducción	117
5.2 Pruebas preliminares a la construcción de las tarjetas de electrónica de sensores	117
5.3 Pruebas realizadas al modulo de la electrónica de sensores	118
5.4 Pruebas de validación del software de estación terrena	120

F

5.4.1 Consideraciones para realizar las pruebas de software de estación terrena	120
5.4.2 Prueba de programación y envío de misión	120
5.4.3 Pruebas de adquisición de telemetría normal	124
5.4.4 Pruebas de adquisición de telemetría especial	128
5.4.5 Pruebas de adquisición de imagen	129
5.4.6 Pruebas de ejecución de comandos de línea	130
Referencias	132

CAPÍTULO 6. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES 133

6.1 Conclusiones del software de estación terrena	133
6.2 Recomendaciones del software de estación terrena	134
6.3 Conclusiones de la confiabilidad para el experimento de arquitectura de computadoras	135
6.4 Conclusiones de electrónica de sensores	136
6.5 Recomendaciones de electrónica de sensores	136
Referencias	137

CAPÍTULO

1. INTRODUCCIÓN AL PROYECTO SATEX

1.1 Introducción

Como es sabido, los servicios de información y de comunicaciones ya no se consideran como un lujo, sino más bien como una necesidad mundial. Por ello varios países en vías de desarrollo han detectado en diversas épocas, la oportunidad y la conveniencia de construir microsátélites para ganar experiencia y para generar tecnología propia. Como meta adicional han perseguido estrategias tecnológicas que les permitan a mediano o largo plazo construir sistemas satelitales operativos para satisfacer sus necesidades.

Adicionalmente en los últimos años diversas empresas privadas, han promovido proyectos muy importantes de sistemas satelitales, principalmente para servicios móviles y de difusión; las que van aprovechando a los adelantos tecnológicos en materia de electrónica, informática, telecomunicaciones y materiales, para proponer novedosas y atractivas soluciones en el campo de satélites pequeños.

Las misiones orientadas a satisfacer servicios de comunicaciones comerciales han tendido al uso de satélites grandes, pero los adelantos tecnológicos han permitido que se opte por los satélites pequeños. Recientemente tanto los mini como los microsátélites han demostrado su enorme potencial en cuanto a cargas útiles comerciales atractivas en costos. Las aplicaciones abarcan las áreas de comunicaciones, percepción remota, ciencia espacial, demostración tecnológica, así como educación y entrenamiento.

Los programas de construcción de pequeños satélites, se utilizan actualmente para complementar misiones ambiciosas, orientadas a objetivos puntuales. Entre sus ventajas se encuentra la reducción de costos, tiempos de desarrollo, tiempos de pruebas, burocracia y la posibilidad de introducir y validar nuevas tecnologías de manera más rápida.

Un punto medular en el futuro de los microsátélites serán los avances tecnológicos por venir, los cuales darán la posibilidad de generar más sistemas funcionales de alta capacidad de cómputo y altos niveles de confiabilidad en paquetes de tamaño modesto. Sin lugar a dudas, el futuro de los satélites será de los "pequeños satélites".

Dependiendo de la inversión realizada es posible desarrollar desde microsátélites experimentales básicos hasta aquellos que integran desarrollos y adelantos tecnológicos avanzados para construir sistemas de alta complejidad y de alto valor comercial.

En México, los primeros intentos por ingresar a la investigación y desarrollo de tecnología espacial en lo referente a satélites de órbita baja, fueron realizados por la Universidad Nacional Autónoma de México por medio del Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE). Como es bien conocido, el primer microsátélite Mexicano lanzado al espacio fue el UNAMSATA, el cual debido a una desafortunada falla del sistema de lanzamiento lo imposibilitó de realizar aún sus

primeras funciones. El UNAMSAT-B, logró ponerse en órbita, pero funcionó correctamente sólo por un par de meses. Actualmente el PUIDE se encuentra extinto, por lo que no se espera ningún otro avance por parte de ese programa.

Por otro lado 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 cien por ciento mexicana. A dicho proyecto se le dio el nombre de **SATEX**.

1.2 El proyecto microsatelital SATEX

El proyecto SATEX (Satélite experimental), cuyo financiamiento inicial proviene del IMC, posteriormente fue financiado por la Comisión Federal de Telecomunicaciones (COFETEL), y actualmente busca el patrocinio final para realizarle pruebas y orbitarlo a corto plazo.

En su desarrollo participan instituciones educativas y de Investigación de todo el país; en la tabla siguiente se muestran las instituciones participantes, así como los respectivos subsistemas desarrollados.

Tabla 1-1 Instituciones participantes y subsistemas a cargo.

INSTITUCIÓN	SUBSISTEMA DESARROLLADO
<p>CICESE Centro de Investigación Científica y de Estudios Superiores de Ensenada, en Baja California Norte.</p>	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Equipos de comunicaciones (Radio1 y Radio2) ✓ Experimento de comunicaciones ópticas (CUO) ✓ Decodificador de tonos (DT) ✓ Hardware de estación terrena
<p>CIMAT Centro de Investigación en Matemáticas, de Guanajuato.</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
<p>IPN Instituto Politécnico Nacional, por medio de la Escuela de Ingeniería Aeronáutica y la sección de graduados de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, ESIME.</p>	<p>Coordinación general</p> <p>ESIME:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Bobinas de torque magnético (BTM) ✓ Experimento en banda Ka ✓ Receptor en banda Ka <p>Aeronáutica:</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Integración y pruebas ✓ Transmisor terrena en banda Ka
<p>INAOE Instituto de Astrofísica Óptica y Electrónica, ubicado en Puebla</p>	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Sistema de potencia ✓ Celdas solares ✓ Baterías
<p>CITEDI Centro de Investigación en Tecnología Digital, de Tijuana, Baja California Norte.</p>	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Computadora de vuelo ✓ Sensores de corriente, temperatura y magnetómetros ✓ Hardware de acondicionamiento y Multiplexación de sensores ✓ Protocolos para telemetría y comando ✓ Hardware y software para la red interna del satélite ✓ Software de vuelo ✓ Software de estación terrena ✓ Sistema experto para control de misión ✓ Experimento de arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas
<p>UNAM Universidad Nacional Autónoma de México, a través del Instituto de Ingeniería.</p>	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Computadora de vuelo ✓ Sensores de corriente, temperatura y magnetómetros ✓ Hardware de acondicionamiento y Multiplexación de sensores ✓ Protocolos para telemetría y comando ✓ Hardware y software para la red interna del satélite ✓ Software de vuelo ✓ Software de estación terrena ✓ Sistema experto para control de misión ✓ Experimento de arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

1001

Entre algunos de los objetivos del proyecto SATEX está la formación de recursos humanos especializados en proyectos espaciales en las diversas instituciones participantes, el aprovechamiento de experiencias nacionales previas en materia aeroespacial, fomentar la participación de jóvenes investigadores y estudiantes, promover convenios de colaboración académica entre instituciones nacionales e internacionales, explotar al máximo los convenios con otros países, así como planear el desarrollo del proyecto para dar continuidad al trabajo en esta área y para poder utilizar las soluciones y los equipos desarrollados en futuros proyectos.

1.3 Descripción global del satélite

SATEX es un cubo de 47 cm. por lado, cuya masa se estima será cercana a los 55 kg., por lo que se encuentra clasificado como un microsatélite.

El satélite puede dividirse en dos partes fundamentales para su operación: el conjunto de equipos que conforman la carga de pago, o en su caso experimentos tecnológicos a los que se denominan cargas útiles, y el conjunto de equipos fundamentales que conforman un satélite, también conocido como plataforma. Hay una interacción precisa entre ambas partes que debe preservarse y controlarse en todo momento. En la figura 1-1 se muestra un diagrama que describe al microsatélite.

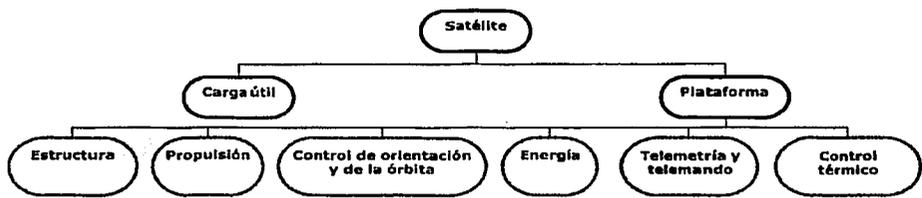


Figura 1-1 Subsistemas de un satélite de comunicación.

Las cinco cargas útiles principales del microsatélite son:

- ✓ Sistema de comunicaciones ópticas (espacio - Tierra)
- ✓ Respaldo de comunicaciones por tonos
- ✓ Cámara digital de percepción remota
- ✓ Estudio de propagación de señales en la banda Ka
- ✓ Arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas

Debe enfatizarse que por tratarse de una primera experiencia de diseño, integración y validación totalmente mexicana, cada subsistema construido para el microsatélite representa una carga útil adicional, de las cuales se obtendrán importantes experiencias para generar sistemas más complejos en el futuro. A continuación se explican los subsistemas del microsatélite de forma breve.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

TECNOLOGÍA
FALLA DE ORIGEN

El subsistema de Potencia está constituido por 4 tableros solares ubicados en cuatro de sus caras los cuales suministran corriente de carga para baterías que almacenan energía eléctrica. A estos últimos se conectan convertidores DC/DC para generar los voltajes de operación para todos los equipos satelitales. Adicionalmente, el subsistema de potencia cuenta con una microcomputadora que realiza todas las tareas de administración de los recursos energéticos por medio de sensores y por medio de convertidores DC/DC. La vinculación de este subsistema con el satélite se realiza por medio de una red de área local.

El subsistema de control orientación persigue reducir la complejidad de la dinámica de vuelo del vehículo, además de perseguir el control del satélite para orientar las cargas útiles hacia Tierra. Para lograrlo, el satélite cuenta con dos sistemas de estabilización, un sistema de estabilización pasivo y otro dinámico.

El sistema de estabilización pasivo se basa en un gradiente gravitacional, el cual tiene una longitud de 6 metros cuando se encuentra totalmente desplegado, además de tener una masa de 2.5 kg.

Los sensores de orientación están constituidos por cuatro sensores finos de Sol (SFS) y dos magnetómetros triaxiales que permiten detectar cambios en la orientación del vehículo, los cuales se encuentran conectados a la computadora de vuelo (CV). La CV determina acciones correctivas por medio del control de seis bobinas de torque magnético (BTM) para generar pares de corrección en tres ejes, es decir, un sistema de estabilización triaxial. En la figura 1-2 se muestra en forma simplificada la posición del sistema de orientación.

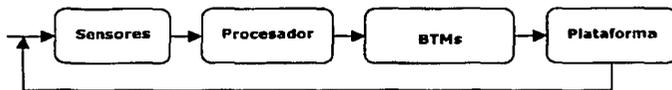


Figura 1-2 Proceso simplificado del control de orientación.

El sistema de telemetría permite reportar el estado operativo de los equipos del satélite a tierra. Utiliza un gran número de sensores que detectan variaciones de temperatura, voltaje y corriente eléctrica. Por ejemplo, monitorean las corrientes consumidas por subsistemas electrónicos importantes, como los equipos de comunicación, las computadoras y la electrónica que utilizan los mismos sensores, así como corrientes entregadas por los paneles solares y las baterías. También se monitorea la temperatura de las baterías, las cargas útiles, los módulos electrónicos más importantes y sitios estratégicos dentro del microsátélite. Esta información se codifica y se almacena en la CV, reemplizándose la secuencia a intervalos regulares. Esta información se utiliza para la toma de decisiones en el satélite y además se envía a Tierra cuando el satélite sobrevuela su estación terrena.

El sistema de telemando permite enviar órdenes al satélite desde el centro de control a través de radioenlaces, que se activan exclusivamente durante la transferencia de datos. Los comandos pueden tener efecto tanto en la carga útil como en la plataforma y sólo son admitidos por el satélite mediante el uso de códigos de seguridad que evitan accesos ilegítimos. Con ello se evitan consecuencias catastróficas

que puede generar un comando inadecuado debido a que es factible el tener acceso al satélite desde cualquier sitio del planeta si se emplea suficiente potencia en una estación terrena transmisora.

Para evitar variaciones de temperatura extremas en los componentes del microsatélite, fuera de las toleradas para su adecuado funcionamiento, el control térmico se basa en la disipación de calor hacia la estructura. También protege a las partes de frío intenso (durante los eclipses o en áreas no expuestas al Sol) por medio de materiales aislantes para lograr el equilibrio térmico requerido dentro de la nave.

1.4 Computadora de vuelo

El satélite experimental requiere de un sistema electrónico que permita el acondicionamiento eléctrico de las señales de sensores y que permita realizar operaciones en forma automática para la adquisición de datos locales, ejecución de algoritmos de control y que permita regular la comunicación entre computadoras abordo. También se ocupa de las comunicaciones con Tierra y de la interpretación y ejecución de órdenes que le asignen en cada contacto; por lo cual debe contar con una arquitectura capaz de manejar las interfaces requeridas por los diversos subsistemas del vehículo y que permita resolver todos los aspectos relacionados con su programación. Este subsistema es la computadora de vuelo (CV) que se ha desarrollado en el Instituto de Ingeniería de la UNAM.

Las principales actividades a realizar por la computadora de vuelo de SATEX son: Liberar las antenas del microsatélite, obtener el registro de las variables eléctricas y ambientales, realizar comunicación con Tierra para recibir comandos y transmitir su telemetría e imágenes. También mantendrá una constante comunicación con otros submódulos abordo con el fin de transferirles comandos y programas, así como para recabar datos de diagnóstico e información para detectar fallas.

La computadora de vuelo está compuesta por seis tarjetas conectadas a través de dos conectores de costilla, uno en cada extremo. Figura 1-3. Con este tipo de ensamble se obtiene además la rigidez mecánica que requiere el equipo.

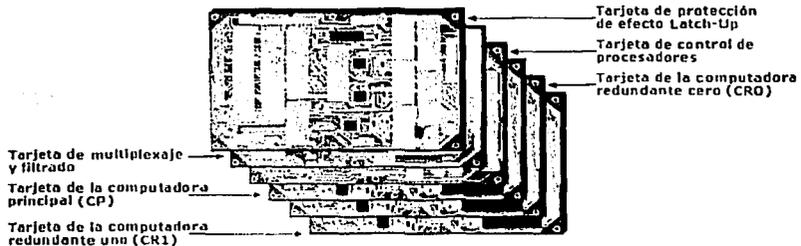


Figura 1-3 Estructura de la computadora de vuelo.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

A continuación se describe cada una de las tarjetas que conforman a la CV. Cada una tiene un nombre que hace referencia a la función electrónica principal que realiza.

Tarjeta de procesamiento principal (PP)

Esta tarjeta contiene el procesador principal que controla todos los procesos realizados dentro de la computadora de vuelo, dos circuitos integrados de memoria EPROM y dos de memoria RAM además de circuitos lógicos para definir los mapas de memoria. Cuenta también con una unidad de detección y corrección de errores (Error Detection And Correction, EDAC) y un circuito de memoria RAM adicional para almacenar los síndromes generados por la unidad EDAC. También se encuentra parte de la electrónica que conforma al circuito de protección contra efecto "latch-up". Tres tarjetas como esta se instalarán dentro de la CV, una como principal y dos como redundantes. Por esta razón contiene "jumpers" para identificar la tarjeta esto es: Procesador principal, procesador redundante cero o procesador redundante uno.

Tarjeta de procesamiento redundante cero (PRO)

Está compuesta exactamente por los mismos elementos que la tarjeta PP. Esta tarjeta se utilizará cuando se presente alguna falla en la principal.

Tarjeta de procesamiento redundante uno (PR1)

Presenta las mismas características de las dos anteriores y entrará en uso cuando éstas fallen.

Tarjeta de control de procesadores

Realiza principalmente funciones de multiplexaje para conectar las señales, ya sea a la PP y PR1 o a la PRO. Estas señales incluyen líneas E/S, líneas de selección de multiplexores, canales de la red externa, red interna y red redundante interna. También contiene el control independiente del encendido de las tres tarjetas de procesadores.

Tarjeta de multiplexaje y filtrado

Dentro de esta tarjeta se encuentra parte del hardware de la red de área local del satélite. Aloja también a todos los multiplexores que reciben la mayor parte de las señales de sensores del satélite. A la salida de estos multiplexores se encuentran filtros pasa bajas que además adecúan la señal para proteger los canales A/D del procesador. Como se percibe, el uso de multiplexores permite leer todas las señales de sensores con sólo algunos canales del procesador, además de utilizar una cantidad reducida de filtros.

Tarjeta de protección de efecto "latch-up"

En esta tarjeta se encuentra la parte complementaria de la electrónica de protección de efecto "latch-up". Cuenta además con el hardware restante para las redes de comunicaciones, tanto externa como interna. Esta es la última tarjeta de la CV y en ella se encuentran todos los conectores que agrupan señales de comunicación, control y energía para interconectarse con los equipos del satélite.

El diseño actual de la computadora denominado CV-3PRO (Computadora de vuelo de 3 Procesadores), persigue incrementar su vida útil, ya que además de contar con redundancias en hardware, también cuenta con redundancias en software.

1.5 Arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas y la conveniencia de contar con pronósticos de confiabilidad operativa

El quinto experimento del microsatélite está orientado a realizar el mantenimiento automático de la CV para que ofrezca comunicaciones continuas con Tierra. El experimento esta compuesto por una arquitectura de cómputo semivirtual formada por todos los procesadores a bordo y los canales de comunicación interna. En este sentido, la arquitectura de cómputo utiliza un proceso de generación y evaluación de diagnósticos en cada uno de los procesadores, así como la realización de un voto democrático que permite localizar fallas en cualquiera de éstos y con base en ello se procede a realizar el mantenimiento de la CV en caso de ser requerido. Lo anterior es parte fundamental dentro de la tolerancia a fallas, es decir, que después de la detección se proceda a corregir la falla para que el sistema pueda de nuevo operar en óptimas condiciones.

Bajo este escenario la predicción de índices y curvas de confiabilidad proporcionan la base cuantitativa necesaria para valorar el desempeño de una parte vital de la instrumentación del satélite. Una vez que se elige un diseño, la predicción de confiabilidad se puede usar como una guía para proponer una mejor solución. De esta forma, el impacto de los cambios del diseño se puede conocer comparando las predicciones de confiabilidad entre el diseño existente y los diseños propuestos.

Además, los estudios de confiabilidad permiten conocer el comportamiento de equipos ante cambios en su ambiente operativo y ello puede llevar a la necesidad de implementar sistemas de control ambiental. Adicionalmente, las predicciones de confiabilidad permiten ubicar las necesidades de redundancias o de sistemas de respaldo.

Las predicciones también ayudan a evaluar el significado de fallas reportadas. Por ejemplo, si ocurren diversas fallas con un tipo de componente del sistema, la razón de fallas predicha puede determinar si el número de fallas es commensurable con el número de componentes usados en el sistema o para indicar si existe un problema de área o zona.

Las predicciones de confiabilidad son útiles para realizar comparaciones entre diversos sistemas ya terminados que realizan las mismas acciones o acciones muy semejantes. Estas comparaciones se efectúan con el fin de determinar cuál equipo es mejor, sobre todo en los casos en que los equipos aparentemente realicen los mismos procesos.

Por esta razón, surge la necesidad de realizar análisis exhaustivos de confiabilidad operativa de los equipos del satélite, con los cuales sea posible determinar la funcionalidad de un sistema por un determinado tiempo y a su vez para poder compararlo con otros sistemas similares.

En el caso de SATEX, los estudios de confiabilidad no se utilizaron para optimizar el hardware, sino para demostrar las ventajas de utilizar técnicas de redundancia y de tolerancia a fallas. En este sentido se explotó la experiencia de

diseño que tiene el personal académico del Instituto, y con los pronósticos de confiabilidad se fundamentan cuantitativamente las ventajas de la arquitectura de cómputo que se desarrolló para el microsatélite. Por las razones expuestas, se desarrolló un análisis profundo de la instrumentación del microsatélite basado en la comparación de variantes del diseño. Con ellas se analizan las probabilidades de éxito que tendrá la misión, la cual se plantea para un periodo de un año de funcionamiento como mínimo.

1.6 Módulo electrónico de acondicionamiento de sensores de la computadora de vuelo

La instrumentación electrónica que complementa a la computadora de vuelo para tener acceso a 48 sensores del satélite, reside en el módulo denominado: Electrónica de acondicionamiento de sensores y voto (EASyV). Este equipo contiene dos circuitos impresos que llevan a cabo el acondicionamiento de sensores del satélite. Las señales acondicionadas de estos sensores se envían a la CV por medio de diversos conectores. Los sensores y su conexión se describen con detalle en el capítulo 3.

Como se comentó anteriormente, el filtrado y recorte de todas las señales externas se lleva a cabo dentro de la CV, para llevarlos después a los canales A/D del procesador, el cual las procesa según corresponda. En el capítulo 3, también se revisará el funcionamiento de esta electrónica, además se indicará cómo están conectados todos estos sensores a la computadora de vuelo.

Como también se mencionó anteriormente, es de vital importancia la información que proporcionen los sensores, pues unos indicarán el apuntamiento del satélite y otros el estado operativo de todos los subsistemas. SATEX cuenta con los siguientes sensores:

- ✓ Sensores de corriente
- ✓ Sensores de voltaje
- ✓ Sensores de temperatura
- ✓ Sensores finos de sol
- ✓ Sensores de campo magnético (Magnetómetros)

Estos sensores están agrupados de tres maneras, el primer grupo está constituido por aquellos sensores localizados en el interior del gabinete de la CV, a los cuales se les aplica un acondicionamiento eléctrico que reside también dentro del gabinete. El siguiente grupo está formado por sensores externos a la CV cuyas señales eléctricas se acondicionan dentro del módulo EASyV. El tercer grupo lo constituyen sensores externos cuyas señales eléctricas se acondicionan también en el exterior.

1.7 Medios de acceso requeridos para control y supervisión satelital por software.

Los sistemas de supervisión y control incluyen funciones de comprobación, alarma y mando remoto, para hacer más eficiente la operación de una red (reduciendo la duración y el número de fallas) así como funciones para reconfigurar sus enlaces manual o automáticamente, o bien determinar otras características de su operación.

Las estaciones de mayor tamaño pueden contar con medios para comprobar parámetros de nivel de ruido en radiofrecuencias, banda base, sistema de energía, antenas, y equipos. De igual modo permiten establecer averías en elementos específicos y las variables del medio ambiente exterior e interior. Las comprobaciones persiguen detectar degradaciones de los subsistemas, las posibles relaciones entre el medio ambiente y parámetros de los equipos o tendencias hacia fallas que pueden evitarse antes de que ocurran.

En el caso del sistema SATEX las alarmas visuales principalmente señalan alteraciones en los valores admisibles de variables, lo cual representa una condición de falla real o inminente, y en una estación deben indicarse de tal forma que todo el personal se percate de ello y actúe inmediatamente.

Por otro lado la función de control remoto del satélite permite realizar la conexión o desconexión de los equipos que no lo hacen de forma automática. Con ello resulta posible establecer el estado de equipos, establecer la conectividad entre las estaciones de red para establecer las restricciones de cada una de ellas, así como las prioridades para ejecutar secuencias automáticas.

Estos dos aspectos, se encuentran integrados en dos de los sistemas más importantes de un satélite. El sistema de comandos, entre otras cosas, ayuda a controlar el satélite desde tierra, mientras que el sistema de telemetría se encarga de capturar toda la información tanto de sensores y equipos para reportarlos a Tierra y tener una visión general del estado de todo el sistema.

Cuando se utiliza el sistema de comandos, se persigue configurar el satélite o alguno de sus subsistemas desde la Estación Terrena. Para ello, después de recibir la información, se debe decodificar para saber lo que significa y ver si se puede llevar a cabo esta tarea especificada. Estas instrucciones pueden ser de ejecución inmediata, pueden desarrollarse al existir algún acontecimiento previsto o imprevisto o pueden ejecutarse en un instante determinado. Entre las acciones que se pueden llevar a cabo se encuentran la activación de procedimientos de estabilización, liberación del gradiente gravitacional, el apagado o encendido de equipos y experimentos, la carga y ejecución de nuevos programas en la computadora de vuelo principal o de algún subsistema o experimento.

El sistema de Telemetría reporta información de algunos parámetros deseados en Estación Terrena, con ellos se infiere el estado operativo de los equipos del satélite así como de su entorno al interior del vehículo, algunos datos recuperados son los siguientes:

- ✓ Estado: Indica el estado en que se encuentra el satélite junto con información de cargas útiles y la energía disponible.
- ✓ Información de todos los sensores contenidos en el satélite.
- ✓ Datos de los sensores de orientación del satélite.
- ✓ Imágenes capturadas por la cámara digital.

Para realizar todos estos procesos se requiere software en el satélite y software complementario en la estación terrena, este último con una interfaz hombre-máquina eficiente y práctica para apoyar las acciones del personal de control satelital.

El software de estación terrena tiene dos funciones principales, recibir telemetría y enviar misiones.

Los sistemas satelitales de percepción remota comerciales pueden tener una estación Terrena para cada función antes descrita, las bases para envío de comando deben tener un sistema de verificación para saber si el comando fue recibido y ejecutado, generalmente utilizan códigos para verificar la integridad de los datos. Cuando se presentan errores de transmisión de comandos los sistemas cuentan con medios para retransmitir la Información. Adicionalmente los satélites de órbita polar requieren la programación anticipada de misiones de forma previa al inicio del contacto con el satélite.

Cuando existe una Estación exclusiva para recibir telemetría, esta debe estar en contacto directo con la estación de envío de comandos, debido a las posibles eventualidades que se puedan suscitar.

En el caso del SATEX se tiene proyectada una sola estación terrena con amplios recursos de software para realizar conjuntamente las tareas tanto de recepción de telemetría como de envío de comando o misión. Este tema se trata con profundidad en el capítulo 4.

En el siguiente capítulo se presenta el modelo de Markov realizado para la arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas, así como la obtención de pronósticos de confiabilidad mediante el uso de la norma MIL-HDBK-217f y la ley exponencial de fallas.

CAPÍTULO

2 PRONÓSTICOS DE CONFIABILIDAD PARA EL EXPERIMENTO DE ARQUITECTURA DE COMPUTADORAS

2.1 Introducción

En vista de que los equipos espaciales operan en ambientes sumamente agresivos en términos de radiación, cambios de temperatura y vacío, resulta necesario modelarlos para obtener pronósticos cuantitativos de confiabilidad operativa de acuerdo a su ambiente de operación.

En particular, para el microsatélite experimental SATEX, se ha propuesto el desarrollo de un experimento de una arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas (ACSTF), fuertemente acoplada por software, orientada a diagnosticar, detectar fallas y a dar mantenimiento automático a la computadora más crítica del vehículo espacial para ofrecer servicios continuos de operación satelital.

El microsatélite experimental SATEX (MES) constituye un desarrollo tecnológico de gran importancia para el país, debido a que cuenta con experimentos de tecnología de frontera en los ámbitos de comunicaciones ópticas [3], arquitectura de computadoras [4] y [5] y de sistemas tolerantes a fallas [6], [7], [8] y [9], lo cual implica que sea necesario contar con pronósticos del comportamiento de los sistemas. Para el caso de la ACSTF se desarrolló un análisis de confiabilidad utilizando técnicas analíticas tales como el modelado combinacional y el modelado de Markov [10], así como la norma militar MIL-HDBK-217f [11].

Para efectuar el análisis de confiabilidad se requiere conocer la razón de fallas de cada uno de los componentes electrónicos que intervienen en la ACSTF. En particular, la norma militar MIL-HDBK-217f constituye un estándar que fue desarrollado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos para estimar valores de razón de fallas (número de fallas en un periodo de tiempo) de todo tipo de componentes electrónicos.

En este capítulo se presenta el estudio de confiabilidad que fue desarrollado en el Instituto de Ingeniería de la UNAM para el hardware de la ACSTF. El análisis se basa en la utilización de la ley exponencial para predecir fallas en componentes electrónicos, en la aplicación de la norma militar referida, en el uso de técnicas de modelado combinacional, en modelos probabilísticos de Markov, así como en programas escritos en MATLAB para resolver sistemas de ecuaciones en diferencia y graficar curvas de confiabilidad en un ambiente interactivo.

2.2 Arquitectura de instrumentación distribuida del microsátélite SATEX

El microsátélite está instrumentado con una computadora de vuelo y cuatro computadoras dedicadas para los experimentos por realizar [5] enlazadas por medio de una red de área local redundante y tolerante a fallas [8], formando así un sistema de automatización distribuida, figura 2-1.

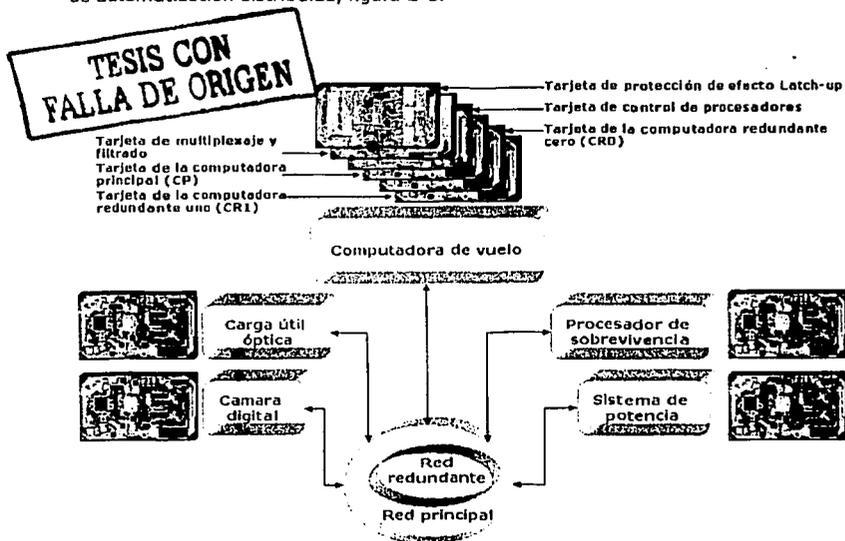


Figura 2-1 Sistema de automatización utilizado en el MES.

2.2.1 Computadora de vuelo, la parte física de la ACSTF

En vista de que la computadora de vuelo realiza las principales funciones de control automático atribuibles al MES (tareas de inicio de vida, captura y formación de telemetría, estabilización, recepción de comando y misión) además de operar como servidor y ruteador de información en la red local, constituye un eslabón altamente crítico en la instrumentación. Por tal razón se desarrolló con una arquitectura compacta que cuenta con una tarjeta de procesamiento principal y dos tarjetas de respaldo en frío [4], en donde cualquiera de ellas se puede utilizar para realizar el control de operaciones total en el microsátélite.

Adicionalmente, la computadora de vuelo contiene varios módulos que le permiten realizar sus funciones operativas, entre ellos: un sensor de radiación para proteger partes electrónicas delicadas, un módulo de conmutación de procesadores, un módulo de multicanalización de sensores que cuenta con etapas de filtrado y recorte de señales analógicas, hardware redundante para su red de área local, manejadores de línea para todas sus señales E/S y electrónica para admitir de forma remota (por radiofrecuencia) la instalación de nuevo software de operaciones. Esta última opción permitirá realizar todo tipo de cambios operativos para disponer de un laboratorio complejo de instrumentación espacial que permita adquirir mayor experiencia en el control de satélites.

2.2.2 Computadoras de carga útil, la parte virtual de la ACSTF

Las computadoras restantes, constituyen sistemas reducidos de una sola tarjeta basados en procesadores Intel (subsistema de potencia y subsistema de sobrevivencia) y Siemens (experimento de comunicaciones ópticas y experimento de la cámara digital).

2.2.3 Arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas (ACSTF)

Debido a las características de conectividad entre los procesadores del satélite, es posible conformar con ellos diversas arquitecturas de cómputo que intercambien parámetros e información a través de la red de área local. De esta forma, la arquitectura de la figura 2-1 además de utilizarse como una arquitectura de automatización distribuida para control satelital, también puede ser usada para establecer arquitecturas de cómputo paralelo o bien para conformar arquitecturas de cómputo orientadas a tolerar las fallas de sus computadoras en sentido estricto, es decir, que realicen automáticamente labores de diagnóstico, detección y de reconfiguración ante fallas para obtener en este caso los servicios continuos de comunicaciones del sistema satelital.

En el caso del MES, sus procesadores se utilizan para conformar periódicamente una computadora semivirtual tolerante a fallas Bizantinas [10]. La utilización de una arquitectura de este tipo tiene por objeto realizar la supervisión automatizada del estado operativo de la computadora más crítica para el satélite, es decir, la computadora de vuelo, de tal forma que en caso de que presenten fallas se le pueda efectuar mantenimiento automático. Esto es posible debido a que el diseño de la CV fue realizado tomando en cuenta la necesidad de incluir refacciones de procesadores para aplicarle mantenimiento automatizado.

La arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas Bizantinas, evita las fuertes penalizaciones de peso, volumen y potencia en que incurren las arquitecturas convencionales de cómputo tolerantes a fallas [10].

La organización topológica de las computadoras del satélite se controla por medio de comandos de software, de esta forma se arma una arquitectura semivirtual que contiene una parte física formada por la computadora de vuelo y una parte virtual formada por las computadoras de carga útil, figura 2-2, además, cuenta con procesadores redundantes en ambas partes de la arquitectura. En cuanto a la detección de fallas, la arquitectura utiliza procesos de voto mayoritario de resultados de diagnóstico de sus nodos computacionales.

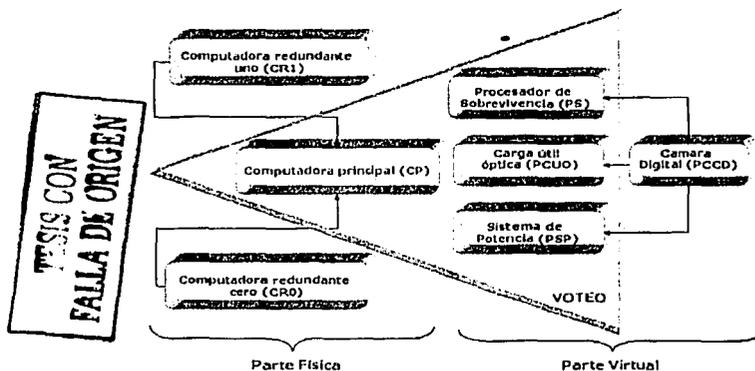


Figura 2-2. Arquitectura de la computadora semivirtual tolerante a fallos.

Para satisfacer los requisitos de la técnica utilizada para detectar fallas Bizantinas, el algoritmo de voto [10] requiere de la participación de 4 nodos computacionales, por ello inicialmente la arquitectura utiliza a la Computadora principal (CP), el procesador de sobrevivencia (PS), el procesador de la carga útil óptica (PCUO) y el procesador del subsistema de potencia (PSP); dejando a la computadora redundante cero (CR0) y a la computadora redundante uno (CR1) como repuestos para la parte física y al procesador de la cámara CCD (PCCD) como procesador de refacción para la parte virtual.

2.3 Confiabilidad

La confiabilidad de un sistema, subsistema o equipo es la probabilidad de que no le ocurran fallas en un determinado lapso de tiempo, por lo cual tiene un valor entre 0 y 1 que puede predecirse [15]. Mientras mayor sea el intervalo de tiempo desde que el sistema inició su operación será invariablemente menor la confiabilidad, por lo que es una función decreciente del tiempo. La especificación completa de la confiabilidad incluye también la definición del desempeño satisfactorio del sistema, la confianza de la probabilidad de este y los parámetros de su ambiente de operación.

2.3.1 La razón de fallas

La razón de fallas (λ) es el número esperado de fallas de un componente o sistema en un periodo de tiempo determinado [18]. Esta razón de fallas es una medida de la calidad de un sistema y por tanto puede ser utilizada para comparar sistemas y componentes [16].

Empíricamente se ha encontrado que los componentes electrónicos tienen una *función de razón de fallas* que tiene un valor constante durante cierto periodo de tiempo, figura 2-3. La parte constante se denomina *vida útil* del sistema y tiene por valor λ (fallas por horas). Como se puede observar, la curva se divide en tres fases: la de falla prematura o infantil, la de falla casual y la de falla por desgaste. La falla prematura es causada por defectos en la manufactura de los componentes y la falla por desgaste se manifiesta debido al uso prolongado de los componentes; estos dos tipos de falla representan promedios de falla muy altos.

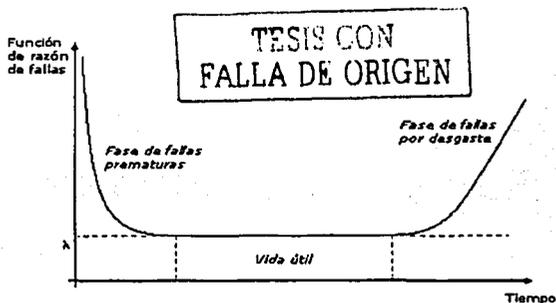


Figura 2-3 Comportamiento de la función de razón de fallas.

La fase de falla casual representa el período de vida útil de los componentes de un sistema porque se mantiene constante durante un período de tiempo. Por esta razón, es la fase más importante para un componente electrónico, pues es durante ésta cuando ofrece el servicio más seguro (predecible) a los usuarios.

2.3.2 Ley de falla exponencial

La confiabilidad del sistema varía exponencialmente con el tiempo, a esta relación se le conoce como *Ley Exponencial de Fallas*, la cual se utiliza para analizar componentes electrónicos y es parte fundamental en el análisis de confiabilidad.

$$R(t) = e^{-\lambda t}$$

donde λ es el valor constante de la razón de fallas.

2.4 Utilización de la norma MILHDBK217f para calcular razones de fallas de componentes electrónicos

Un importante aspecto en el análisis de sistemas es la estimación de la razón de fallas de componentes específicos. La técnica más común para estimar la razón de fallas es a través de la norma militar "MIL-HDBK-217F Reliability Prediction of Electronic Equipment" (Predicción de Confiabilidad de Equipo Electrónico) el cual es un manual de estandarización que fue desarrollado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos de América con la asistencia de sus diversos departamentos militares, agencias federales y la industria [17].

Los antecedentes para el desarrollo del estudio de confiabilidad elaborado en esta tesis, se encuentran en [19], donde se presentan de forma más detallada los aspectos referentes a esta norma, explica cada una de las formulas que se ocupan para determinar la razón de fallas de componentes electrónicos, así como los parámetros que intervienen en dichas formulas. En las siguientes secciones se hablará de manera concisa sobre la norma MILHDBK217f, evitando la redundancia de información con la tesis mencionada.

2.4.1 Características de la norma MILHDBK217f

Esta norma establece las bases para la comparación y evaluación de predicciones de confiabilidad de diseños relacionados o competitivos y se utiliza para determinar la confiabilidad de equipos utilizados en aplicaciones de alto riesgo.

El manual cuenta con dos métodos de predicción de confiabilidad; "Part Stress Analysis" y "Parts Count". Estos métodos varían en el grado de información que requieren para ser aplicados. El método *Part Stress Analysis* requiere mayor cantidad de información detallada y es aplicable durante la última etapa de diseño, cuando el hardware está siendo diseñado o bien, cuando ya se encuentra construido. El método *Parts Count* requiere menos información, generalmente, cantidad de partes, nivel de calidad y el ambiente en que se utilizan. Este método es aplicable durante la primera etapa del diseño y durante la formulación de propuestas. En general, el método de *Parts Count* usualmente arrojará resultados de estimación más conservadores de la confiabilidad del sistema que el método de *Part Stress*.

El estudio de confiabilidad realizado a la computadora semivirtual tolerante a fallas, fue desarrollado con el método *Part Stress Analysis*, debido a que se encuentra en su etapa final de desarrollo.

2.4.2 Referencia global acerca de los factores involucrados por la norma para diferentes componentes electrónicos

La norma militar MIL-HDBK-217f Notice 2 contiene diversas ecuaciones para obtener la razón de fallas de diferentes tipos de componentes electrónicos, en dichas ecuaciones intervienen principalmente tres factores: la calidad del componente, el ambiente en que se emplea y la temperatura de operación.

El manual abarca una gran cantidad de componentes electrónicos para los cuales existe una ecuación determinada; e incluso para elementos que se encuentren dentro de la misma categoría, es muy común encontrar variantes en las ecuaciones dependiendo de características particulares de los elementos. Por ejemplo, se utilizan diferentes ecuaciones para el cálculo de la razón de fallas de microprocesadores, memorias, circuitos integrados, diodos, transistores, componentes optoelectrónicos, tubos de onda viajera, láseres, motores, interruptores, etc.

Realizando un análisis de todos los componentes electrónicos que están involucrados dentro de la ACSTF que se considera para el análisis de confiabilidad, se logran distinguir 19 tipos diferentes. Para calcular la razón de fallas de los componentes electrónicos involucrados en la instrumentación, se utilizaron 4 ecuaciones generales que agrupan a los componentes antes mencionados. Cada una de estas ecuaciones cuenta con distintos parámetros que toman su valor de tablas o bien se calculan a través de formulas, dependiendo del tipo de componente, tabla 2-1.

Tabla 2-1 Componentes electrónicos utilizados en la computadora de vuelo.

NOMBRE (Identificador)	DESCRIPCIÓN	Ecuación para calcular la razón de fallas (norma militar MIL-HDBK-2177 Notice 2)
SAB80C166 (SAB80)	Procesador de 16 bits	$\lambda = (C_1\pi_T + C_2\pi_E)\pi_Q\pi_L \times 10^{-4}$ Fallas/Hora Donde: C_1 es la razón de fallas por complejidad del circuito C_2 es la razón de fallas del empaque π_T es el factor de temperatura π_E es el factor ambiental π_Q es el factor de calidad π_L es el factor de aprendizaje
LM139FK (COMP)	Comparador	
SN54HC00FK (NAND)	Compuerta NAND	
SN54HC32FK (OR)	Compuerta OR	
SN54HC08FK (AND)	Compuerta AND	
TLC2201FK (AMP2201)	Amplificador Operacional	
TLC271FK (AMP271)	Amplificador Operacional	
SN54HC157FK (MUXDIG)	Multiplexor Digital	
SN55189FK (LD189)	Manejador de línea "line driver"	
SN55188FK (LD188)	Manejador de línea "line driver"	
CD4053BM (MUX4053)	Multiplexor Analógico 2 a 1	
MM54HC221A (MOND)	Multivibrador Monoestable	
EDAC	Error Detecting And Correcting	
DSP128M6N (RAM)	Memoria RAM (128K por 8)	
27C256-70 (PROM)	Memoria PROM (32K por 8)	

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

OSC40M (XTAL)	Cristal oscilador de 40MHz	$\lambda = \lambda_b \pi_Q \pi_E \times 10^{-6}$ Fallos/Hora Donde: λ_b es la razón de fallas base π_Q es el factor de calidad π_E es el factor ambiental
IRFF130 (IRFF)	Hexfet (MOSFET)	
LM136	Regulador de voltaje	$\lambda = \lambda_b \pi_T \pi_S \pi_C \pi_Q \pi_E \times 10^{-6}$ Fallos/Hora Donde: λ_b es la razón de fallas base π_T es el factor de temperatura π_S es el factor de tensión eléctrica
LM139	Comparador de voltaje	

Existen 4 niveles primarios de pruebas para circuitos Integrados A, B, C y D. A y B son los niveles más altos por lo cual se utilizan en aplicaciones militares; el factor de calidad es de 1 para A y 2 para B. Los componentes de clase C son de alta calidad comercial con un factor de calidad de 16, en tanto que la clase D representa el estándar comercial herméticamente cerrado el cual tiene un factor de calidad de 150.

Factor de temperatura (π_T). Depende de la tecnología del dispositivo, de la temperatura de operación, del encapsulado y de la potencia disipada.

Factor ambiental (π_E). Esta determinado por las condiciones ambientales en las que opera el dispositivo. Los valores típicos de factor ambiental varían de 0.2 a 10.0. Por ejemplo, dispositivos localizados en un cuarto con aire acondicionado tienen un factor ambiental de 0.2 en tanto que aquellos que se usan en un compartimento deshabitado de un avión tienen un factor de 6.0 y dispositivos que operen en ambientes agresivos como el de un misil tienen un factor de 10.0

Factores complejos C1 y C2. C1 está en función del número de compuertas (para circuitos lógicos), número de transistores (para circuitos lineales) y número de bits para memorias. C2 tiene que ver con el tipo de empaque, ya que estos tienen un proceso de fabricación diferente, por lo que la probabilidad de que el empaque falle, depende de las características del mismo.

Razón de fallas inducidas por ciclos lectura/escritura (λ_{cr}) para memorias. La razón de fallas inducidas por ciclos de lectura y escritura de una memoria se asocia con su desgaste debido al número de ciclos de lectura y escritura que va acumulando en su vida útil.

Razón de fallas base (λ_b). Se utiliza en el cálculo referente a la razón de fallas de "hexfets", es un dato obtenido del estándar militar MIL-HDBK-217F Notice 2 el cual les asigna un valor de 0.029.

2.4.3 Valores utilizados para variables y factores de la norma MILHDBK217F de acuerdo con las características del hardware de la computadora semivirtual tolerante a fallas

Con ayuda de manuales técnicos y libros, se procedió a recabar todos los datos necesarios de los componentes electrónicos que se utilizan en la Instrumentación de SATEX. Finalmente se realizaron los cálculos para cada uno de los componentes, y para tres tipos de calidades de los componentes (comercial, militar y espacial). Los resultados obtenidos se presentan de la tabla 2-2 a la tabla 2-16.

Componentes de calidad comercial

Tabla 2-2 Circuitos Integrados y procesador (Calidad Comercial).

ACRÓNIMO	C_1	T_1	E_a	π_T	No. PINS FUNCIONALES	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/1000h
SAB80	0.28	44.00	0.35	0.226356215	100	0.0405	0.5	10	1	8.36297E-07
COMP	0.01	53.00	0.65	0.879435102	14	0.0048	0.5	10	1	1.11944E-02
NAND	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	10	1	5.38549E-08
OR	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	10	1	5.38549E-08
AND	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	10	1	5.38549E-08
AMP2201	0.01	62.50	0.65	1.693368515	5	0.0016	0.5	10	1	1.77337E-07
AMP271	0.01	62.50	0.65	1.693368515	8	0.0026	0.5	10	1	1.82337E-07
MUXDIG	0.01	51.00	0.35	0.298549334	16	0.0056	0.5	10	1	5.78549E-08
LD189	0.01	62.50	0.65	1.693368515	14	0.0048	0.5	10	1	1.93337E-07
LD188	0.01	62.50	0.65	1.693368515	14	0.0048	0.5	10	1	1.93337E-07
MUX4053	0.01	54.60	0.65	0.984653182	16	0.0056	0.5	10	1	1.26465E-07
MONO	0.02	51.80	0.65	0.807377891	16	0.0056	0.5	10	1	1.89476E-07

Tabla 2-3 Memorias (Calidad Comercial).

ACRÓNIMO	C_1	T_1	E_a	π_T	No. PINS FUNCIONALES	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/1000h
RAM128	0.031	63.53	0.6	1.451506136	31	0.0114	0.5	10	1	5.05967E-07
RAM512	0.062	71.96	0.6	2.406632997	34	0.0126	0.5	10	1	1.55511E-06
PROM	0.0017	55.02	0.6	0.848586241	28	0.0102	0.5	10	1	6.5426E-08

Tabla 2-4 Hexfets y cristal (Calidad Comercial).

ACRÓNIMO	λ_b	λ_b	π_E	π_Q	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	TABLA	FALLAS/1000h
IRFF	0.029		0.4	1.9	2.204E-08
XTAL		0.03	0.5	2.1	3.15E-08

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

Tabla 2-5 EDAC (Calidad Comercial).

EDAC										
ACRÓNIMO	C ₁	T ₃	E _a	π _T	No. PINS	C ₂	π _E	π _Q	π _L	λ _p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
EDAC(16B(1s)	0.28	45	0.35	0.1	88	0.035253	0.5	10	1	4.56266E-07

Tabla 2-6 LM136 y LM139 (Calidad Comercial).

LM136 y LM139										
ACRÓNIMO	λ _b	T ₃	Q _{lc}	π _T	P	π _S	π _C	π _Q	π _E	λ _p
	TABLA	FÓRMULA		FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
LM136	0.002	35.014	70	1.233697332	0.0002	1	1	10	0.5	1.2337E-08
LM139	0.0038	100.4546	90.9091	8.131182371	0.72	1	1	10	0.5	1.54492E-07

Componentes de calidad militar

Tabla 2-7 Circuitos Integrados y procesador (Calidad Militar).

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C ₁	T ₃	E _a	π _T	No. PINS	C ₂	π _E	π _Q	π _L	λ _p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
SAB80	0.28	44.00	0.35	0.226356215	100	0.0405	0.5	10	1	8.36297E-07
COMP	0.01	53.00	0.65	0.879435102	14	0.0048	0.5	2	1	2.23887E-08
NAND	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	2	1	1.0771E-08
OR	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	2	1	1.0771E-08
AND	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	2	1	1.0771E-08
AMP2201	0.01	62.50	0.65	1.693368515	5	0.0016	0.5	2	1	3.54674E-08
AMP271	0.01	62.50	0.65	1.693368515	8	0.0026	0.5	2	1	3.64674E-08
MUXDIG	0.01	51.00	0.35	0.298549334	16	0.0056	0.5	2	1	1.1571E-08
LD189	0.01	62.50	0.65	1.693368515	14	0.0048	0.5	2	1	3.86674E-08
LD188	0.01	62.50	0.65	1.693368515	14	0.0048	0.5	2	1	3.86674E-08
MUX4053	0.01	54.60	0.65	0.984653182	16	0.0056	0.5	2	1	2.52931E-08
MONO	0.02	51.80	0.65	0.807377891	16	0.0056	0.5	2	1	3.78951E-08

Tabla 2-8 Memorias (Calidad Militar).

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C ₁	T ₃	E _a	π _T	No. PINS	C ₂	π _E	π _Q	π _L	λ _p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
RAM128	0.031	63.53	0.6	1.451506136	31	0.0114	0.5	2	1	1.01393E-07
RAM512	0.062	71.96	0.6	2.406632997	34	0.0126	0.5	2	1	3.11022E-07
PROM	0.0017	55.02	0.6	0.848586241	28	0.0102	0.5	2	1	1.30852E-08

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

Tabla 2-9 Hexfets y cristal (Calidad Militar).

HEXFETS Y CRISTAL					
ACRÓNIMO	λ_b	λ_b	π_E	π_Q	λ_D
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	TABLA	FALLAS/ $1000h$
IRFF	0.029		0.4	1	1.16E-08
XTAL		0.03	0.5	1	0.00000015

Tabla 2-10 EDAC (Calidad Militar).

EDAC										
ACRÓNIMO	C_1	T_3	E_a	π_T	No. PINS	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_D
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/ $1000h$
EDAC(16BIts)	0.28	45	0.35	0.1	88	0.035253	0.5	2	1	9.12533E-08

Tabla 2-11 LM136 y LM139 (Calidad Militar).

LM136 y LM139										
ACRÓNIMO	λ_b	T_3	q_{JC}	π_T	P	π_E	π_C	π_Q	π_E	λ_D
	TABLA	FÓRMULA		FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/ $1000h$
LM136	0.002	35.014	70	1.233697332	0.0002	1	1	2	0.5	2.46739E-09
LM139	0.0038	100.4546	90.9091	8.131182371	0.72	1	1	2	0.5	3.08985E-08

Componentes de calidad espacial

Tabla 2-12 Circuitos Integrados y procesador (Calidad Espacial).

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C_1	T_3	E_a	π_T	No. PINS	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_D
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/ $1000h$
SABBO	0.28	44.00	0.35	0.226356215	100	0.0405	0.5	0.25	1	2.09074E-08
COMP	0.01	53.00	0.65	0.879435102	14	0.0048	0.5	0.25	1	2.79859E-09
NAND	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	0.25	1	1.34637E-09
OR	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	0.25	1	1.34637E-09
AND	0.01	51.00	0.35	0.298549334	14	0.0048	0.5	0.25	1	1.34637E-09
AMP2201	0.01	62.50	0.65	1.693368515	5	0.0016	0.5	0.25	1	4.43342E-09
AMP271	0.01	62.50	0.65	1.693368515	8	0.0026	0.5	0.25	1	4.55842E-09
MUXDIG	0.01	51.00	0.35	0.298549334	16	0.0056	0.5	0.25	1	1.44637E-09
LD189	0.01	62.50	0.65	1.693368515	14	0.0048	0.5	0.25	1	4.83342E-09
LD188	0.01	62.50	0.65	1.693368515	14	0.0048	0.5	0.25	1	4.83342E-09
MUX4053	0.01	54.60	0.65	0.984653182	16	0.0056	0.5	0.25	1	3.16163E-09
MONO	0.02	51.80	0.65	0.807377891	16	0.0056	0.5	0.25	1	4.73689E-09

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Tabla 2-13 Memorias (Calidad Espacial).

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C_1	T_1	E_a	π_T	No. PINS	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
RAM128	0.031	63.53	0.6	1.451506136	31	0.0114	0.5	0.25	1	1.26742E-08
RAM512	0.052	71.96	0.6	2.406632997	34	0.0126	0.5	0.25	1	3.88778E-08
PROM	0.0047	55.02	0.6	0.848586241	28	0.0102	0.5	0.25	1	1.63565E-09

Tabla 2-14 Hexfets y cristal (Calidad Espacial).

HEXFETS Y CRISTAL					
ACRÓNIMO	λ_b	λ_b	π_E	π_Q	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
IRFF	0.029		0.4	1	1.16E-08
XTAL		0.03	0.5	1	0.000000015

Tabla 2-15 EDAC (Calidad Espacial).

EDAC										
ACRÓNIMO	C_1	T_1	E_a	π_T	No. PINS	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA
EDAC(168bits)	0.28	45	0.35	0.1	88	0.035253	0.5	0.25	1	1.14067E-08

Tabla 2-16 LM136 y LM139 (Calidad Espacial).

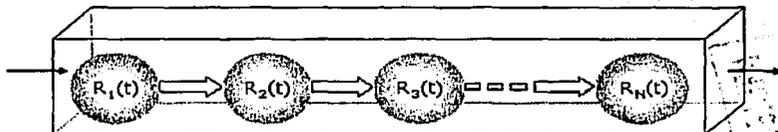
LM136 y LM139											
ACRÓNIMO	λ_b	T_1	q_{jc}	π_T	P	π_S	π_C	π_Q	π_E	λ_p	
	TABLA	FÓRMULA		FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/HORA	
LM136	0.002	35.014	70	1.233697332	0.0002	1	1	0.25	0.5	3.08424E-10	
LM139	0.0038	100.4546	90.9091	8.131182371	0.72	1	1	0.25	0.5	3.86231E-09	

2.5 Modelado del hardware de la ACSTF por medio de modelos serie y modelos paralelos.

Los modelos combinacionales se subdividen en modelos serie y modelos paralelo. En este tipo de técnica la confiabilidad de un sistema se obtiene en función de la confiabilidad de sus componentes individuales. En los modelos serie se requiere de la operatividad de cada componente para conservar la salud de un sistema; en tanto que en los modelos paralelo la salud se sostiene si al menos un componente opera adecuadamente. Como se puede entender, todo sistema real está compuesto por ambos tipos de modelos.

Matemáticamente su confiabilidad se obtiene a través de la suma de las confiabilidades de los componentes considerando modos de falla exponencial. De esta forma, cualquier modelo que contenga estructuras serie-paralelo se puede reducir a un diagrama serie. El problema con este tipo de modelos es que los diagramas de bloques de confiabilidad pueden ser difíciles de construir, además de la complejidad de las expresiones resultantes.

A continuación se presentan los diagramas y expresiones de la ley de falla exponencial para cada uno de los modelos mencionados.



$R_{SERIE}(t)$
Figura 2-4 Modelo serie.

Cuando en un sistema cada componente individual satisface la ley exponencial de fallas, existe una relación interesante en el sistema serie. Suponiendo que se tiene un sistema serie formado por N componentes, y cada componente i tiene una razón de falla constante λ_i . Y suponiendo que cada componente satisface la ley de falla exponencial, la confiabilidad del sistema serie está dado por

$$R_{serie}(t) = e^{-\lambda_1 t} e^{-\lambda_2 t} \dots e^{-\lambda_N t}$$

o

$$R_{serie}(t) = e^{-\sum_{i=1}^N \lambda_i t} = e^{-\lambda_{sistema} t}$$

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

donde $\lambda_{sistema} = \sum_{i=1}^N \lambda_i$ y corresponde a la razón de fallas del sistema. En otras palabras, la razón de fallas de un sistema en serie puede calcularse con la suma de las razones de falla de los componentes que forman al sistema.

El diagrama de bloques del sistema paralelo que contiene N elementos idénticos se muestra en la figura 2-5. Como se aprecia, existe un camino en el diagrama de bloques de confiabilidad de la entrada a la salida siempre y cuando uno de los N elementos idénticos continúe operando. Es decir, en los sistemas en paralelo o redundantes, el sistema total operará correctamente al funcionar cualquiera de ellos.

Para el sistema, con N sistemas idénticos y en paralelo se tiene que:

$$R_{PARALELO}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{sistema} t})^N$$

donde λ es la razón de fallas del sistema y se da en fallas por hora y t en horas.

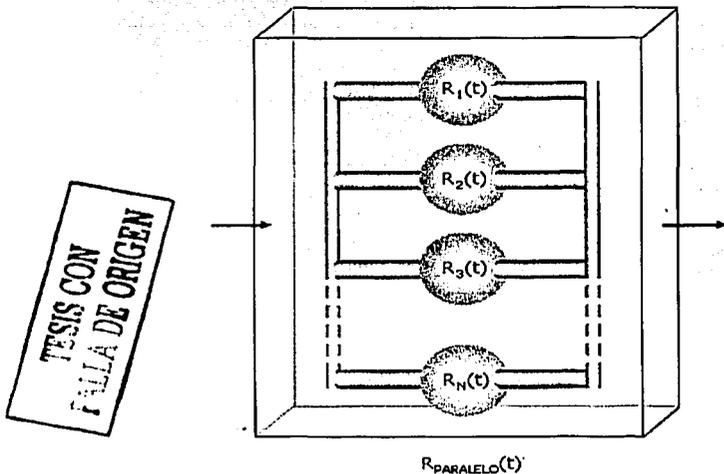


Figura 2-5 Modelo paralelo.

2.5.1 Representación de la arquitectura de cómputo semivirtual mediante diagramas de bloques tipo serie y tipo paralelo

Para el análisis se utiliza el *Enfoque Pragmático Operativo* (EPO), el cual contempla únicamente aquellos componentes que mantienen al sistema en un nivel operativo mínimo y suficiente para que la arquitectura tolerante a fallas pueda desempeñar correctamente su trabajo, que en nuestro caso constituye la electrónica mínima que automatiza al microsátélite [4]. El EPO tiende a depurar el modelo de bloques de confiabilidad para plasmar en forma más detallada y reducida la arquitectura de automatización, y por tanto, genera índices de confiabilidad más apegados a la realidad.

Con el fin de llegar a un diagrama de bloques tipo serie y paralelo de la ACSTF, se estructurará por partes, cada una de las cuales tendrá su diagrama y ecuaciones de confiabilidad. Las ecuaciones se obtienen directamente del diagrama, utilizando las ecuaciones de los sistemas serie y paralelo.

2.5.1.1 Módulo del procesador (principal y redundantes)

De acuerdo con el EPO, los componentes que forman este bloque son los siguientes: oscilador de 40 MHz, procesador SAB80C166 de tipo RISC de 16 Bits, 3 CI de memoria RAM estática de 128K, 3 CI de memoria RAM estática de 512K, 2 CI de memoria EPROM, lógica combinacional utilizada para el manejo de líneas de habilitación de las memorias (para establecer el mapa de memoria) y el circuito de protección contra efecto "latch-up" denominado *Detección de efecto "latch-up"*. También se incluye la unidad EDAC que protege a toda la memoria RAM.

Adicionalmente se incluyen los componentes que realizan el encendido de cada uno de los procesadores: un "line driver" y dos arreglos de "hexfets" en paralelo.

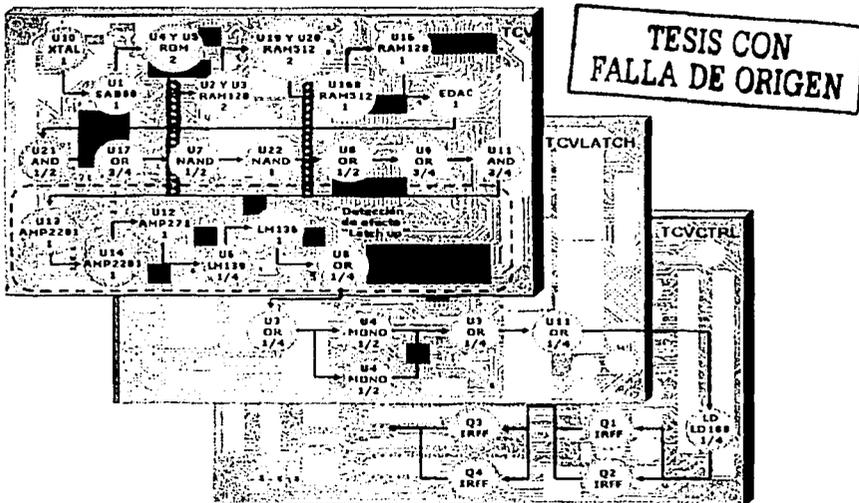


Figura 2-6 Módulo del procesador.

Los componentes de este bloque satisfacen la norma militar MIL-STD-883, excepto el procesador, el cual es de tipo industrial con rango de temperatura extendido. Para protegerlo contra "single event up-sets" y contra efecto "match-up" se le agregaron protecciones electrónicas.

Dentro de este módulo se considera la electrónica que elimina el efecto "latch-up". Esta controla el apagado y posterior encendido del procesador con el fin de eliminar dicho efecto nocivo. Cuando el circuito de detección de efecto "latch-up" genera una señal que indica su presencia, el circuito de eliminación de efecto "latch-up" genera un pulso digital de 14 segundos, durante el cual se desenergizan las tarjetas del procesamiento para erradicar dicho efecto.

La razón de fallas para los elementos citados es:

$$\lambda_{PF_S} = \lambda_{XTAL} + \lambda_{S4850} + 2\lambda_{ROM} + 2\lambda_{RAM128} + 2\lambda_{RAM512} + \lambda_{RAM512} + \lambda_{RAM128} + \lambda_{EDAC} \\ + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{AND} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{NAND} + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{OR} + \lambda_{NAND} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{AND} \\ + \lambda_{AMP2201} + \lambda_{AMP2201} + \lambda_{AMP271} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{LM139} + \lambda_{LM136} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} \\ + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{LD188}$$

Y su confiabilidad resulta:

$$R_{PF_S}(t) = e^{-\lambda_{PF_S} t}$$

Ahora, para dos "hexfets" conectados en paralelo, su confiabilidad es:

$$R_{HEX_P}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{HEX_P} t})^2$$

La confiabilidad para dos monoestables en paralelo es:

$$R_{2MONO}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{MONO} t})^2$$

Una vez obtenida la confiabilidad de los elementos con redundancia, se deben considerar éstos en serie con los demás elementos por lo que la confiabilidad para el módulo está dada por la siguiente ecuación:

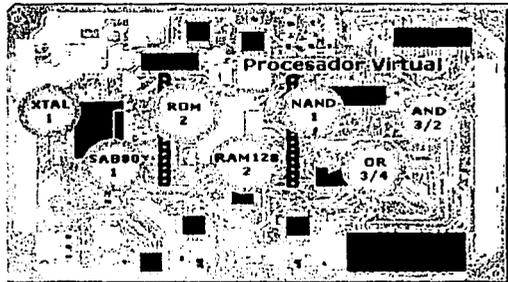
$$R_{PF}(t) = R_{PF_S}(t) \cdot (R_{HEX_P}(t))^2 \cdot R_{2MONO}(t)$$

La confiabilidad del módulo en términos de λ es:

$$R_{PF}(t) = [e^{-\lambda_{PF_S} t}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{HEX_P} t})^2]^2 [1 - (1 - e^{-\lambda_{MONO} t})^2]$$

2.5.1.2 Procesador virtual

Respecto a los procesadores que forman la parte virtual, por simplicidad se consideran sistemas autosostenidos con recursos similares a los del PP, pero con memoria RAM restringida a 256 Kb. Otras diferencias consideradas, radican en que los procesadores de la parte virtual, no incluyen la electrónica del *circuito de detección de efecto "latch-up"* y el circuito de encendido. El diagrama de bloques considerado para los procesadores virtuales aparece en la figura 2-7.



TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Figura 2-7 Módulo del procesador virtual.

Aunque la información que se obtenga en las gráficas pudiera presentar un pequeño margen de error, se tiene la certeza de que la confiabilidad que se obtenga será la del peor caso, pues como se dijo anteriormente, los procesadores usados en la CV no son de calidad militar, en cambio, los procesadores que utilizan las demás computadoras a bordo de SATEX sí lo son, en unos casos de calidad militar y en otros de calidad espacial.

La razón de fallas para los elementos conectados en serie dentro del módulo es:

$$\lambda_{PV} = \lambda_{XTAL} + \lambda_{SAB800} + 2\lambda_{ROM} + 2\lambda_{RAM128} + \lambda_{NAND} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{3}{2}\right)\lambda_{AND}$$

Y su confiabilidad es:

$$R_{PV}(t) = e^{-(\lambda_{PV}t)}$$

2.5.1.3 Módulo de control y conmutación de programa

La tarea primordial de este módulo es sustituir el PP por alguno redundante, esto es, PRO o PR1. En caso de requerirse la conmutación de la tarjeta del procesador principal a la tarjeta del procesador redundante uno, no se tiene mayor problema, ya que no se utilizan medios electrónicos para multicanalizar, sólo basta el apagado y encendido ordenado de dichas tarjetas, evitando de esta forma conflictos en el bus.

Para cumplir con los propósitos del EPO, se consideran únicamente las líneas de E/S imprescindibles para la operación mínima y satisfactoria del microsátélite. Por tal motivo, se realizó un análisis con el objetivo de identificar el grado de prioridad operativa de cada una de las líneas de E/S para el procesador.

Por ejemplo, las líneas que conducen información de los sensores no son de alta prioridad. Ningún sensor es de vital importancia para la operación del satélite, ya que el satélite puede continuar operando y reportando otros datos.

Entre las líneas de mayor prioridad se observan la red externa que comunica al satélite con Tierra, así como la red interna que permite reconfigurar la instrumentación electrónica. En la figura 2-8 se muestran los componentes que intervienen en la multicanalización de las señales.

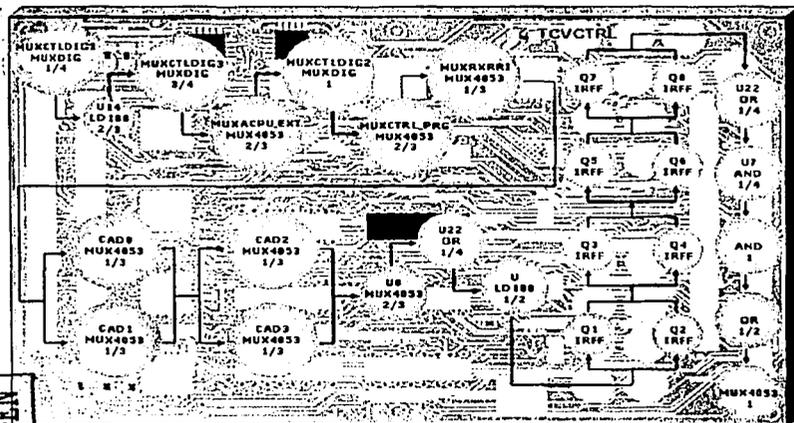


Figura 2-8 Módulo de control y conmutación.

El valor de la razón de fallas para este módulo es:

$$\lambda_{MC} = \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{MUXDIG} + \left(\frac{2}{3}\right)\lambda_{LD188} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{MUXDIG} + \left(\frac{2}{3}\right)\lambda_{MUX4853} + \lambda_{MUXDIG} + \left(\frac{2}{3}\right)\lambda_{MUX4853} + \left(\frac{1}{3}\right)\lambda_{MUX4853} + \left(\frac{2}{3}\right)\lambda_{MUX4853} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{LD188} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{AND} + \lambda_{AND} + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{OR} + \lambda_{MUX4853}$$

y su confiabilidad:

$$R_{MC}(t) = e^{-\lambda_{MC}t}$$

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

La confiabilidad para los dos MUX4053 en paralelo es:

$$R_{2MUX4053}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{MUX4053}t})^2$$

Ahora, para dos "hexfets" conectados en paralelo, su confiabilidad es:

$$R_{HEX_P}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{HEX}t})^2$$

Entonces, la confiabilidad para todo el módulo se representa con la siguiente ecuación:

$$R_{CTRL}(t) = R_{MC}(t) * [R_{2MUX4053}(t)]^2 * [R_{HEX_P}(t)]^4$$

Quedando finalmente:

$$R_{CTRL}(t) = [e^{-\lambda_{MC}t}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{MUX4053}t})^2]^2 [1 - (1 - e^{-\lambda_{HEX}t})^2]^4$$

2.5.1.4 Módulos de la red de comunicación interna y de la red redundante interna

La red interna (RI) del satélite contiene hardware principal y redundante, éste último denominado red redundante interna (RRI). Con ellos se efectúan las comunicaciones entre los diferentes procesadores del vehículo. El uso del canal redundante persigue incrementar la confiabilidad de las interacciones entre procesadores a bordo.

La red es de tipo ethernet, es decir, todos los nodos tienen la capacidad de hablar y de escuchar. La señal de transmisión del procesador se une a los receptores tanto del procesador como de las cargas útiles.

En la figura 2-9 se muestran los componentes electrónicos que intervienen en la transmisión y en la recepción de la red interna, mientras que en la figura 2-10 se muestran los relacionados con la red redundante interna.

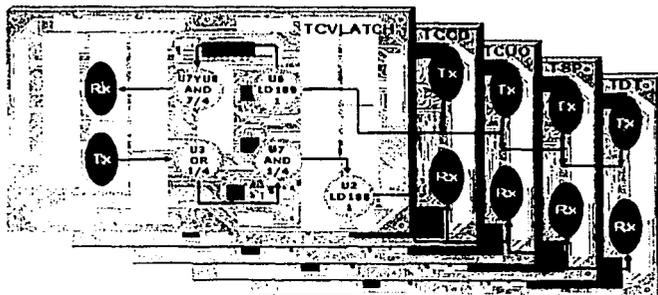


Figura 2-9 Módulo de la red de comunicación interna.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Si consideramos alguna falla en la parte transmisora o en la parte receptora (no necesariamente las dos al mismo tiempo), las comunicaciones cesarían. El sistema entonces es totalmente serie, por lo que la razón de fallas es:

$$\lambda_{RI} = \lambda_{LD189} + \lambda_{AND} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{AND} + \lambda_{LD188} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{AND}$$

Por lo cual su confiabilidad se representa por:

$$R_{RI}(t) = e^{-(\lambda_{RI})t}$$

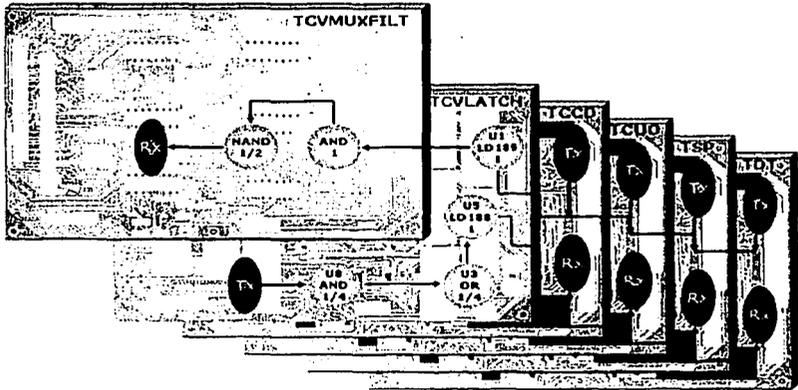


Figura 2-10 Módulo de la red redundante interna.

En la electrónica de red redundante interna, se consideran todos sus elementos conectados en serie como se aprecia en el diagrama. La ecuación de confiabilidad para estos componentes es la siguiente:

$$\lambda_{RRI} = \lambda_{LD189} + \lambda_{AND} + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{NAND} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{AND} + \lambda_{LD188} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR}$$

$$R_{RRI}(t) = e^{-(\lambda_{RRI})t}$$

TESTE CON
FALLA DE ORIGEN

2.6 Los modelos probabilísticos de Markov

Esta herramienta utiliza dos conceptos principales; el *estado del sistema* y las *rutas de transición entre estados*. Los estados representan toda la información necesaria para describir un sistema en un instante de tiempo.

Para comprender éste modelo se realizará el análisis de un sistema electrónico simple (no redundante). En la figura 2-11 se muestran los estados de dicho sistema. El número uno indica operación sin falla y el cero supone alguna falla. La transición de estado representa algún tipo de cambio (falla) dentro del sistema en función del tiempo, por lo cual representa la probabilidad de falla.



Figura 2-11 Diagrama de estados para un sistema electrónico sin redundancias.

Cada estado de transición tiene una probabilidad asociada que describe la probabilidad de que la transición ocurra dentro de un tiempo específico. Si suponemos que el sistema obedece a la ley exponencial de fallas y su razón de fallas es constante (λ), la probabilidad de pasar a un estado de falla en algún tiempo $t + \Delta t$, dado que el sistema estuvo operando correctamente en un tiempo t , está dada por:

$$1 - e^{-\lambda \Delta t}$$

La exponencial puede escribirse como una serie expandida de la forma:

$$e^{-\lambda \Delta t} = 1 + (-\lambda \Delta t) + \frac{(-\lambda \Delta t)^2}{2!} + \dots$$

de tal forma que

$$1 - e^{-\lambda \Delta t} = 1 - \left[1 + (-\lambda \Delta t) + \frac{(-\lambda \Delta t)^2}{2!} + \dots \right] = (\lambda \Delta t) - \frac{(-\lambda \Delta t)^2}{2!} - \dots$$

Para valores pequeños de Δt ; la expresión se reduce a:

$$1 - e^{-\lambda \Delta t} \approx \lambda \Delta t$$

En otras palabras, la probabilidad de pasar a un estado de falla dentro de un periodo de tiempo Δt es aproximadamente $\lambda \Delta t$.

En la figura 2-12 se observa el modelo de Markov para el sistema electrónico sin redundancias.



Figura 2-12 Modelo de Markov de un sistema electrónico sin redundancias.

La probabilidad de transición mostrada en la figura anterior representa la ocurrencia de una falla detectada en el estado 1. Por lo tanto, la probabilidad de transición asignada en el estado 1 es $\lambda\Delta t$.

Para obtener las ecuaciones del modelo de Markov simple se utiliza el diagrama anterior. La probabilidad de que el sistema se encuentre en el estado 1 en un tiempo $t + \Delta t$, depende exclusivamente de la probabilidad de que el sistema continúe en el estado 1 en un tiempo t . Representado en términos matemáticos:

$$p_1(t + \Delta t) = (1 - \lambda\Delta t)p_1(t)$$

Donde $p_1(t)$ es la probabilidad de que el sistema se encuentre en el estado 1 en el tiempo t y $p_1(t + \Delta t)$ es la probabilidad de que se encuentre en el estado 1 en un tiempo $t + \Delta t$, de forma similar la ecuación para el estado 0 es:

$$p_0(t + \Delta t) = \lambda\Delta t p_1(t) + p_0(t)$$

La representación matricial de las ecuaciones de Markov es la siguiente:

$$\begin{bmatrix} p_1(t + \Delta t) \\ p_0(t + \Delta t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - \lambda\Delta t & 0 \\ \lambda\Delta t & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1(t) \\ p_0(t) \end{bmatrix}$$

En forma condensada se puede escribir:

$$P(t + \Delta t) = AP(t)$$

donde

$$P(t + \Delta t) = \begin{bmatrix} p_1(t + \Delta t) \\ p_0(t + \Delta t) \end{bmatrix} \quad A = \begin{bmatrix} 1 - \lambda\Delta t & 0 \\ \lambda\Delta t & 1 \end{bmatrix} \quad P(t) = \begin{bmatrix} p_1(t) \\ p_0(t) \end{bmatrix}$$

$P(t)$ es el vector de probabilidades en un tiempo t , $P(t + \Delta t)$ es el vector de probabilidades en un tiempo $t + \Delta t$ y A es la matriz de transición.

Para obtener la solución de la matriz de ecuaciones de Markov, ésta puede verse como un sistema de ecuaciones en diferencia. Para obtener los valores iniciales del vector de probabilidades, el valor $P(\Delta t)$ puede ser obtenido como:

$$P(0 + \Delta t) = AP(0)$$

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Similarmemente, el valor del vector de probabilidades en un tiempo Δt se obtiene como:

$$P(\Delta t + \Delta t) = AP(\Delta t) = AAP(0) = A^2 P(0)$$

Generalizando el sistema para n-incrementos de tiempo, tenemos:

$$P(n\Delta t) = A^n P(0)$$

Por lo tanto, la probabilidad de que el sistema falle está dada por la probabilidad de que éste se encuentre en un estado de falla. En el sistema de la figura 2-12 las probabilidades de falla están representadas por los elementos del vector $P(t)$, los cuales dependen de $p_0(t)$.

Entonces, la confiabilidad del sistema simple, puede escribirse como:

$$\begin{aligned} R_s(t) &= 1 - p_0(t) \\ R_s(t) &= p_1(t) \end{aligned} \quad (\text{Probabilidad de que no ocurra falla})$$

El modelo simple de Markov anterior, representa un modelo *discreto* en el tiempo, en el cual la transición entre estados ocurre en intervalos de tiempo Δt fijos, obteniéndose mayor precisión en el resultado cuando éstos son muy pequeños y el número de pasos es muy grande, es decir:

$$\Delta t \rightarrow 0 \text{ y } n \rightarrow \infty$$

El tiempo total del análisis es el número de incrementos considerados por el valor del incremento, es decir:

$$t_{\text{Total}} = n \times \Delta t.$$

2.6.1 Modelado del hardware de la ACSTF por medio de modelos probabilísticos de Markov

Con base en la arquitectura de la computadora semivirtual se realizó el diagrama de Markov, el cual se presenta en la figura 2-13. Como se observa en la figura, se tienen representadas a todas las combinaciones operativas posibles. El estado 1 representa a la tarjeta de procesamiento principal (o simplemente procesador) de la parte física de la arquitectura, por tanto, el número 1 significa que se encuentra funcionando el procesador principal (PP). De forma análoga, el estado 1' indica la utilización del procesador redundante 0 (PRO) y el estado 1'' implica la utilización de PR1. A su vez, R_1 y R_2 indican cuál de los canales de red interna se encuentra funcionando en un momento dado.

La parte virtual está representada por el estado número 3, al cual pertenecen los tres procesadores que se utilizan inicialmente (PCUO, PS y PSP), en tanto que el estado 3' indica que el PCCD se ha utilizado para sustituir a alguno de los procesadores virtuales.

Por otro lado, para que la CV opere adecuadamente se considera también el módulo de multicanalización y el de eliminación de efecto "latch-up". Debido a que la falla de éstos impide el funcionamiento de cualquiera de los procesadores físicos, se les coloca en serie dentro de un bloque llamado *módulo de control*, representado en los diagramas de Markov con la letra C.

Debe resaltarse que el estado inicial y perfecto es el que se encuentra en la parte superior izquierda, representado con la notación CR_113 . Cabe aclarar además que la probabilidad de que el sistema cambie de estado en un momento en particular se indica con las flechas que conectan a un estado inicial con algún estado final y dependen de la razón de fallas del subsistema en cuestión. Estos valores, representados por λ_F para la parte física de la CV y λ_V para los procesadores virtuales, calculados para componentes militares, resultaron ser 2.3952×10^{-6} fallas por hora y 1.1153×10^{-6} fallas por hora, respectivamente.

Por otro lado, el valor de la razón de fallas para el canal principal de la red interna (R_1), resultó ser $\lambda_R = 1.0157 \times 10^{-7}$ fallas por hora, en tanto que la razón de fallas obtenida para el canal redundante de la red interna (R_2), fue de $\lambda_{RR} = 9.8877 \times 10^{-8}$ fallas por hora. Para el módulo de control se obtuvo $\lambda_C = 1.768 \times 10^{-7}$ fallas por hora.

λ_f = razón de fallas del procesador físico
 λ_v = razón de fallas del procesador virtual
 λ_c = razón de fallas del control de procesadores
 λ_R = razón de fallas de red (canal principal)
 λ_{RR} = razón de fallas de red (canal redundante)

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

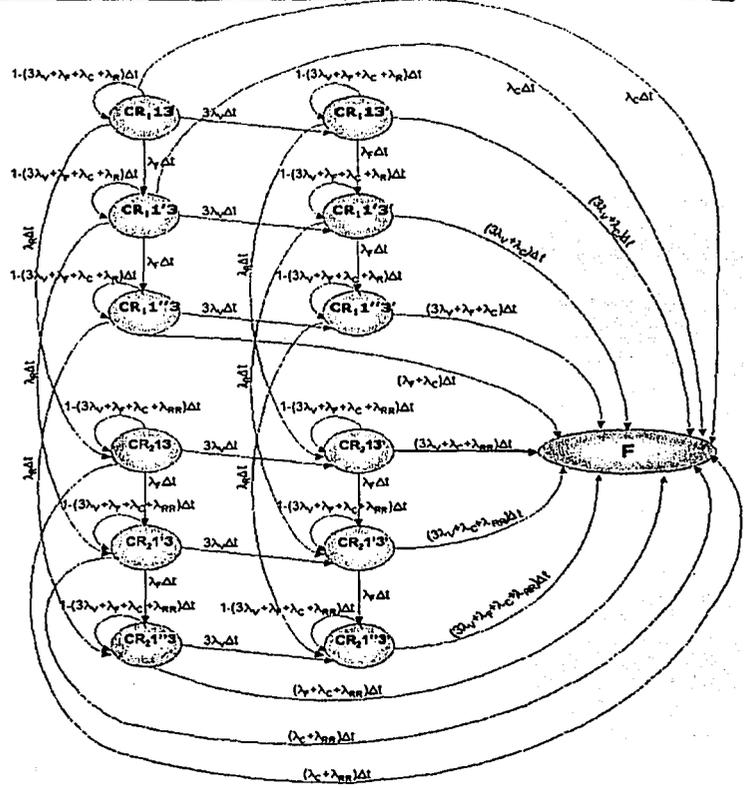


Figura 2-13 Diagrama de Markov de la computadora semivirtual del MES.

A partir del diagrama de Markov de la figura 2-13 se obtienen las ecuaciones de probabilidad que determinan las posibilidades de que el sistema se encuentre en cada uno de los estados indicados.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R)\Delta t\}$$

$$P_{CR,12}(t + \Delta t) = P_{CR,12}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R)\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R)\Delta t\} + P_{CR,12}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$P_{CR,11}(t + \Delta t) = P_{CR,11}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$P_{CR,12}(t + \Delta t) = P_{CR,12}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t\} + P_{CR,11}(t) (\lambda_F \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t\} + P_{CR,12}(t) (\lambda_F \Delta t) + P_{CR,11}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R)\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R)\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R)\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_F \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$P_{CR,13}(t + \Delta t) = P_{CR,13}(t) \{1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t\} + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_F \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$P_F(t + \Delta t) = P_F(t) (\lambda_C \Delta t) + P_{CR,13}(t) (\lambda_C \Delta t) + P_{CR,12}(t) (\lambda_C \Delta t) + P_{CR,11}(t) (\lambda_F + \lambda_C)\Delta t + P_{CR,13}(t) (\lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t + P_{CR,12}(t) (\lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t + P_{CR,11}(t) (\lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_C)\Delta t + P_{CR,12}(t) (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C)\Delta t + P_{CR,11}(t) (3\lambda_V + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t + P_{CR,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t + P_{CR,12}(t) (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t$$

Las ecuaciones anteriores se representan matricialmente en la forma:

$$P(t+\Delta t) = A P(t)$$

Una vez obtenido el sistema de ecuaciones, se evalúa en el tiempo para obtener las curvas de confiabilidad. Para este propósito se desarrolló un programa interactivo en Matlab, figura 2-14, el cual muestra el diagrama de Markov de la ACSTF para que el usuario elija un estado de hardware en particular o bien el sistema completo (comprende 13 estados) para evaluar. Para ellos genera una curva de confiabilidad determinada en el intervalo de tiempo seleccionado. También cuenta con la posibilidad de elegir la calidad de los componentes: comercial, militar o espacial. Además permite generar graficas de confiabilidad donde se compara el sistema para distintas calidades de componentes. De esta forma, el software permite generar curvas de confiabilidad operativa de la arquitectura de cómputo semivirtual.

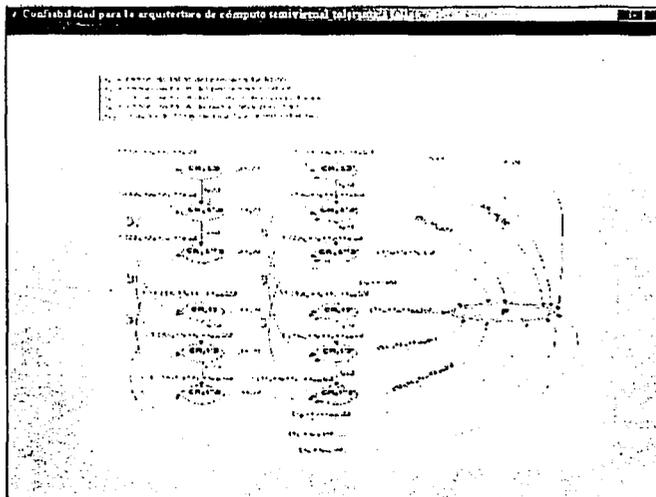


Figura 2-14 Software de confiabilidad para la ACSTF.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

2.6.2 Gráficas de confiabilidad de la computadora semivirtual

Al elegir el sistema completo de la ACSTF con componentes militares y solicitando su análisis de confiabilidad para 10 años, se obtiene la curva mostrada en la figura 2-15. De esta curva el valor más importante para el MES es la confiabilidad de la arquitectura de cómputo para un año, el cual es el tiempo mínimo de diseño que se estipuló para la instrumentación del satélite, es decir, representa la vida útil esperada para el MES. Como se observa, la confiabilidad de la ACSTF para un año es de 0,9985, es decir, muy alta, lo cual se debe en gran medida a que cuenta con "refacciones" para procesadores físicos, para procesadores virtuales y para la red interna. Los resultados ponen de manifiesto escenarios alentadores sobre la operación de la arquitectura aun en presencia de fallas. Por otro lado, con base en estos resultados y en el diagrama de Markov de la ACSTF se observa que al incrementarse el número de estados funcionales del sistema se dispone de rutas operativas alternas ante fallas y por tanto disminuye la probabilidad de llegar al estado de falla total. Por otro lado, el incremento de estados funcionales se encuentra ligado al número de redundancias de hardware.

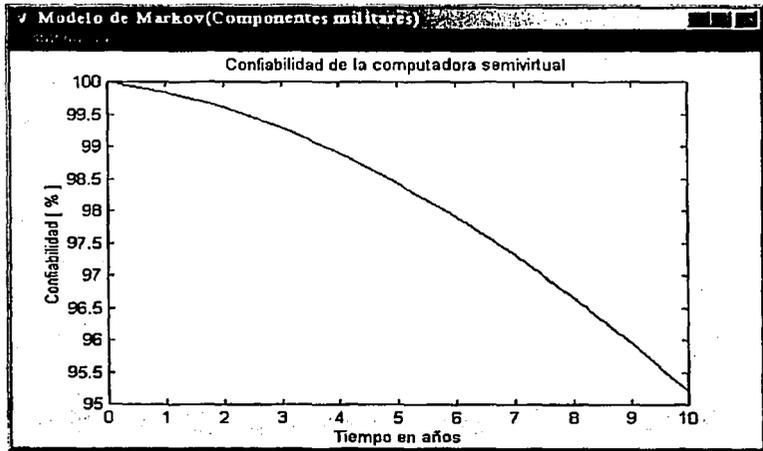


Figura 2-15 Gráfica de confiabilidad de la computadora semivirtual para 10 años de operación utilizando componentes militares.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Como también se observa en la figura 2-15, la confiabilidad de la ACSTF para 10 años resulta ser de 0.953. La confiabilidad para 10 años es muy importante debido a que el requisito típico para equipos utilizados en aplicaciones espaciales de larga vida consiste de una confiabilidad mínima de 0.95, [10]. El valor de confiabilidad de 0.95 es también muy importante para equipo electrónico de uso aeronáutico, pues cuando los equipos se encuentran por debajo de ese valor, se les programa mantenimiento preventivo [13]. Adicionalmente, es importante comparar las estimaciones de confiabilidad de la ACSTF con los valores que se sugieren en la tabla 2-17, [14], para sistemas espaciales. Para los años considerados, se observa que los valores de confiabilidad de la ACSTF son aun mejores.

Tabla 2-17 Confiabilidad requerida en equipos electrónicos espaciales en función del tiempo de la misión.

Probabilidad de éxito	Tiempo de duración de la misión
0.99	1 año de vida
0.97	3 años de vida
0.95	5 años de vida
0.9	10 años de vida

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

En la figura 2-16 se presenta una comparación de tres versiones de computadoras semivirtuales, cada una ensamblada con componentes electrónicos de diferente calidad; en este caso se consideran componentes comerciales, militares y espaciales.

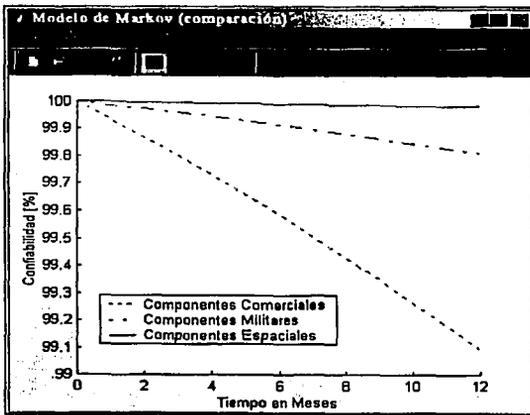


Figura 2-16 Gráfica de confiabilidad durante un año para tres computadoras semivirtuales ensambladas con componentes electrónicos de diferente calidad.

Como se observa en la figura 2-16, la ACSTF ensamblada con componentes espaciales presenta la mayor confiabilidad, sin embargo, también implica incrementos de costos y de problemas para integrarla pues los componentes de calificación espacial son muy costosos, difíciles de adquirir y tienen tiempos de adquisición muy grandes. Después le sigue la ACSTF ensamblada con componentes militares y posteriormente la de calificación comercial. Como se desprende la mejor relación costo-beneficios se obtiene con la arquitectura ensamblada con componentes militares, el cual es el caso de la ACSTF ensamblada para el MES.

En el siguiente capítulo se presenta el diseño y el desarrollo del módulo electrónico de acondicionamiento de señales de sensores, el cual es otro de los equipos que se instalarán en el microsatélite.

Referencias

- [1] **Vicente Vivas E.**, "Satélite experimental SATEX1 y nuevas perspectivas", SINADE-94 Simposio Nacional de Electrónica, Instituto Tecnológico de SLP, SLP, México, Agosto, 1994.
- [2] **Vicente Vivas E.**, "Microsatélite Experimental SATEX1", Segundo Congreso de Ingeniería Electrónica, CIEE 95, Instituto Tecnológico de Monterrey, Campus Estado de México, México, México, 1995.
- [3] **Mejía H.**, "Foto-Receptor para Apuntamiento Láser con Aplicación en Comunicaciones Ópticas en el Espacio Libre", Tesis de Maestría, CICESE Diciembre de 1996.
- [4] **Vicente Vivas E.**, "CTF-3PRO Computadora Tolerante a Fallas con Capacidad de Multiprocesamiento y Procesamiento Paralelo", SOMI XIV Congreso de Instrumentación, Puebla, México, Septiembre 1999.
- [5] **Vicente Vivas E.** and **García-Nocetti D.F.**, "Microcomputers Architecture and Operations Software for a High Available LEO Microsatellite", 4º. Congreso Internacional de Computación, Instituto Tecnológico de Colima, Colima, México, Marzo 2001.
- [6] **Vicente Vivas E.**, **López E.M.**, **Mejía G. J.A.**, "Hardware and Communications Protocols for a Fault Tolerant Distributed Computer Network in the SATEX1 Microsatellite System", 3rd International Symposium on Small Satellites Systems and Services, Annecy, Francia, Septiembre 1996.
- [7] **Vicente Vivas E.** et al., "Fault-Detection and Reconfiguration Capabilities for the Distributed Computer Architecture on-board the SATEX-1 Microsatellite", SEMINARS of the United Nations Programme on Space Applications: Selected Papers on Space Science Education, Remote Sensing and Small Satellites, Enero, 1997.
- [8] **Vicente Vivas E.**, "Red de Área Local Tolerante a Fallas Aplicada a Sistemas de Tiempo Real con Altos Requisitos de Confiabilidad", Revista CIENTÍFICA de la ESIME, No.15, pp. 13-24, 1999.
- [9] **Vicente Vivas E.** and **García-Nocetti F.**, "Reconfigurable Semi-Virtual Computer Architecture for Long Available Small Space Vehicles", 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings, Big Sky, Montana, USA, March 2001.
- [10] **Barry W. Johnson**, "Design and Analysis of Fault-Tolerant Digital Systems", Addison-Wesley Series in Electrical and Computer Engineering, 1989.
- [11] MIL-HDBK-217f **Military Handbook**, "Reliability Prediction of Electronic Equipment", USA Department of Defense, February 1995.
- [12] **Vicente Vivas E.** y **Cruz O.O.**, "Análisis de confiabilidad para la instrumentación electrónica de un microsatélite por medio de la norma MIL-HDBK-217F", SOMI XVI Congreso Nacional de Instrumentación, Querétaro, Qro., México, Octubre 2001.

- [13] A.D. Hills and N.A. Mirsa, "Fault Tolerant Avionics", American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [14] E.J. Hoffman and R.C. Moore, "Satellite Communications, Tracking and Control", Course notes from the Johns Hopkins University, Applied Physics Laboratory Space Department, 1990.
- [15] Rosado Rodríguez Carlos, "Comunicación por Satélite", LIMUSA Norlega Editores, 1999.
- [16] Vicente Vivas Esaú, Mejía Galeana Juan, Rivera Rogelio, Quiróz Gerardo, "Diseño y construcción del prototipo de una computadora Industrial tolerante a fallas", Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, Mayo 1994.
- [17] MIL-HDBK-217F NOTICE 2, "Reliability Prediction of Electronic Equipment" Department of Defense USA, 1995
- [18] Shooman, Martin L., "Software engineering: Design, reliability, and management", New York: McGraw Hill, 1983.
- [19] 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.

CAPÍTULO

3 MÓDULO DE ELECTRÓNICA DE SENSORES PARA LA COMPUTADORA DE VUELO

3.1 Introducción

La misión SATEX tiene entre otros objetivos conocer a profundidad el comportamiento de los diversos subsistemas del microsatélite, por ello utiliza un número importante de sensores de corriente, voltaje y temperatura. Con ellos, se monitorean las corrientes consumidas por subsistemas electrónicos importantes, como los equipos de comunicaciones, las computadoras y la electrónica que utilizan los mismos sensores, así como corrientes entregadas por los paneles solares y las baterías. También se monitorea la temperatura de las baterías, las cargas útiles, los módulos electrónicos más importantes y sitios estratégicos dentro del microsatélite.

El satélite cuenta con dos subsistemas que se responsabilizan de la adquisición de señales de sensores con los cuales la computadora de vuelo forma los paquetes de telemetría que se envían a tierra para reportar las condiciones de operación del microsatélite. Uno de ellos es el subsistema de potencia, el cual recaba 17 señales de sensores, en tanto que el segundo es la computadora de vuelo, la cual recaba información de 48 señales de sensores del SATEX.

En este capítulo se describe el trabajo desarrollado en cuanto al diseño, calibración y validación en laboratorio del módulo de electrónica de acondicionamiento de sensores de la computadora de vuelo del satélite. También se describe el proceso de diseño de circuitos impresos para este módulo, el cual se realizó mediante la herramienta de diseño asistido por computadora llamado PROTEL. De este paquete se describen sus características más notables, así como los criterios utilizados para el diseño de los circuitos impresos.

El capítulo incluye también el ensamble de los circuitos impresos que se enviaron a manufacturar para el proyecto, los cuales constituyen un módulo de gran importancia para la captura de telemetría en el satélite.

3.2 Sensores vinculados a la computadora de vuelo

La computadora de vuelo tiene la capacidad para recibir 48 señales de sensores y adicionalmente cuenta con 2 entradas A/D totalmente libres y disponibles en uno de los conectores externos del equipo.

El convertidor A/D utilizado cuenta con 10 canales de 10 bits de resolución cada uno. Los primeros 6 canales están conectados a multiplexores analógicos de 8 a 1 de tal forma que con ellos se puedan sensar 48 señales. Los 2 canales restantes están libres y accesibles por medio de uno de los conectores externos.

De las 48 entradas, la CV ocupa 43 líneas para obtener información de 43 señales eléctricas provenientes de SATEX, las 5 entradas restantes también se encuentran disponibles por medio de conectores externos.

SATEX, tiene sensores que están agrupados de tres maneras, el primer grupo está constituido por aquellos sensores localizados en el interior del gabinete de la CV, a los cuales se les aplica un acondicionamiento eléctrico que reside también dentro del gabinete. El siguiente grupo está formado por sensores externos a la CV cuyas señales eléctricas se acondicionan dentro del gabinete de electrónica de acondicionamiento de sensores. El tercer grupo lo constituyen sensores externos cuyas señales eléctricas se acondicionan también en el exterior.

En la figura 3-1, se muestra la ubicación de los sensores. Este diagrama permite clarificar el número de sensores dentro del microsatélite SATEX. Además, el diagrama de sensores ayuda a visualizar rápidamente la relación entre equipos y sensores del satélite. Este diagrama se formó con la participación del personal del proyecto satelital y permitió unificar ideas, así como concretar la instrumentación del vehículo.

Del mismo modo en el diagrama se puede ver que los sensores dentro del sistema de potencia no serán leídos por la computadora de vuelo, sino que el sistema de potencia transmitirá la información recabada por éstos a través de la red interna de comunicaciones. Por ello, en la computadora de vuelo se leerán directamente 48 sensores, que aunados a los 17 del sistema de potencia, suman los 65 sensores con los que cuenta SATEX [1].

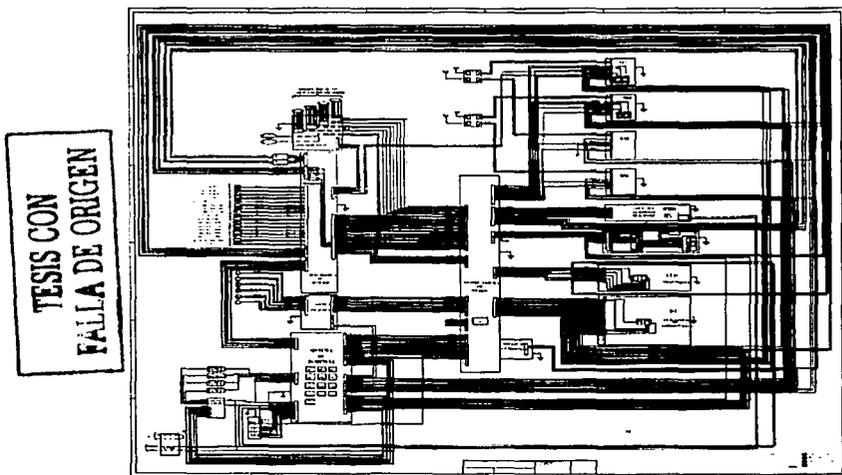


Figura 3-1 Diagrama del microsatélite.

3.2.1 Sensores de corriente

En el microsatélite se requiere conocer el consumo de potencia de subsistemas importantes así como la potencia entregada tanto por los paneles solares como por la batería. Estas variables son de primordial interés para realizar la administración de recursos energéticos en el microsatélite, así como para detectar la presencia de anomalías operativas relacionadas con la generación o el uso de energía eléctrica. Con estos parámetros será posible que las computadoras instaladas o el personal de supervisión de Tierra puedan ejecutar funciones de control preventivas para reducir el impacto de posibles anomalías. Para obtener esta información se tienen sensores de corriente directa adecuados a diferentes rangos de corriente por medir. Para el SATEX se miden corrientes de cada panel solar y se tienen otros dos sensores para supervisar el comportamiento de las celdas de carga; también se miden corrientes de subsistemas vitales a bordo como computadoras [3].

En el inicio del proyecto se consideraron diversas opciones existentes para medir corriente directa, de ellas se optó por la utilización de grupos de resistencias de potencia de muy bajo valor ensambladas en paralelo, la resistencia equivalente de este arreglo es de menos de 1Ω , para que no represente una pérdida considerable para la fuente de alimentación.

Al conectar este arreglo en serie con una carga, habrá una pequeña caída de voltaje en el sensor que variará en proporción directa con la corriente que pasa a través de él y de la carga. Al amplificar este pequeño voltaje a un rango de 0 a 5 Volts, se hace posible el monitoreo del consumo de corriente de la carga. Como la resistencia del sensor es muy baja, la disipación energética a través de él es mínima, esto quiere decir que el sensor es prácticamente invisible para la fuente de alimentación.

Debido a que la diferencia de voltaje es muy pequeña, se decidió colocar todos los sensores en serie entre el equipo a medir y la tierra de éste; es decir en el punto de voltaje cercano a cero, evitando con ello la saturación de los amplificadores operacionales en la parte de acondicionamiento.

El circuito utiliza un amplificador de instrumentación cuya ganancia se estableció con base en los valores extremos de las corrientes por medir. Es decir, para cada equipo fue necesario calcular los valores de sus resistencias para establecer una ganancia acorde a la corriente de consumo del equipo. El modelo de sensor de corriente utilizado y su acondicionamiento se muestra en la figura 3-2.

El funcionamiento del sensor es el siguiente, la pequeña caída de voltaje es amplificada en una primera etapa, usando un amplificador para cada uno de los nodos. El tercer amplificador es un diferencial en el cual, el nodo de tierra llega a la entrada negativa y el nodo con voltaje más positivo a la entrada positiva; de modo que la diferencia a la salida nunca será negativa. En esta etapa se amplifica la diferencia de potencial para ser entregada a la CV.

Una vez amplificadas las señales provenientes de sensores de corriente, se llevan éstas al subsistema de multiplexaje. Las 8 salidas de los multiplexores, contienen la electrónica de filtrado y recorte, las cuales reducen el ruido y limitan la respuesta de cada sensor al umbral de voltaje tolerado por el convertidor A/D.

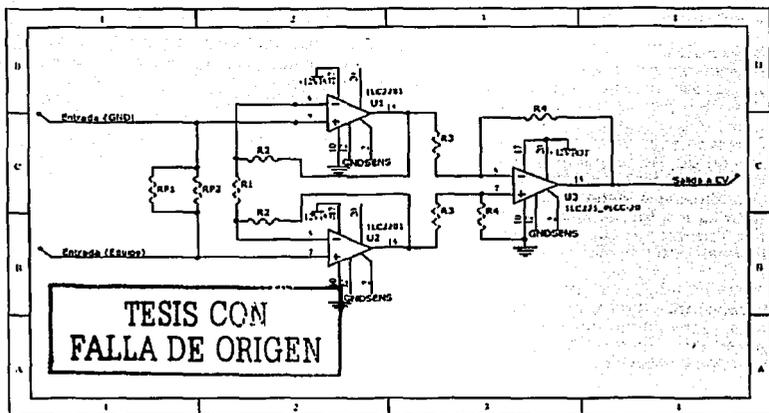


Figura 3-2 Diseño final del sensor de corriente y acondicionamiento para conexión entre carga y GND.

3.2.2 Sensores de temperatura

En el vehículo espacial es necesario realizar mediciones de temperatura para supervisar el estado de operación de subsistemas críticos. Como se sabe en el espacio y en condiciones de microgravedad no existen corrientes convectivas que puedan homogeneizar las temperaturas de cuerpos cercanos.

Por esta razón en SATEX los subsistemas electrónicos que disipan calor se encuentran conectados físicamente a la estructura del satélite, de tal forma que se propicie la conducción de calor por contacto. A pesar de las precauciones anteriores, es importante monitorear temperaturas en sitios estratégicos, las cuales se pueden utilizar entre otras cosas para determinar la activación y/o desactivación de subsistemas dependiendo de los niveles de temperatura detectados. Con esto se persigue que los equipos se utilicen la mayor parte del tiempo bajo condiciones normales de temperatura y de esta forma prolongar la vida de subsistemas electrónicos.

Todos los vehículos espaciales se ven sometidos a grandes esfuerzos producidos por los cambios de temperatura que se encuentran en el espacio. Los cuerpos expuestos directamente a la radiación solar pueden alcanzar temperaturas por arriba de los 150 °C, y en cambio los cuerpos que quedan a la sombra pueden alcanzar temperaturas por debajo de los -50 °C. En el caso de SATEX la temperatura interna se verá afectada por el tiempo de exposición al sol de cada una de sus caras, por lo cual una de las formas que existe para modificar su temperatura consiste en controlar la exposición de las caras respecto al sol. De esta manera el monitoreo de temperaturas se utilizará también como base para modificar el apuntamiento del microsátélite y su velocidad angular.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

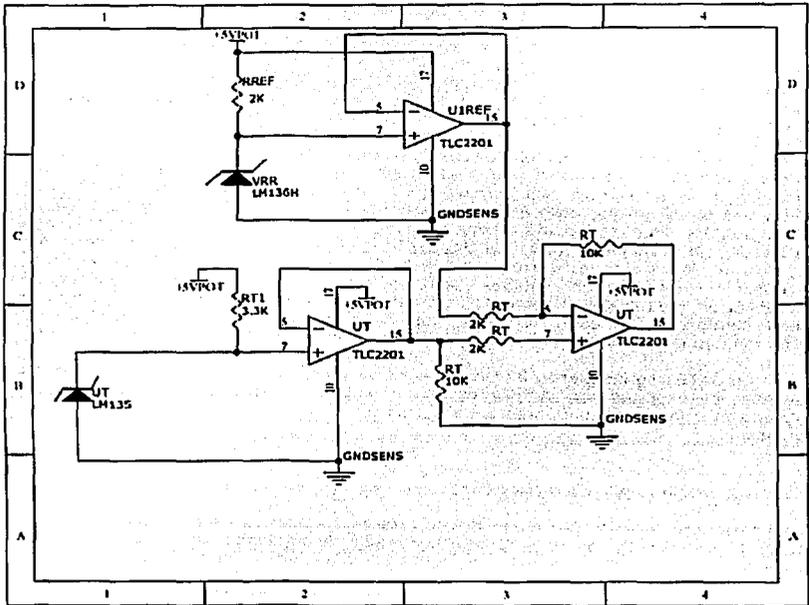


Figura 3-3 Circuito para sensor de temperatura.

Por otro lado, el monitoreo de temperaturas en el satélite será muy importante para validar el modelado térmico del satélite que realiza el IPN.

De acuerdo con los resultados obtenidos por otro grupo responsabilizado del modelado térmico y estructural, se sabe que la temperatura interna del microsátélite estará en algún valor entre -5°C y 12°C , lo cual coincide con datos reportados por otros satélites experimentales que han volado exitosamente. Por esto se optó utilizar un sensor de temperatura de precisión, se eligió el LM135 por la familiaridad que se tiene con este dispositivo así como sus características que se describen a continuación.

La serie LM135 son sensores de temperatura de precisión en circuitos integrados, de fácil calibración, que operan como diodos Zener. El LM135 tiene un voltaje de ruptura directamente proporcional a la temperatura absoluta en $+10 \text{ mV}/^\circ\text{K}$. Con menos de 1Ω de impedancia dinámica el dispositivo opera sobre un rango de corriente de $400\mu\text{A}$ a 5 mA que virtualmente no cambia en apariencia. Cuando se calibra el LM135 a 25°C tiene típicamente menos de 1°C de error sobre un rango de temperatura de 100°C . Las aplicaciones para el LM135 incluyen casi cualquier tipo de sensado de temperatura sobre un rango de temperatura de -55°C a $+150^\circ\text{C}$. La baja impedancia y la salida lineal hacen que la interfaz para leer la salida o el circuito de control sean especialmente fáciles.

Se consultaron las hojas de especificaciones del LM135, y se analizaron las aplicaciones típicas, eligiéndose la llamada "Sensor de temperatura básico", figura 3-3, este arreglo consiste en el sensor conectado en serie con una resistencia (la cual controla la corriente que pasará por el dispositivo), este arreglo es polarizado de tal forma que $V+$ esta conectado a una terminal de la resistencia y la tierra esta conectada a la terminal negativa del LM135; la salida se toma de la terminal positiva y negativa del sensor de temperatura. Para evitar una caída de voltaje debido a la carga, se utilizó un amplificador seguidor. Como la salida del sensor de temperatura se encuentra en grados Kelvin, se utilizó un restador que permite pasar a la escala en grados centígrados, así como definir el rango de temperatura que va de -20°C a 80°C , de tal manera que para 0V corresponde -20°C y 5V para 80°C .

En SATEX se instalaron 22 Sensores de temperatura los cuales de acuerdo con opiniones de expertos son suficientes para monitorear pequeños satélites. Estos se encuentran colocados en lugares estratégicos en el vehículo, así como en todos los equipos.

3.2.3 Acondicionamiento para sensores de campo magnético

El microsatélite experimental tiene dos formas de conocer su orientación, una es por medio de los sensores de sol y la otra por medio de un sensor de campo magnético terrestre, en tres ejes. Además, en SATEX es de vital importancia conocer las características del campo magnético terrestre que lo circunda, de tal forma que se puedan accionar las bobinas de torque magnético para generar momentos de corrección de actitud en cualquiera de sus tres ejes [2].

Por la razón anterior se incluye un sensor triaxial de campo magnético el cual por razones de seguridad se encuentra duplicado en el satélite. Algunas de las características principales de este sensor se dan en la tabla 3-1.

Tabla 3-1 Características del sensor de campo magnético.

Parámetro	Valor
Polarización	$\pm 5 \text{ V CD}$ a 20 mA
Rango de voltaje de salida	$\pm 4 \text{ V analógicos}$
Rango de medición	$\pm 1 \text{ Gauss}$
Respuesta en frecuencia	0 a 400 Hertz
Peso	30 gramos
Desviación del factor de escala con la temperatura	$0.02 \% / ^\circ\text{C}$
Error de linealidad	$0.1 \% / ^\circ\text{C}$
Offset inicial	2 mV

Como se observa en la tabla anterior, la salida del sensor de campo magnético terrestre es un voltaje entre -4V y 4V. Este tipo de señal no puede aplicarse directamente a los convertidores A/D, por lo cual la salida de este sensor se lleva a un amplificador operacional en el cual se aplica un voltaje de referencia como se observa en la figura 3-4. El operacional elimina parte del rango dinámico que no se presentará durante la vida útil del satélite, y además permite que la salida acondicionada varíe exclusivamente entre 0 y 5 volts.

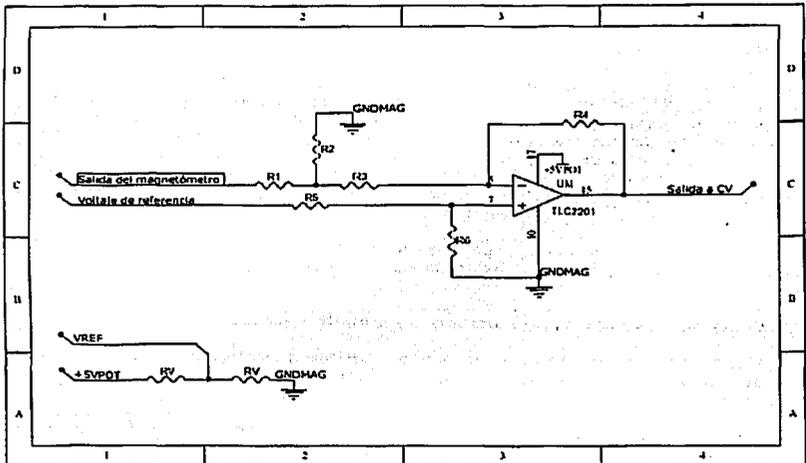


Figura 3-4 Circuito de acondicionamiento para lecturas de magnetometría en cada eje.

Las seis salidas acondicionadas de magnetometría se conducen entonces a la etapa de multiplexaje en cuya salida también se tienen las etapas de filtrado y recorte.

La señal de salida del magnetómetro llega a un divisor de tensión, éste se encuentra conectado a la entrada negativa de un amplificador diferencial. En la entrada positiva se tiene siempre un valor de referencia de 2.5 Volts. La diferencia entre 2.5 Volts y la mitad del voltaje que entrega el magnetómetro será el voltaje que llegue a la CV ya que la ganancia del amplificador es unitaria. Este voltaje de salida varía de 0.5 a 4.5 V. En la tabla 3-2 se observa el comportamiento de este acondicionamiento.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Tabla 3-2 Comportamiento del circuito de acondicionamiento para magnetómetros.

Salida del magnetómetro	Voltaje en la entrada positiva	Voltaje en la entrada negativa	Diferencia (Salida a CV)
-4 V	2.5 V	-2 V	0.5 V
-2 V	2.5 V	-1 V	1.5 V
0 V	2.5 V	0 V	2.5 V
2 V	2.5 V	1 V	3.5 V
4 V	2.5 V	2 V	4.5 V

3.3 Electrónica de Sensores a bordo de SATEX

Para realizar la lectura de las señales eléctricas de los sensores delegados a la computadora de vuelo, se requiere que cada señal eléctrica se encuentre previamente acondicionada, para explotar al máximo el rango dinámico que se puede obtener de acuerdo con las características de los convertidores A/D de la computadora de vuelo. Por tal razón la instrumentación del microsatélite utiliza un módulo adicional a la computadora de vuelo, en el cual se realiza el acondicionamiento eléctrico de las señales de los sensores, y en donde además se tienen instalados sensores de corriente para algunos de los equipos del vehículo espacial.

En particular, el módulo de electrónica de acondicionamiento de sensores cuenta con dos tarjetas electrónicas, las cuales se describen a continuación.

3.3.1 Tarjeta de sensores de corriente y magnetómetros

Esta tarjeta, está integrada por 4 sensores de corriente para equipos de satélite, junto con sus circuitos de acondicionamiento analógico, las señales referidas son las siguientes:

- ✓ Transmisor VHF2, con capacidad para drenar sin problemas hasta 1 Amperio de corriente directa.
- ✓ Receptor VHF2, con capacidad para drenar sin problemas hasta 0.3 Amperios de corriente directa.
- ✓ Receptor de banda Ka con capacidad para drenar sin problemas hasta 1 Amperio de corriente directa.
- ✓ Electrónica del módulo de sensores, con capacidad para drenar sin problemas hasta 0,3 Amperios de corriente directa.

Adicionalmente, la tarjeta cuenta con circuitos de acondicionamiento de señales para los dos magnetómetros del satélite, es decir, para 6 señales de magnetometría de un solo eje.

Por lo tanto, esta tarjeta cuenta con un acondicionamiento de señales para un máximo de 10 señales de sensores. A continuación se muestra la simulación de su circuito impreso y su circuito esquemático.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

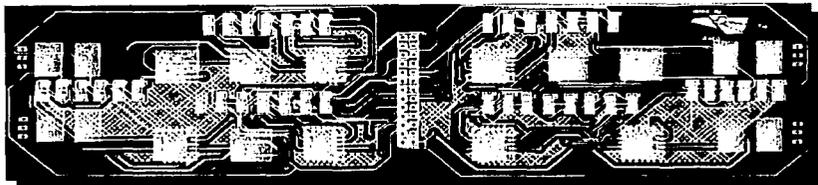


Figura 3-5 Simulación del circuito impreso de la tarjeta de sensores de corriente y magnetómetros.

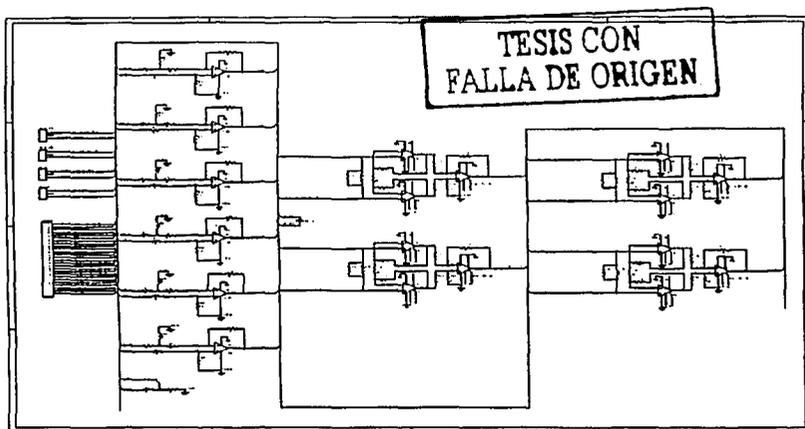


Figura 3-6 Circuito esquemático de la tarjeta de sensores de corriente y magnetómetros.

3.3.2 Tarjeta de acondicionamiento de señales de sensores de temperatura del satélite

Esta tarjeta, integra exclusivamente los acondicionamientos analógicos para aquellos sensores de temperatura del satélite que se ubicarán en diversos sitios durante la fase de integración del vehículo espacial. Los datos que se recaben en Tierra permitirán conocer las temperaturas de operación del satélite y además permitirán realizar la validación del modelo térmico del satélite.

Específicamente, esta tarjeta contiene 17 circuitos de acondicionamiento de voltaje para 19 sensores de temperatura por ubicar dentro de SATEX. En las siguientes figuras se muestran la simulación de su circuito impreso y su circuito esquemático.

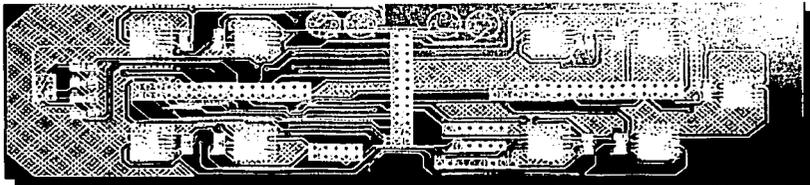


Figura 3-7 Simulación del circuito impreso de la tarjeta de sensores de temperatura.

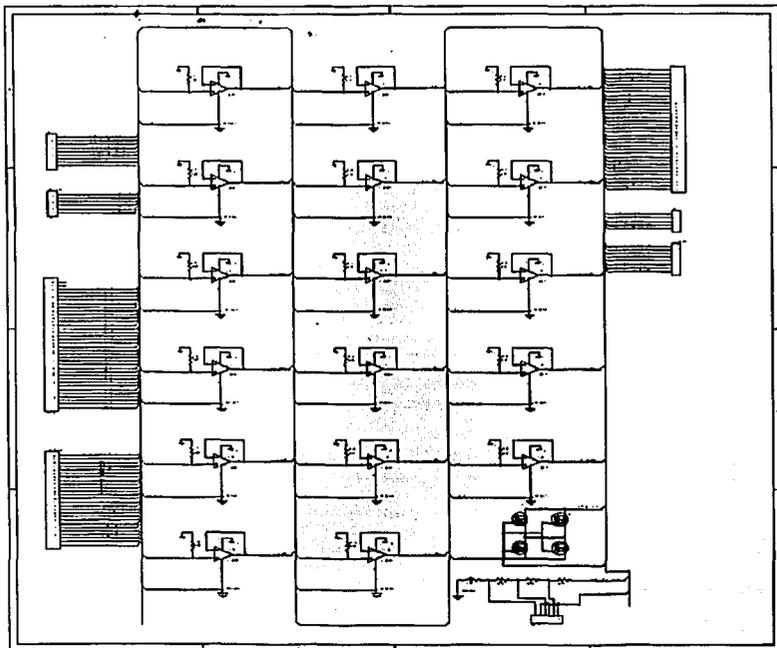


Figura 3-8 Circuito esquemático de la tarjeta de sensores de temperatura.

3.3.3 Número total de circuitos de acondicionamiento de señales ubicados en el módulo de sensores

Realizando la suma de los diferentes circuitos de acondicionamiento de señales indicados en los párrafos anteriores, se tiene que el módulo de electrónica de acondicionamiento de sensores cuenta con los recursos que se indican en la tabla 3-3.

Tabla 3-3 Recursos integrados en el módulo de acondicionamiento de sensores de SATEX.

Número total de sensores de corriente	4
Número total de acondicionamientos de señales listas para ser enviadas al módulo de multicanalización de la computadora de vuelo.	27
Número total de sensores de temperatura	17

3.3.4 Contenedor diseñado para el módulo de acondicionamiento de señales de sensores del satélite

El diseño del contenedor que se muestra en la figura 3-9, se realizó considerando la sencillez de maquinado, sencillez de instalación y de extracción del módulo de electrónica de sensores ya sea para pruebas o bien para necesidades posibles de mantenimiento en un momento dado. Adicionalmente se tomó en cuenta la flexibilidad para fijar los circuitos impresos al interior del recinto de una forma segura y fácil, así como la posibilidad de reducir el peso del contenedor y de esta forma contribuir a la reducción de la masa del satélite.

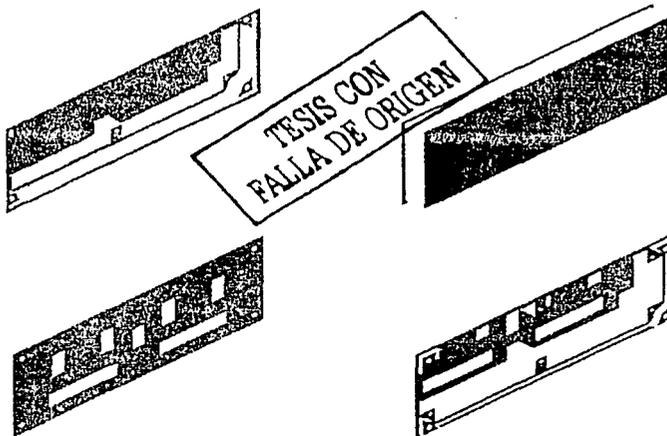


Figura 3-9 Contenedor de electrónica de sensores.

Adicionalmente, el diseño tomó en cuenta aspectos de robustez en cuanto a la ubicación de los mecanismos de fijación hacia la estructura, aspecto que a su vez respetó las restricciones de la estructura del satélite, las cuales fueron entregadas por el personal de la Escuela de Aeronáutica, del IPN.

Las dimensiones, así como el tamaño de los circuitos impresos desarrollados para este módulo obedecieron a las restricciones del espacio disponible al interior del satélite. Debido a que las dimensiones del contenedor son menores que las de la computadora de vuelo, se espera un mejor comportamiento del contenedor en términos de resguardo y soporte para la electrónica que contiene.

3.3.5 Minitarjetas de sensores de corriente y temperatura que se colocarán en diversos equipos del satélite para recabar datos de operación de sus equipos

Además de la computadora de vuelo y del módulo de tratamiento de señales eléctricas de sensores, el IUNAM debe proveer pequeños circuitos impresos que se colocarán dentro de diversos equipos (radios VHF, detector de tonos, cámara CCD, etc.) La alimentación para estas tarjetas será provista por la misma computadora de vuelo, en tanto que las salidas de los sensores se enviarán a su vez a la CV para que ésta pueda recabar la telemetría de todos los equipos del microsátélite. Cada circuito impreso o minitarjeta contiene un sensor de corriente junto con su electrónica de acondicionamiento, también cuenta con un conector que da acceso al sensor de corriente, el cual debe alambirse en serie con el equipo al que se le medirá la corriente. Adicionalmente la tarjeta tiene la electrónica de acondicionamiento para un termistor y un conector a donde llegan las dos terminales del sensor, el cual se instala en algún lugar del equipo que se considera estratégico para recabar datos de su temperatura operativa. Adicionalmente, la tarjeta tiene un conector que da acceso a las salidas eléctricas de los sensores, ya acondicionadas y listas para trasladarse a la computadora de vuelo.

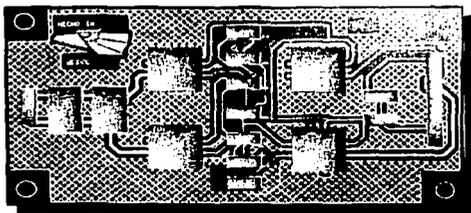


Figura 3-10 Simulación del circuito impreso de la minitarjeta de sensores de corriente y temperatura.

En las figura 3-10 y 3-11 se aprecia la simulación del circuito impreso y el circuito esquemático respectivamente. Respecto a los sensores de corriente se diseñaron varios de ellos de acuerdo con las necesidades de los equipos, de esta forma los valores de operación que se identificaron se sintetizan en la tabla 3-4, para tales valores se cuenta con los diseños respectivos que dan solución a tales necesidades.

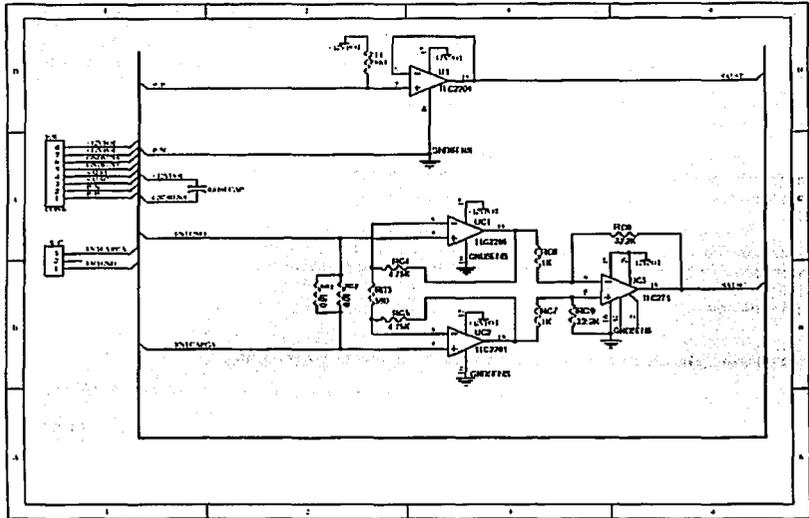


Figura 3-11 Circuito esquemático de las minitarjetas de sensores de corriente y temperatura.

Tabla 3-4 Rangos de operación de los sensores de corriente por instalar dentro de equipos del satélite.

Equipos	Corriente máxima [A]	Resistencia del sensor [Ω]	Voltaje esperado en la resistencia del sensor [mV]	Potencia esperada en la resistencia del sensor [mW]	Arreglo de resistencias utilizadas en el sensor [Ω]
Carga útil óptica	2.5	0.025	62.5	156.25	2 en // de 0.05
Detector de tonos Rx VHF1 Rx VHF2 Electrónica de sensores	0.3	0.2	60	18	2 en // de 0.4
Tx VHF1 Tx VHF2 Rx KA	1	0.05	50	50	2 en // de 0.1
Computadora de vuelo	0.15	0.5	75	11.25	2 en // de 1.0

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

3.4 Validación de diseños y pruebas preliminares de calibración de sensores en laboratorio.

Una de las etapas más importantes en la realización de los circuitos es la documentación de los resultados obtenidos, no sólo en el diseño y la teoría, sino en la práctica. Todos los acondicionamientos referidos fueron probados y validados en el Instituto de Ingeniería.

Algunos de los cambios (ya incluidos en los circuitos finales presentados en este capítulo), son resultado tanto de análisis teóricos como de las pruebas efectuadas directamente con los circuitos electrónicos armados.

Todos los circuitos de sensores fueron probados en tarjeta de conexiones, y armados con componentes de calidad comercial. También se utilizaron circuitos impresos, fabricados como parte del trabajo de una tesis previa, ensamblados con componentes de calidad militar. A los diferentes sensores se les realizaron pruebas individuales.

3.5 Diseño de circuitos impresos con el software PROTEL

La progresiva complejidad que han ido adquiriendo los proyectos electrónicos, así como la obligada reducción en los tiempos de desarrollo para lanzar al mercado nuevos equipos electrónicos, han impulsado extraordinariamente la utilización intensiva de las herramientas de Diseño e Ingeniería asistida por computadora.

Dentro del amplio abanico de paquetes comerciales de Diseño e Ingeniería electrónica asistida, el entorno de trabajo Protel 99 SE posibilitó la realización de los circuitos impresos de las tarjetas descritas.

Igualmente la utilización de la citada plataforma de trabajo permite seguir en tiempo real el desarrollo del diseño y fabricación del equipo, así como observar permanentemente la ejecución del proyecto; con la posibilidad de aportar inmediatamente soluciones pertinentes que pueden surgir ante eventuales dificultades prácticas.

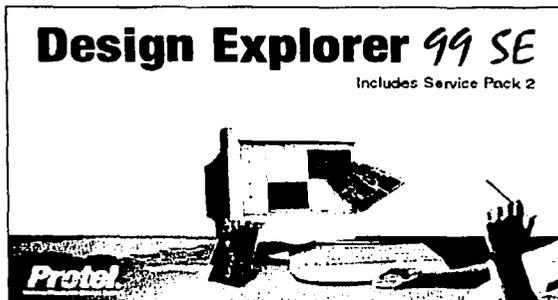


Figura 3-11 Protel 99 SE.

TESIS CON
% FALLA DE ORIGEN

3.5.1 Software de diseño Protel 99 SE

En Protel 99 los programas están agrupados en tres categorías:

a) Editores de documentos. Éstos son el **Editor de Esquemáticos** y el **Editor PCB**. El primero de ellos constituye la parte central o núcleo de referencia de todo el conjunto. De forma general el proceso de diseño electrónico comienza con la realización del esquema general o circuito electrónico, en donde la captura de un esquema es el proceso de definición de un circuito, o conjunto de los mismos realizando la conexión de los elementos en forma física y mediante un fichero de tipo Netlist (interconectado).

En principio el uso del capturador de esquemas es similar al método tradicional de dibujo, donde los símbolos normalizados de los elementos que se encuentran en las correspondientes bibliotecas, se interconectan entre sí. Usando el diseño asistido por computadora se produce una automatización del proceso de dibujo, ya que no sólo es posible crear nuevos componentes a través del Editor de bibliotecas de símbolos, si no que la totalidad o parte del esquema puede formar parte de la correspondiente biblioteca de esquemas.

El segundo de los editores: Editor de Circuitos impresos, posibilita el enlace integral entre el diseño conceptual del circuito (esquema) y la expresión física del mismo obtenida a través de la placa PCB y la conexión mediante pistas de los componentes del circuito.

b) Servicios. Estos programas trabajan como módulos auxiliares de los editores de documentos. Por ejemplo el Autorouter neuronal, que permite el trazado automático de las pistas y el Analizador de Integridad de las señales en la placa PCB, son bloques auxiliares del **Editor PCB**. Igualmente, el Simulador de circuitos permite construir un modelo matemático completo del circuito realizado con el Editor de esquemas, de manera que sea posible evaluar la respuesta ante un amplio margen de estímulos de entrada y parámetros ambientales. Este tipo de análisis precede a la etapa de realización física del prototipo y permite detectar errores en la fase de desarrollo donde son más fáciles y menos costosos de solventar.

c) Asistentes. Actúan como Sistemas expertos que guían al usuario paso a paso a la hora de realizar operaciones complejas; en Protel 99 hay múltiples asistentes.

Finalmente, Protel permite interactuar (a través de la tecnología OLE de Windows) con otras aplicaciones instaladas en la Estación de desarrollo: el procesador de textos Word y la hoja de cálculo Excel. Aplicaciones que como sabemos resultan extremadamente útiles para la obtención de la documentación del proyecto.

PROTEL 99 SE opera con Windows 95, 98, Me o NT, proponiéndose dos configuraciones de hardware:

✓ *Configuración mínima*

CPU Pentium.

Memoria RAM 32 Mbytes.

200 Mbytes de espacio en disco duro para instalación mínima.

✓ *Configuración recomendada*

CPU Pentium II.
Memoria RAM 64 Mbytes.
300 Mbytes de espacio en disco duro para instalación completa.

Respecto a la resolución gráfica, requiere una tarjeta de al menos 800 x 600 píxeles y como en cualquier aplicación CAD el tamaño del monitor y su resolución condicionarán la productividad y eficacia del Sistema. En cuanto a los requerimientos para impresión y/o ploteado, si se trata de prototipos puede utilizarse cualquier periférico compatible Windows, incluyendo impresoras matriciales, láser y Postscript; así como cualquier Plotter que soporte los lenguajes HP-GL o DM-PL. Igualmente es posible controlar Fotoplotters por medio de formato GERBER.

3.5.2 Criterios utilizados para el desarrollo de impresos

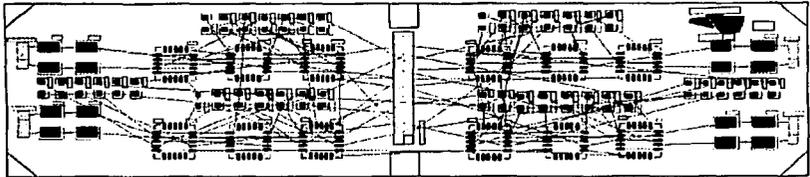
Algunas de las restricciones más importantes que deben satisfacer los equipos espaciales son consumo de potencia, volumen y peso reducidos. Cuando se diseñan estos equipos se pueden alcanzar los objetivos anteriores a través del uso de materiales novedosos (de alta resistencia y ligeros) y por medio de la reducción o miniaturización de la instrumentación.

Respecto a la instrumentación diseñada para SATEX se tomaron en cuenta los puntos anteriores, por lo cual se usaron extensivamente componentes de montaje superficial los cuales son más pequeños y ligeros que los dispositivos convencionales; además se diseñaron circuitos impresos de dos capas con componentes ensamblados en ambas caras de las tarjetas.

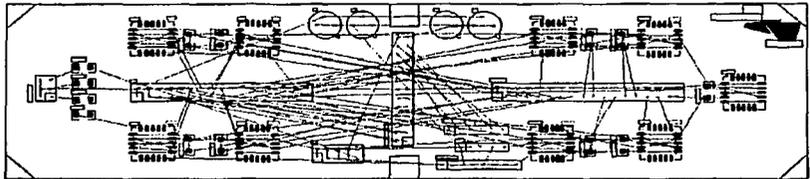
3.5.3 Ubicación de componentes y nido de ratas

Una vez generados los circuitos esquemáticos y habiendo dividido éstos por tarjetas, se procedió a realizar estudios para encontrar la mejor ubicación de los componentes de cada impreso.

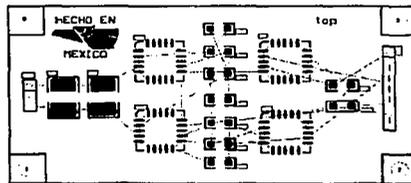
Una de las características importantes del paquete Protel 99 SE es permitir la generación de salidas denominadas "nido de ratas", tal como se observa en la figura 3-12, la cual se genera con la información de los circuitos electrónicos esquemáticos generados anteriormente. Esta salida permite visualizar a todos los componentes que integran un circuito impreso junto con todas las conexiones existentes entre ellos; con la ventaja de que el usuario puede modificar la ubicación de cualquiera de los componentes y en tiempo real observar las implicaciones de las conexiones generadas de acuerdo a los cambios introducidos. Esta es una herramienta muy útil de este paquete, la cual constituye una ayuda excelente para proceder a elegir las ubicaciones de los diferentes componentes que impliquen el menor número de cruces en el impreso por desarrollar.



a) Tarjeta de sensores de corriente y magnetómetros.



b) Tarjeta de sensores de temperatura.



c) Minitarjeta de sensores de corriente y temperatura.

Figura 3-12 Nido de ratas de las tarjetas de electrónica de sensores.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Para efectuar la distribución de componentes manualmente es necesario efectuar cambios alineando componentes de tal manera que los dispositivos guarden una simetría entre ellos. Para lo cual es necesario quizás hacer un acercamiento a los componentes que se deseen reacomodar. Protel 99 SE permite realizar la alineación de componentes, esto se efectúa tomando como referencia cualquier dispositivo, a partir de éste los siguientes quedarán alineados ya sea verticalmente, horizontalmente, arriba o abajo.

En esta fase de trabajo, se propuso manualmente una distribución de ellos dentro del circuito impreso, esto se debe hacer de manera lógica de acuerdo a la aplicación del circuito.

Otra forma alternativa de hacerlo es mediante la opción llamada **Autoplace**, esta es utilizada para determinar la distribución de componentes automáticamente, además de generar un archivo de los cambios hechos a los componentes. Algunas veces este comando no es muy recomendable, ya que el diseñador es la única persona que le puede dar cierta disposición lógica a los dispositivos de acuerdo a necesidades particulares.

3.5.4 Interconexión y ruteo de circuitos impresos

Terminada la disposición de componentes dentro del área de trabajo, lo siguiente es hacer la interconexión de los puntos comunes entre todos los dispositivos. Por ejemplo, si se quiere conectar las alimentaciones a todos los componentes que lo requieran se podría asignar el nombre de VCC. Cuando se han hecho las conexiones deseadas, el "pad" de cada dispositivo tendrá el nombre de la conexión que le corresponde, de tal manera que si se llegara a cometer algún error de conexión, Protel indicará que el "pad" que se intenta conectar, no pertenece al nombre de la conexión que se esté manejando. Así no habrá posibilidad de error.

Hecha la interconexión de todos los dispositivos, se procede a efectuar el ruteo. Aplicando la opción **AUTOROUTE** de enrutamiento, protel generará un archivo renombrando automáticamente el archivo principal mediante la anteposición de la letra "r" a éste. Efectuado lo anterior Protel presentará una ventana destinada para confirmar el ruteo, además de generar otro archivo con terminación LOG (ver manual para más detalles). Protel realizará el ruteo automático presentando en pantalla una ventana de "status" del proceso.

Si el ruteo no fue satisfactorio, se puede realizar el desenrutado mediante **UNROUTE** del comando **AUTOROUTE** del menú principal.

Una opción importante dentro del comando **AUTOROUTE** es **SETUP AUTOROUTE**, en el cual se ajustan los parámetros del ruteo automático de acuerdo a las necesidades del diseñador. Entre los parámetros que se pueden cambiar están:

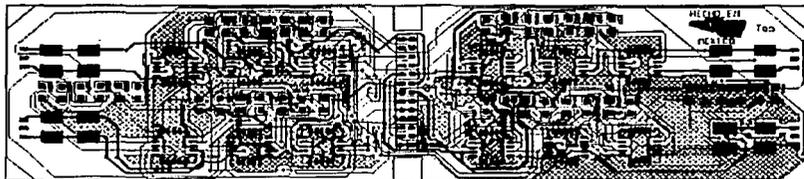
- ✓ ancho de pistas
- ✓ número de caras a utilizar
- ✓ diámetro de vías
- ✓ diámetro del orificio de la vía
- ✓ número de intentos por enrutar (**MAZE**)
- ✓ número de intentos por reacomodar pistas (estética - **SMOOTH**)

Finalmente como cualquier paquete computacional tiene ciertos detalles de programación, es decir, algunas ocasiones el ruteo no es del 100%, obligando al diseñador a rutear manualmente.

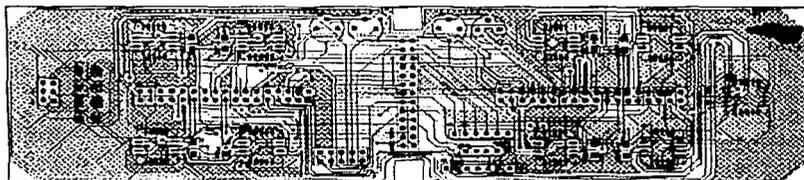
• Protel incluye varias características de automatización para facilitar el ruteo manual de la placa. Protel usa un algoritmo de conectividad que analiza continuamente el diseño a medida que se rutea, optimizando y ajustando las líneas de conexión a medida que se coloca cada pista. Esto permite rutear las conexiones a lo largo de cualquier camino, sin tener en cuenta la línea de conexión actual.

Protel incluye varios modos de colocación de pistas: en 45 grados, ortogonal, oblicuo o en arco. El modo de ruteo "Evitar obstáculo" monitoriza de forma automática el ruteo e impide la violación inadvertida de cualquier regla de diseño al colocar una pista en un objeto que no se encuentre en la misma red eléctrica. El modo "Empujar obstáculo" permite mover pistas a medida que se rutea.

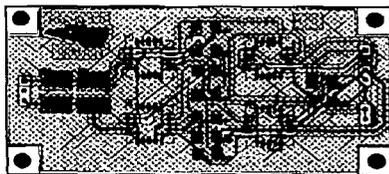
A continuación se ilustra en la siguiente figura este proceso, mediante los archivos generados por Protel en cada una de las tarjetas de la electrónica de sensores.



a) Tarjeta de sensores de corriente y magnetómetros.



b) Tarjeta de sensores de temperatura.



c) Minitarjeta de sensores de corriente y temperatura.

Figura 3-13 Ruteo de las tarjetas de electrónica de sensores.

TIPOS CON
FALLA DE ORIGEN

3.5.5 Capas diseñadas que integran el diseño total de los impresos

No obstante que el diseño involucra impresos de únicamente dos caras, para generar impresos de alta calidad es necesario diseñar al menos seis capas por circuito impreso, las cuales son:

- ✓ Capa de componentes: donde van montados los circuitos Integrados.
- ✓ Capa de soldadura: donde se sueldan los componentes.
- ✓ Capa de referencias: donde se incluyen textos y gráficos que aparecerán pintados en el mismo impreso.
- ✓ Mascara de antisoldado del lado de componentes: sirve para impedir que la soldadura se propague en lugares indeseados e impide cortos circuitos.
- ✓ Mascara de antisoldado del lado de soldadura: es el mismo caso mencionado anteriormente.
- ✓ Capa de perforaciones: indica los lugares en que el impreso deberá ser perforado y por donde se insertarán los componentes para su soldado.

En la figura 3-14 a manera de ilustración se muestran todas las capas que se requieren generar para fabricar la minitarjeta de sensores de corriente y temperatura.

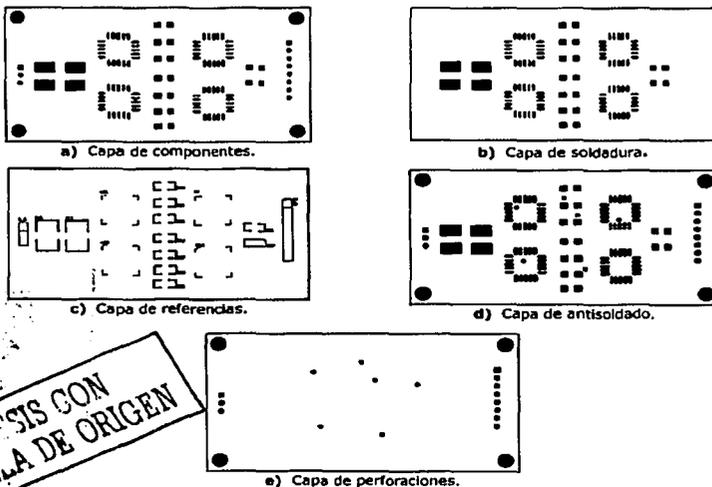


Figura 3-14 Capas que integran el diseño total de los impresos.

3.5.6 Ensamble de las tarjetas de electrónica de sensores

Una vez que se dispone de las placas de circuitos impresos, el 80% del trabajo puede darse por realizado, ya que el restante 20% consiste en montar y soldar todos los componentes requeridos en sus lugares correspondientes. En la figura 3-15 se ilustra este proceso.

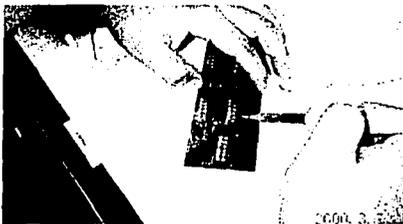


Figura 3-15 Ensamble de las tarjetas de electrónica de sensores.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Se utilizó la Tecnología de Montaje Superficial (SMT), que emplea componentes SMD (Surface Mount Device) los cuales no cuentan con alambres de conexión sino que el propio encapsulado posee sus extremos metalizados o con terminales cortos y rígidos de diversas formas. Esta técnica permitió que los componentes (SMD), pudieran ir montados en ambos lados del circuito Impreso, además de compartir la placa con componentes THT (Through-Hole Technology) que fueron requeridos, teniéndose una técnica de montaje MIXTA.

Disponiendo de la herramienta de laboratorio necesaria se realizó el soldado de los componentes, teniendo en cuenta las normas para llevar a buen término una excelente soldadura. A continuación se muestra en la figura 3-15 el equipo de la electrónica de sensores terminado.



Figura 3-16 Equipo de electrónica de sensores terminado.

En el siguiente capítulo se describe con detalles el trabajo en esta tesis con respecto al software de estación terrena.

Referencias

- [1] **E. Vicente Vivas** et al. "Fault Detection and Reconfiguration Capabilities for the Distributed Computer Architecture Onboard SATEX1 Microsatellite", Internacional Conference on Small Satellites: Missions and Technology, 9-13 Septiembre 1996, Madrid, Spain.
- [2] **A. Pedroza** et al. "Magnetic Torquer Design for Attitude Control on the SATEX1 Microsatellite", Mecanique Spatiale, CNES, 1995.
- [3] **Esaú Vicente Vivas** et al. "Computadora de vuelo, programación e instrumentación para un Microsatélite de órbita baja", Informe Técnico del proyecto 4128, patrocinado por el IMC, Agosto 1996, Instituto de Ingeniería UNAM.
- [4] **Esaú Vicente Vivas** et al. "Informe de avance del proyecto 0129, instrumentación de vuelo espacial para microsátélites", Octubre de 2001, Instituto de Ingeniería UNAM.

CAPÍTULO

4. SOFTWARE DE ESTACIÓN TERRENA

4.1 Introducción

El software de Estación Terrena constituye el medio por el cual se controla y por el cual se obtiene información del satélite. Estas tareas se cumplen debido a que el sistema en Tierra envía una serie de comandos dependiendo de las tareas que el satélite deba realizar. Como se verá posteriormente estos comandos se catalogan como comandos de línea y comandos de misión. Cada uno de ellos tiene características propias en lo que se refiere a las actividades que se generan cuando se reciben en el satélite.

La información que puede obtener del Microsatélite es la siguiente:

- ✓ Telemetría (Normal y Especial)
- ✓ Estado de los equipos del Satélite.
- ✓ Información que proporcionan subsistemas y cargas útiles (como el Sistema de Potencia y la Carga útil óptica)
- ✓ Imágenes.
- ✓ Resultados de los experimentos.

En este capítulo se describen la forma en que se solicita y recibe del satélite, además de mostrar algunos medios adicionales para almacenar la información, recuperarla e interpretarla de acuerdo a parámetros específicos.

4.2 Panorama general del software de estación terrena

Las comunicaciones en SATEX, tanto de red interna como externa, se controlan por medio de interrupciones en los receptores seriales, los cuales se programan para operar a una velocidad de 4800 bauds que es el máximo permitido por el equipo de comunicaciones de VHF y UHF del satélite. La comunicación externa está programada para recibir tramas de comandos y de programas, los comandos se procesan por prioridad, de tal forma que los de mayor prioridad se ejecutan en el instante en que se reciben. Los de menor prioridad se almacenan en una pila de comandos para su posterior ejecución. Cabe señalar que la mayoría de ellos se transmiten a los demás nodos de la red para especificar modos de operación a las cargas útiles.

El software de estación terrena, está diseñado para cubrir las necesidades principales de las comunicaciones entre satélite y Tierra, es importante resaltar que al terminar el trabajo de esta tesis (diciembre 2002) el software aun no está concluido pues no se validaron totalmente algunas de las funciones desarrolladas. Sin embargo, el grupo de trabajo que continúa laborando en la UNAM, para esta fecha ya ha realizado cambios y validado la mayor parte de las funciones que no estaban validadas de algunos tópicos que se describen en éste capítulo. De cualquier forma en esta tesis se muestran ya resueltos todos los requerimientos para el correcto desempeño del satélite y la implementación completa de los protocolos de comunicaciones.

En la figura 4-1 se aprecia el aspecto general del software del satélite enfatizando los subsistemas principales y los instrumentos virtuales integrados en el panel de control.

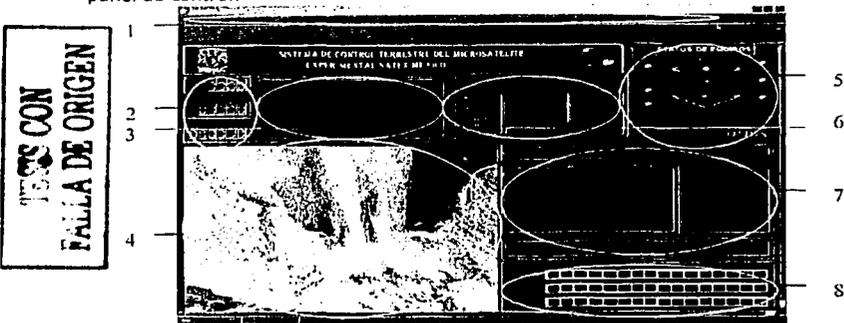


Figura 4-1 Panel de control del Software de Estación Terrena.

De la figura 4-1 resaltan los siguientes aspectos:

- 1) La barra de menús desde donde se ejecutan las funciones principales del software.
- 2) El número de órbitas recorridas por SATEX, el tiempo en días que ha estado en órbita y el número de resets ocurridos en el mismo.
- 3) Información Reportada por el experimento óptico (Carga Útil Óptica).
- 4) Vista rápida de la imagen obtenida por el satélite.
- 5) Vista rápida de fallas ocurridas en equipos del satélite (recuperados de telemetría normal).
- 6) Pantallas para recuperar información de la base de datos para mostrarla en Estación Terrena en otros instrumentos virtuales que veremos posteriormente.
- 7) Estado operativo del protocolo de comunicaciones cuando se baja información del satélite (telemetría especial, telemetría normal e Imagen).
- 8) Estado de las órbitas: adquiridas, pendientes y programadas.

En este momento tenemos que comenzar a describir parte por parte el funcionamiento de todos los subsistemas de este software, para ello primero comenzaremos por dar una revisión al lenguaje de programación utilizado y mencionar aspectos del almacenamiento en la base de datos del sistema.

4.3 Lenguaje de programación y base de datos utilizada

Las herramientas fundamentales para implementar el sistema de telemetría del satélite son el lenguaje de programación y la base de datos utilizada para almacenar los datos, el lenguaje de programación seleccionado fue Visual Basic y la base de datos es ACCESS; estos fueron elegidos por la facilidad que se tiene al usarlos en ambiente

Windows que es el sistema operativo utilizado en la computadora que ejecuta el software de Estación Terrena.

Respecto a la base de datos, se usa para almacenar la información en varias tablas creadas de acuerdo a las necesidades de captura de datos, las tablas aun no se encuentran relacionadas dado que el diseño final de la base de datos puede cambiar de acuerdo a los requerimientos del software de Estación Terrena.

Algunas características importantes del lenguaje de programación son las siguientes:

- ✓ Las características de acceso a datos permiten crear bases de datos, aplicaciones cliente y componentes de servidor escalables para los formatos de las bases de datos más conocidas.
- ✓ Las tecnologías ActiveX™ permiten usar la funcionalidad proporcionada por otras aplicaciones, como el procesador de textos Microsoft Word, la hoja de cálculo Microsoft Excel y otras aplicaciones Windows.
- ✓ La aplicación terminada es un auténtico archivo .exe que se puede distribuir con toda libertad.

Visual Basic crea varios archivos cuando se crea y compila un proyecto. Estos se dividen como sigue: tiempo de diseño, otros desarrollos y tiempo de ejecución.

Los archivos de tiempo de diseño constituyen el historial del proyecto: por ejemplo, módulos de Basic (.bas) y módulos de formulario (.frm).

La descripción del formulario contiene los valores de las propiedades del formulario. Los bloques de texto que definen las propiedades de los controles del formulario están anidados en el formulario y los controles contenidos en otros controles tienen sus propiedades anidadas en el texto del contenedor. Para mayores detalles de un controlador se puede consultar [8] y [11].

Descripción de la arquitectura ODBC

La arquitectura ODBC permite que el software de estación terrena interactúe con su base de datos de la forma más eficaz posible, además, si decidimos cambiar la base de datos, solo es necesario migrar las tablas a la nueva base de datos, cambiar la base de datos predeterminada para el sistema por esta última y seguir trabajando. La nueva base de datos se puede encontrar en nuestra misma computadora, una computadora diferente en una misma red o en una red distante y solo tendríamos que tener cuidado en que tan seguro es el servidor que maneja dicha red.

La arquitectura ODBC consta de cuatro componentes, como se describe en la lista siguiente.

- ✓ **Interfaz de programación de aplicaciones (API).** Llama a las funciones de ODBC para conectar con un origen de datos, enviar y recibir datos y desconectar.
- ✓ **Administrador de controladores.** Proporciona información a una aplicación (como una lista de orígenes de datos disponibles), carga controladores dinámicamente cuando sean necesarios y proporciona comprobación de argumentos y transiciones de estados.
- ✓ **Controlador.** Procesa llamadas de funciones de ODBC y administra todos los intercambios entre una aplicación y una base de datos relacional específica. En caso de que sea necesario, el controlador puede traducir la sintaxis estándar SQL a SQL nativo del origen de datos de destino.
- ✓ **Origen de datos.** Consta de los datos y su motor de base de datos asociado.

De esta forma el software generado (en nuestro caso el software de estación terrena) utiliza la API de ODBC para conectar con un origen de datos, enviar instrucciones SQL, buscar datos y desconectar. Un administrador de controladores está entre la aplicación y los controladores ODBC, decide qué controlador se debe cargar y administra las comunicaciones a medida que se llama a funciones del controlador. Finalmente, los controladores implementan las funciones de la API de ODBC para la base de datos. La figura 4-2 muestra como interactúan estas funciones.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

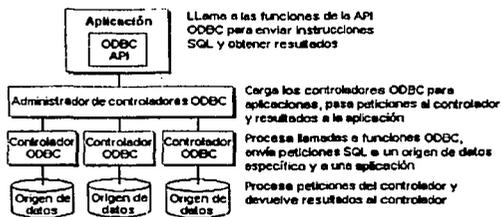


Figura 4-2 Manejo de la petición de controladores en visual basic.

La arquitectura ODBC implica que la aplicación puede tener acceso a diferentes orígenes de datos ODBC, en ubicaciones diferentes, mediante las mismas llamadas de función disponibles en la API de ODBC. Cuando tenga código para tener acceso a un origen de datos relacional, el código se puede extender fácilmente para tener acceso a otros orígenes de datos.

La principal cualidad por la cual eligió Visual Basic como lenguaje de programación es que posee un elemento que nos ayuda a realizar las comunicaciones de una manera rápida y eficiente, otorgando flexibilidad al recibir los datos, además de que el manejo de la información resulta ser bastante rápida tanto con la interacción con la base de datos como con todo el desarrollo matemático y la interacción con archivos necesarios para la ejecución del programa. El principal elemento que encontramos y que resuelve la parte de las comunicaciones que se deben llevar a cabo es el control msccomm que se describe a continuación.

El control MScComm proporciona comunicaciones serie para que la aplicación pueda transmitir y recibir datos a través de un puerto serie. El control proporciona dos formas diferentes de tratamiento de las comunicaciones:

- ✓ Las comunicaciones controladas por eventos son un método muy poderoso para el tratamiento de interacciones con el puerto serie. En caso de requerir una modificación cuando tiene lugar un evento; por ejemplo, cuando llega un carácter o cuando se produce un cambio en las líneas de Detección de portadora (CD) o Petición de envío (RTS). Se utiliza el evento OnComm. El evento OnComm también detecta y trata los errores en las comunicaciones.
- ✓ Se pueden sondear los eventos y errores al comprobar el valor de la propiedad CommEvent después de cada función crítica de programa. Esta alternativa es preferible si la aplicación es pequeña y autónoma. Por ejemplo, al escribir un marcador telefónico sencillo no tiene sentido generar un evento después de recibir cada carácter, ya que los únicos caracteres que son las respuestas de aceptación que envía el módem.

Cada uno de los controles MScComm corresponden a un puerto serie. Si se necesita tener acceso a más de un puerto serie, se debe usar más de un control MScComm. La dirección del puerto y la dirección de la interrupción pueden cambiarse desde el Panel de control de Windows.

En lo que respecta a la base de datos ACCESS, enseguida se indican algunas características que permitieron elegirla.

- ✓ **Uso de bloqueo por registros** Una base de datos de Microsoft Access admite bloqueo por registros, además de bloqueo por páginas (todos los registros en una página de 4K).
- ✓ **Compatibilidad con Unicode** Se pueden usar los caracteres de cualquier lenguaje compatible con Unicode en los datos. Usando la compresión Unicode se pueden compensar mayores requisitos de espacio de almacenamiento que requiere Unicode y Obtener ventajas de la compatibilidad dual de fuentes, especificando una fuente de sustitución que pueda utilizar además de la fuente predeterminada para mostrar de forma correcta todos los caracteres de los datos.
- ✓ **Uso de Objetos de datos ActiveX de Microsoft (ADO)** Se puede utilizar dichos objetos para tener acceso y manipular datos en un servidor de base de datos mediante cualquier proveedor OLE DB.

ADO

Iniciales de *ActiveX™ Data Objects* (Objetos de datos ActiveX). Es una tecnología multilinguaje para el acceso a datos, cuyo modelo de objetos incorpora objetos de conexión de datos, comandos de datos, objetos Recordsets y colecciones que los incluyan. El modelo de objetos ADO proporciona un conjunto de objetos, propiedades y métodos fáciles de usar para la creación de secuencias de comandos que proporcionen acceso a la información de bases de datos, para mayores detalles se puede revisar la referencia [11].

Una vez analizado el lenguaje de programación y la base de datos usada se describirán los sistemas que componen al software de estación terrena.

4.4 Software de búsqueda del satélite

El software de búsqueda del satélite y en general el software de estación terrena se describen en el siguiente escenario:

- 1) Las comunicaciones entre Estación Terrena y Satélite operan en tres velocidades de transmisión que son: 1200, 2400 bauds y puede ser posible que se tenga también una velocidad de 4800 bauds.
- 2) La primera vez que se establecen las comunicaciones Satélite-Tierra, se desconoce el dato de velocidad con la cual se iniciará el contacto, por lo cual se utiliza un procedimiento por software para que el satélite se ajuste a la velocidad de comunicación de Tierra. Por otra parte, en los siguientes contactos Satélite-Tierra es posible que se presente una inicialización de operaciones en la CV, lo cual implicaría la pérdida del dato de la velocidad de las comunicaciones. Adicionalmente, el software de estación terrena (SET) permite definir la velocidad de las comunicaciones para el contacto, sin embargo existe aun la posibilidad de que la CV inicie sus operaciones. Por tales razones el contacto Satélite-Tierra siempre implica un ajuste de la velocidad con las comunicaciones.
- 3) También existe la posibilidad de que ocurran interferencias con las comunicaciones Satélite-Tierra, las cuales se deben considerar en el SET.
- 4) Una vez establecido el contacto Satélite-Tierra, inician las operaciones de comando y de misión.

Para reducir el texto explicativo, en la figura 4-3 se presenta la descripción del SET mediante diagrama de bloques.

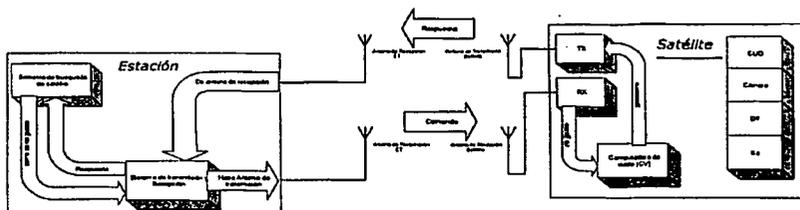


Figura 4-3 Diagrama de bloques del protocolo para la búsqueda del satélite.

Como se aprecia en la figura se tiene un sistema de búsqueda de satélite terrestre que interactúa directamente con el sistema local de transmisión/recepción de información el cual se conecta a las antenas de comunicaciones.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Del otro lado, las antenas se conectan a equipos de radiofrecuencia (existen dos transmisores y dos receptores pero por comodidad únicamente representamos el que está en uso) estos a su vez se comunican con la computadora de vuelo quien interpreta el comando y prepara las condiciones para ejecutarlo.

Cuando la computadora de vuelo recibe el comando de búsqueda de satélite programa al microprocesador para que no reciba interrupciones durante el tiempo de vista a la estación terrena, ello implica que el proceso de comunicaciones Satélite-Tierra se resuelve por encuesta con la completa atención del procesador en este evento.

Dentro de este esquema operativo se deben cumplir ciertas características del software para que el proceso de búsqueda sea exitoso, a continuación se analizan algunas de estas características:

1. Un evento esencial durante la búsqueda o contacto con el satélite es la detección de la velocidad de las comunicaciones empleadas por el satélite. Para detectarla se realiza un barrido por todas las velocidades de transmisión que utiliza el satélite empezando por la velocidad más baja. El software inicia a una velocidad de 1200 bauds siguiendo después la velocidad de 2400 y finalmente la velocidad de 4800 bauds. Cuando las velocidades de comunicación entre Tierra y satélite se igualan, dan inicio las comunicaciones y además la guarda para emplearla al inicio de la próxima visita satelital.

2. Al registrarse el contacto aun es posible que no se puedan conectar el proceso de comunicaciones por pérdida de información. Para resolver este problema, el SET advierte la retransmisión de tramas una segunda ocasión y hasta una tercera ocasión, si posteriormente no concluyen las comunicaciones, el SET cambia a la siguiente velocidad e inicia nuevamente la transmisión de tramas y así sucesivamente hasta que exista una respuesta exitosa o hasta que se agote el tiempo estimado de la visita satelital. Para dar flexibilidad al SET se programó una ventana para configurar la búsqueda, dentro de ella se configuran las veces que Tierra transmitirá un comando si no recibe respuesta, además del intervalo de tiempo entre cada envío y la velocidad a la cual se quiere empezar la búsqueda.

3. Cuando el satélite hace contacto con la estación terrena el software de Tierra debe abrir el acceso a todas las opciones de software que se usan cuando el satélite está en condiciones de bajar telemetría o subir ya sea misión o programa, para esto se deben habilitar opciones que normalmente no están disponibles si la estación terrena no está en contacto con el satélite. Por otra parte el software de búsqueda de SATEX da aviso al usuario cuando ocurre el contacto y después de esto inmediatamente acondicionara todos los parámetros. Cabe mencionar que el objetivo principal del comando de búsqueda es que el satélite de inicio a una de sus interrupciones importantes para que asigne todos los recursos de la computadora de vuelo a la comunicación con estación terrena.

En la figura 4-4 se presenta la estructura general del software de búsqueda del satélite.

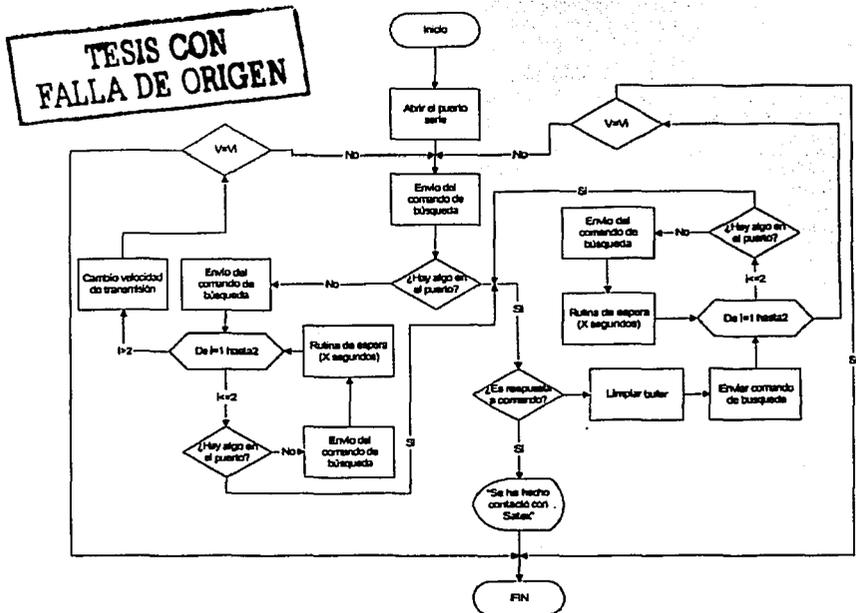


Figura 4-4 Diagrama de flujo del proceso de contacto con SATEX.

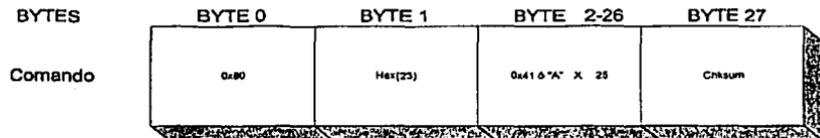
El sistema de búsqueda de estación terrena tiene un sistema de creación de comandos para 3 tipos distintos de estos, primero utiliza comandos de línea que para ejecutarse en el satélite solo requieren el número del comando, después emplea comandos de línea que requieren de información adicional para ejecutarse y además utiliza comandos de misión que también requieren datos para ejecutarse. Para obtener mayor información sobre el flujo de información en el proceso citado, se pueden consultar las secciones de comandos de línea y comandos de misión.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

El comando de detección de satélite hace uso de una rutina para limitar el tiempo de espera de respuesta del satélite para evitar un estancamiento operativo del SET.

La rutina de espera se controla por un "timer" que realiza una tarea cada vez que transcurre el tiempo configurado, después envía el comando hasta un número determinado de veces que el usuario puede definir (también puede definir el tiempo que existirá entre cada envío) si se supera el número de veces programado para el reenvío de comando el software cambia a la siguiente velocidad, y si esta velocidad es igual a la inicial se termina el envío pero puede reiniciar la búsqueda.

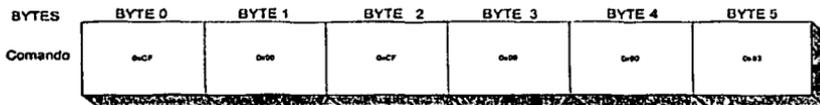
El comando que se transmite para detectar al satélite es el siguiente:



No de comando = 23

El comando solo incluye el número de comando, con el cual, se activa la interrupción en el satélite, posteriormente el satélite tiene que contestar confirmando que ya ha recibido el comando de búsqueda y que está listo para recibir información, para esto la respuesta es de acuerdo al siguiente protocolo:

a) Si se registra el contacto el satélite reporta la siguiente trama:



b) Si existen errores de comunicación el satélite responde simplemente con el carácter "N".

Al recibir la respuesta afirmativa de contacto el software en estación terrena libera todas las funciones que realizan la comunicación con el satélite para pedir información y mandar misiones o programa.

Para terminar con el tema de la búsqueda del satélite es necesario mostrar los controles que son útiles dentro de la estación terrena que ayudan a configurar o bien que indican si el satélite ha hecho contacto con la estación terrena.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

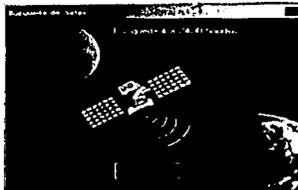
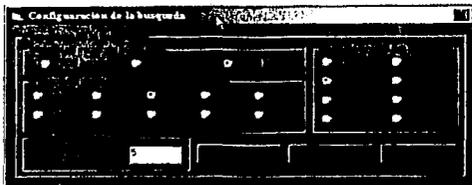


Figura 4-5 Controles que relacionados con el proceso de búsqueda de SATEX.

En la figura 4-5 se presentan los dos controles del SET que realizan la búsqueda del satélite, el control de la izquierda es la pantalla de configuración en donde se especifica; la velocidad de las comunicaciones, las veces que se retransmitirá el comando si el satélite no responde, el tiempo entre envíos de comando si el satélite no responde y por último el tiempo que estará visible el SATEX. Este último valor se obtiene con un software de dinámica orbital que también estará funcionando a la par del software de estación terrena.

El control de la derecha aparece al enviar el comando e indica la respuesta del satélite o el número de veces que se ha enviado el comando, también indica si se ha cambiado a otra velocidad para enviar el comando. Es posible cancelar la búsqueda si no se detecta rápido el satélite y también es posible repetir la búsqueda si ya se cubrieron todas las velocidades de comunicación existentes.

4.5 Información obtenida del satélite

4.5.1 Estados de los equipos a bordo del SATEX

El estado de los equipos que reporta la telemetría normal es una de las informaciones más importantes que entrega el satélite debido a que permite determinar la capacidad que tienen los equipos y las Cargas Útiles de realizar sus tareas.

En cuanto al estado reportado acerca de las computadoras del satélite, determina las condiciones en que se encuentra la computadora y la memoria RAM. El estado de la computadora de vuelo puede generarse por dos procesos: como diagnóstico simple y por técnica de voteo mayoritario bizantino para una información detallada se puede referir al texto [12], estos procesos se realizan entre intervalos de tiempo de 10 minutos, junto los valores que conforman la telemetría normal.

Cuando la información se recauda en la computadora de vuelo, se agrupan los datos en bloques de 1552 bytes. En estos el estado está compuesto de 20 bytes por cada muestreo (los muestreos se realizan cada 10 minutos y 10 muestreos conforman una órbita) y en total 200 bytes por cada órbita de telemetría que se acumula. La información de estos 20 bytes es la siguiente:

Tabla 4-1 Información de "Status" integrada en la Telemetría Normal.

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	Estado del diagnóstico (ver tabla 4.3)			1	1	1	0
2	Rx VHF1	Tx VHF1			Rx VHF2		Tx VHF2	
3	1	Estado puerto serie con ET			Puerto serie de Red Int.		Estado puerto serie Red Int.	
4	SÍNDROME DE CV							
5	DIAGNÓSTICO DE RAM DE CV (Si no existe EDAC)							
6	SÍNDROME DE CUO							
7	DISGNÓSTICO DE RAM DE CUO							
8	SÍNDROME DE DT							
9	DIAGNÓSTICO DE RAM DE DT							
10	SÍNDROME DE CCD							
11	DISGNÓSTICO DE RAM DE CCD							
12	SÍNDROME DE SP							
13	DISGNÓSTICO DE RAM DE SP							
14	DISGNÓSTICO DE RAM DE CV (Si existe EDAC)							
15	Número de errores corregidos por el EDAC							
16	Resultado de voteo de CUO				Resultado de voteo de CV			
17	Resultado de voteo de CCD				Resultado de voteo de DT			
18	Bandera de misión previa				Resultado de voteo de SP			
19	Byte disponible							

Como se observa cada byte contiene información importante del diagnóstico que se explicará enseguida.

El **BYTE 0** indica el número de órbita y de muestreo de este diagnóstico. Generalmente este dato es único para cada muestreo, solo en el caso de una interrupción de las comunicaciones entre satélite y estación terrena que generalmente incompletos se pueden presentar órbitas y muestreos iguales, ante esta eventualidad se tiene una alternativa que se mencionará posteriormente.

El **BYTE 1** en sus 4 bits menos significativos contiene el valor "E" en hexadecimal que identifica al estado como tal, El bit 7 indica la computadora de vuelo que se encuentra en operación en el momento de realizar el muestreo, un "1" determina al procesador principal y un "0" indica el procesador redundante (alguno de los 2 procesadores redundantes). Los bytes restantes (bits 4,5 y 6) indican el tipo de diagnóstico que se realizó según la siguiente tabla:

Tabla 4-2 Tipos de diagnóstico que se pueden encontrar en la información de "Status".

BIT 6	BIT 5	BIT 4	ESTADO DEL DIAGNÓSTICO	TIPO DIAGNÓSTICO	DE
0	0	0	No se programó votoe	Simple	
0	0	1	No es órbita de votoe	Simple	
0	1	0	Dos o más computadoras no pudieron encenderse	Simple	
0	1	1	No pudo encenderse el DT	Simple	
1	0	0	Sólo la CUO no pudo encenderse	Votoe	
1	0	1	Sólo la CCD no pudo encenderse	Votoe	
1	1	0	Todas las computadoras se pudieron encender	Votoe	
1	1	1	Fallo total en la red Interna	Simple	

Esta Información se visualiza en los controles de la estación terrena indicando que tipo de diagnóstico se realizó o las circunstancias por las cuales el votoe no se llevó a cabo.

El **BYTE 2** indica qué equipos de comunicación están encendidos en el momento de realizarse el muestreo. El valor de los dos bits que corresponde a cada equipo es "11" si está en operación y "00" si no está en operación. El reflejo de esta información se da en la ventana de estado de los equipos de la estación terrena.

El **BYTE 3** reporta el estado de los puertos y canales de comunicación tanto en la red local del satélite como en la que existe entre estación terrena y satélite, de esta forma se tiene lo siguiente:

El bit 7 (que es un valor constante de 1 binario) indica que es el puerto serie que sirve para la comunicación con la estación terrena. Los bits 6,5 y 4 determinan el estado del puerto mencionado de tal forma que el valor de "000" indica que el puerto se encuentra en estado óptimo para la comunicación con estación terrena, mientras que el valor de "111" indica una falla en el puerto.

El bit 3 indica qué red interna esté en operación en el momento que se tomó el muestreo, si se trata de la red principal entonces el bit 3 será un "0" si es la redundante será un "1". De igual forma, los bits 0,1 y 2 indican el estado de dicha red, "000" si esta libre de falla y "111" si hay falla.

Los **BYTES del 4 al 15** determinan el estado tanto de la memoria RAM como de los procesadores de cada equipo del satélite. El valor de cada uno de estos bytes depende de la computadora en cuestión en lo que respecta al estado de los procesadores, el byte reservado para las condiciones de la memoria RAM indican el número de errores que se generaron en ésta en el transcurso de 10 minutos y también depende de cada equipo la generación de este valor.

Para el caso de la Computadora de Vuelo si el procesador está en perfectas condiciones el valor del byte será cero.

Los **BYTES 16,17 y 18** determinan el resultado del voto (si se desea mayor información sobre este sistema referirse al texto [12]) dentro de la red de equipos del satélite. Además los bits 7,6,5 y 4 del **BYTE 18** indican si existió misión previa, este dato es de suma importancia para determinar posibles "resets" que hubiera sufrido la computadora de vuelo desde un avistamiento a otro como se verá más adelante.

Una vez capturada la telemetría proveniente del satélite es posible seleccionar el arreglo en donde se tienen todos los estados de los equipos durante el número de órbitas programadas en la misión correspondiente, figura 4-6.

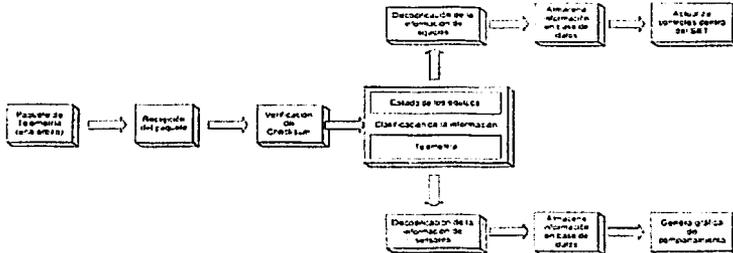


Figura 4-6 Manejo de la información obtenida en la estación terrena (Telemetría Normal).

Como se indica en el diagrama de bloques después del proceso de recepción sigue el proceso de verificación de errores y finalmente el de clasificación de la información en donde únicamente se hace la distinción entre telemetría normal y estado de los equipos. De esta manera se generan 2 grandes arreglos, el arreglo de "status" y el arreglo de telemetría. Ambos arreglos se almacenan en la base de datos y posteriormente se procede a actualizar todos los indicadores de estado de equipos dentro del SET.

El primer indicador del estado de los equipos dentro del SET se muestra en la figura 4-7.



TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Figura 4-7 Control que indica de forma general el estado de los equipos dentro del satélite (por medio del parpadeo de las esferas se indica el equipo que presenta problemas).

El funcionamiento es el siguiente, cuando se recibe telemetría y se decodifica y ante el eventual caso de que se presente algún tipo de falla en equipos, las esferas que rodean este satélite en escala comienzan a encenderse y pasan del color azul al rojo, indicando también por medio de una línea que equipo es el que presenta problemas. Al hacer pasar el cursor cerca del equipo (en la figura) mostrará el nombre del equipo (en la franja negra abajo del satélite). Adicionalmente, en este mismo espacio el SET muestra el indicador que señala que cantidad de potencia tiene el Satélite en el momento del avistamiento.

Sin embargo, además del vistazo rápido acerca de las fallas reportadas por el SATEX también es necesario ver con más claridad y más a fondo el estado de todos los equipos en una pantalla independiente. En la figura 4-8 se muestra la pantalla que aparece cuando damos doble clic sobre la figura 4-7.

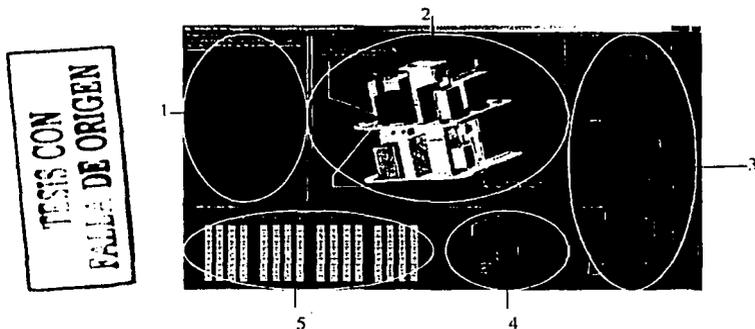


Figura 4-8 pantalla donde que reporta el estado de los equipos dentro del SATEX.

Los controles que aparecen en la pantalla tienen las siguientes funciones específicas.

1. En esta ventana aparece el estado de la carga útil que se elige (procesador y memoria RAM).
2. En esta ventana aparece una animación del satélite formada con diversas vistas elaboradas en AutoCAD correspondientes a la ubicación real de los equipos en el satélite.
3. Toda esta columna indica dónde está ubicado el equipo seleccionado en el control 4. La ubicación se presenta con las 3 vistas fundamentales del isométrico correspondiente a la figura mostrada en el control 2. Las vistas corresponden a la vista Frontal, Superior y Lateral en las que también se visualiza el estado del equipo según la forma de parpadeo resultante.

4. Con esta ventana se elige el equipo por analizar, al hacerlo se actualizan los demás controles y se muestra su estado correspondiente.
5. En esta última ventana se muestra el estado de un equipo en las órbitas reportadas por el satélite, un color rojo indica que el equipo presentó algún problema de lo contrario el color verde determina el correcto estado operativo. Este control se actualiza cada vez que se elige algún equipo en el control 4.

4.5.2 Telemetría normal del SATEX

La telemetría que ofrece el microsatélite determina las condiciones del satélite cada 10 minutos durante las órbitas del último viaje del satélite siendo 16 el número máximo de órbitas de autonomía del vehículo.

Cuando se obtiene telemetría normal la información que proporciona el satélite queda definido de la siguiente manera (Por una órbita de información):

200 bytes	1300 bytes
Resultado del diagnóstico realizado	Datos de telemetría de una órbita

Si se analizan con mayor detalle las características del bloque de datos de telemetría, se tiene que para los resultados de diagnóstico el arreglo de información es el siguiente (para una órbita de telemetría):

20bytes									
M0	M1	M2	M3	M4	M5	M6	M7	M8	M9

En donde:

M = Muestreo

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

Se subraya que para identificar cada muestreo de diagnóstico la trama se separa por dos caracteres "A" al final de 20 bytes y de esta forma la trama queda como:

20bytes	2bytes	20bytes	2bytes	20bytes	2bytes	20bytes
M0	"AA"	M1	"AA"	M2	"AA"	M9

De esta forma el número total de bytes en esta trama es de 220 bytes que corresponden únicamente al diagnóstico de los equipos del satélite. Después de esta información sigue la información de los sensores de telemetría distribuida de la siguiente forma:

130bytes									
TS0	TS1	TS2	TS3	TS4	TS5	TS6	TS7	TS8	TS9

ESTA TESIS NO SALE
DE LA BIBLIOTECA

Donde:

TS = Telemetría de sensores.

En el caso de los paquetes de telemetría de sensores se agrega el "checksum" al final de cada trama de 130 datos, ello implica un byte adicional a los separadores "AA", por lo cual la trama que se genera es la siguiente:

130bytes	1 byte	2bytes	130bytes	1 byte
TS0	Chk0	"AA"	TS9	Chk9

Donde:

TS = telemetría de sensores
 Chk = checksum

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

De esta forma se han presentado los bloques principales que conforman la trama de reporte de telemetría a estación terrena, por lo cual el bloque principal de datos queda de la siguiente manera:

218bytes	1 byte	2bytes	1329bytes
Diagnóstico de equipos	de ChkD	Num. de órbitas	Telemetría de sensores

Después del Chksum de los primeros 218 bytes de diagnóstico de equipos se agregan 2 bytes más que corresponden al número de órbitas totales que se bajarán cuando se pida la telemetría. Este dato se integra en el momento en que se baja la información debido a que puede variar de acuerdo con el momento en que se solicite la telemetría. El dato es importante y no puede ser auténtico si existen errores en la transmisión. Por tanto la trama completa de telemetría normal es la siguiente:

1 byte	1 byte	218 bytes	1 byte	2 bytes	1329 bytes
BR	NdPO	DE	ChkD	NumO	TS

En donde:

BR = Byte de reconocimiento
 Ndpo = Numero de la primera órbita obtenida
 DE = Diagnóstico de los Equipos
 ChkD = Checksum del diagnóstico de los equipos
 NumO = Numero de Órbitas de telemetría que se van a bajar
 TS = Telemetría de Sensores

La estructura de la trama de Información sobre telemetría normal de sensores se muestra en la tabla 4-3.

Tabla 4-3 Información de sensores que se obtiene en Telemetría Normal.

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
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 PANEL 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 1
14	6	MAG Y1 PA	58	28	SAL16 SENS PA	102	53	SC BAT 2
15	7	SFS Y1 PB	59	29	SAL5 SENS PB	103	54	ST DCDC
16	7	SFS Y1 PA	60	29	SAL5 SENS PA	104	55	ST BAT 1
17	8	SC KA PB	61	30	MAG Z2 PB	105	56	ST BAT 2
18	8	SC KA PA	62	30	MAG Z2 PA	106	57	V BAT 1
19	9	ST TCV PB	63	31	SFS Y3 PB	107	58	V BAT 2
20	9	ST TCV PA	64	31	SFS Y3 PA	108	59	V BAT 3
21	10	SAL13 SENS PB	65	32	SC TXVHF2 PB	109	60	V BAT 4
22	10	SAL13 SENS PA	66	32	SC TXVHF2 PA	110	61	V BAT 5
23	11	SAL2 SENS PB	67	33	ST TXVHF1 PB	111	62	V BAT 6
24	11	SAL2 SENS PA	68	33	ST TXVHF1 PA	112	63	V BAT 7
25	12	MAG Z1 PB	69	34	SAL17 SENS PB	113	64	NIVEL BAT
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		Fallas 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			

Como se observa 48 de estos sensores conforman su valor por medio de 2 bytes, y 17 más por solo 1 byte, los 48 sensores que se componen de 2 bytes son capturados por la computadora de vuelo y los 17 restantes los captura el sistema de potencia. El arreglo de telemetría incluye algunos datos más así como un espacio disponible para posibles expansiones que en un futuro se puedan integrar a esta información.

Ahora, cuando esta información llega a Tierra almacenarse y posteriormente plasmarse por medio de instrumentos virtuales; los principales instrumentos virtuales se presentan en los siguientes párrafos.

Los datos de telemetría normal proporcionados por el SET se consultan en una tabla de información que se despliega de acuerdo con números de órbita y muestreo (por lo cual despliega datos de un muestreo únicamente) en la figura 4-9 se muestra esta tabla.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

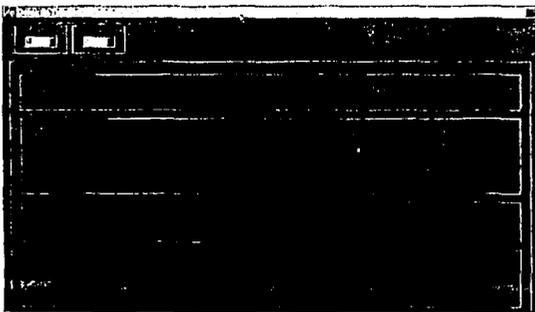


Figura 4-9 Tabla de valores de Telemetría Normal de sensores.

En la parte superior izquierda se encuentran los combos para elegir Órbita y Muestreo los que al ser definidos por el usuario generan la actualización inmediata de los valores en la tabla de sensores. Estos datos pueden observarse de una forma más clara con el instrumento virtual múltiple que se muestra en la figura 4-10. En ésta, se presentan los datos de 66 sensores contra el tiempo (referidos al número de muestreos), las graficas ofrecen un vistazo rápido acerca del comportamiento de dichos sensores a través de las órbitas en que se tomó la telemetría.

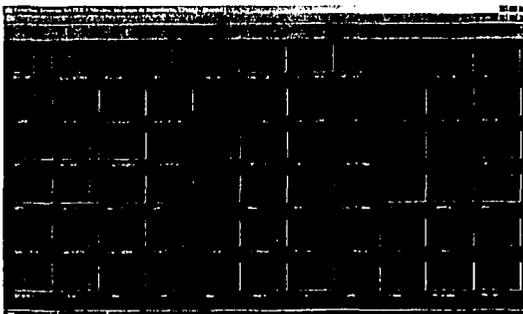


Figura 4-10 Gráficas de los sensores a bordo del SATEX. Las gráficas se componen en el eje de las ordenadas por los valores de los sensores y en el de las abscisas el número de muestreo.

Al dar un doble "click" sobre cualquiera de los instrumentos virtuales se genera automáticamente la ampliación visual del instrumento, tal como se aprecia en la figura 4-11. Con este tipo de despliegue se pueden consultar detalles finos sobre el comportamiento de cualquiera de los sensores del satélite.

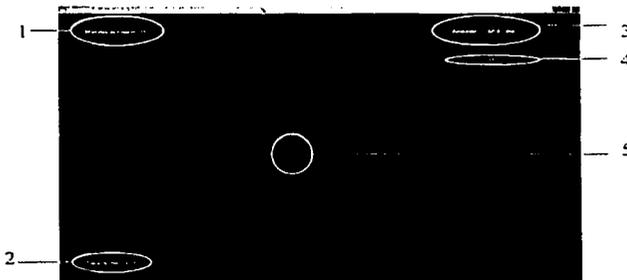
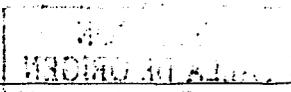


Figura 4-11 Elementos que conforman el instrumento virtual amplificado para un solo sensor de Telemetría Normal.

Esta grafica que se presenta a la mitad de la pantalla corresponde al comportamiento del sensor seleccionado. Adicionalmente aparecen otros elementos en la figura 4-11 que se explica enseguida.



Cuando desplazamos el cursor por la gráfica del sensor, éste se convierte en dos líneas (región 5) que se mueven sobre la curva que describen los valores del sensor. De esta forma al avanzar el cursor en la región "1" aparece el número de muestreo del sensor en tanto que la región 2 muestra el valor numérico que reporta la telemetría para tal sensor. La región número "3" especifica el nombre del sensor analizado. En tanto que en la región "4" se despliegan mensajes de "ALARMA" cuando en el punto que se está analizando, el valor del sensor está fuera de los límites de operación normal. En último punto dentro de la figura, el punto número "5" se refiere a la indicación del cursor, dicho cursor consta de dos líneas, una vertical y una horizontal que siguen la curva que identifica al sensor; dichas rectas pueden ser verdes si el valor está en el rango correcto de operación y rojas si el valor está fuera del rango.

Los umbrales que determinan la generación de alarmas por rango operativo de los sensores se definen también con el SET. Esta información se captura con el control que muestra la figura 4-12, la cual se guarda a su vez en la base de datos para su uso posterior. La pantalla de captura, figura 4-12 permite elegir para cada sensor los límites operativos tanto superior como inferior.



Figura 4-12 Configuración de los límites para los valores de los sensores de telemetría normal.

Para asignar nuevos valores a un sensor (valores que definen sus límites) solo se selecciona el sensor por medio del combo y después se escriben los nuevos valores.

4.5.3 TELEMETRÍA ESPECIAL

Para la adquisición de la Telemetría Especial a diferencia de la telemetría normal no contempla la adquisición de datos de estado dentro de las tramas que conforman la telemetría, únicamente se agregan los valores de los sensores que se solicitan para esta telemetría. Los parámetros que definen las condiciones de esta captura son los siguientes:

- ✓ Órbita de captura
- ✓ La frecuencia de muestreo
- ✓ Los sensores por captura

Los valores anteriores definen variables y banderas dentro de la computadora de vuelo que indican en que momento se iniciará la captura de telemetría especial (dos variables que definen órbita y muestreo y dos banderas que definen Telemetría Especial. Como se ha indicado cada vez que se da un avistamiento, éste funciona como punto de inicio para el conteo de órbitas y muestreos cuyos valores se relacionan además con la ejecución de diversos eventos (experimentos, fases de estabilización, captura de imágenes, captura de telemetría, diagnósticos, etc) para mayores detalles

sobre estos eventos se pueden consultar las referencias [4], [5], [6] y [12]. Para este evento se cuenta con parámetros que definen la órbita y el muestreo en que debe iniciar la toma de datos, estos datos se utilizan para el manejo de "timers" desde el instante en que el satélite deja de ver a estación terrena, para ver las características y el manejo del microprocesador se puede ver la referencia [10].

En cuanto a la frecuencia de muestreo se utiliza un segundo "timer" para generar los tiempos de muestreo, la frecuencia puede ir desde 50 KHz hasta los 0.05 KHz, con seis opciones diferentes en este intervalo, las interrupciones generadas por el "timer" determinan el inicio de la captura de datos, durante este tiempo la computadora de vuelo no interactúa con la red interna debido a que el "timer" empleado también se utiliza para generar retardos en las comunicaciones a través de dicha red y sin este retardo se pierde la sincronización. Para la captura de esta información disponemos de un arreglo de 20 KB que se llena completamente no importando que sensores ni cuantos se especifican al programar la adquisición de telemetría especial.

Debe resaltarse que al programar una misión de telemetría especial se debe tener cuidado al especificar la frecuencia y el número de sensores por muestrear debido que pueden existir algunos problemas si se selecciona solo un sensor a la frecuencia más baja posible. Por ejemplo, si el tiempo de muestreo es de 1 segundo y se elige un solo sensor, el tiempo que tardaría el proceso sería de 20000 segundos, casi 6 horas; esto es demasiado tiempo para este tipo de experimentos, por lo cual se deben tener las debidas precauciones y definir algunos límites, estos límites son los tiempos máximos y mínimos del muestreo, los cuales fijamos en 10 minutos para el mayor tiempo que puede durar el experimento y 1 segundo para el tiempo mas corto de un experimento.

Cuando llena todo el arreglo destinado para la Telemetría Especial se tiene lista la información para enviarla a la estación terrena de acuerdo a la forma que explicada de recepción de información en estación terrena. En el diagrama de bloques de la figura 4-13 se muestra el proceso de adquisición de telemetría especial (TLME).

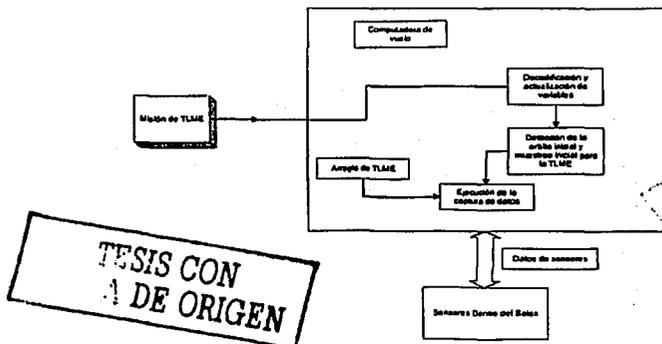
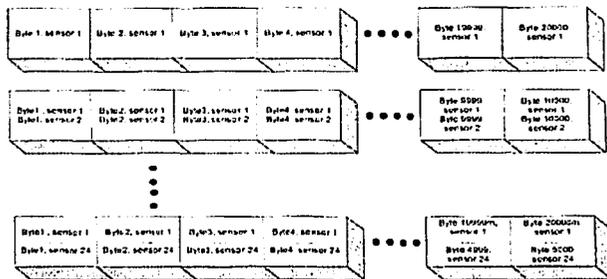
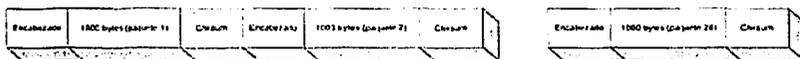


Figura 4-13 Proceso de captura de telemetría especial en el satélite.

En cuanto al llenado de Información de TLME solo se permite elegir hasta un total de 24 sensores. Siempre que se solicita telemetría especial se llena todo el arreglo de 20 KB a diferencia de la telemetría normal en el cual puede capturarse un número determinado de órbitas cuyo máximo sea 16. En la figura 4-14 se presenta la topología de los arreglos de telemetría especial para un arreglo que puede ir de 1 a 24 sensores por muestreo.



Para realizar el envío de la TLME hacia estación terrena a cada bloque de telemetría se le agrega al inicio un encabezado seguido por el byte que define el número del paquete seguido por el bloque de telemetría de 1000 bytes y finalizando con el checksum como vemos a continuación:



En estación terrena se presentan las graficas de los sensores que se capturaron de acuerdo a la figura 4-15.

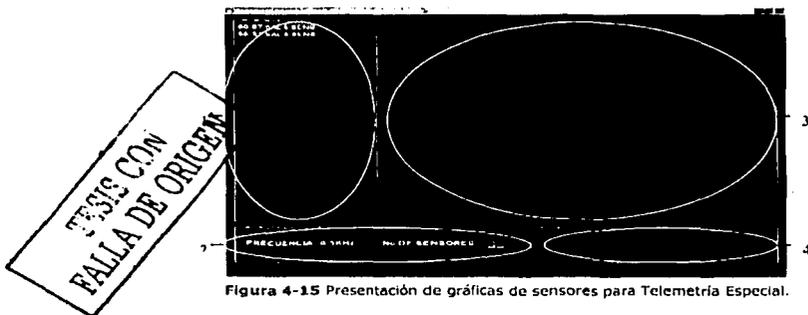


Figura 4-15 Presentación de graficas de sensores para Telemetría Especial.

En la figura 4-15 se aprecia la información que proporciona la Telemetría Especial por medio de controles, a continuación se describen la función de cada control indicada en esta figura.

1. En esta área aparecen los sensores elegidos para adquirir TLME, al elegir uno de ellos se pueden ver los datos representados en una gráfica que se dibujará en la región 4.
2. Aquí se despliegan datos como la frecuencia y el número de sensores que se programaron, estos datos se tienen desde el momento que se envía la misión de Telemetría especial.
3. En esta área aparecen observaciones sobre los datos o el sensor presentado, o sobre la misión en general.
4. Esta región cuadrículada contiene presenta la gráfica de comportamiento de un sensor (el sensor que se elige) en el instante de la captura.

4.5.4 Captura de imágenes y envío a estación terrena

La captura de las imágenes es otro de los experimentos que realiza el microsatélite, este experimento realiza la petición de captura de una imagen a una cámara comercial en un cierto momento; tal petición se realiza de acuerdo con el protocolo de la cámara de acuerdo a los datos necesarios para realizar la captura. Enseguida se mencionan los datos que se requieren para la captura de la fotografía con la cámara. La trama que conforma el comando de petición de imagen es la siguiente:

0	1	2	3	4	5	6	7-26	27
h80	6	Orb	Mues	Min	Seg	Res	"A"	chksum

Desde el byte 2 hasta el byte 6 se encuentran los datos de órbita, muestreo, minuto, segundo y resolución con los que se adquirirá la imagen. La importancia de la resolución de la imagen por capturar se debe a que el tamaño del archivo puede variar en función de ella, y para el caso de una resolución muy alta dicho tamaño puede ser demasiado grande para el tiempo de transmisión que se tenga disponible en el momento del avistamiento del satélite. Las resoluciones que se tienen definidas son 2 una resolución media que corresponde 800 x 400 y una resolución alta que corresponde a 1200 x 800, por lo cual el valor de Resolución solo tiene 2 opciones, alta y media. En lo que respecta a los otros 4 valores, lo que definen es el momento de la captura, y como se ha mencionado, la referencia de tiempo para el satélite son las órbitas (que corresponden a 100 minutos por cada una) y los muestreos (que es la décima parte de una órbita y que corresponden a 10 minutos). Para hacer más precisa la captura de la imagen se agregan 2 valores en minutos y segundos, de esta manera se logra especificar el momento de la adquisición con resolución de tiempo de 1 segundo.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Cuando el satélite recibe por comando los parámetros anteriores, después de dejar de ver a la estación terrena comienza el conteo de órbitas y muestreos desde la órbita cero hasta llegar al número de órbita y muestreo en que se debe capturar la fotografía. Posteriormente se actualizan algunas banderas que se toman en cuenta la captura de la imagen y comienza la espera del tiempo en minutos y en segundos (9.9 minutos como máximo) para entonces proceder a efectuar el experimento, el cual ocurre en la órbita, número de muestreo, minuto (menor de 9) y segundos (menor a 60) indicadas desde la estación terrena, tal como se muestra en el diagrama de bloques de la figura 4-16.

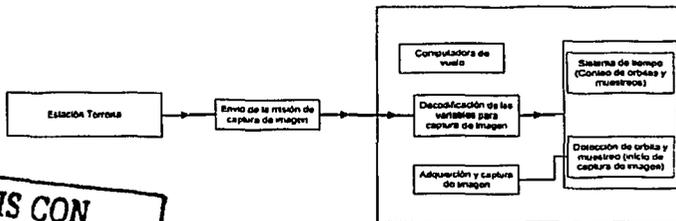


Figura 4-16 Proceso de captura de imágenes.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Cuando inicia la comunicación entre la cámara y la computadora de vuelo, siguen los pasos indicados en el diagrama de la figura 4-17.

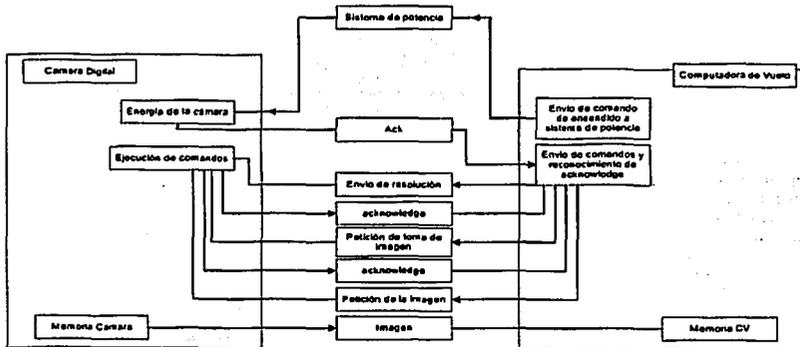


Figura 4-17 Proceso de captura de la imagen (protocolo entre cámara y computadora de vuelo).

El protocolo comienza al encender la cámara esta responde con un byte que está lista para las comunicaciones a través de su puerto serie. Enseguida se pueden

enviar un gran número de comandos a la cámara, pero en este caso se envía la resolución a la que se tomará la imagen, y enseguida se le pide la captura de la imagen. El protocolo exige que después de cada comando deba recibirse un acknowledge, en este caso se recibe el acknowledge y se continúa con la comunicación.

Posteriormente se envía un comando para que abra la tarjeta de memoria en donde tiene alojadas todas las imágenes que ha capturado, una vez abierta se procede a la petición de la imagen. Es posible obtener más información en este momento, pero para ahorrar energía en el satélite se mantiene energizada la cámara el menor tiempo posible. Como acknowledge de la petición de la imagen se obtiene la propia imagen la cual se almacena en memoria RAM de la computadora de vuelo y de inmediato se procede a cerrar la tarjeta y después a apagar la cámara.

La imagen o imágenes solicitadas permanecen en la memoria de la CV hasta que el satélite visita nuevamente a la estación terrena. Una vez que acontece este evento el proceso de captura de la imagen se explica con detalle en la sección 4.8.

Una vez capturada la imagen el SET despliega una vista rápida de la primer imagen tal como se observa en la figura 4-18.



Figura 4-18 Pantalla en el software de estación terrena donde se muestra la imagen enviada por el satélite.

El almacenamiento de la información se realiza en archivo y en base de datos; el formato en que se guarda la imagen es formato jpg, en un principio se tenía planeado que el formato fuera una variable también, pero el caso por ejemplo del formato bmp, causa un serio problema al obtener la imagen, entonces se optó por usar únicamente el formato jpg debido a que ofrece muchas ventajas tanto en el tamaño del archivo generado como en el despliegue de la imagen.

4.6 Comandos de control del satélite

4.6.1 Comandos de línea

Los comandos de línea generan acciones de control inmediatas en el satélite. Como ejemplo existe el comando de "reset" a la computadora de vuelo el cual inicializa a la computadora principal o redundante según sea el caso. A continuación se describen los diferentes tipos de comandos de línea que existen en el proyecto.

TESIS CON
 FALLA DE ORIGEN

1. Reset a CV (computadora de vuelo)

Este comando forza un reset ya sea a la computadora principal o a la computadora redundante según la que se encuentre en operación en ese momento, el comando se compone de la siguiente información:

0	1	2-26	27
Hex(128)	Hex(9)	"A" o hex(65) x 24	Chksum

No de comando: 9

2. ET detectó enlace óptico

Este comando indica que la carga útil óptica ya hizo contacto con la estación terrena para que se pueda llevar a cabo el experimento de comunicaciones ópticas, el comando está constituido por:

0	1	2-26	27
Hex(128)	Hex(4)	"A" o hex(65) x 24	Chksum

No de comando: 4

3. Energizar CUO

El comando indica al sistema de potencia que debe energizar a la carga útil óptica

0	1	2-26	27
Hex(128)	Hex(27)	"A" o hex(65) x 24	Chksum

No de comando: 27

4. Inicio de rastreo para CUO

Este comando indica a la carga útil óptica que debe empezar a rastrear su receptor en la estación terrena.

0	1	2-26	27
Hex(128)	Hex(28)	"A" o hex(65) x 24	Chksum

No de comando: 28

5. Conmutar equipo Vhf en el satélite

Es posible conmutar los equipos de comunicación del el satélite cuenta con dos equipos de transmisión y dos de recepción. El comando especifica cual receptor y cual

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

transmisor se usarán para comunicarse con Tierra. La configuración de este comando es el siguiente:

0	1	2	3	4-26	27
Hex(128)	Hex(3)	F o F0	F o F0	"A" o hex(65) x 22	Chksum

Determina que equipo de Tx se usa

Determina el equipo de Rx usado

Para definir el equipo Tx1 o Rx1 el valor predeterminado es una F, para los equipos Tx2 y Rx2 el valor es F0.

No de comando: 3

6. Control de estabilización

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Existe una interrupción para la estabilización del satélite, esta interrupción esta programada para activarse cada 240 milisegundos, sin embargo es posible cambiar esta frecuencia mediante este comando, para interrumpir cada 0.42, 0.84 o cada 1.68 segundos.

La estabilización del microsátélite se efectúa en dos etapas. La primera opera con un algoritmo que sensa el campo magnético y aplica corriente a las bobinas de torque magnético, de tal forma que se obtenga un efecto favorable para el control del movimiento rotativo del satélite. Debe subrayarse que esta etapa opera sólo durante las primeras órbitas (se puede consultar la referencia [4] para abundar en este tema).

La segunda etapa persigue un apuntamiento más fino que el primero y se utilizará después de haber librado el gradiente gravitacional.

El fin o el inicio de cada una de las etapas serán indicados al satélite mediante el envío de este comando el cual está formado de la siguiente manera:

0	1	2	3	4-26	27
Hex(128)	Hex(11)	Hex(1 2...5)	ó Hex(1 2....4)	ó "A" o hex(65) x 22	Chksum

Determina la etapa de estabilización según 5 posibles opciones

Para este caso se dan los valores de la frecuencia a utilizar de acuerdo a 4 opciones

La correspondencia entre las posibles opciones es la siguiente:

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Tabla 4-4 Etapas y Frecuencias para la estabilización.

Etapas	Frecuencias (ms)
Inicia 1ª etapa	210
Termina 1ª etapa	420
Termina 1ª etapa comienza 2a	840
Comienza 2ª etapa	1680
Termina 2ª etapa	

No de comando: 11

7. electrónica de sensores

Para este comando el único parámetro requerido es orden de encendido o apagado de la electrónica de sensores. El comando es el siguiente:

0 1 2 3-26 27
 Hex(128) Hex(15) FF 6 0 "A" o hex(65) x 23 Chksum

Determina si se enciende o apaga la electrónica de sensores

La correspondencia de valores es la siguiente:

On = FF

Off = 0

No de comando: 15

8. Prueba En sitio de lanzamiento

La prueba en el sitio de lanzamiento hace que el satélite envíe continuamente una órbita de telemetría normal, hasta que se le vuelve a pedir con el mismo comando que se detenga.

0 1 2 3-26 27
 Hex(128) Hex(16) "I" ó "F" "A" o hex(65) x 23 Chksum

Determina si se inicia la prueba en sitio de lanzamiento o si se detiene

En donde:

"I" corresponde al inicio de la prueba en sitio de lanzamiento.
 "F" corresponde a fin de la prueba en sitio de lanzamiento.

TESIS CON
 FALLA DE ORIGEN

No de comando: 16

9. Envío de condiciones iniciales

Es un comando exclusivo de la carga útil óptica, con el cual se envían varios parámetros para calibrar el experimento de comunicaciones ópticas. El comando se conforma de la siguiente forma:

0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11-26	27
Hex(128)	Hex(19)	"S"	Reloj1	Reloj2	Reloj3	Reloj4	Temp1ch1	Temp1ch2	Temp2ch1	Temp2ch2	"A"x17	Chk

Los valores reloj1, reloj2, reloj3 y reloj4; son datos de de 4 bytes, y en cuanto a los bytes temp1ch1 y temp1ch2, temp2ch1 y temp2ch2 son valores iniciales para 2 temporizadores.

No de comando: 19

Estos comandos constituyen hasta el momento todas las acciones posibles que el satélite ejecuta en línea con el software de estación terrena. Por otro lado, el SET cuenta con medios para el envío y verificación de comandos, éste control se muestra en la figura 4-19.

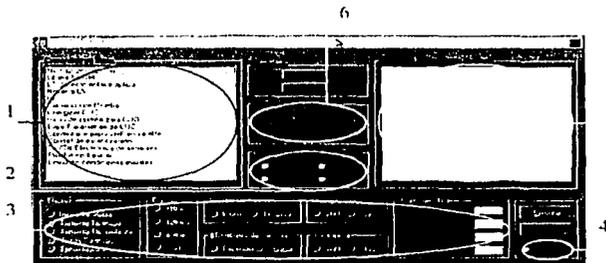


Figura 4-19 Pantalla que permite hacer el envío de comandos de línea en el software de estación Terrena.

Las partes que forman el control referido se presentan enseguida:

- 1) En esta área se muestra la lista de comandos que se pueden elegir para ser enviados al satélite, una vez seleccionado esta listo para ser enviado en cualquier momento.
- 2) Existe la posibilidad de enviar el mismo comando varias veces de forma automática para propósitos de pruebas, en esta ventana se asigna el intervalo de tiempo que habrá entre cada envío.
- 3) Esta área contiene todas las opciones para ciertos comandos a los cuales se les especifican algunos parámetros para realizar sus tareas. Se trata principalmente de comandos dirigidos a la carga útil óptica.
- 4) Con esta opción se habilita el envío automático del mismo comando a cierto intervalo de tiempo.
- 5) Esta pantalla representa otra modalidad de los comandos en línea, es posible elegir una serie de comandos para que sean enviados uno tras otro después de recibir el acknowledge correspondiente al comando en turno, de esta manera es factible planear todas las tareas que se tengan que realizar en el avistamiento en curso.
- 6) Esta última pantalla permite dar seguimiento al protocolo de comunicaciones durante el envío de comandos.

En vista de que los comandos de línea se almacenan en una base de datos resulta posible modificarlos, borrarlos o incluirlos de acuerdo con necesidades particulares. En este sentido, se puede modificar la base de datos para incluir nuevos comandos o borrar otros, esto se realiza en el software por medio de la ventana la figura 4-20.

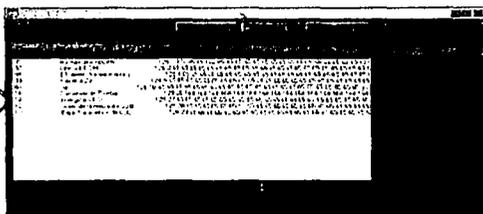


Figura 4-20 Acceso a comandos de línea desde la base de datos.

Como se observa, existen opciones Insertar, Eliminar y Modificar comandos. Para eliminar o Modificar se debe elegir alguno de los comandos existentes. Para las opciones de Insertar y Modificar se presenta la siguiente ventana (figura 4-21) al hacer "click" en el botón respectivo.

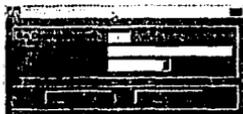


Figura 4-21 Creación o Modificación de un comando de línea.

Los datos que se solicitan son el número de comando, su descripción y el tipo, después se tienen que definir los Bytes con los que se va a conformar el comando, por medio de la ventana que se muestra en la figura 4-22.

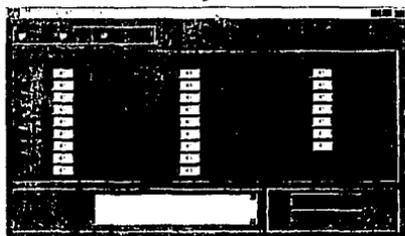


Figura 4-22 Configuración de los comandos de línea.

Se pueden dar los valores en Binario, Decimal o Hexadecimal, cabe decir que la trama definida es fija y el objetivo de esta ayuda es generar nuevos comandos para nuevas tareas cuando el satélite esté en órbita.

4.6.2 Comandos de misión

Los comandos de misión son las Instrucciones más importantes que se le envían al satélite para solicitarle la recolección de información o bien indicarle la ejecución de tareas programadas en el tiempo. Para entender la diferencia que tienen los comandos de misión con los comandos de línea es necesario definir el concepto de misión.

Definición de misión

Una misión es un conjunto de instrucciones enviadas al satélite para que éste las ejecute conforme a lo solicitado. La ejecución de tareas inicia al terminar el tiempo de visita del satélite a su estación terrena. Entre las tareas se encuentran la captura de telemetría (normal o especial), la ejecución del experimento arquitectura de computadoras (votéo) y la captura de imágenes.

Existen tres comandos de misión los cuales se describen enseguida:

1) Adquisición de telemetría normal.

Este comando tiene la finalidad de pedir al satélite que capture toda la información de los sensores a bordo del microsatélite entre los cuales destacan principalmente cuatro tipos: sensores de corriente, sensores de temperatura, sensores finos de sol, sensores de voltaje (para medir potencia) y sensores de campo magnético. Cada valor que arrojan estos sensores determina cierto estado del satélite y determina también las posibilidades de llevar a cabo algún experimento a bordo.

2) Realización de voto democrático Bizantino

Existen 2 formas de realizar el diagnóstico de los equipos dentro del satélite, el diagnóstico sencillo y el diagnóstico con voto Bizantino, el diagnóstico sencillo se efectúa solicitando su diagnóstico a cada computadora del satélite (en este caso el que hace la petición es la computadora de vuelo CV), el voto Bizantino se efectúa de la siguiente manera:

- a) Cada equipo a bordo del satélite da su diagnóstico, pero este diagnóstico es escuchado por todas las computadoras del satélite.
- b) Todos los equipos forman sus tablas de diagnóstico y la guardan hasta tener todos los diagnósticos de todos los equipos.
- c) Todas las computadoras intercambian sus tablas de diagnóstico y cada una de ellas realiza el voto para detectar el estado operativo del equipo (DT) que realizará el mantenimiento de la CV en caso de ser requerida.
- d) CV, sistema de potencia y carga útil óptica emiten su voto para asignar el permiso de mantenimiento a la CV.
- e) En caso de que DT esté libre de fallas, éste tiene libre acceso para dar mantenimiento a la CV. En caso contrario el mantenimiento se realiza por un medio fijo y programado permanente.

Es importante señalar que cuando el satélite reporta telemetría, en ella se encuentran los resultados del voto, con los cuales el SET despliega en diversas pantallas los resultados obtenidos. Para abundar más en este tema se puede hacer referencia al texto [13].

3) Captura de Imagen

La estación terrena puede solicitar a la cámara digital que tome una imagen en cierta ubicación de una órbita cualquiera, ver sección 4.5.4 para mayores detalles.

Estructura de los comandos de misión

Después de que se especifica el tipo de Información que se requiere en Tierra, el SET programa los comandos de acuerdo a la siguiente estructura:

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

1) Solicitud de Telemetría Normal

BYTE	0	1	2	3	4	5-26	27
TRAMA	8H80	Hex (7) (No de comando)	No de Órbitas de adquisición (de 1 a 16)	Órbita inicial de adquisición	"S" o "N" Determinan si se borra (S) o no (N) la misión anterior	"A"	CHKSUM

BYTE 0: Define un encabezado que resulta ser una bandera para indicar que se trata de un comando.

BYTE 1: Es el número que identifica al comando de petición de Telemetría Normal, en valor hexadecimal.

BYTE 2: Indica el número de órbitas de adquisición de telemetría normal, el dato es hexadecimal y su valor máximo será de 16 órbitas.

BYTE 3: Corresponde al valor de la órbita en la cual se empezará a obtener telemetría, siendo el máximo valor 255.

BYTE 4: Si al momento de enviar una nueva misión no se han completado las instrucciones o condiciones de la misión anterior existen dos posibilidades:

- a) Permitir que se termine la misión anterior (en lo que respecta a telemetría) y sumar la nueva misión, ó
- b) Borrar las instrucciones de la misión anterior y proseguir solo con las nuevas instrucciones.

De esta manera se evitan algunas confusiones al enviar misiones y se elimina la posibilidad de perder información importante.

BYTE 5-26 Este grupo de bytes corresponden al carácter "A" se utiliza como relleno para la trama.

BYTE 27: Este es el "checksum" que permite saber si existen errores en la trama.

2) Programación de voto.

BYTE	0	1	2	3-18	19-26	27
TRAMA	8H80	Hex (6) (No de comando)	"S" o "N" Determinan si se hace (S) o no (N) el voto	Especifica por orbita si se hace el voto o no	"A"	CHKSUM

BYTE 0: Corresponde al identificador de comando.

BYTE 1: Número del comando en valor hexadecimal.

BYTE 2: "S" determina que el voto se llevará a cabo, "N" indica que no se realizará.

BYTE 3-18: Órbitas elegidas para realizar el voto Bizantino (de esta forma si existen 16 órbitas programadas puede existir o realizarse voto en las órbitas 2,5,6,9,11,15 y en las restantes puede ser solo diagnóstico normal).

BYTE 19-26: Caracteres de relleno.

BYTE 27: Byte de CHKSUM que determina si existieron errores durante la transmisión.

Este comando pide la información del estado de equipos de una arquitectura novedosa para el caso de satélites experimentales así que es de suma importancia la información dada por el resultado de este comando.

3) Adquisición de Imagen

BYTE	0	1	2	3	4	5	6	7-26	27
TRAMA	Band	Hex (4 bits de comando)	Orbita	Muestreo	Minutos	Segundos	Resolución de la imagen	"A"	CHKSUM

BYTE 0: Es la bandera de reconocimiento de comando.

BYTE 1: Es el número de comando expresado en forma hexadecimal.

BYTE 2: Numero de la órbita en la cual se quiere capturar la imagen.

BYTE 3: Numero de muestreo en el que se capturará la imagen.

BYTE 4: El número de minutos dentro del muestreo en el que se quiere capturar la imagen.

BYTE 5: Número de segundos dentro del muestreo en el cual se quiere capturar la imagen.

BYTE 6: Resolución con la cual se obtendrá la imagen.

BYTE 7-26: Bytes de relleno.

BYTE 27: "Checksum".

4.6.3 Comandos de 30 bytes

Los comandos de 30 Bytes se generaron para obtener información instantánea durante la visita del satélite a la estación terrena. En realidad los comandos de 30

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

bytes son comandos en línea que reciben como respuesta Información que se envía en 30 bytes exactamente.

Los comandos de 30 Bytes se emplean para solicitar 3 tipos de información, la primera es de la Carga Útil Óptica reportando el estado del experimento, el segundo se usa para capturar el estado del satélite en línea y el tercero devuelve algunas variables del satélite, como el tipo de misión existente y su contenido. A continuación se muestra cómo se conforman estos comandos y su tipo de respuesta.

BAJAR PARÁMETROS DE CUO

Cuando se ejecuta el experimento óptico, la estación terrena óptica requiere algunos parámetros para cerrar el lazo de control. La configuración de este comando es la siguiente:

0	1	2-26	27
Hex(128)	Hex(29)	"A" o hex(65) x 24	Chksum

En el comando de salida el único dato importante es el número de comando, (número 29). Los datos obtenidos como respuesta al comando 29 se pueden observar en la siguiente tabla:

Tabla 4-6 Información obtenida del comando 29, "bajar parámetros de CUO".

Byte	Variable	Byte	Variable	Byte	Variable
1	H55	11	plas	21	Ccuo con
2	HAA	12	plas	22	Ccuo con
3	Vmod	13	apdc	23	treal
4	Vmod	14	apdc	24	treal
5	Iias	15	apdb	25	treal
6	Iias	16	apdb	26	HAA
7	tias0	17	apda	27	HAA
8	tias0	18	apda	28	HAA
9	tias1	19	apdd	29	HAA
10	tias1	20	apdd	30	Chksum

Los valores de H55 y HAA corresponden a los valores 85 y 170 en decimal. Estos valores son un apoyo para el experimento de comunicaciones ópticas, y representan ciertas condiciones de trabajo para el experimento.

VARIABLES DE ESTADO DEL SATÉLITE

La trama del comando es la siguiente:

0	1	2-26	27
Hex(128)	Hex(14)	"A" o hex(65) x 24	Chksum

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

En tanto que la información obtenida es la siguiente:

Tabla 4-5 Respuesta al comando de 14, "variables de estado del sistema".

Byte	Variable	Byte	Variable	Byte	Variable
1	H55	11	Bandera Visible ET	21	Orbita Imagen 2
2	H55	12	Estado Órbitas de TLMN	22	Muestreo Imagen 2
3	Órbita general	13	Órbita Imagen 1	23	Minuto Imagen 2
4	Muestreo general	14	Muestreo Imagen 1	24	Segundo Imagen 2
5	Puntero de la órbita	15	Minuto Imagen 1	25	Órbita Imagen 1
6	Puntero del muestreo	16	Segundo Imagen 1	26	Muestreo Imagen 1
7	Órbitas por bajar	17	Órbita Imagen 2	27	Minuto Imagen 1
8	Órbitas obtenidas en el último avistamiento	18	Muestreo Imagen 2	28	Segundo Imagen 1
9	Órbitas pendientes por adquirir	19	Minuto Imagen 2	29	HAA
10	Órbitas adquiridas	20	Segundo Imagen 2	30	Chksum

Los valores de H55 y HAA corresponden al valor en decimal de 85 y 170 respectivamente. Todos los valores que regresa este comando informan lo que tiene programado el satélite al ocurrir un avistamiento, También permite detectar si ha ocurrido un "reset" en la CV en función del análisis de la bandera que indica la presencia de una misión previa en el satélite.

ESTADO OPERATIVO EN LÍNEA DE LAS CARGAS ÚTILES DEL SATÉLITE

Este comando (20) solicita al satélite el estado de las cargas útiles del satélite en el momento del contacto, el estado o "status" está definido por indicaciones de errores tanto en procesadores como en memoria de los equipos. El comando está definido de manera diferente a los dos anteriores debido a que tiene parámetros de configuración como se indica a continuación:

0	1	2	3	4-26	27
Hex(12B)	Hex(20)	H0, HF, HFO ó HFF	H0, HFO ó HFF	"A" o hex(65) x 22	Chksum

El Byte 1 representa el número del comando, el Byte 2 está definido para 4 opciones que se presentan a continuación:

- CUO (carga útil óptica) (H00)
- Detector de Tonos (HOF)
- Sistema de Potencia (HFO)
- Computadora de Vuelo (HFF)

El valor que les corresponde está a la derecha entre paréntesis al lado de cada nombre del equipo. Sin embargo, debido a que la arquitectura de la computadora de vuelo cuenta con 3 procesadores, por lo cual se agregan las siguientes opciones en el byte 3.

- ✓ Procesador Principal (H00)
- ✓ Procesador Redundante 1 (HF0)
- ✓ Procesador Redundante 2 (HFF)

La información que regresa el comando 20 es precisamente el estado del equipo electo y de su memoria, de esta forma la trama de regreso será la siguiente:

0	1	2	3	4	5-28	29
H55	HAA	Estado del Estado de la	Estado de la	No de errores	"A" o hex(65) x 22	Chksum
		Procesador	Memoria RAM	de RAM		

El Byte asignado para describir el estado de la memoria y del procesador puede variar dependiendo del equipo, en el caso de los procesadores de la computadora de vuelo, solo existen los diagnósticos "Bien" o "Mal" hasta el momento, además en el Byte 4 se muestra el número de errores acontecidos en la memoria RAM si existió un diagnóstico de estado "Mal" para la memoria.

Dentro del SET existen controles que ayudan a seguir el proceso de ejecución de los comandos de 30 bytes. En la figura 4-23 se muestra el control que realiza el envío de los comandos.

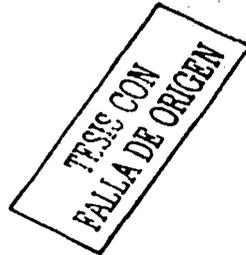
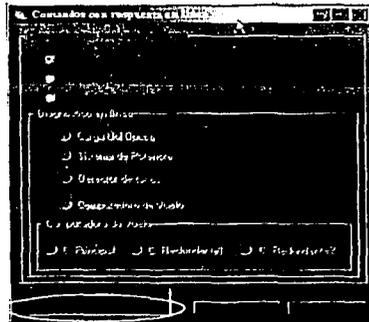


Figura 4-23 Pantalla de envío y aviso de ejecución de los comandos de 30 bytes.

El área que está señalada por un ovalo en la figura 4-23 permite seguir el desarrollo del protocolo por medio de los "acknowledges" que aparecen al ejecutar los comandos.

Para el caso del diagnóstico en línea se habilitaran las opciones centrales de la figura 4-23 y si es la computadora de vuelo se habilitaran las ultimas opciones. Si se elige la opción de estado de las variables de SATEX se hará la comparación con lo que se tiene programado en estación terrena y si hay diferencias (la única que puede haber es que en el satélite no existan datos de misión programada y en Estación Terrena si) se considerará que hubo un "reset" y se incrementará el contador de resets en uno. Para el caso de la opción de diagnóstico en línea, los resultados solo se indicaran en un control. Para cualquiera de los últimos dos casos el control utilizado es el de la figura 4-24.



Figura 4-24 Control de avisos e indicaciones de lo realizado en el satélite.

Los Resets que ocurren en el SATEX se van contabilizando y se muestran en el control de la figura 4-25.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

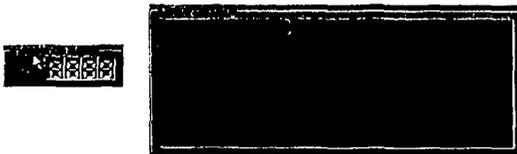


Figura 4-25 Controles para el resultado de comandos de 30 bytes.

El control de la izquierda en la figura 4-25 indica el número de resets que ha sufrido el satélite y el de la derecha el resultado de la petición de información de la carga útil óptica.

Los datos solo se presentan en la pantalla derecha de la figura 4-25 pero existen las opciones de guardarlos e imprimirlos para tener los datos almacenados en disco duro.

4.7 Programación de misiones para el satélite

Las actividades que especifican las misiones se realizan durante el viaje del satélite a través de su órbita. Tales actividades se especifican con "comandos de misión" los cuales son:

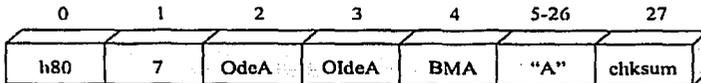
- ✓ Captura de Telemetría Normal
- ✓ Captura de Telemetría Especial
- ✓ Captura de Imagen
- ✓ Realización de Votéo

Una misión del SATEX puede establecerse con uno o varios de los comandos citados, de acuerdo con las necesidades y con el estado operativo del satélite. Por ejemplo, es admisible pedir que el satélite capture telemetría desde la segunda órbita después de que el satélite dejó de ver a la estación terrena en un cierto instante, si esta captura es con votéo los comandos que se mandaran son el comando de captura de telemetría normal y el comando de realización de votéo, y se le puede pedir además que haga la captura de una imagen o que capture telemetría especial en un cierto instante para lo cual se agregará a la misión el comando correspondiente.

La trama de estos comandos se muestra a continuación con una breve explicación de los elementos que definen varios parámetros.

SOLICITUD DE TELEMETRÍA NORMAL

La adquisición de telemetría normal está definida por la siguiente trama:



Byte 0: Determina el encabezado de la trama y además identifica que la trama es un comando de misión.

Byte 1: Es el número de comando.

Byte 2, OdeA: Especifica el número de órbitas de adquisición de telemetría normal que se van a capturar. El número máximo de órbitas que se pueden capturar son 16.

Byte 3, OIdeA: Órbita Inicial de adquisición de telemetría normal.

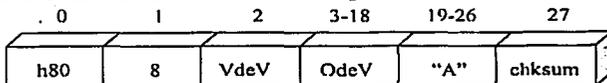
Byte 4, BMA: Con este valor se responde a la pregunta: ¿Se borra misión anterior?, si la respuesta es afirmativa se inicia una nueva captura limpiando todos los arreglos, pero si la respuesta es negativa, la nueva misión se sumará a la misión anteriormente enviada teniendo como límite máximo 16 órbitas.

Del byte 5 al 25 no hay información, por este motivo se envía una "A" en cada uno de estos bytes. El byte 27 especifica el valor "checksum" que determina si existió algún error en la trama del comando..

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

PROGRAMACIÓN DE VOTEO

La trama de este comando consta de las siguientes partes:



Byte 0: Identifica a la trama como comando.

Byte 1: Es el número de comando.

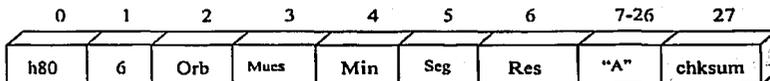
Byte 2, VdeV: "S" si se va a realizar votoo y "N" si no se va ha realizar.

Bytes 3-18, OdeV: Estos 16 bytes corresponden a cada una de 16 posibles órbitas de adquisición de-telemetría, con ellos se especifica en que órbitas se va a realizar votoo y en cuales no, dependiendo de las órbitas que se hayan programado para la adquisición de telemetría. Cuando se va a realizar votoo, el valor correspondiente a una de las órbitas será "S" de lo contrario el valor que se tiene es "N".

El byte 27 representa el valor de "checksum" que indica si hubo errores dentro de la trama.

ADQUISICIÓN DE IMAGEN

La trama correspondiente a este comando es la siguiente:



Byte 0: Identifica la trama como comando de misión.

Byte 1: Número del comando.

Byte 2, Orb: Señala la órbita en que se tomara la imagen.

Byte 3 Mues: Señala el muestreo en que se tomará la imagen.

Byte 4, Min: Señala el minuto en que se tomará la imagen.

Byte 5, Seg: Señala el segundo en que se tomará la imagen.

Byte 6, Res: Indica en que resolución se tomará la imagen.

Los bytes del 7 al 26 no son de utilidad y se les asigna el valor "A". El byte 27 indica si existió o no algún error en la trama.

Los bytes del 2 al 5 especifican el momento exacto en el que se tomará la foto, se especifica primero por medio de órbita y muestreo para aprovechar que el satélite

cuenta estos dos parámetros y cada vez que se cumple uno de ellos se pueden realizar varios eventos.

ADQUISICIÓN DE TELEMETRÍA ESPECIAL

La trama que define a este comando es la siguiente:

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

0	1	2	3	4 a X	X a 26	27
h80	9	FdeM	NdeS	S ₁ a S _x	"A"	chksum

Byte 0: Identifica la trama como comando de misión.

Byte 1: Número de comando.

Byte 2, FdeM: Este byte programa la frecuencia de muestreo con la que se realizará la captura de telemetría especial.

Las frecuencias de muestreo se eligen con la siguiente tabla:

tabla 4-7 Frecuencias de muestreo para la captura de telemetría especial.

Valor del Byte 2	Frecuencia de muestreo
1	50 KHz
2	5 KHz
3	1 KHz
4	100 Hz
5	10 Hz
6	1 Hz
7	0.1 Hz
8	0.01 Hz

Byte 3, NdeS: Especifica el número de sensores por muestrear en la telemetría especial, el número máximo corresponde a 23 sensores, y el mínimo es 1. Los datos que se capturan varían también de acuerdo al número de sensores que se van a muestrear.

Bytes 4 a X, S₁ a S_{X-3}: Especifican los sensores que se van a muestrear, el valor de X pertenece al rango que va desde 4 hasta 26 y es el número de sensores que se programaron, pueden ser cualquiera de los 64 sensores a bordo del SATEX, incluidos los sensores del sistema de potencia que son capturados por el procesador de dicho sistema.

De nueva cuenta del byte X al byte 26-X el valor en cada byte es "A" y el valor del byte 27 es el "checksum" que determina si existe algún error en la trama del comando.

En la sección de programación de misión el SET cuenta con un sistema de almacenamiento y envío de misiones, dicho sistema se basa en instrucciones que permiten diseñar la misión que se desea enviar, la primera parte admite que el usuario especifique si desea enviar una misión existente o crear una nueva misión, figura 4-26.

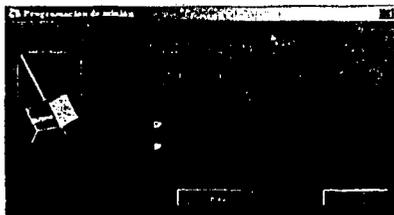


Figura 4-26 Opción para seleccionar una nueva misión o una misión ya programada.

Para el caso de Nueva Misión se dispone de 4 posibles opciones de las cuales el Votero se puede realizar solo si existe telemetría normal programada, la figura 4-27 indica como se pueden elegir las opciones:

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

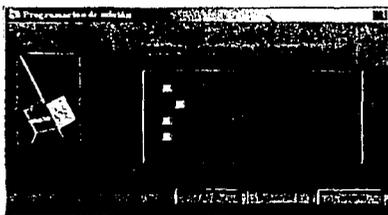


Figura 4-27 Elección de elementos que componen a la misión.

Las siguientes pantallas dependen de las selecciones realizadas en la figura anterior, por tanto suponiendo que se eligieron todas las opciones se accederían todas las pantallas de configuración de comandos correspondientes a las figuras 4-27 y 4-28.

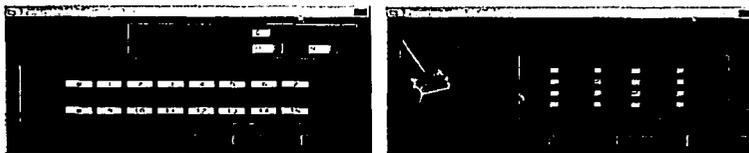


Figura 4-27 elección de parámetros para telemetría normal y votero.

Las dos pantallas que se presentan en la figura 4-27 corresponden a la programación de telemetría normal junto con la programación de Voteco, como ya se seleccionó anteriormente, la programación de telemetría normal no depende de si se programa voteco o no, pero al contrario, la programación de voteco, exige que se programe telemetría normal; en las dos pantallas se observa que el número máximo de órbitas de adquisición de telemetría normal son 16 de las cuales todas o solo las seleccionadas pueden realizar voteco.

Si se continúa con la programación de esta misión aparecerían otras dos pantallas más las cuales se muestran en la figura 4-28

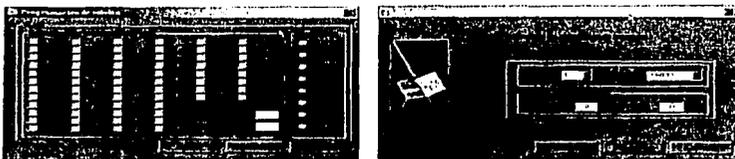


Figura 4-28 Elementos que conforman la programación de telemetría especial e imagen.

Con estas pantallas de configuración se tienen elementos suficientes para crear los comandos que corresponden a esta misión. La pantalla que se sitúa a la izquierda contiene la numeración de los sensores a bordo del SATEX, se pueden seleccionar hasta un total de 26 sensores. Posteriormente se proporciona, las casillas para determinar en qué órbita y muestreo se realizará la telemetría especial y las opciones de frecuencia.

Por último, en la pantalla que está a continuación de la configuración de Telemetría especial se especifican, los datos que determinan la captura de la imagen, el número de imágenes (como máximo 4), la resolución y el momento de la captura en minutos y segundos.

Una vez configurados los elementos se debe determinar lo que se va a hacer con estos comandos, para esto se presenta la última pantalla que se presentará en la figura 4-29.

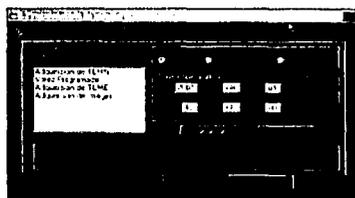


Figura 4-29 Pantalla de envío de la misión programada.

FALLA DE ORIGEN

Al llegar aquí los comandos ya están definidos y se presentan 3 opciones posibles:

- ✓ Enviar Ahora
- ✓ Enviar Después (manualmente)
- ✓ Enviar Después (automáticamente)

Para que se pueda enviar inmediatamente el satélite tiene que estar visible de lo contrario no se tendrá respuesta al envío, en el caso de que se guarde para envío posterior, la misión se almacena en una base de datos y se enviará cuando se elija mandarse.

Para el último caso, es posible el envío de la misión de una forma automática para lo cual al momento de almacenar la misión en la base de datos se ingresa también la fecha en la cual se enviará la misión, especificando desde el año hasta el minuto. Esta está sujeta a pruebas y en vías de perfeccionamiento.

Para el caso del envío manual de una misión almacenada en base de datos y suponiendo que sea la mejor opción de envío para el momento del contacto con el satélite se tiene una pantalla que indica cuáles son todas las misiones almacenadas. Al seleccionar una misión indica los comandos que conforman dicha misión, cual es su estado y la fecha de creación. La figura 4-30 muestra casos almacenados en la base de datos del SET.

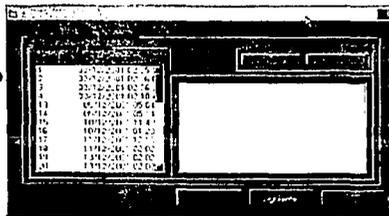


Figura 4-30 Pantalla para el envío de misiones almacenados en la base de datos.

Para enviar la misión se selecciona y se pulsa el botón que dice enviar, de igual forma se puede borrar cualquier misión que se desee.

En el diagrama de bloques de la figura 4-31 se muestra el proceso de creación de comandos.

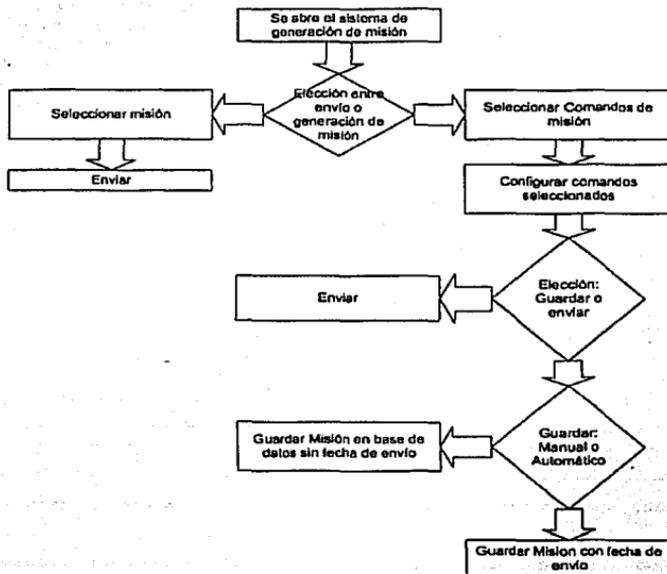


Figura 4-31 Proceso de creación de misión.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

4.8 Adquisición de la información capturada por el satélite

El sistema de captura de información dentro del software de estación terrena es una parte muy importante del mismo pues permite obtener información que se le al crear la misión (Telemetría Normal, Telemetría Especial, Imagen y Votéo). De igual manera, obtiene información de los comandos de línea, que tienen respuesta en línea y que corresponden a los comandos de:

- ✓ Diagnóstico en línea.
- ✓ Datos de la Carga Útil Óptica
- ✓ Variables generales del satélite

El proceso general de la captura de información se muestra en la figura 4-32.

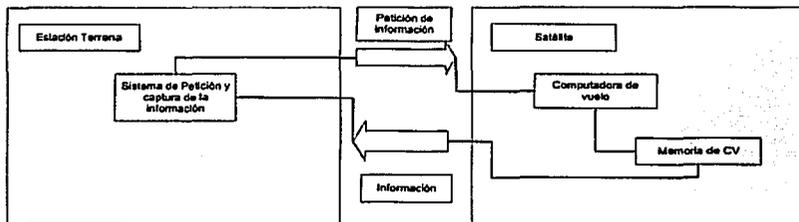


Figura 4-32 Proceso general de Información por parte del software de Estación Terrena.

Cuando el sistema de petición envía el comando X de "línea" comandos que generan una respuesta en línea; la computadora de vuelo reciben la información solicitada y, enseguida crea las tramas de información y procede a enviar información hacia Estación Terrena. Si la información corresponde a comandos de 30 Bytes la trama que se genera es precisamente de 30 Bytes. Esta información la captura el SET, y de inmediato la decodifica.

Otro caso ocurre cuando se pide Telemetría Normal, Telemetría Especial e/o Imagen. Encuanto a la Imagen sus tamaños van desde 40 KB hasta posiblemente 100 KB dependiendo de las características de ésta, sólo en el caso de la Telemetría normal se pueden obtener menos de 2 KB de datos; (pero se puede extender hasta arriba de 20 KB dependiendo del número de órbitas de adquisición). Adicionalmente, como parte del protocolo se deben incluir "acknowledges" y "checksum" para controlar el flujo de información y los errores dentro de este flujo. De esta manera para los caso de Telemetría especial e Imagen, después de cada 1000 Bytes, la estación terrena debe regresar un "acknowledge" (caracter "K"), mientras que en el caso de Telemetría Normal se debe enviar el mismo "acknowledge" para cada órbita de datos que se obtiene en Estación Terrena (1552 Bytes).

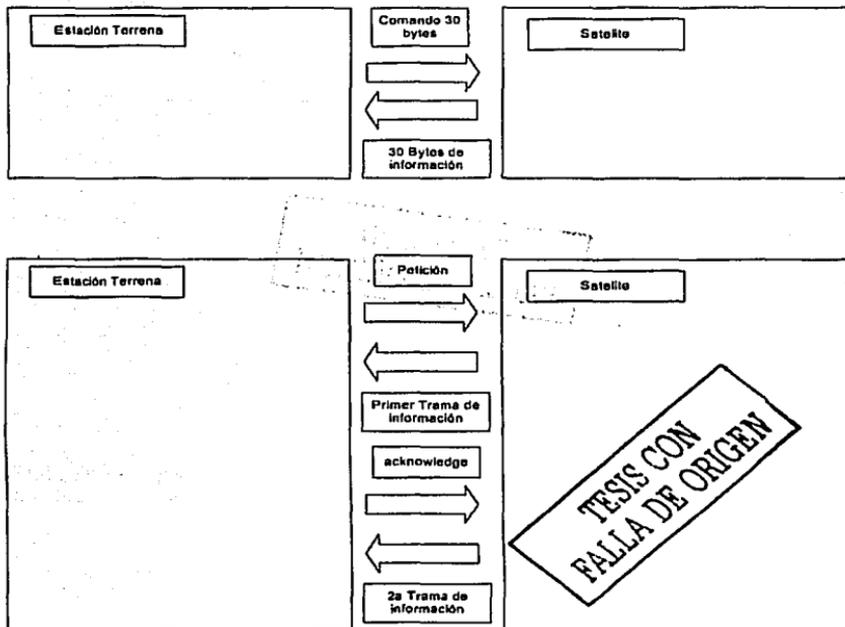


Figura 4-32 Proceso de transferencia de información entre satélite y Estación Terrena.

En la figura 4-33 se muestra la diferencia en el protocolo dependiendo de el tipo de información que se requiera. Después de que la información llega a Estación Terrena, se pueden seguir dos procesos diferentes dependiendo si se trata de comandos de 30 Bytes o si es información de Telemetría o Imagen. En la figura 4-33 se describe lo que ocurre en la estación terrena dependiendo de los datos que llegan.

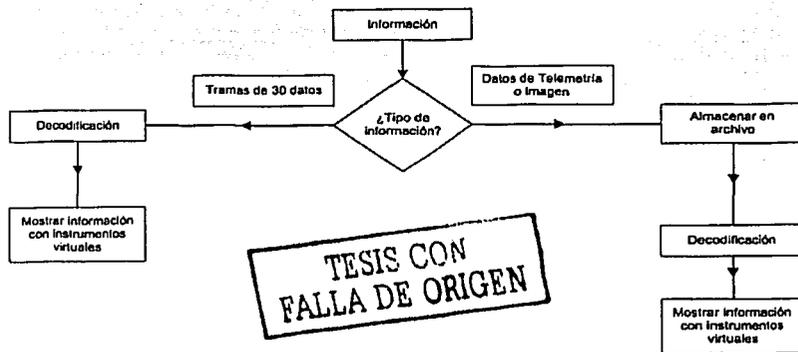


Figura 4-33 Proceso de captura de la información en Tierra.

En el caso de los comandos de 30 Bytes se captura la información se decodifica e inmediatamente se muestra la información con instrumentos virtuales en el software de estación terrena.

Quando se captura Telemetría o Imagen, es necesario primero formar archivos los que a su vez se guardan en base de datos y en respaldos en disco duro. Posteriormente se procede a la decodificación y al despliegue de instrumentos virtuales correspondientes a cada telemetría o a la imagen. Sin embargo, durante la transmisión de datos de satélite a Tierra pueden ocurrir errores los cuales detecta el SET por medio del análisis de "checksums" integrados en las tramas de datos, Para todos los casos, el procedimiento es el siguiente:

1. Ante un error de checksum se solicita retransmisión del paquete o trama de información, si el paquete vuelve a tener errores el software de estación terrena elige el que tiene menor número de errores y es el que guarda junto con los demás paquetes, figura 4-34.

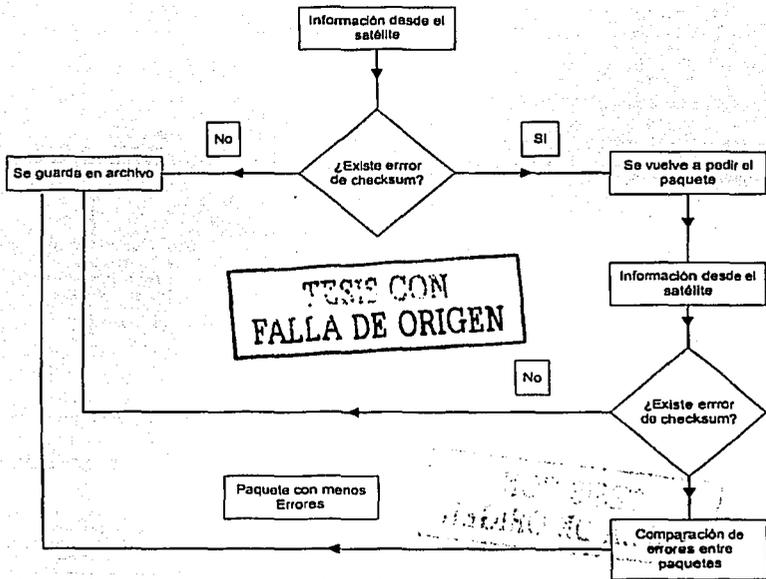


Figura 4-34 Manejo de la información cuando existen errores de checksum.

2. Cuando en la petición de Información no hay respuesta por parte del satélite se envía una nueva solicitud y si aun no se presenta la respuesta el proceso de comunicación en turno se da por concluido y se guarda la Información capturada hasta el momento, como lo muestra la figura 4-35.

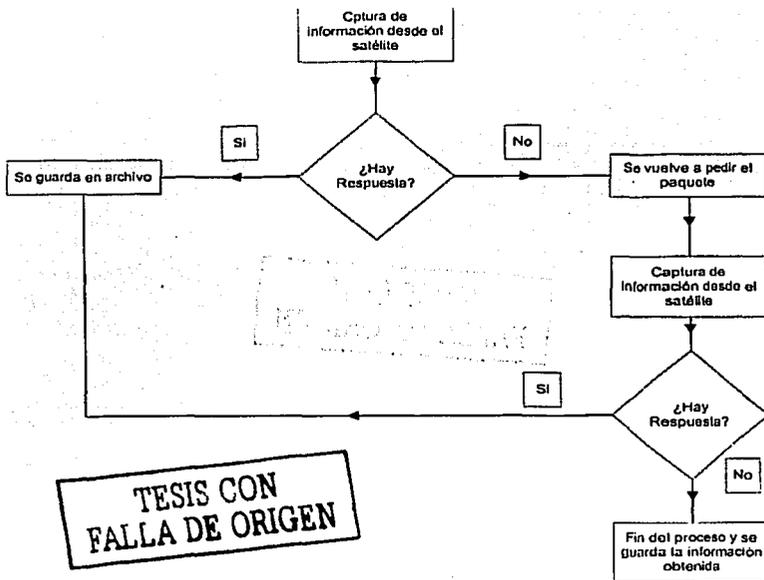


Figura 4-35 Proceso que se sigue ante errores en tramas de información.

Los controles dentro del software de Estación Terrena que permiten realizar el seguimiento de la captura de la información se presentan, en la figura 4-36.



Figura 4-36 Control que permite visualizar el progreso de captura de información desde el satélite.

Adicionalmente en el control de la figura 4-36 se utiliza una barra dinámica que muestra cuantitativamente el progreso de la captura de la telemetría o bien de la imagen, se puede cancelar o suspender el proceso ante cualquier eventualidad y en el momento de capturar toda la información se debe aceptar la información.

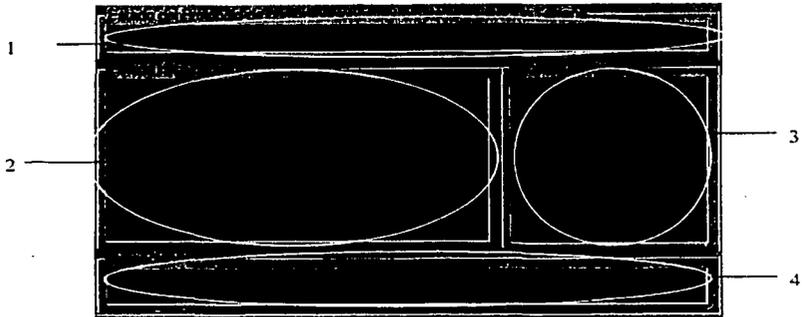


Figura 4-37 Pantallas que permiten visualizar el protocolo de comunicaciones entre Satélite y Estación Terrena.

En la figura 4-37 se aprecia el control con varias pantallas que muestran el proceso de captura de información entregada por el satélite. Los detalles de la pantalla de control son los siguientes:

1. En esta región se muestra el progreso de las comunicaciones Satélite-Tierra.
2. Esta pantalla tiene 3 funciones importantes el primero es ver las características de la imagen cuando ésta se obtiene (tamaño del archivo, tipo de imagen y resolución). La segunda es el estado de la telemetría especial, y la tercera corresponde a las características de cada muestreo cuando se capturan las órbitas de Telemetría Normal.
3. Esta pantalla muestra las órbitas capturadas por el SET así como los errores de "checksum" que se presentan.
4. Esta última pantalla muestra mensajes de tareas realizadas, como la detección del satélite, la finalización de la captura de telemetría, la captura de imagen y la ejecución de comandos de línea.

Al finalizar este evento de captura informativa desde el satélite. El usuario de control terrestre tiene libertad completa de uso del SET para hacer interpretaciones de telemetría y/o preparación de nuevas misiones para el vehículo espacial.

En el siguiente capítulo se presentan los resultados obtenidos con el SET con pruebas de validación en laboratorio.

REFERENCIAS

- [1] Gutiérrez Pérez Galindo, Juárez Hernández Martín. **Red de comunicaciones y programación global de computadoras del microsatélite SATEX 1**. Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería UNAM, 1995.
- [2] Melo Serrano Victor. **Teleadquisidor de datos para aplicaciones espaciales**. Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería UNAM, 1996.
- [3] Vicente Vivas Esaú et al. **Diseño y construcción del prototipo de una computadora industrial tolerante a fallas**. Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, mayo 1994
- [4] Vicente Vivas Esaú et al. **Computadora de vuelo, programación e instrumentación para un microsatélite de órbita baja**. Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, agosto 1996.
- [5] Vicente Vivas Esaú et al. **lección y adquisición de sensores del SATEX, así como su caracterización e integración a la instrumentación de abordó**. Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, octubre 1996.
- [6] 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.
- [7] Vicente Vivas Esaú et al. **Instrumentación de vuelo espacial para microsatélites**. Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, octubre 2001.
- [8] Balena Francesco. **Programming Microsoft Visual Basic 6.0. Master object-oriented programming Techniques for rapid 32-bit development**. Microsoft Pres. Unlte States of America. 1999.
- [9] Pisacane L. Vincent and Moore C. Robert. **Fundamental of space systems**. Oxford University Press, 1994.
- [10] Users Manual 06.90/08.97 **Microcomputer Components SAB 80C166/83C166 16-Bit CMOS Single-Chip Microcontrollers for Embedded Control Applications**. Simmens 1997.
- [11] **MSDN Library**. Microsoft Visual Studio 6.0.
- [12] Torres Fuentes Juan Ramón. **Software de operaciones, de tolerancia a fallas y de telecomunicaciones para un microsatélite experimental**. Tesis de licenciatura, Instituto de Ingeniería UNAM 2002.

CAPÍTULO

5 RESULTADOS OBTENIDOS DURANTE PRUEBAS DE VALIDACIÓN

5.1 Introducción

En este capítulo se describen las pruebas de validación realizadas y los resultados obtenidos tanto para el módulo de electrónica de sensores de la computadora de vuelo, como para el software de la estación terrena. En ambos casos se llega hasta la discusión de los resultados operativos de los subsistemas referidos durante diversas fases de desarrollo del proyecto, hasta llegar a las pruebas preliminares de integración del microsatélite.

Quando se desarrolla algún tipo de instrumentación electrónica para automatizar procesos, es de vital importancia asegurar la veracidad de las lecturas que se realizan con los sensores, es decir, la caracterización de la instrumentación.

Para el microsatélite SATEX fue por tanto, primordial el realizar pruebas de respuesta para obtener la calibración adecuada.

5.2 Pruebas preliminares a la construcción de las tarjetas de electrónica de sensores

Las primeras pruebas realizadas a las tarjetas fueron aplicadas cuando se culminó la etapa de diseño, estas pruebas fueron las siguientes:

Con herramientas de Protel 99 SE se generó un archivo de conexiones del esquemático, posteriormente se imprimió el circuito esquemático y se compararon hasta que estos fueran 100% compatibles.

Quando el listado de conexiones del "Editor de esquemáticos" de Protel fue correcto se generó un listado de conexiones de la tarjeta diseñada con el "Editor de PCB" de Protel y se compararon ambos hasta que coincidieran en el 100% de las conexiones.

Otra de las herramientas del "Editor de PCB" de Protel es el "highlight", esta herramienta ilumina toda una conexión de color verde resaltándola de las demás. De esta manera es fácil seguir la conexión y revisar los puntos a los que está unida, después de revisar todos los puntos de la conexión ésta es borrada. Este procedimiento se siguió con todas las conexiones de cada una de las tarjetas. La razón de este procedimiento es observar si hay conexiones sueltas, es decir, que no vayan ni provengan de ningún lado, y así evitar que queden líneas de cobre sueltas. En el caso de que haya un corto entre dos conexiones esta herramienta es útil para localizar el cruce erróneo de las líneas.

5.3 Pruebas realizadas al módulo de la electrónica de sensores

Las pruebas que se realizaron a las tarjetas que componen la electrónica de sensores fueron las siguientes:

Una vez que se fabricaron las tarjetas y debido a que la electrónica de sensores contiene dos submódulos electrónicos que se energizan por separado (electrónica de sensores y electrónica de magnetómetros) las tarjetas fueron revisadas para corroborar que no tuvieran cortos entre polarizaciones.

Para validar la operación de los *sensores de corriente*, se tomó como herramienta un potenciómetro de potencia conectado en serie a una fuente de voltaje para tener un rango de corriente variable, éste fue medido con el sensor diseñado y corroborado con un multímetro digital.

La corriente se fue variando de acuerdo con el intervalo para el cual fue diseñado cada sensor y se midió el voltaje de salida de la electrónica de acondicionamiento. Este procedimiento se realizó para todos los sensores de corriente que acepta la CV, la figura 5-1 muestra el comportamiento de uno de estos sensores.

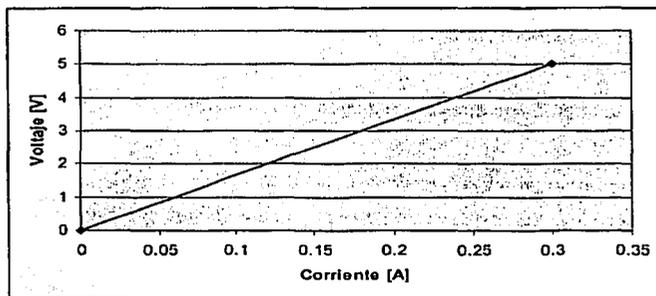


Figura 5-1. Caracterización de sensor de corriente.

Como se mencionó en el capítulo anterior, el sensor de temperatura es un termistor. Antes de realizar las pruebas a la electrónica de acondicionamiento de estos sensores, se optó por caracterizar los termistores. Los termistores se colocaron en un recipiente lleno de agua, con ayuda de una parrilla se calentó el agua midiéndole su temperatura con un termómetro digital. Las pruebas se efectuaron en el intervalo de 15 a 95°C. Posteriormente para alcanzar temperaturas de 15 °C a 0 °C se agregaron hielos al recipiente con agua y se fueron tomando lecturas de los termistores. Por último, para temperaturas menores a cero (hasta -19 °C) los termistores se instalaron en el congelador de un refrigerador operándolo a su máxima capacidad de enfriamiento. Este procedimiento fue repetido para cada uno de los termistores.

Con base en los resultados obtenidos, se pudieron realizar pruebas a la electrónica de acondicionamiento con una fuente de voltaje en lugar del termistor, debido a que es más fácil y rápido variar el voltaje de la fuente de poder.

Para validar la electrónica de acondicionamiento de este sensor se vario el voltaje simulando la variación de temperatura y se midió la salida de voltaje de la señal ya acondicionada, la siguiente figura nos muestra la relación de voltaje contra temperatura.

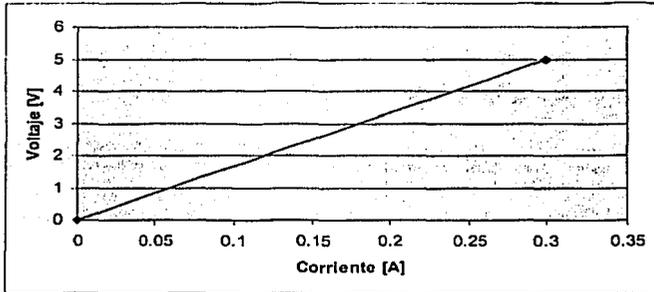


Figura 5-2 Caracterización del sensor de temperatura.

Para validar la electrónica de acondicionamiento del magnetómetro, se simularon los voltajes de salida del magnetómetro con una fuente y con ayuda de un multímetro se observó la salida de voltaje de la electrónica de acondicionamiento. La figura 5-3 muestra la salida de voltaje de la electrónica de acondicionamiento contra el campo magnético.

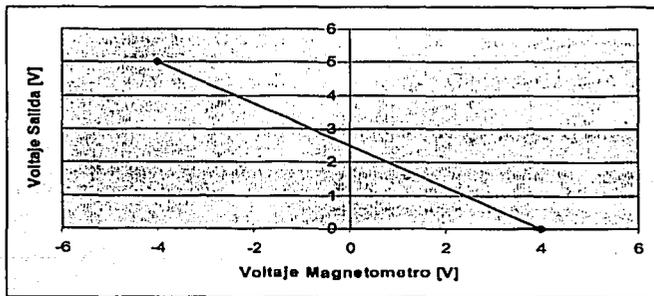


Figura 5-3 Caracterización del acondicionamiento del magnetómetro.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

5.4 Pruebas de validación del software de estación terrena

Para validar el software de Estación Terrena (ET) fue necesario realizar pruebas de todo tipo para todos los subsistemas. Las principales pruebas fueron las siguientes:

- ✓ Pruebas de Adquisición de Telemetría Normal.
- ✓ Pruebas de Adquisición de Telemetría Especial
- ✓ Pruebas de Ejecución de comandos de Línea
- ✓ Pruebas de Programación y Envío de Misión
- ✓ Pruebas de Adquisición de Imagen

Estas pruebas contemplan pruebas de acceso a la base de datos y de uso de elementos virtuales para mostrar la información. De esta manera quedan cubiertas todas las pruebas necesarias.

5.4.1 Consideraciones para realizar las pruebas de software de estación terrena

Cuando se realiza una prueba ET-Satélite se presentan dos tipos de sistemas o condiciones. La primera condición contempla el software de Estación Terrena como un sistema y al satélite como una caja negra de la cual se obtiene información necesaria para que Tierra la decodifique, ordene y muestre.

La otra forma de ver las pruebas, considera como sistemas tanto al satélite como a la Estación Terrena. A este tipo pertenecen las pruebas de captura de imagen y de Adquisición de Telemetría Especial. Las pruebas restantes corresponden al primer tipo en donde el satélite es solo una interfaz.

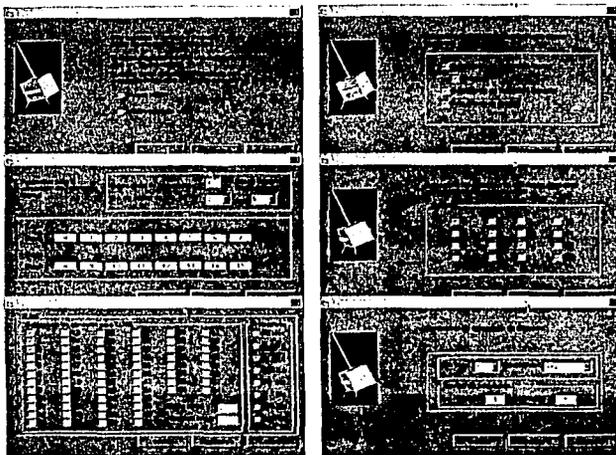
Se debe enfatizar que todos los casos referidos tienen una contraparte de software en el satélite, por lo que al comprobar estos datos en Estación Terrena se verifica a su vez este software. Sin embargo, se señala que el desarrollo del mismo no estuvo contemplada en esta tesis. Para obtener mayores detalles acerca de éste se puede consultar la publicación [12].

5.4.2 Prueba de programación y envío de misión

La programación y el envío de misión es el antecedente de la adquisición de Telemetría (Normal y Especial) y de la adquisición de Imagen, así que una complementa a la otra. Entonces esta prueba comprueba lo siguiente:

- ✓ El manejo de la base de datos.
- ✓ El sistema de envío de la misión.
- ✓ El manejo del protocolo.

Entonces el primer paso consta en programar la misión, A manera de ejemplo se construye una misión con todos los comandos de misión disponible en el SET, figura 5-4.



TESIS CON
FOLIA DE ORIGEN

Figura 5-4 Programación de una misión para el satélite.

La misión contiene los 4 comandos de misión fundamentales, cada uno de ellos configurado con las siguientes características.

- ✓ Para la Telemetría Normal se programan 2 órbitas de adquisición, la adquisición inicia en la segunda órbita después de dejar de ver a la Estación Terrena y si existía una misión anterior esta será borrada.
- ✓ La Telemetría Especial empieza a capturarse en la órbita 4 después de dejar de ver a la Estación Terrena y en el muestreo 3 de esa órbita. Se eligen además 3 sensores específicos a una frecuencia de muestreo de 1 Khz.
- ✓ El voto se programa en las 2 órbitas de captura de telemetría normal.
- ✓ En cuanto a la captura de imagen se programa la adquisición de una sola fotografía en el minuto 9 con el segundo 5 con resolución "Alta" (como solo se tiene opción de minutos y segundos, si son más de 10 minutos, estos se convierten en un muestreo).

Posteriormente se procede a guardar la misión, figura 5-5, y a verificar sus datos con la consulta de tablas relacionadas de la base de datos, figura 5-6.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

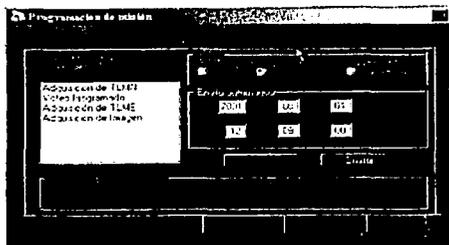


Figura 5-5 Almacenamiento de la misión.

Numero de comando	Numero de misión	Estado	Fecha de creación	Envío automático
672	30	3	12/07/00	0
673	31	3	12/07/00	0
674	31	7	12/07/00	0
675	32	3	12/07/00	0
676	32	7	12/07/00	0
677	24	12	12/07/00	0
678	17	12	12/07/00	0
679	17	12	12/07/00	0
680	30	17	12/07/00	0
681	30	17	12/07/00	0
682	30	17	12/07/00	0
683	30	17	12/07/00	0
684	45	12	12/07/00	0
685	45	12	12/07/00	0
686	45	12	12/07/00	0
687	45	12	12/07/00	0
688	45	12	12/07/00	0
689	45	12	12/07/00	0
690	45	12	12/07/00	0
691	45	12	12/07/00	0
692	45	12	12/07/00	0
693	45	12	12/07/00	0
694	45	12	12/07/00	0
695	45	12	12/07/00	0
696	45	12	12/07/00	0
697	45	12	12/07/00	0
698	45	12	12/07/00	0
699	45	12	12/07/00	0
700	45	12	12/07/00	0

Numero de misión	Fecha de creación	Estado	Envío automático
34	20/02/00 07:11:29 pm	3	0
35	20/02/00 07:22:05 pm	3	0
36	20/02/00 07:29:50 pm	3	0
37	20/02/00 10:24:15 a.m.	3	0
38	20/02/00 12:11:45 pm	3	0
39	20/02/00 12:22:17 pm	3	0
40	20/02/00 12:45:00 pm	3	0
41	14/07/00 12:49:42 pm	3	0
42	20/02/00 11:06:56 pm	3	0
43	20/02/00 11:08:05 pm	3	0
44	20/02/00 11:10:40 pm	3	0
45	20/02/00 11:13:43 pm	3	0
46	20/02/00 11:14:23 pm	3	0
47	20/02/00 11:23:07 pm	3	0
48	20/02/00 11:23:07 pm	3	0

Figura 5-6 Tablas de la base de datos con las cuales se verifica la información de la misión programada.

En la figura 5-6 se observa la tabla denominada Cmd_Misión en la cual aparecen los 4 comandos programados e identificados por su número de comando (6,8,12, y 7) y el número de la misión (48). A la derecha de estos parámetros aparece el contenido de la trama de cada comando. En la otra tabla denominada Misión se consulta el estado de la misión (en este caso el 2 indica que sólo está almacenada, el número 3 es para las misiones enviadas con éxito), la fecha de creación, además, como en este caso no se programó un envío automático el campo tiene el número cero.

De esta manera se comprueba que la misión está almacenada y que los datos son correctos. Después se procede a realizar la prueba de comunicación con el satélite; para esto se elige la misión previamente almacenada eligiendo la opción en el ayudante de envío de la misión, figura 5-5 de esta forma se genera la pantalla que presenta la figura 5-7.

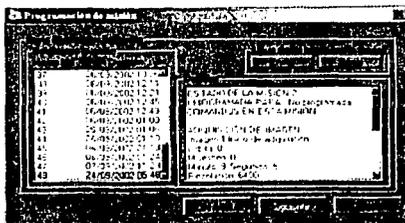


Figura 5-7 Envío de una misión previamente guardada.

Al enviar la misión aparecen indicadores en la pantalla que señala el proceso de transmisión del comando hacia el satélite, figura 5-8.

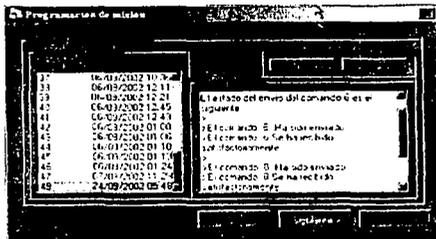


Figura 5-8 confirmación del envío de los comandos que conforman la misión.

SEJIS CON
LA DE ORIGEN

Cada vez que se envía un comando existe un tiempo de espera para recibir el acknowledge correspondiente, al recibirlo inmediatamente se genera un aviso que dice que el comando ha sido recibido por el satélite, posteriormente el SET envía el siguiente comando y continúa el mismo proceso hasta que se hayan enviado todos los comandos de misión. De esta manera si algún comando no llega completamente al satélite el proceso de envío de la misión se interrumpe y por tanto esta misión se da por perdida en estación terrena.

Puede darse el caso de que la misión no se haya enviado exitosamente y que sin embargo hayan llegado algunos comandos completos al satélite. En este tipo de casos el SET ofrece medios para declarar la misión como incompleta para frenar la ejecución de cualquiera de sus comandos

Si todos los comandos de la misión se reciben correctamente en el satélite inmediatamente una pantalla para configurar el proceso de captura de datos del vehículo espacial durante su próxima visita a la estación terrena. Con el proceso de

configuración el usuario decide el orden en que se bajan los datos del satélite una vez que haya finalizado la misión.

Una vez teniendo esta pantalla podemos decir que esta prueba queda completada, aunque las pruebas de adquisición terminan por confirmar que el envío de misión cumplió con su cometido; la pantalla de la que hablamos es la que se ve en la figura 5-9.

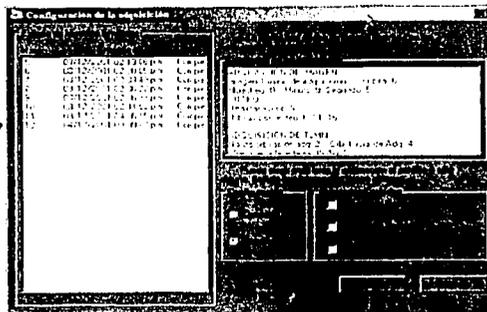


Figura 5-9 Elección de la información que se bajará al finalizar la misión enviada.

Adicionalmente, el control de configuración de la siguiente adquisición, figura 5-9, muestra el contenido de la misión para ayudar a que el usuario defina el orden en que bajará la información del satélite en el siguiente avistamiento.

Después de este paso, se tiene que esperar a que suceda el próximo avistamiento del satélite, y al suceder se iniciará la captura de telemetría de acuerdo a los datos elegidos en la figura 5-9.

5.4.3 Pruebas de adquisición de telemetría normal

Durante este evento las pruebas se reducen a comprobar la recepción de información con algunas particularidades en cada caso. La prueba de adquisición de telemetría normal sigue el siguiente proceso:

1. Comprobar que se recibe la telemetría.
2. Asegurar que la telemetría se guarda en la base de datos.
3. Verificar que además respalde en archivo.
4. Ratificar la información con ayuda de los instrumentos virtuales.

Para verificar que la telemetría se está recibiendo, el software de Estación Terrena cuenta con herramientas que dan seguimiento a este proceso, una de ellas se muestra en la figura 5-10.



Figura 5-10 Control generado por el SET durante el proceso de adquisición de la telemetría normal.

En la primera ventana de la figura 5-10 el SET está en un proceso de espera de una respuesta por parte del satélite, si la respuesta llega la telemetría se empieza a recolectar. En la pantalla siguiente, se aprecia el progreso de la adquisición por medio de la barra de progreso y del porcentaje que se despliega. Finalmente, la última pantalla que avisa acerca del fin de la adquisición.

Existen mensajes que avisan si no se llevo bien a cabo la adquisición de la información, estos casos ocurren cuando se interrumpe la comunicación, cuando no hay respuesta inicial o cuando existen errores de checksum. Los mensajes se relacionan con el suceso y están implementados en el software.

De forma adicional al seguimiento del proceso de adquisición de telemetría, existe la posibilidad por parte del SET para seguir el protocolo por medio de las pantallas que se muestran en la figura 5-11.

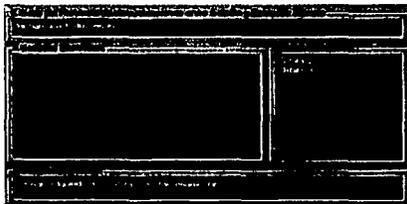


Figura 5-11 seguimiento del protocolo de comunicaciones entre Estación terrena y el SATEX.

Quando se hace la petición de la información como respuesta llega la primera órbita de telemetría, de inmediato la estación terrena contesta con una K, después el satélite envía la siguiente órbita, la estación terrena contesta otra K, en este momento la estación terrena detecta por medio de las tramas de telemetría que han arribado todas las órbitas por adquirir y muestra el mensaje correspondiente en la línea de indicaciones y avisos. En paralelo a estos eventos, en la pantalla de la figura 5-11

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

aparecen todos los sucesos relativos al protocolo de comunicaciones entre satélite y Tierra. Con esta forma de trabajo se valida entonces el proceso de adquisición de telemetría.

Durante el proceso referido pueden existir anomalías de transmisión de datos, ante los cuales la estación terrena muestra mensajes correspondientes y efectúa algunas operaciones como las que se trataron en el capítulo anterior. Como en esta prueba se persigue mostrar el funcionamiento correcto de la adquisición, se procede a verificar los "checksums" que se obtienen al elegir cualquiera de las órbitas capturadas, figura 5-12.



Figura 5-12 Informe de los errores que se tuvieron en la transmisión.

En este caso todos los muestreos aparecen sin errores de checksum tanto para la órbita 2 como para la órbita 3, si llegaran a existir errores de checksum el reporte de estado del protocolo indicaría repuestas de error ("N") para las dos ocasiones que el SET solicitaría la telemetría..

Para verificar que la adquisición se guarda tanto en base de dato como en archivos de respaldo, se verifican directamente los datos desde estas fuentes, En la figura 5-13 se muestra la configuración de que se almacenan correctamente los datos de telemetría.

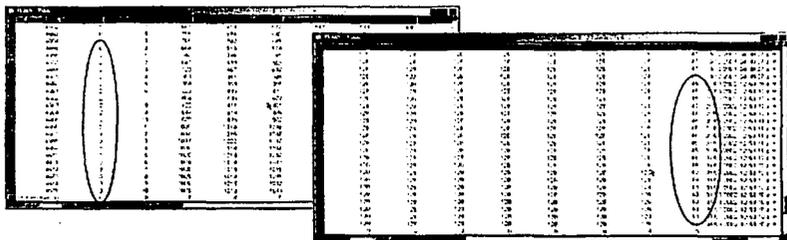


Figura 5-13 Información que se guarda en la base de datos.

Como se aprecia, que la primera tabla de la figura 5-13 aparece el registro almacenado de las órbitas 2 y 3 así como los 10 muestreos de telemetría asociados con cada una de ellas. En la segunda tabla se verifica el número y la fecha de la misión ejecutada junto con los accesos a los datos de cada uno de los sensores cuya telemetría fue capturada.

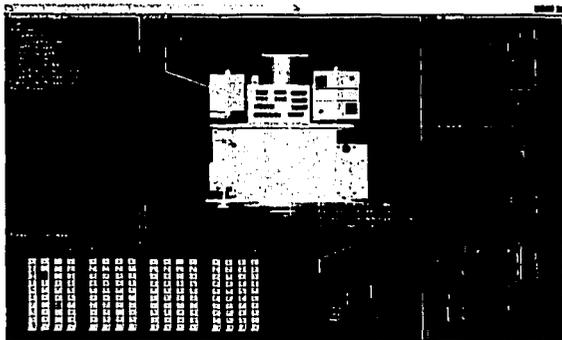
Finalmente, para verificar que la prueba se valida exitosamente, se verifican los datos en los instrumentos virtuales que proporciona la estación terrena. Primero se verifica el estado de las gráficas de los equipos (la mejor prueba de que se obtuvo telemetría) para la prueba realizada los resultados se muestran en la figura 5-14.



Figura 5-14 Información de los sensores por medio de instrumentos virtuales.

Refiriéndonos a las últimas 17 gráficas, los últimos 17 sensores son sensores simulados por software, Por lo cual representan formas caprichosas. Los demás datos, corresponden a lecturas de potenciómetros que también sabemos sus valores pero no con mucha exactitud. La gráfica de la derecha corresponde a uno de estos potenciómetros, esta grafica permite validar también el funcionamiento de las alarmas, en este caso cuando los datos capturados no estan dentro del umbral permisible del sensor, la gráfica se muestra en color rojo de esta forma se indica cuándo hay alguna anomalía en el satélite.

En vista de que la telemetría normal contiene información sobre el estado operativo de equipos en el satélite, el análisis apropiado deja ver que tan bien se comportaron los equipos en el transcurso de esta misión. Los resultados que entrega el SET al respecto se muestran en la figura 5-15.



TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Figura 5-15 Visualización del estado de los equipos del SATEX de acuerdo con la telemetría obtenida.

Debe destacarse que los datos de estado de los equipos, se simulan por software. Para esta prueba se simuló una falla en el sistema de potencia, la cual considera que en el muestreo 3 de la órbita 2 y en el muestreo 7 de la órbita 3 existieron errores. Con estos resultados se valida parte del software de captura de telemetría y de despliegue de estado de equipos y fallas asociadas. En particular, en los esquemas generados por el SET, figura 5-15, se observa la detección de una falla de equipo (es lo primero que se muestra), al elegir este equipo en el isométrico que está junto al estado de las órbitas y muestreos, estas se actualizan para ese equipo y al elegir algún muestreo, exhibe las condiciones generales del satélite en ese momento, en este caso se elige uno de los muestreos en donde hubo error para reproducir las condiciones.

De esta manera concluye con la verificación de la Telemetría Normal. A continuación se muestra el desarrollo de la prueba de validación para la telemetría especial.

5.4.4 Pruebas de adquisición de telemetría especial

La información que se obtiene de esta prueba corresponde a datos de sensores, en este caso la información se presenta en gráficas y se guarda en base de datos como una cadena de caracteres. El procedimiento parecido al caso anterior, solo que aquí siempre se reportan 20000 bytes de información que pueden corresponder desde 1 hasta 24 sensores.

En vista de que en el ejemplo planteado en la sección 5.4 ya se había programado la misión de telemetría especial (TLME). Los datos particulares que se seleccionaron aparecen en la figura 5-4. Por tanto, una vez acontecido el contacto Satélite-Tierra y una vez que inicia la captura de TLME, aparece el control de la figura 5-16 en el cual se muestra el protocolo de comunicaciones durante la captura de datos.

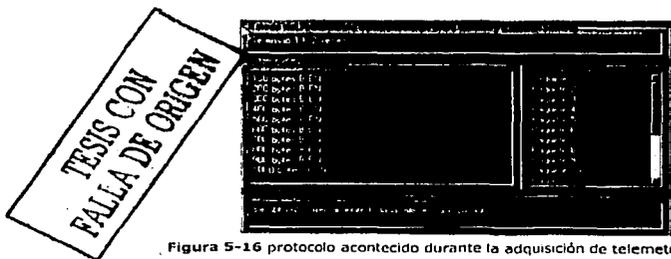


Figura 5-16 protocolo acontecido durante la adquisición de telemetría especial.

Una vez recibidos todos los paquetes de TLME se procede a revisar la base de datos, figura 5-17.

TLME : Tabla		48	10/08/2002
ID	Fecha	Mon	Apoc
(Auto numérico)	1	b dfe12	0

Figura 5-17 Información recuperada de la base de datos para la telemetría especial.

Para terminar la prueba solo resta ver los resultados en las gráficas destinadas para cada sensor programado. Como se ha señalado el número de datos para cada sensor depende del número de sensores programados, lo cual puede afectar un poco la presentación de la gráfica. La pantalla que resulta para esta misión es la que se muestra en la figura 5-18.

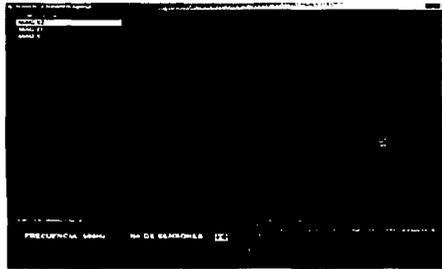


Figura 5-18 Graficación de los datos capturados de un sensor de TLME.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

La gráfica que arroja el primer sensor no presenta datos fuera de rango, lo cual señala claramente el SET en la parte de indicaciones. Las gráficas de los siguientes 2 sensores también se graficaron y no presentaron ningún tipo de error.

Para terminar la validación de la misión sólo resta realizar pruebas de adquisición de imagen, esto se hace a continuación.

5.4.5 Pruebas de adquisición de imagen

La adquisición de una imagen sigue el mismo procedimiento de las pruebas anteriores, pero los resultados se muestran en la parte reservada para ésta. Al recuperar y visualizar la imagen que se programo queda validado el software asociado. De cualquier forma se sigue un procedimiento y se tienen ayudas visuales para seguir la transmisión de la imagen hacia estación terrena.

Como en el caso de telemetría normal el protocolo se sigue por medio de la ventana de adquisición de telemetría normal solo que aplicada a la transmisión de la

imagen del satélite a la ET. Las ventanas que muestran el estado del protocolo también tienen en este caso una función similar cuyo resultado se ve en la pantalla al visualizar la imagen. Cabe mencionar que el medio de almacenamiento principal en este caso son archivos, a continuación se describe el proceso por medio de las pantallas generadas al realizar esta prueba.

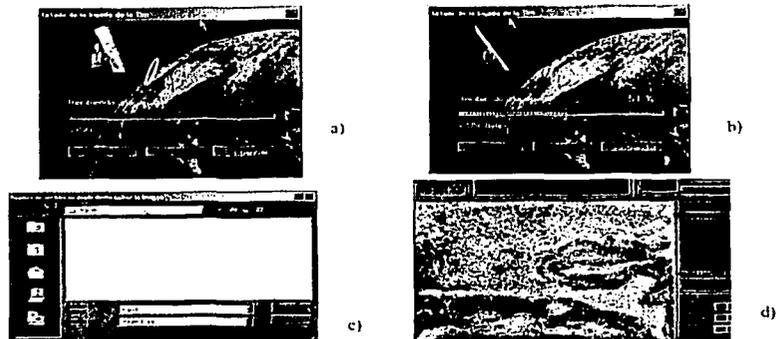


Figura 5-19 Controles relacionados con la adquisición de una imagen.

El proceso inicia al enviar el comando de solicitud de imagen, figura 5-19a. En esta misma pantalla aparece posteriormente el progreso de la adquisición, figura 5-19b, tanto en porcentaje como en número de bytes. Al finalizar la adquisición aparece la pantalla de la figura 5-19c con la cual se asigna un nombre y la ruta de almacenamiento de la imagen. Finalmente el SET muestra una visualización rápida de la imagen capturada, figura 5-19d.

De esta manera queda validado el sistema de adquisición de imagen. Es posible adquirir hasta un máximo de 4 imágenes en cuyo caso este proceso se repetirá hasta adquirir el total de imágenes solicitadas. Recordando que una de las principales limitantes del sistema Satex lo constituye su velocidad de comunicación con Tierra, se enfatiza que tal restricción impedirá la captura de imágenes durante avistamientos cortos, por lo cual la ejecución de este comando deberá considerar el tamaño y número de imágenes con el tiempo de visita para asegurar el tiempo mínimo para la captura de las imágenes.

5.4.6 Pruebas de ejecución de comandos de línea

Es difícil mostrar que un comando de línea se está ejecutando, debido a que la mayoría de los comandos están dirigidos hacia otros equipos del satélite diferentes a la computadora de vuelo. Por tal razón la validación de los comandos en línea requieren el uso de una herramienta de software adicional que fue desarrollada en otra tesis previa. La herramienta de software se denomina SDFEVO (software de depuración, emulación y validación operativa de subsistemas y experimentos del satélite) y permite emular los equipos del satélite desde el punto de vista del tráfico informativo de red

[5]. Con ayuda de esta herramienta es posible enviar comandos en línea, por ejemplo el experimento óptico, y que éste ejecute acciones o reporte datos de acuerdo a solicitudes programadas en Tierra.

Con el uso de esta herramienta se validó la ejecución de comandos y de forma particular el ejemplo de validación que se expone a continuación. Primero se envía un comando para energizar el experimento, luego se envían condiciones iniciales a la carga útil óptica, figura 5-20, cuando la CV recibe el comando lo direcciona al experimento óptico (emulado con SOFDEVO en una PC). Las condiciones iniciales definen el estado de variables para conducir el experimento. Posteriormente se envía un comando para iniciar el rastreo óptico. Después, cuando el experimento óptico hace contacto visual con el "beacon" generado por la estación terrena óptica, la CUO envía un mensaje a la CV y esta lo dirige a Tierra indicando que se ha detectado el experimento óptico.

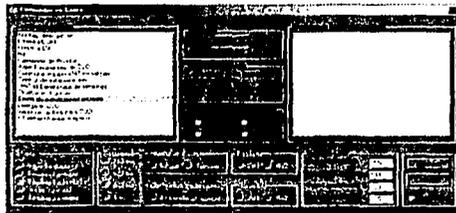


Figura 5-20 Ejecución de comandos en línea.

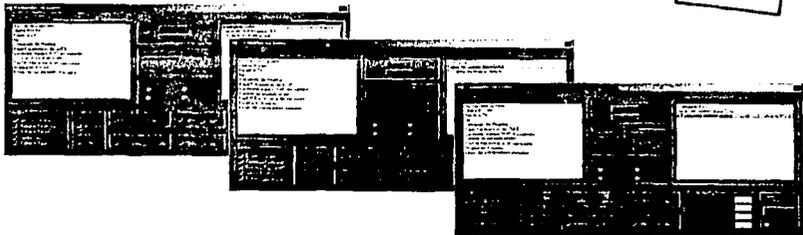


Figura 5-21 Comandos generados y ejecutados por la CUO indicados por solicitud del software de Estación Terrena.

De esta forma, el software queda validado en gran parte, en el caso de la prueba con la CUO (simulada con SOFDEVO) quedó comprobado tanto el software de estación Terrena como el software de operaciones del satélite en lo que respecta al

envío de comandos y recepción de datos. Desde luego las pruebas finales se darán cuando se realice la integración del satélite. Para la realización de otras pruebas en lo que se refiere a otros comandos de línea, la metodología fue similar o aun más simple, por esta razón no se exponen debido a que serían muy repetitivas.

En el siguiente capítulo se exponen las conclusiones y recomendaciones que emanan de la presente tesis.

Referencias

- [1] Vicente Vivas Esaú et al. **Elección y adquisición de sensores del SATEX, así como su caracterización e integración a la instrumentación de abordo.** Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, octubre 1996.
- [2] 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.
- [3] Vicente Vivas Esaú et al. **Instrumentación de vuelo espacial para microsatélites.** Informe técnico, Instituto de Ingeniería UNAM, octubre 2001.
- [4] Pisacane L. Vincent and Moore C. Robert. **Fundamental of space systems.** Oxford University Press, 1994.
- [5] Torres Fuentes Juan Ramón. **Software de operaciones, de tolerancia a fallas y de telecomunicaciones para un microsatélite experimental.** Tesis de licenciatura, Instituto de Ingeniería UNAM 2002.

CAPÍTULO

6 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

6.1 Conclusiones del software de estación terrena

Este software de estación terrena es el sucesor de un trabajo de tesis previo. Que sentó las bases principales para completar el trabajo de esta tesis. La tesis previa a su vez se basó en versiones previas elaboradas en Borland C# y tuvo el gran mérito de cambiar completamente la plataforma de desarrollo a Visual Basic que es un lenguaje que da gran apoyo en el desarrollo de Interfaces hombre máquina. Así pues se extiende un amplio reconocimiento al trabajo desarrollado por Juan Ramón Torres Fuentes.

Empezando con las conclusiones sobre este trabajo lo primero que debe mencionarse, es que ha sido una gran experiencia el trabajar en un proyecto en el cual están involucradas diversas instituciones desarrollando varios subsistemas del satélite y que además todo el desarrollo tecnológico sean productos del trabajo de todas esas instituciones, del mismo modo los integrantes del proyecto por parte del Instituto de Ingeniería hemos aprendido a trabajar realmente en equipo para desarrollar el trabajo necesario para que el proyecto siga adelante esto es de suma importancia para posteriores trabajos en esta rama de la tecnología dentro de la UNAM.

En lo que respecta al software realizado, las conclusiones son las siguientes:

✓ La Implantación de los protocolos de comunicaciones fue exitosa, han sido validados y funcionan en ciertas condiciones críticas planteadas dentro del laboratorio. También se enfatiza que la banda de frecuencias que se está manejando en las comunicaciones permite que el enlace sea bastante seguro aunque no muy rápido. Ante la falta de un protocolo muy complejo y muy seguro, se implementaron algunas formas de evitar la pérdida de información tanto de subida como de bajada.

✓ Para evitar pérdidas de información debido a la velocidad de transmisión y al corto tiempo de los avistamientos se trataron de eficientar aquellas operaciones que permitan aprovechar el tiempo al máximo, como la flexibilidad para obtener información de telemetría parcial o total, y como la posibilidad de obtener imágenes completas o parciales.

✓ Se adicionaron varias formas de almacenamiento de información, la más importante una base de datos que contiene la información más importante generada por el satélite. Además se elaboró software para almacenar la información de telemetría en archivos de respaldo dentro en disco duro, las imágenes se guardan también en archivos y toda la información capturada se muestra con elementos virtuales de la Estación Terrena, que en varios casos se puede imprimir para disponer de información en papel de inmediato. Se genera también un archivo de configuración en donde se inicializan variables del software que están en cambio continuo, como lo son la misión que se mandó, en que consistía esa misión, resets, días en órbita del SATEX, órbitas recorridas por el satélite, etc. que permite tener actualizados los principales controles de la estación terrena.

✓ La integración de instrumentos que muestran información clara es una contribución muy importante de este software, con ella se aprecian de forma gráfica las variaciones en los valores de temperatura, corriente y voltaje de los sensores de telemetría, así como las fallas en equipos, computadoras y en sus memorias.

✓ La inclusión de la telemetría normal es de suma importancia para propósitos de prueba y para supervisar la operatividad del satélite, con ella se puede analizar lo que ocurre en un periodo de tiempo de 10 minutos, durante el tiempo que el satélite se encuentra inaccesible a la estación terrena.

✓ Otro módulo importante dentro del SET es el almacenamiento y recuperación de misiones satelitales, que en el caso de ser recuperadas permiten visualizar todos los datos de la misión (telemetría, estado de equipos, etc) con instrumentos virtuales con el objeto de analizar lo sucedido en misiones anteriores y hacer comparaciones que pueden ser de gran importancia para determinar el comportamiento del satélite.

Con todo esto se ha creado un sistema bastante consistente para las operaciones principales del satélite, esta versión de software puede usarse como base para futuros proyectos y se le pueden integrar más funciones y más tareas para nuevos experimentos y nuevas funciones. De la misma forma queda abierta la posibilidad de utilizar este software a velocidades mayores de transmisión sin que esto afecte su operatividad.

Por último se enfatiza que todo el desarrollo tecnológico realizado en este trabajo puede ser la base para empezar a generar opciones de investigación y trabajo en este campo de las comunicaciones, esperamos que este proyecto llegue a completarse para beneficio del desarrollo tecnológico en México.

6.2 Recomendaciones del software de estación terrena

Por diversas circunstancias no se realizó, la actualización completa de todos los subsistemas del SATEX, y en particular los equipos de radiocomunicaciones (Transmisores y Receptores) que solo operan a bajas velocidades generando un cuello de botella en el proyecto satelital. Por tal razón, este subsistema tendrá que ser transformado para explotar al máximo el software de estación terrena en posibles proyectos futuros. Estos problemas pueden superarse aún para la presente misión si el experimento de comunicaciones ópticas integrado del satélite funciona correctamente, aunque se entiende que para esto se necesitan ciertas condiciones que permitan al láser realizar la transferencia de información. Esta solución no representa ninguna ventaja para el software mostrado aquí debido a que tal sistema de comunicaciones sería independiente del SET, no obstante el equipo de trabajo de la UNAM y del CICESE ya han planteado desde hace un par de años la posibilidad de utilizar el enlace óptico para bajar información del satélite.

La sustitución de los radios ayudaría enormemente a la adquisición y no habría mayor problema en incluir nuevas velocidades de comunicación dentro del software de estación terrena. Aunque pudieran aumentar el número de errores en la transmisión, se puede también cambiar el protocolo, lo cual representaría un gran cambio en el

software, esto sería una ventaja si los volúmenes de información aumentaran y la velocidad de transmisión aumentar, pero para un sistema como el que se tiene este tipo de protocolo es ideal.

Por otro lado la demanda de uso del satélite (en el proyecto actual) crecería, sería muy conveniente mejorar la base de datos, estructurándola de una mejor manera y dando mayor seguridad a su acceso (tal vez incluso cambiar la base de datos de Access a otra con más recursos) generando además restricciones para usuarios con lmitantes de uso y libertades para las estaciones terrestres que se adicioneen al proyecto. Eventualmente sería necesario manejar la base de datos en un servidor y conectarse a ella por medio de Internet, aunque tendría la desventaja de no poder acceder a la información si el acceso a Internet tuviera problemas, por lo cual se pensaría en un respaldo local de toda la información.

Para los Instrumentos virtuales del satélite, siempre está abierta la posibilidad de mejorarlos si se diseñan Instrumentos o paginas de Instrumentos más eficientes en cuanto al despliegue informativo de datos. Los instrumentos desarrollados en esta tesis constituyen toda una visión de cómo se puede entender mejor la información proveniente del satélite, pero pueden existir mejores formas. Respecto al despliegue de gráficas bidimensionales, se puede trabajar para generar una curva que se mueva dependiendo del valor del sensor y del tiempo y mejorar la señalización de las alarmas o ser más específico en ellas.

Por último la recomendación final debe ser que se tiene que seguir trabajando en este campo de las comunicaciones que puede rendir frutos muy benéficos para el futuro de la investigación en México y principalmente en la UNAM. Esto representa oportunidades para la generación de tecnología y siguiendo esta línea se pueden generar cosas verdaderamente interesantes.

6.3 Conclusiones de la confiabilidad para el experimento de arquitectura de computadoras

La confiabilidad de sistemas electrónicos espaciales se ve afectada por las condiciones ambientales en que operan y por la calidad de sus componentes. En cuanto a condiciones ambientales, los aspectos que más afectan son la radiación, los cambios de presión, los cambios de temperatura y la vibración durante el lanzamiento orbital.

Por otro lado, debido a la inaccesibilidad que caracteriza a los sistemas espaciales, resulta sumamente costoso y complejo realizar tareas de mantenimiento correctivo en la mayor parte de los casos. Por ello es necesario efectuar estudios de confiabilidad que arrojen datos sobre la vida útil operativa de equipos electrónicos diseñados para uso espacial. Con estos estudios se obtienen pronósticos de vida útil en el tiempo.

En vista de que el MES cuenta con una computadora de vuelo que se diseñó para admitir el mantenimiento de sus procesadores, se propuso como un experimento la conformación de una ACSTF para realizar de forma automatizada tal procedimiento. Por tal razón, resultó necesario conocer anticipadamente su desempeño operativo en función del tiempo. De esta forma, el presente trabajo expone el modelado matemático realizado, así como los resultados de confiabilidad.

Para el tiempo estimado de vida que se espera del MES, los resultados indican que la confiabilidad de la ACSTF ensamblada con componentes militares es competitiva con aquella obtenida para una arquitectura armada con componentes de calificación espacial, lo cual implica ahorros significativos en materia de costos y en tiempos de adquisición de partes. Los resultados también indican que la utilización de redundancias estratégicas en la ACSTF no presentan efectos adversos en la confiabilidad esperada para el satélite en un periodo de 10 años de operación, lo cual respalda la decisión de incorporar una arquitectura de cómputo tolerante a fallas por primera vez en un microsatélite y en general en un vehículo espacial pequeño.

Adicionalmente, los resultados muestran que la confiabilidad de la ACSTF para 10 años de operación es mayor de 0.95, lo cual cumple completamente con el requisito que se impone para equipos espaciales de larga vida, [1]. Este dato también indica que se debe planear mantenimiento de sobrevivencia para la ACSTF después de 10 años [2].

6.4 Conclusiones sobre la electrónica de sensores

Del trabajo desarrollado para el proyecto SATEX, así como de los resultados obtenidos en el mismo, se pueden citar las siguientes conclusiones:

Se diseñó completamente el subsistema de acondicionamiento de señales para 48 sensores (temperatura, corriente, voltaje, campo magnético y sensores de sol) que integra el SATEX.

Los componentes utilizados en los diseños son de calificación militar y cumplen con las especificaciones requeridas para vuelo de órbita baja.

El diseño de toda la electrónica de acondicionamiento de señales se arregló en varios circuitos impresos de dimensiones reducidas, las cuales se conectaron en tandem para ahorrar espacio y para mejorar la tolerancia a vibraciones mecánicas. Para ahorrar aun más espacio y peso se decidió utilizar circuitos integrados de montaje superficial, además de impresos con componentes en ambas caras.

La utilización de componentes de montaje superficial permitió la reducción de las dimensiones del equipo construido de tres a cuatro veces el tamaño que hubiese presentado con el uso de componentes comerciales.

Debido a que los componentes utilizados deberían ser de calificación militar, antes de realizar los diseños se identificaron cuales componentes existían en versión comercial y militar. Posteriormente se realizaron los pedidos, los cuales tienen tiempo de entrega muy largos. El tiempo de espera se aprovechó para efectuar pruebas con componentes de calificación comercial.

6.5 Recomendaciones sobre la electrónica de sensores

De la misma forma, se considera que al trabajo elaborado para el proyecto SATEX se le pueden hacer algunas mejoras en diversos ámbitos ya sea para mejorar la calidad del mismo o bien para trabajar de manera más eficiente y rápida en futuros proyectos similares. Las recomendaciones que se pueden hacer son las siguientes:

La instrumentación desarrollada puede utilizarse también para aplicaciones industriales. La diferencia radicaría en que se ensamblaría el equipo con componentes comerciales o de calificación industrial para reducir costos.

Si se llegara a utilizar el equipo en aplicaciones que demanden la adquisición de más variables de sensores los multiplexores de 4 a 1 se pueden sustituir por multiplexores de 8 a 1. Evidentemente se requerirán cambios mínimos en los impresos.

Las dimensiones del equipo se pueden reducir incorporando circuitos integrados más actualizados, los que por ejemplo integren ya amplificadores de instrumentación, o bien el uso de componentes híbridos.

El tamaño del equipo también podría reducirse significativamente con el diseño y uso de circuitos integrados de aplicación específica analógicos o híbridos. Con este tipo de tecnologías incluso se podría pensar hasta en la explotación comercial del equipo, debido a que sería competitivo en todos aspectos.

Referencias

- [1] Barry W. Johnson, "Design and Analysis of Fault-Tolerant Digital Systems", Addison-Wesley Series in Electrical and Computer Engineering, 1989.
- [2] A.D. Hills and N.A. Mirsa, "Fault Tolerant Avionics", American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.