



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES

CUAUTILÁN

**"ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD DE LA
INSTRUMENTACIÓN DE VUELO Y SENSORES PARA
UN MICROSATÉLITE EXPERIMENTAL MEXICANO"**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERA MECÁNICA ELECTRICISTA

P R E S E N T A :

IRIS AMARANTA MEJÍA SOSA

ASESOR: M. EN I. ESAÚ VICENTE VIVAS

CUAUTILÁN IZCALLI, EDO. DE MEX.

2002

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



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.



UNIVERSIDAD NACIONAL
AVENIDA DE
MEXICO

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR
DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES**

ASUNTO: VOTOS APROBATORIOS



**DR. JUAN ANTONIO MONTARAZ CRESPO
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLAN
P R E S E N T E**

**ATN: Q. Ma. del Carmen García Mijares
Jefe del Departamento de Exámenes
Profesionales de la FES Cuautitlán**

Con base en el art. 28 del Reglamento General de Exámenes, nos permitimos comunicar a usted que revisamos la TESIS:

"Análisis de confiabilidad de la instrumentación de vuelo
y sensores para un microsatélite experimental mexicano"

que presenta la pasante: Iris Amaranta Mejía Sosa
con número de cuenta: 8800063-9 para obtener el título de :
Ingeniera Mecánica Electricista

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VOTO APROBATORIO.

**ATENTAMENTE
"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"**

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 28 de Septiembre de 2001.

PRESIDENTE	<u>Ing. Fernando Guerra Parra</u>	
VOCAL	<u>M. I. Esaú Vicente Vivas</u>	
SECRETARIO	<u>MAI. Pedro Guzmán Tinajero</u>	
PRIMER SUPLENTE	<u>Ing. Maricela Serrano Fragoso</u>	
SEGUNDO SUPLENTE	<u>Ing. Rodolfo López González</u>	

AGRADECIMIENTOS

A mis padres,

José y Emma, por su ejemplo,
apoyo y cariño a lo largo de
toda mi vida.

A mis hermanos,

José Manuel y Luis David,
por ser mis amigos y compañeros
en las buenas, las malas,
y las travesuras.

A mi abuelita Josa,

por estar siempre conmigo.

A mi familia y mis amigos,

porque cada uno ha sido un apoyo
y forman parte de mí.

**A la Universidad Nacional Autónoma de México,
por darme el espacio y los conocimientos para
mi desarrollo personal, y en especial a la
Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán
por darme una formación profesional.**

**Al Instituto de Ingeniería de la UNAM,
por darme la oportunidad y el espacio
para desarrollar esta tesis, y en especial
al Maestro en Ingeniería Esaú Vicente
Vivas por su asesoría.**

**Al proyecto SATEX,
por dejarme poner mi granito de
arena, y a todos los que colaboran
en él, porque con su entusiasmo y
dedicación impulsan la tecnología
en México.**

1 INTRODUCCIÓN AL PROYECTO SATEX

1.1	Introducción	1
1.2	SATEX, un microsatélite experimental Mexicano	2
1.3	Características globales del microsatélite experimental	4
1.4	Subsistemas desarrollados y subsistemas en fase de desarrollo por parte del Instituto de Ingeniería UNAM	5
1.5	Requerimientos para validar los desarrollos tanto en hardware como en software para el microsatélite	5
1.6	La importancia de contar con parámetros cuantitativos de funcionalidad operativa para el microsatélite	7
1.7	Objetivos y alcances del trabajo por desarrollar	8

2 INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA DE SATEX Y COMPUTADORA DE VUELO

2.1	Introducción	11
2.2	Descripción del hardware de automatización de funciones del microsatélite	11
	<u>Tarjeta de procesamiento principal (PP)</u>	
	<u>Tarjeta de procesamiento redundante cero (PR0)</u>	
	<u>Tarjeta de procesamiento redundante uno (PR1)</u>	
	<u>Tarjeta de control de procesadores</u>	
	<u>Tarjeta de multiplexaje y filtrado</u>	
	<u>Tarjeta de protección de efecto latch-up</u>	
2.2.1	Particularidades de la arquitectura de la computadora de vuelo	14
	<u>Control del suministro de energía</u>	
	<u>Circuito de protección contra efecto "latch-up"</u>	
2.3	Redundancias en hardware para tolerar fallas	16
2.3.1	Redundancia de procesadores	17
2.3.2	Actuadores y sensores redundantes	17
2.3.3	Redundancia de la red de área local a bordo del microsatélite	18
2.4	Descripción del software de automatización del satélite	18
2.5	Arquitectura de cómputo para tolerar fallas	19

3 CONFIABILIDAD DE SISTEMAS ELECTRÓNICOS

3.1	Introducción	20
3.2	Algunas técnicas disponibles que permiten obtener indicadores cuantitativos de comportamiento en hardware diverso	20

3.3	Razón de fallas, función de confiabilidad, función de fallas y la ley exponencial de fallas	21
3.4	Los sistemas serie y los sistemas en paralelo (Modelado Combinacional)	24
3.5	Los modelos probabilísticos de Markov	27

4 TÉCNICA UTILIZADA PARA OBTENER INDICADORES CUANTITATIVOS DE CONFIABILIDAD DE LA INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA DE SATEX

4.1	Introducción	31
4.2	Características de la norma militar MIL-HDBK-217F Notice 2	31
4.2.1	Predicción por análisis de tensión de componentes (Part Stress Analysis)	32
4.2.1.1	Calidad del componente	32
4.2.1.2	Ambiente en que se emplea el equipo	33
4.2.1.3	Aspectos térmicos	34
4.3	Ecuaciones para el cálculo de estimadores utilizando la norma MIL-HDBK-217F Notice 2	35
4.3.1	Razón de fallas por complejidad del circuito (C_1)	37
4.3.2	Razón de fallas del empaque (C_2)	38
4.3.3	Factor de temperatura (π_T)	38
4.3.4	Factor ambiental (π_E)	40
4.3.5	Factor de calidad (π_Q)	41
4.3.6	Factor de aprendizaje (π_L)	42
4.3.7	Razón de fallas inducidas por ciclos lectura/escritura (λ_{ovc}) para memorias	42
4.3.8	Razón de fallas base (λ_b)	42
4.4	Descripción de la instrumentación del microsatélite mediante diagramas de bloques de confiabilidad	50
4.4.1	Módulo del procesador (principal y redundantes)	52
4.4.2	Módulo del circuito de eliminación de efecto "latch-up"	53
4.4.3	Módulo de la electrónica de multicanalización	53
4.4.4	Electrónica asociada al control de actuadores	55
4.4.5	Redes de comunicaciones interna y externa del satélite	56
4.4.5.1	Módulo de la red de comunicación externa	56
4.4.5.2	Módulos de la red de comunicación interna y de la red redundante interna	57

5 ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD PARA DIVERSAS CONFIGURACIONES DE LA INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA DE SATEX

5.1	Introducción	61
5.2	Condiciones ambientales y tiempo de evaluación para SATEX	62
5.3	Diversos sistemas por modelar para admitir su comparación a través de indicadores de confiabilidad	62
5.3.1	Primer caso, análisis de una arquitectura simple en ambiente de lanzamiento de misil	63
5.3.1.1	Módulo de la red de comunicaciones externa sin redundancias	64
5.3.1.2	Módulo de la red de comunicaciones interna	65
5.3.1.3	Módulo del circuito de eliminación de efecto "latch-up" sin redundancias	65
5.3.1.4	Módulo del procesador	66
5.3.2	Segundo caso, análisis de una arquitectura simple en ambiente de vuelo espacial	67
5.3.3	Tercer caso, análisis de una arquitectura redundante en ambiente de lanzamiento de misil	67
5.3.3.1	Módulo de la red de comunicaciones externa	68
5.3.3.2	Módulo de electrónica de red redundante interna	69
5.3.3.3	Módulo de eliminación de efecto "latch-up"	69
5.3.3.4	Módulo de electrónica de multicanalización	70
5.3.3.5	Módulo del procesador	70
5.3.4	Cuarto caso, análisis de una arquitectura redundante en ambiente de vuelo espacial	71
5.3.4.1	Módulo de procesadores	72
5.4	Gráficas de confiabilidad contra tiempo para seis configuraciones de la instrumentación electrónica de SATEX	73
5.4.1	Criterio considerado para el análisis de las gráficas	73
5.4.2	Comparación de seis configuraciones de computadoras	74
5.4.2.1	Gráfica de confiabilidad en ambiente de lanzamiento de misil durante una hora	74
5.4.2.2	Gráfica de confiabilidad en ambiente de lanzamiento de misil durante veinticuatro horas	75
5.4.2.3	Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante un año	76
5.4.2.4	Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante dos años	77
5.4.2.5	Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante cinco años	78
5.4.2.6	Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante diez años	79

5.5	Confiabilidad de los diferentes módulos que componen la instrumentación electrónica de SATEX	80
-----	--	----

6 ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD DE LA ARQUITECTURA DE CÓMPUTO A BORDO DE SATEX

6.1	Introducción	83
6.2	Arquitectura de cómputo semivirtual	83
6.3	Tolerancia a fallas en la arquitectura de cómputo semivirtual	85
6.4	Modelado matemático de la arquitectura de cómputo de SATEX	85
6.5	Gráficas de confiabilidad a través del tiempo de la arquitectura de cómputo a bordo de SATEX	93

7 SENSORES DE SATEX

7.1	Introducción	97
7.2	Diagrama de sensores a bordo del microsatélite	97
7.3	Sensor de corriente	99
7.4	Magnetómetro	100
7.5	Sensor de temperatura	102
7.6	Sensor fino de Sol	104
7.7	Filtrado de señales	105
7.8	Pruebas a la electrónica de sensores	106

8 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

8.1	Introducción	108
8.2	Conclusiones	108
8.3	Recomendaciones	109

ACRÓNIMOS	111
------------------	-----

REFERENCIAS	113
--------------------	-----

BIBLIOGRAFÍA	114
---------------------	-----

INTRODUCCIÓN AL PROYECTO SATEX

1.1 Introducción

Los satélites pequeños literalmente han existido desde los principios de la era espacial. Sin embargo, fueron los satélites grandes y costosos los que dominaron el desarrollo espacial durante las últimas décadas. Durante ese tiempo, los satélites pequeños solían ser utilizados solamente por pequeños grupos de científicos o amateurs. Sin embargo, en los años recientes el panorama en materia satelital ha cambiado radicalmente, esto se debe en gran medida a los enormes avances en la microelectrónica, en particular de los microprocesadores, lo cual ha logrado que los satélites pequeños se hayan convertido en una alternativa viable.

Los pequeños satélites proporcionan soluciones efectivas a costos bajos en comparación con los grandes satélites, además de brindar un tiempo de desarrollo significativamente corto lo cual ocasiona que pueda usarse tecnología avanzada en estos sistemas, generando amplias posibilidades de aplicación.

En la actualidad, se reconoce que los satélites pequeños pueden complementar los servicios de los satélites grandes existentes, proporcionando soluciones efectivas y costeables para comunicaciones especializadas, sensado remoto, misiones militares, así como su utilización para mostrar y probar nuevas tecnologías.

Recientemente constelaciones de satélites pequeños, tales como Iridium, Teledesic y Globalstar han sido propuestas para proporcionar comunicaciones móviles de fácil acceso y alta capacidad, para la transmisión de voz y datos con cobertura mundial. Estos sistemas nos presentan, sin duda, un futuro satelital muy próximo dominado por los satélites pequeños.

Adicionalmente, el interés en satélites pequeños ha ido creciendo rápidamente a nivel mundial, de tal forma que grandes compañías, gobiernos, universidades y otras organizaciones han comenzado sus propios programas de satélites pequeños.

En México, desde hace algunos años se ha tratado de ingresar a la investigación y desarrollo de tecnología espacial en lo referente a satélites de órbita baja. Los primeros intentos fueron realizados por la Universidad Nacional Autónoma de México por medio del Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE), que realizó dos intentos por colocar microsátélites de órbita baja en el espacio. El primer intento fue por medio del UNAMSAT-A, el cual desafortunadamente fracasó debido a una falla en el sistema de lanzamiento del

cohete que lo colocaría en órbita. El segundo intento, llamado UNAMSAT-B, logró ponerse en órbita, pero funcionó correctamente sólo por un par de meses. En la actualidad 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 microsátélite, con la intención de desarrollar tecnología espacial cien por ciento mexicana, siendo esta la primera experiencia a este nivel. A dicho proyecto se le dio el nombre de **SATEX**.

1.2 SATEX, un microsátélite experimental Mexicano

El proyecto **SATEX**, siglas de satélite experimental, en un principio fue patrocinado por el Instituto Mexicano de Comunicaciones, después financiado por la Comisión Federal de Telecomunicaciones (COFETEL), y actualmente busca el patrocinio final para realizarle pruebas y orbitarlo a corto plazo.

Debido a lo ambicioso y amplio del proyecto, para su desarrollo se invitó a participar a diversas instituciones educativas y/o de investigación de todo el país, las cuales se mencionan a continuación:

- Centro de Investigación Científica y de Estudios Superiores de Ensenada, CICESE, en Baja California Norte.
- Centro de Investigación en Matemáticas, CIMAT, de Guanajuato.
- Instituto Politécnico Nacional, IPN, por medio de la Escuela de Ingeniería Aeronáutica y la sección de graduados de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, ESIME.
- Instituto de Astrofísica Óptica y Electrónica, INAOE, ubicado en Puebla.
- Universidad Nacional Autónoma de México, a través del Instituto de Ingeniería, IIUNAM.
- Centro de Investigación en Tecnología Digital, CITEDI, de Tijuana, Baja California Norte.

En este proyecto multinstitucional a cada una de las instituciones participantes, se le asignó algún o algunos subsistemas por desarrollar, esta asignación se puede observar en la tabla 1.1.

INSTITUCIÓN	SUBSISTEMA DESARROLLADO
CITEDI	Cámara digital (CD) Sistema de potencia Celdas solares Baterías
IPN	Coordinación general ESIME: Bobinas de torque magnético (BTM) ESIME Posgrado: Experimento en banda Ka Aeronáutica: Integración y pruebas
CICESE	Equipos de comunicaciones (Radio1 y Radio2) Experimento de comunicaciones ópticas (CUO) Decodificador de tonos (DT) Hardware de estación terrena
INAOE	Recepción en banda Ka
CIMAT	Modelado de la dinámica orbital del vehículo, de campo magnético terrestre y de estabilización en tres ejes Algoritmos de estabilización del satélite
IIUNAM	Computadora de vuelo Hardware de acondicionamiento y multicanalización de sensores Protocolos para telemetría y comando Protocolos de control distribuido Software de vuelo Software de estación terrena

Tabla 1.1 Asignación de subsistemas a las instituciones participantes

Algunos de los objetivos con los que empezó el proyecto SATEX, son los siguientes: formación de recursos humanos en proyectos de tipo espacial en todas las instituciones participantes, participación de investigadores jóvenes y estudiantes, promoción de convenios de colaboración académica entre instituciones nacionales y extranjeras, así como el desarrollo de tecnología espacial aplicable a futuros proyectos.

El proyecto ha pasado por diversas etapas de evolución, en un principio todos los participantes avanzaban en forma continua, sin embargo, a lo largo del camino se han encontrado diversos obstáculos que han impedido un desarrollo constante de los subsistemas por parte de las instituciones involucradas.

El principal problema que se ha presentado es el del financiamiento. Sin embargo, algunos de los institutos involucrados, han trabajado continuamente y sus subsistemas se encuentran en fase final de desarrollo, tal es el caso de los subsistemas correspondientes al Instituto de Ingeniería.

1.3 Características globales del microsatélite experimental

SATEX es un cubo de 47 centímetros por lado con una masa estimada cercana a los 55 kilogramos, por lo que se encuentra clasificado como un microsatélite; esto según la clasificación mostrada en la tabla 1.2, la cual es ampliamente aceptada.

Clasificación	Masa [Kg]
Satélite grande	> 1000
Satélite mediano	500 – 1000
Mini satélite	100 – 500
Micro satélite	10 – 100
Nano satélite	1 – 10
Pico satélite	0.1 – 1
Femto satélite	< 0.1

Tabla 1.2 Clasificación de los satélites según su masa

Cuatro de sus caras están cubiertas por celdas solares para generar la energía eléctrica que se suministrará a los subsistemas electrónicos por medio de un sistema de baterías. El microsatélite cuenta con cuatro cargas útiles principales que son; un sistema de comunicaciones ópticas, un detector de tonos, una cámara digital y una arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas; aunque 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 controlar el apuntamiento del satélite se cuenta con dos sistemas de estabilización, un sistema de estabilización pasivo y otro dinámico. El sistema de estabilización pasivo, consiste 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 kilogramos. Como sistema de estabilización dinámica, se utilizan seis bobinas de torque magnético (BTM) para generar pares de corrección en tres ejes, es decir, se cuenta con un sistema de estabilización triaxial. Los datos para conocer la orientación del satélite se obtienen por medio de sensores burdos de sol, formados por los paneles solares; cuatro sensores finos de Sol (SFS) que permitirán determinar la orientación del vehículo con mayor exactitud, y dos magnetómetros triaxiales.

Como se ha mencionado, esta primera experiencia tiene el objetivo de conocer a profundidad el comportamiento de los diversos subsistemas del microsatélite, por lo que se hizo necesario la utilización de un número importante de sensores de corriente, voltaje y temperatura. 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 microsatélite.

Por otra parte, la computadora de vuelo (CV) tiene la capacidad de realizar el acondicionamiento electrónico de las señales de sensores y realizar procesos automáticos para la adquisición de datos locales. Adicionalmente, ejecuta algoritmos de control y regula la comunicación entre las computadoras a bordo, también se ocupa de las comunicaciones con Tierra y de la interpretación y ejecución de órdenes que le asignen en cada contacto.

Otra de las características de SATEX, es la tolerancia a fallas de la CV por medio de software, el cual controla los recursos redundantes de su arquitectura. Dentro de SATEX se encuentra una red de área local con cinco nodos formados por los procesadores de la computadora de vuelo, la carga útil óptica (CUO), la cámara digital (CD), el sistema de potencia (SP) y el decodificador de tonos, este último también llamado procesador de sobrevivencia (PS). Dichas computadoras interactúan en una red donde todos hablan y todos escuchan y que cuenta además con un canal redundante.

1.4 Subsistemas desarrollados y subsistemas en fase de desarrollo por parte del Instituto de Ingeniería UNAM

Actualmente, en el Instituto de Ingeniería los subsistemas que se le encomendaron se encuentran en su fase final de desarrollo. En lo referente al hardware de la computadora de vuelo, así como lo referente a los sensores y la instrumentación, éstos se encuentran prácticamente terminados. Solamente se están realizando pequeñas correcciones o, en el mayor de los casos, mejorando algunos por menores que no implican ningún cambio significativo, por lo que esta parte se encuentra ya, en fase de validación.

Con respecto a la programación de la computadora, ésta se encuentra aún en proceso de desarrollo, sin embargo, se tiene ya una parte considerable e incluso se encuentra funcionando en un prototipo de la computadora de vuelo, el cual se armó para depurar tanto el hardware como el software. El software de la estación terrena (ET) también se encuentra en fase de desarrollo, aunque en una fase avanzada.

1.5 Requerimientos para validar los desarrollos tanto en hardware como en software para el microsatélite

El proyecto ha requerido la elaboración de algunas herramientas tanto de hardware como de software para ayudar a depurar la programación de la computadora de vuelo y la programación de la estación terrena, así como validar la electrónica de la CV y la electrónica adicional externa.

Una de las herramientas desarrolladas para validar la electrónica de la computadora de vuelo, es un simulador de satélite SIMSAT que permite visualizar las acciones generadas por la computadora de vuelo.

Las acciones generadas por el software de la CV se visualizan por medio de leds distribuidos sobre un tablero que contiene un diagrama de bloques del satélite y sus diferentes componentes, los leds se encuentran sobre el equipo que le corresponde para indicar cuándo se encuentra activado o desactivado. En la figura 1.1 se muestra el SIMSAT conectado al prototipo de la CV.

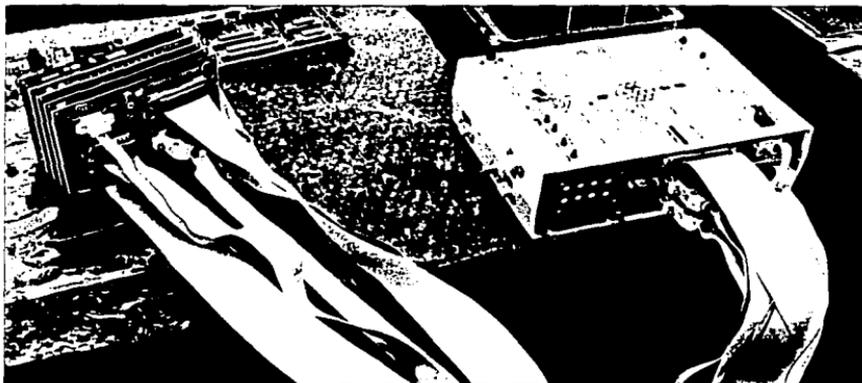


Figura 1.1 Simulador del microsátélite conectado a un prototipo de la CV

El simulador fue desarrollado por becarios-tesistas del Instituto y actualmente se le realizan modificaciones a su electrónica para actualizarlo de acuerdo a los últimos cambios hechos en la computadora de vuelo.

A pesar de que SIMSAT cumple con los objetivos para los cuales fue propuesto, no es suficiente para validar todo el hardware, y sobretodo, el software de la computadora de vuelo, principalmente en lo referente a las comunicaciones que maneja dentro de la red interna principal y redundante, con las otras computadoras dentro del satélite.

Por esta razón se tuvo la necesidad de generar una nueva herramienta para monitorear las comunicaciones de la red interna que permitiera también emular la operación de los otros cuatro elementos involucrados, CD, CUQ, PS y SP, de tal forma que fuese posible validar las comunicaciones entre todos los subsistemas como si se encontraran ya todos construidos totalmente e interactuando entre sí. El objetivo sería depurar el software de la CV y por consecuencia, también el de la estación terrena, ya que si se diera el caso de que la CV no ejecutara los comandos de la estación terrena, se podrían realizar diversas pruebas para saber

que software está fallando, si el de estación terrena o el de la computadora de vuelo.

Para cumplir con estos últimos objetivos se desarrolló un software que monitorea el tráfico de las comunicaciones entre la CV y los demás procesadores de cargas útiles, que también permite emular cualquiera de las computadoras del satélite. Dicho software, llamado SEFDEVO (Software Elaborado para Facilitar la DEpuración y Validación de Operaciones), ha sido desarrollado en el Instituto de Ingeniería y actualmente es ampliamente utilizado en diversas pruebas.

1.6 La importancia de contar con parámetros cuantitativos de funcionalidad operativa para el microsatélite

Antes de que existieran parámetros cuantitativos de funcionalidad operativa el decir que algún sistema era mejor que otro o que era confiable o no, resultaba ser una cuestión subjetiva que se basaba en análisis únicamente cualitativos y que por lo tanto variaban extremadamente dependiendo de la persona que los realizara. Esto debido a que no se contaban con estudios que pudieran sentar bases y reglas para brindar coherencia y homogeneidad a dichos análisis.

La estimación de pronósticos de confiabilidad se realiza actualmente en todos los campos de la industria y la investigación, aplicándose desde equipos electrodomésticos hasta en plantas nucleares, aviones o vehículos espaciales, como es el caso de SATEX.

En el campo de la electrónica, estos análisis se aplican ampliamente y se cuenta con diversas herramientas para llevarlos a cabo, incluso existen centros de investigación o empresas que se dedican exclusivamente a la realización de análisis de confiabilidad y al desarrollo de software para este fin.

Por otro lado, la predicción de confiabilidad proporciona la base cuantitativa necesaria para valorar el progreso en cualquier proyecto de ingeniería. Una vez que se elige un diseño, la predicción de confiabilidad se puede usar como una guía para proponer una mejor solución que pueda incluso, tolerar fallas.

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.

Por otro lado, 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 diversas fallas de un tipo de componente ocurren en un sistema, la razón de fallas predicha puede determinar si el número de fallas es conmensurable con el número de componentes usados en el sistema o para indicar si existe un problema de área o zona.

Finalmente, las predicciones de confiabilidad son útiles para realizar comparaciones entre diversos sistemas ya terminados y puestos en el mercado, realizados por una misma compañía o por varias de ellas, y 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 de Ingeniería UNAM, 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.

1.7 Objetivos y alcances del trabajo por desarrollar

En los párrafos anteriores se han mencionado las necesidades y objetivos del trabajo que se realiza en el Instituto de Ingeniería; una parte de éstos se cubren en la presente tesis. A continuación se puntualizan los objetivos primordiales.

El primero es la realización de un análisis de confiabilidad de la computadora de vuelo y la instrumentación electrónica del microsatélite que nos brinde una base cuantitativa para poder compararla con diferentes configuraciones que hubiera sido posible usar. Para ello, se realizan suposiciones que permiten ver sus ventajas y desventajas, así como las probabilidades que existen para cumplir con éxito sus funciones dentro de un tiempo establecido.

Además, con este análisis, se detectan componentes críticos cuya identificación se utiliza para plantear mejoras a realizarse en el diseño electrónico de la computadora de vuelo y en su electrónica asociada externa. También se

observan los efectos de las redundancias implantadas sobre la confiabilidad del sistema y se analizará la conveniencia de ampliar este tipo de mejoras sobre otros componentes para ampliar su eficiencia y confiabilidad operativa. Todo esto con el fin de mejorar el diseño actual, así como para acumular experiencia para posibles proyectos futuros que demanden instrumentación de alta disponibilidad.

El primer paso realizado fue una descripción global del hardware de la CV y su operación. Para realizar el análisis de confiabilidad se realizó una investigación de los conceptos relacionados con confiabilidad de sistemas y fallas en éstos. Se estudiaron algunas de las técnicas disponibles para elegir la más adecuada a las características del sistema.

Posteriormente se obtuvo la información necesaria de los componentes electrónicos que forman parte la instrumentación de SATEX para aplicar el método elegido y obtener resultados confiables y reales. Dichos resultados se muestran de forma gráfica para facilitar su comprensión y análisis, por lo cual se requirió el desarrollo de software para obtener y desplegar los resultados.

El segundo objetivo es realizar un estudio de confiabilidad operativa de la arquitectura de cómputo a bordo del satélite, formada por todos los procesadores a bordo y los canales de comunicación interna, valorando cuantitativamente la posibilidad de que incurra en fallas. 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 ello se procede a su corrección. Esta es una de las partes más importantes 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.

Para obtener la confiabilidad operativa en términos cuantitativos, se toma en cuenta la confiabilidad de los procesadores involucrados, así como la confiabilidad de los canales de comunicación entre ellos; es decir, la red interna y la red redundante interna.

El tercer y último objetivo, es realizar el análisis, validación y pruebas de los sensores a bordo de SATEX. Como ya 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. Es por ello que aunque ya se tiene un diseño propuesto, resultó conveniente una evaluación completa; desde el análisis teórico hasta el análisis de las pruebas realizadas a los circuitos.

Para realizar la evaluación se desarrolló un diagrama donde se representa a todos los sensores a bordo, además de indicar claramente sus características individuales y colocación dentro del satélite.

Posteriormente se efectuó el análisis del funcionamiento de cada circuito electrónico y se realizó una evaluación de sus ventajas; asimismo se realizaron pruebas para obtener resultados reales. Todo esto en comunicación constante con los encargados de los demás subsistemas; para acordar, desde las características de los sensores que necesitan, hasta la colocación y conexión de éstos.

De acuerdo a lo anterior, se realizaron las modificaciones pertinentes y se elaboró documentación de todos los sensores revisados y modificados; así como de sus análisis y de sus pruebas. Con ello se establecieron bases para su uso en otras aplicaciones, para posibles cambios en el proyecto, etc.

Para comenzar a describir el trabajo elaborado para esta tesis, en el siguiente capítulo se presenta una descripción de la instrumentación electrónica del microsatélite y computadora de vuelo, sus características particulares y una breve descripción del software.

INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA DE SATEX Y COMPUTADORA DE VUELO

2.1 Introducción

En este capítulo se dan las características globales del hardware y del software de la computadora de vuelo del microsatélite y de su instrumentación externa asociada. Todo ello fue desarrollado en años previos en el Instituto de Ingeniería UNAM y conforma las bases sobre las cuales se desarrolló el presente trabajo de tesis. Se resaltan los puntos más importantes de la instrumentación completa, prestándole mayor atención a ciertas particularidades.

Se describen los conceptos de tolerancia a fallas bajo los cuales ha sido diseñada la instrumentación del microsatélite, se describen los beneficios que se obtienen y su uso en diferentes etapas de diseño y desarrollo del proyecto. Así mismo, se describen todas las redundancias existentes tanto en los procesadores, como en sensores, actuadores y en la red de área local a bordo.

También se presenta una breve descripción del software de automatización del satélite, el cual se desglosa en dos partes, el software de vuelo del microsatélite y el software de la estación terrena. Se describe su funcionamiento básico.

El conocimiento de las características generales del hardware y del software del satélite ofrece las bases suficientes y necesarias para realizar el análisis de confiabilidad de la instrumentación electrónica y la arquitectura de cómputo semivirtual tolerante a fallas, así como la evaluación de los sensores a bordo; los cuales son objetivos de este trabajo.

2.2 Descripción del hardware de automatización de funciones del microsatélite

El hardware desarrollado por el Instituto de Ingeniería UNAM se puede dividir en dos bloques. El primer bloque está compuesto por la electrónica de la CV y el segundo bloque por la instrumentación electrónica asociada a la computadora de vuelo.

La computadora de vuelo es, de cierta manera, el cerebro del satélite. Es un sistema modular de adquisición y procesamiento de datos, el cual puede ser programado remotamente y ser utilizado en forma individual o en grupo, y está

diseñado expresamente para instrumentar pequeños vehiculos espaciales de órbita baja.

Originalmente, la computadora de vuelo para SATEX, estaba compuesta por siete tarjetas, lo cual cambió, debido a diversas modificaciones y mejoras realizadas sobre el diseño originalmente propuesto, quedando finalmente en seis tarjetas. Dichas tarjetas se encuentran conectadas a través de dos conectores de costilla, uno en cada extremo. Así, es posible tener las señales en cualquiera de las tarjetas, además de darle soporte mecánico a la computadora.

La figura 2.1 ilustra la forma en que se conectan las tarjetas referidas.

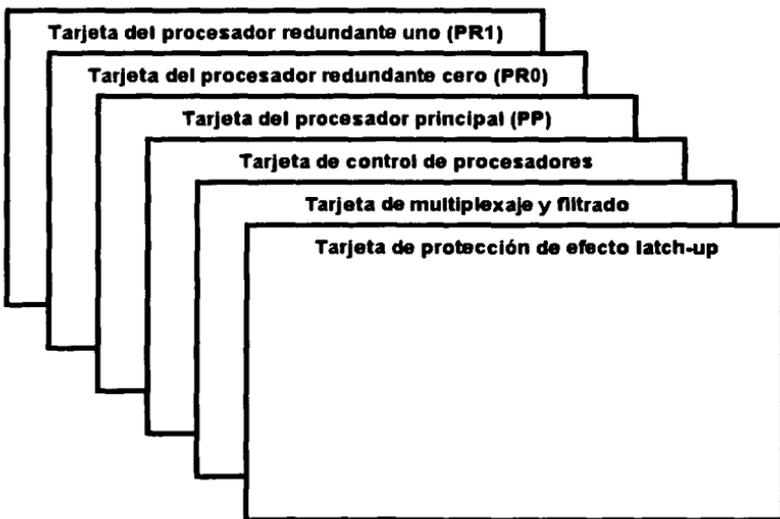


Figura 2.1 Tarjetas que conforman la computadora de vuelo

A cada una de las seis tarjetas se le asignó un nombre haciendo referencia a la función electrónica principal que se realiza en dicha tarjeta, las seis tarjetas se describen a continuación:

Tarjeta del procesador principal (PP)

En esta tarjeta se encuentra 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 dentro de esta tarjeta parte de la electrónica que conforma al circuito de protección contra efecto "latch-up". Tres tarjetas como esta deberán estar dentro de la CV, una como principal y dos como redundantes. Por esta razón también se encuentran aquí "jumpers" para identificar de que tarjeta se trata; procesador principal, procesador redundante cero o uno.

Tarjeta del procesador redundante cero (PR0)

Está compuesta exactamente por los mismos elementos que la tarjeta PP, ya que como su nombre lo indica es una tarjeta redundante que entrará en uso cuando se presente alguna falla en la principal.

Tarjeta del procesador redundante uno (PR1)

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

Tarjeta de control de procesadores

En ésta se realizan principalmente funciones de multiplexaje para conectar las señales, ya sea a la PP y PR1 o a la PR0. Estas señales incluyen líneas E/S, líneas de selección de multiplexores, canales de la red externa, red interna y red redundante interna. También se realiza 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 gran parte de las señales de sensores del satélite. A la salida de estos multiplexores se encuentran filtros pasa bajas que además adecuan la señal para proteger los canales A/D del procesador. Como se ve, 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 la comunican con los demás equipos del satélite.

El diseño actual de la computadora denominado CTF-3PRO (Computadora Tolerante a Fallas de 3 PROCesadores), persigue incrementar su confiabilidad

operativa, ya que además de contar con redundancias en hardware, también cuenta con redundancias en software.

La instrumentación electrónica asociada a la computadora de vuelo, está compuesta por tarjetas que llevan a cabo el acondicionamiento de sensores del satélite, como son los de corriente, temperatura, magnetometría y sensores finos de Sol. Las señales de salida de estos acondicionamientos se conectan a la CV por medio de diversos conectores. Dichos sensores y su conexión se describen con detalle en el capítulo 7.

Como se comentó anteriormente, el filtrado y recorte de todas las señales externas se lleva a cabo dentro de la CV, para después de esto ser llevadas a los canales A/D del procesador, el cual las procesará según corresponda. En el capítulo 7, también se revisará el funcionamiento de esta electrónica, además se indicará cómo están conectados todos estos sensores a la computadora de vuelo.

2.2.1 Particularidades de la arquitectura de la computadora de vuelo

Control del suministro de energía

Un punto de vital importancia dentro de cualquier satélite, y en particular en la rama de los microsátélites es el referente al ahorro de energía, por esto, SATEX se diseñó previendo este punto.

La computadora de vuelo permite encender y apagar su electrónica por módulos, de tal forma que al efectuar una misión determinada, enciende solamente los módulos electrónicos necesarios para cumplir su trabajo. Esto evitará el consumo innecesario de energía en el satélite.

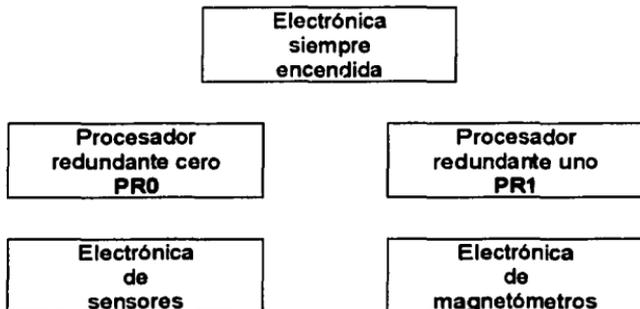


Figura 2.2 Módulos internos de la CV desde el punto de vista de energía

Cuando se diseñaron los comandos que la estación terrena puede enviar a SATEX, se identificaron varios bloques que pueden ser energizados independientemente, entre ellos se identificó que cuando se recababa información de los sensores de corriente, voltaje o temperatura, no siempre se requería energizar la electrónica de magnetómetros. De igual forma se previó la realización de misiones en las que sólo se requería tomar lecturas de magnetómetros. Los módulos que pueden ser energizados y desenergizados de acuerdo con las necesidades particulares se muestran en la figura 2.2.

Circuito de protección contra efecto "latch-up"

El efecto "latch-up" es un fenómeno relativamente común en los circuitos integrados expuestos a radiación. Dicho fenómeno activa la estructura P-N-P-N que existe entre Vcc y tierra del circuito, lo cual esencialmente provoca un corto entre Vcc y tierra, que generalmente destruye el circuito integrado o causa su mal funcionamiento. Dicho de otra forma, tal efecto ocasiona que se alteren los diodos de protección del circuito, entre sus entradas y sus salidas, lo cual provoca que el circuito integrado empiece a consumir más corriente de la nominal, elevándose cada vez más hasta quemar el circuito.

El fenómeno "latch-up" puede ser minimizado, por las propias técnicas de diseño y manufactura del circuito, o por circuitos de protección externa. En el caso de los circuitos integrados de especificación militar y espacial cuentan ya con protección contra efecto "latch-up" gracias a su manufactura especial.

En el caso de la computadora de vuelo, todos los circuitos utilizados son de calificación militar, con excepción de los procesadores. Esto quiere decir que no cuentan con protección contra efecto "latch-up". Dada esta situación, se requería de un circuito de protección externa confiable para asegurar el funcionamiento correcto del procesador, ya que funcionará bajo condiciones de radiación.

Para resolver este problema, se diseñó y probó por algunos meses, un circuito, al cual se le llamó *circuito de protección contra efecto "latch-up"*. El circuito consiste, a grandes rasgos, en un sensor de corriente que detecta el elevado consumo de corriente del componente y activa un arreglo que desenergiza la tarjeta de procesamiento de la CV durante unos segundos, tiempo suficiente para que el efecto "latch-up" desaparezca y la computadora vuelva a funcionar de forma normal.

Este circuito de protección, como se ha mencionado, se distribuye en dos tarjetas, la primera parte del circuito se localiza en las tarjetas de procesadores, a esta parte se le denomina *circuito de detección de efecto "latch-up"*. Mientras que la segunda parte se ubica en la tarjeta de electrónica "latch-up", y se le da el nombre de *circuito de eliminación de efecto "latch-up"*.

2.3 Redundancias en hardware para tolerar fallas

Los sistemas *tolerantes a fallas* son aquellos que realizan correctamente su tarea encomendada aún en presencia de anomalías en la electrónica o errores en la programación. Por ejemplo, el efecto de un error en algún módulo electrónico de un sistema tolerante a fallas (STF) se sobrelleva de forma tal que no perjudica la operación correcta y continua del sistema [Vicente, 1994].

La tolerancia a fallas es una filosofía de diseño que integra atributos en un sistema para que alcance altos índices de desempeño. El diseño de STFs debe cumplir con ciertos objetivos de funcionalidad y observancia, sin embargo, dependiendo de la aplicación también puede reunir otros indicadores, entre ellos los más significativos son los siguientes: confiabilidad, disponibilidad, seguridad, operatividad, reparabilidad y comprobabilidad.

Estos conceptos sirven para medir la formalidad de un sistema. Existen técnicas de modelado de STF que permiten obtener indicadores de la calidad de la arquitectura que se utilice [Vicente, 1994].

Las aplicaciones de la computación tolerante a fallas se han incrementado en un gran número de campos por varias razones, dos de ellas muy significativas. Primero, debido a la enorme demanda de equipo de cómputo en aplicaciones estratégicas, la investigación en STFs ha crecido en los últimos 25 años de unas decenas de investigadores hasta compañías dedicadas exclusivamente a los sistemas tolerantes a fallas. Segundo, con el uso extensivo de los sistemas de muy alta escala de integración (Very Large Scale of Integration, VLSI), las técnicas de tolerancia a fallas se han vuelto más prácticas y viables, tanto en rendimiento como en costo.

La computación tolerante a fallas supone que los sistemas digitales son susceptibles de incurrir en diferentes tipos de fallas y pretende alcanzar altos índices de confiabilidad en cada aplicación en particular, incorporando en el equipo varios tipos de redundancias. Estas redundancias pueden en algunos casos, permitir que el sistema continúe sus operaciones al cien por ciento, aún ante la presencia de una o más fallas. En otros casos, la redundancia puede ayudar a minimizar el daño originado por una falla sin que necesariamente el sistema siga operando al cien por ciento. Y en otras situaciones, la redundancia facilita el diagnóstico y la reparación de un sistema para reducir el tiempo que permanece sin operar. Las cantidades y tipos de redundancias requeridas dependen exclusivamente de la aplicación y de sus posibles repercusiones en caso de que el sistema falle [Vicente, 1994].

La computadora de vuelo y su instrumentación electrónica externa asociada fueron diseñadas bajo estos conceptos de tolerancia a fallas, no solamente en lo que se refiere al hardware, sino también en el software. Las redundancias se aplicaron en las partes más críticas del hardware tomando como principal referencia la importancia que tenían los componentes para conservar una

operatividad mínima del satélite. Estas redundancias son descritas en las siguientes secciones.

2.3.1 Redundancia de procesadores

Como se pudo ver en la sección 2.2, existen tres tarjetas de procesadores, una principal y dos redundantes, esto se debe, como es de suponerse, a que el procesador controla las funciones más importantes del satélite, desde las tareas de control y automatización, hasta las comunicaciones de la red interna y las comunicaciones con Tierra.

La tarjeta de procesador (procesador, memoria, lógica, puertos, líneas E/S) es el único módulo dentro de la computadora de vuelo, que cuenta con doble redundancia, esto debido a su vital importancia para el funcionamiento del satélite y a que adicionalmente, el procesador es el único elemento de la CV que no es de calificación militar, por lo cual podría presentar ciertas anomalías en su funcionamiento dadas las condiciones ambientales en que operará.

Por las razones antes expuestas se incluyó también la unidad EDAC, ésta permite detectar y corregir errores de un bit, y sólo detectar, sin corregir, errores de dos o más bits. Dentro de cada tarjeta de procesador existe una unidad EDAC.

2.3.2 Actuadores y sensores redundantes

Las bobinas de torque magnético (BTM) y el gradiente gravitacional son los actuadores del microsatélite. El vehículo cuenta con seis bobinas de torque magnético, cada una de ellas con la posibilidad de inyectar corriente con polaridad positiva o negativa, con lo cual se generan pares magnéticos que contribuyen a modificar la orientación del microsatélite. Para obtener pares en cualquier dirección, las bobinas se colocaron en forma ortogonal, de tal forma que por cada eje se tienen dos BTM. El par producido por cada una de ellas es diferente, así que el arreglo de cada eje permite obtener un ajuste mediano y uno fino en términos de modificación de la orientación para la estabilización. Se puede considerar, aunque con restricciones, que dicho arreglo se utiliza en SATEX para propósitos de redundancia.

El microsatélite cuenta con dos magnetómetros triaxiales para sensar el campo magnético, y dado que SATEX solamente requiere de uno para conducir su navegación, el segundo magnetómetro se considera como un sensor redundante.

En el caso de los sensores de corriente, voltaje y temperatura que se encuentran en el satélite, los cuales fueron descritos en el inciso 2.2, no se cuenta con redundancias directas es decir, no hay algún sensor que desempeñe exactamente la función de otro que pudiera fallar. El tipo de redundancia que aquí se maneja es indirecta. Es decir, algunos sensores de corriente pueden funcionar

como redundantes de sensores de temperatura o viceversa, ya que el nivel de temperatura de algún equipo electrónico está relacionado directamente con su consumo de corriente.

En lo referente a sensores finos de Sol, el microsatélite cuenta con cuatro de tipo biaxial con salida analógica. Se requieren dos para recabar datos de orientación en una ventana de observación adecuada. De hecho, en SATEX, mientras esta ventana se acerque a los 360 grados, mucho mejor, debido a que se tendrían datos de orientación del satélite en cualquier momento. Sin embargo, esto generalmente no se acostumbra en microsatélites debido al alto costo de los sensores y al hecho de que antes de que se debiera tomar una decisión de ese tipo se recurriría a una estabilización en tres ejes, la cual puede operar con un sensor fino de Sol. Entonces, en SATEX se usan cuatro SFS, sin embargo, con sólo dos de ellos es posible realizar control de estabilización, por lo que los otros dos se considerarían redundantes.

2.3.3 Redundancia de la red de área local a bordo del microsatélite

La red de área local o red interna a bordo del microsatélite cuenta con dos partes, una principal y otra redundante, sin embargo tienen la peculiaridad que electrónicamente no son idénticas, sino que cada una se conforma con diferente equipo electrónico tanto en su parte transmisora como en la receptora, lo cual se analizará más detalladamente en la sección 4.4.5.2 del capítulo 4.

2.4 Descripción del software de automatización del satélite

El software es de vital importancia, debido a que muchos de los recursos de tolerancia a fallas integrados a la CV se efectúan por medio de programación (diagnósticos, protocolos, encendido y apagado de equipos, verificación de tiempos de ejecución de tareas, etc.). Además de que el mismo software fue diseñado con redundancias para mejorar su desempeño bajo el concepto de tolerancia a fallas. El software de automatización del satélite que controla todas sus acciones está dividido a su vez en dos partes, el software de vuelo del microsatélite y el software de la estación terrena.

A grandes rasgos, el software de vuelo cubre funciones entre las que destaca el control y automatización de funciones a bordo, el software correspondiente al control de la red interna del satélite y la parte correspondiente al software de comunicaciones con la estación terrena.

El software de vuelo del microsatélite se desarrolló en lenguaje ANSI C, aplicando programación estructurada. El compilador utilizado cuenta con librerías especiales para interactuar con puertos, periféricos, registros y números flotantes.

La programación que se desarrolló para la computadora de vuelo está dividida en tres secciones, la primera es la relacionada con las tareas de control y automatización de funciones a bordo, la segunda se refiere al software de control para la red interna del vehículo y la última parte, al software de comunicaciones con la estación terrena [Vicente, 1998].

Respecto al software de la estación terrena, se desarrolló en Visual Basic versión 6.0 para Windows, considerando sus propiedades, como son el manejo de bases de datos y ayudas gráficas, además de presentar ventajas en cuanto opciones de comunicación por puertos.

Actualmente en el Instituto de Ingeniería UNAM, están por concluirse dos trabajos de tesis adicionales, una enfocada principalmente al software de la CV y otra al software de estación terrena.

2.5 Arquitectura de cómputo para tolerar fallas

Uno de los experimentos por desarrollar dentro del satélite, es una arquitectura de cómputo configurable formada por todos los procesadores a bordo de SATEX. Dicha arquitectura se planeó en el Instituto de Ingeniería para la detección y corrección de fallas en cualquiera de los procesadores conectados a la red del satélite.

Varias de las cargas útiles dentro del satélite cuentan con procesadores de control dedicados, éstos se encuentran conectados a la red de área local dentro del satélite, de tal forma que mediante software de red se puede ordenar la conformación de una computadora semivirtual con varios procesadores funcionando al mismo tiempo.

El principal objetivo de la computadora semivirtual es la detección de fallas utilizando todos estos recursos. Para ello se desarrolló software capaz de detectar alguna falla en cualquiera de los procesadores y con ello incrementar la confiabilidad del sistema satelital.

La arquitectura de la computadora semivirtual a bordo de SATEX está compuesta de la siguiente manera, las tres tarjetas de procesadores dentro de la CV, es decir PP, PR0 y PR1, forman lo que se denomina parte física de la computadora, mientras que los procesadores externos de CD, CUO PS y SP constituyen la parte virtual.

Para esta arquitectura se desarrollaron (en otra tesis que también está por concluirse en el Instituto de Ingeniería UNAM), algoritmos para el diagnóstico de fallas en cualquiera de los procesadores mencionados. Esto se explicará con más detalle en el capítulo 6 y se realizará un análisis de confiabilidad de la arquitectura propuesta como "computadora de vuelo semivirtual".

CONFIABILIDAD DE SISTEMAS ELECTRÓNICOS

3.1 Introducción

En este capítulo se presentan algunas técnicas disponibles para realizar análisis de confiabilidad y algunos conceptos básicos sobre el tema, como son la *razón de fallas*, la función de confiabilidad, la función de razón de fallas y la *ley exponencial de fallas*.

Posteriormente se explica con detalle el modelado combinacional, la técnica que se utilizó en este trabajo para realizar el análisis de confiabilidad de la instrumentación electrónica del microsatélite SATEX. Se describen *los sistemas serie* y *los sistemas paralelos*, los cuales conforman la base de esta técnica.

De la misma manera se describen los modelos probabilísticos de Markov, y se definen los conceptos de *estado del sistema* y rutas de *transición de estados*. Dichos conceptos se explican a detalle con un ejemplo simple, del cual se obtienen posteriormente las ecuaciones que lo representan.

Una vez vistos estos antecedentes, en los siguientes capítulos se explica el uso de estos conceptos en la norma militar MIL-HDBK-217F y como se aplican para realizar el estudio de confiabilidad de la instrumentación electrónica y la arquitectura de cómputo de SATEX.

3.2 Algunas técnicas disponibles que permiten obtener indicadores cuantitativos de comportamiento en hardware diverso

Si quisiéramos obtener de manera experimental la confiabilidad de algún componente o sistema electrónico, se tendrían que poner a trabajar N componentes o sistemas idénticos durante un cierto período de tiempo para que al final de dicho período pudiéramos contabilizar cuantos han fallado. En este caso hipotético se tendrían que resolver dos problemas, primero, determinar el tiempo durante el cual se debería realizar la prueba, y segundo, definir el número de componentes o sistemas idénticos que se aceptarían como significativos para realizar las pruebas [Johnson, 1989].

A estas técnicas se les denomina experimentales, las que de utilizarse implican incrementos muy significativos en los gastos de cualquier proyecto, además de requerirse tiempo para llevarlo a cabo. Ambos puntos, tiempo y dinero, son críticos en proyectos como SATEX en los cuales existen serios problemas de

financiamiento, además de requerirse el alcance de objetivos en periodos de tiempo cortos.

Por otro lado existen otras técnicas, las analíticas, dentro de estas, las más utilizadas son el modelado combinacional y el modelado de Markov.

Ambas técnicas se explican ampliamente en los siguientes apartados, ya que se adoptaron para desarrollar el presente trabajo. Posteriormente se analizan las características particulares del hardware y entonces se desarrollan los análisis respectivos, sin embargo, antes de llegar a este punto, es necesario conocer algunos conceptos básicos para entender lo que es el análisis de confiabilidad.

3.3 Razón de fallas, función de confiabilidad, función de fallas y la ley exponencial de fallas

Se le llama **razón de fallas** λ al número esperado de fallas de un componente o un sistema en un periodo de tiempo determinado. Esta razón de fallas es una medida de la calidad de un sistema y por tanto puede ser utilizada para comparar sistemas y componentes [Vicente, 1994]. La λ está relacionada con la confiabilidad del sistema como se verá posteriormente.

La **función de confiabilidad** $R(t)$ es la probabilidad condicional de que un sistema opere correctamente en un intervalo de tiempo $[t_0, t]$, dado que inició operando correctamente en el tiempo t_0 .

La confiabilidad de un sistema en un tiempo t esta dada por:

$$R(t) = \frac{N_0(t)}{N} = \frac{N_0(t)}{N_0(t) + N_f(t)} \quad (3.1)$$

donde: $N_0(t)$ es el número de componentes que operan correctamente en un tiempo t .

$N_f(t)$ es el número de componentes que fallaron en un tiempo t

N es el número de componentes utilizados en la prueba

La inconfiabilidad está representada por:

$$Q(t) = \frac{N_f(t)}{N} = \frac{N_f(t)}{N_0(t) + N_f(t)} \quad (3.2)$$

Por lo tanto, sumando 3.1 y 3.2:

$$R(t) + Q(t) = \frac{N_0(t) + N_f(t)}{N_0(t) + N_f(t)} = 1$$

Así que,

$$R(t) = 1 - Q(t)$$

También podemos escribir:

$$R(t) = 1 - \frac{N_f(t)}{N} \quad (3.3)$$

Si derivamos a $R(t)$ con respecto al tiempo, se obtiene la razón instantánea de confiabilidad de los componentes.

$$\frac{dR(t)}{dt} = -\frac{1}{N} \frac{dN_f(t)}{dt}$$

De otra manera:

$$\frac{dN_f(t)}{dt} = -N \frac{dR(t)}{dt} \quad (3.4)$$

La derivada de $N_f(t)$, $\frac{dN_f(t)}{dt}$ es la razón instantánea de fallas de los componentes. Si la dividimos entre el número de componentes que operan correctamente $N_0(t)$ se obtiene:

$$Z(t) = \frac{dN_f(t)}{dt} \left(\frac{1}{N_0(t)} \right) \quad (3.5)$$

Expresión que representa a la **función de razón de fallas**.

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 (ver figura 3.1). 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.

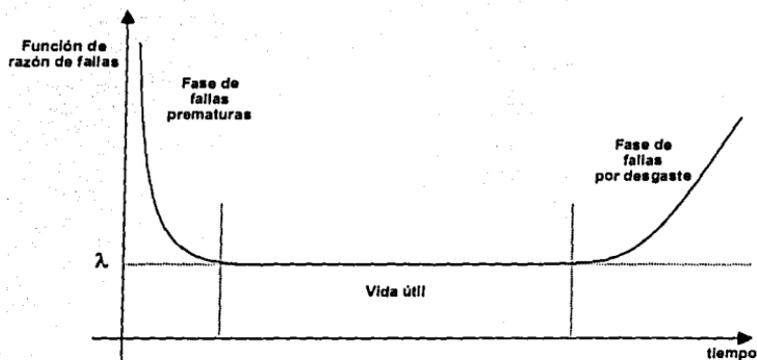


Figura 3.1 Comportamiento de la función de razón de fallas

La fase de falla casual representa el periodo 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.

La función de razón de fallas puede relacionarse con la función de confiabilidad, sustituyendo (3.4) en (3.5).

$$Z(t) = \frac{1}{N_0(t)} \frac{dN_f(t)}{dt} = -\frac{N}{N_0(t)} \frac{dR(t)}{dt}$$

Pero $\frac{N}{N_0(t)}$ es la inversa de la función de confiabilidad $R(t)$, por lo tanto:

$$Z(t) = -\frac{dR(t)}{dt} \left(\frac{1}{R(t)} \right) \quad (3.6)$$

De donde se obtiene la ecuación diferencial:

$$\frac{dR(t)}{dt} = -Z(t)R(t)$$

Debido a que la fase de interés es aquella donde la razón de falla es constante, la solución de la ecuación diferencial debe obtenerse en tal región, por lo cual se obtiene:

$$\frac{dR(t)}{dt} = -\lambda R(t) \quad (3.7)$$

Integrando por ambos lados:

$$\int \frac{dR(t)}{R(t)} = \int -\lambda dt$$

$$\ln R(t) = -\lambda t \quad (3.8)$$

Por lo tanto:

$$\boxed{R(t) = e^{-\lambda t}} \quad (3.9)$$

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

De la ecuación 3.9, se observa que 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 que se realizará.

Los procedimientos para obtener la λ son diversos y constituyen cada uno el desarrollo de modelos y normas para representar el comportamiento de la razón de fallas en componentes electrónicos. Cada modelo se auxilia de numerosas pruebas experimentales, razón por la que existen pocas organizaciones mundiales que pueden generarlos. Entre las diferentes técnicas existentes, la más conocida es la norma MIL-HDBK-217F desarrollada por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos de la cual se han publicado diferentes versiones y revisiones, siendo la última, MIL-HDBK-217F Notice 2 dada a conocer el 28 de febrero de 1995.

3.4 Los sistemas serie y los sistemas en paralelo (Modelado Combinacional)

El modelado combinacional supone que los sistemas electrónicos en general están compuestos por sistemas conectados en serie o en paralelo, entendiendo por serie a sistemas sin redundancia y paralelo a sistemas con redundancia. Este tipo de sistemas se representan mediante diagramas de bloques de confiabilidad, esto con el fin de visualizar de forma sencilla la arquitectura en análisis.

Para un sistema conectado en serie (ver figura 3.2), la falla de un componente implica que el sistema no opere de manera correcta; por lo cual la confiabilidad de N sistemas en serie está dada por [Johnson, 1989]:

$$R_{Sist_Serie}(t) = \prod_{i=1}^N R_i(t)$$

Suponiendo que todos los componentes electrónicos satisfacen la ley exponencial de fallas, se tiene:

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

$$R_{Sist_Serie}(t) = e^{-\sum_{i=1}^N \lambda_i t} \quad (3.10)$$

donde $\sum_{i=1}^N \lambda_i$ es la razón de fallas del sistema.

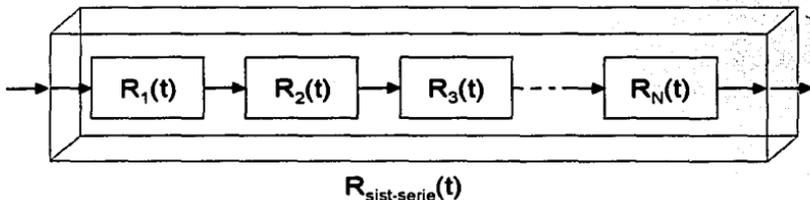


Figura 3.2 Sistema serie

Por otro lado, para los sistemas en paralelo; es decir, redundantes (ver figura 3.3), suponiendo N sistemas en paralelo, con cualquiera de ellos que funcione, el sistema total operará correctamente.

Para el sistema, se tiene que:

$$R(t) + Q(t) = 1 \quad (3.11)$$

donde: $R(t)$ es la confiabilidad del sistema
 $Q(t)$ es la inconfiabilidad del sistema

Para que el sistema paralelo falle, se requiere que fallen todas las redundancias, esto es:

$$Q_{Sist_p}(t) = Q_1(t) \cdot Q_2(t) \cdot Q_3(t) \dots Q_N(t) = \prod_{i=1}^N Q_i(t) \quad (3.12)$$

Sustituyendo 3.11 en 3.12:

$$Q_{Sist./I}(t) = \prod_{i=1}^N (1 - R_i(t)) \quad (3.13)$$

Además, de 3.11 y 3.13:

$$R_{Sist./I}(t) = 1 - Q_{Sist./I}(t) = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - R_i(t))$$

$$R_{Sist./I}(t) = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - R_i(t)) \quad (3.14)$$

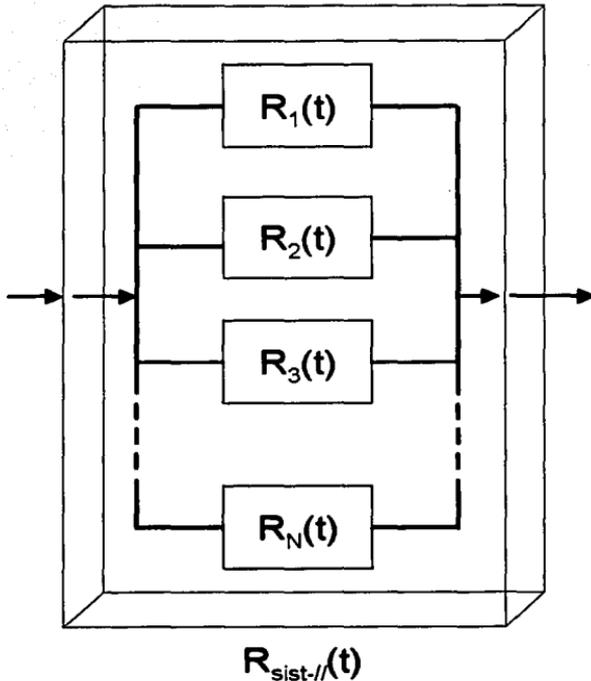


Figura 3.3 Sistema paralelo

Ahora, suponiendo que se tienen N sistemas en paralelo:

$$R_{Sist./I}(t) = 1 - (1 - R_1(t))(1 - R_2(t)) \cdots (1 - R_N(t))$$

Y si estos son *idénticos*, tenemos:

$$R_{Sist_{n'}}(t) = 1 - (1 - R(t))^N$$

Si además obedecen a la *ley exponencial de fallas*:

$$R_{Sist_{n'}}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{snt}})^N \quad (3.15)$$

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

Los conceptos anteriores sirven de base para realizar el estudio de confiabilidad. En el siguiente capítulo se obtendrán los valores de razón de falla para cada componente electrónico utilizado en la instrumentación de acuerdo a la norma militar MIL-HDBK-217F Notice 2, para posteriormente realizar el modelado combinacional de los subsistemas de la instrumentación del microsatélite.

3.5 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.

A continuación se realizará el análisis de un sistema electrónico simple (no redundante), para ejemplificar los conceptos anteriores. En la figura 3.4 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.

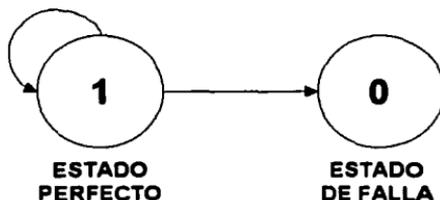


Figura 3.4 Diagrama de estados para un sistema electrónico sin redundancias

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:

$$1 - e^{-\lambda t} \quad (3.16)$$

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

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

de tal forma que

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

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

$$1 - e^{-\lambda t} \approx \lambda \Delta t \quad (3.17)$$

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 3.5 se observa el modelo de Markov para el sistema electrónico sin redundancias.

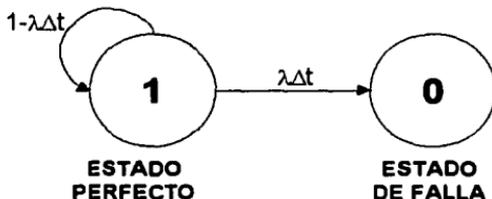


Figura 3.5 Modelo de Markov para un sistema electrónico sin redundancias

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

Las ecuaciones del modelo de Markov simple se obtienen del 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 . 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:

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

El resultado de la matriz de ecuaciones se puede escribir en forma condensada como:

$$P(t + \Delta t) = AP(t) \quad (3.18)$$

donde

$$P(t + \Delta t) = \begin{bmatrix} p_1(t + \Delta t) \\ p_0(t + \Delta t) \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} 1 - \lambda\Delta t & 0 \\ \lambda\Delta t & 1 \end{bmatrix}$$

$$P(t) = \begin{bmatrix} p_1(t) \\ p_0(t) \end{bmatrix}$$

$P(t)$ 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:

$$P(0 + \Delta t) = AP(0) \quad (\text{matriz de transición de un paso})$$

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

$$P(\Delta t + \Delta t) = AP(\Delta t) = AAP(0) = A^2 P(0) \quad (\text{matriz de transición de dos pasos})$$

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

$$P(n\Delta t) = A^n P(0) \quad (3.19)$$

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 3.5 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:

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

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:

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

En el capítulo 6 se desarrollará el modelo de Markov para la arquitectura de cómputo a bordo de SATEX, se obtendrán sus ecuaciones y su representación matricial y con ello, su confiabilidad.

TÉCNICA UTILIZADA PARA OBTENER INDICADORES CUANTITATIVOS DE CONFIABILIDAD DE LA INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA DE SATEX

4.1 Introducción

En este capítulo se describe a detalle la norma militar MIL-HDBK-217F Notice 2, con la cual se obtuvieron los valores constantes de la razón de fallas de cada componente electrónico utilizado en la instrumentación. Esta norma militar toma en consideración una gran cantidad de factores para obtener dichos parámetros, otorgando especial atención a la calidad del componente, el ambiente en que se emplea el equipo y los aspectos térmicos. Se explicarán a detalle los factores involucrados para calcular la razón de fallas de cada uno de los componentes y se presentarán las tablas con los resultados obtenidos.

Con esta información, en este capítulo se inicia la primera parte del análisis elaborando un diagrama de bloques de confiabilidad de la instrumentación del microsatélite. Para ello se desglosa la arquitectura en submódulos, los cuales a su vez son analizados detalladamente para seleccionar la electrónica a la que se considera como prioritaria para ser tomada en cuenta en el análisis. Conforme se van elaborando los diagramas de bloques internos de los submódulos, se analizan las redundancias de los componentes, para representar a toda la electrónica únicamente con sistemas en paralelo o sistemas en serie.

Con la obtención del diagrama de bloques de todo el sistema, finaliza este capítulo y por consiguiente la primera parte del análisis de confiabilidad de la instrumentación del satélite, la segunda parte consiste en obtener los indicadores cuantitativos de confiabilidad, lo cual se trata en el siguiente capítulo.

4.2 Características de la norma militar MIL-HDBK-217F Notice 2

La norma militar "MIL-HDBK-217F Reliability Prediction of Electronic Equipment" (Predicción de Confiabilidad de Equipo Electrónico) 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 [MIL-HDBK, 1995].

El manual describe métodos consistentes y uniformes para estimar la confiabilidad inherente de equipos y sistemas electrónicos. Establece las bases comunes 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 contiene 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 una mayor cantidad de información detallada y es aplicable durante la última fase 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 fase de 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 análisis de confiabilidad de la computadora de vuelo CTF-3PRO y la electrónica de instrumentación para SATEX, fue desarrollado utilizando el método *Part Stress Analysis*, debido a que ya se contaba con el diseño en una etapa avanzada.

4.2.1 Predicción por análisis de tensión de componentes (Part Stress Analysis)

Este método se utiliza cuando ya se cuenta con la mayor parte del diseño y una lista detallada de los componentes, incluyendo los componentes críticos. Puede ser usado también durante fases de diseño posteriores, para una comparación de la confiabilidad versus selección de componentes. Para la aplicación de este método, el manual cuenta con 23 secciones, de éstas, las secciones 5 a la 23, contienen modelos de razón de fallas para una amplia variedad de componentes usados en equipos electrónicos. Las secciones se agrupan por categorías generales y, según corresponda, a su vez se subagrupan en categorías más específicas.

Las razones de fallas que se obtienen corresponden a equipo bajo condiciones de operación normal, es decir, equipo encendido y desempeñando funciones para las cuales fue construido en un ambiente normal de trabajo.

A continuación se describen los tres factores más importantes para obtener los parámetros y la razón de falla de cada componente.

4.2.1.1 Calidad del componente

La calidad de un componente tiene un efecto directo en su tasa de fallas, por lo cual la norma militar la designa como el factor π_Q . Los componentes tienen valores de π_Q que son la llave para los niveles de calidad. Los requerimientos

detallados para esos niveles están claramente definidos en la especificación aplicable, excepto para microcircuitos. Los microcircuitos tienen diferentes niveles de calidad que dependen del número de especificaciones que cumplan de la norma militar MIL-STD-883.

4.2.1.2 Ambiente en que se emplea el equipo

La norma militar incluye los efectos de "stress" ambiental a través del factor π_E , excepto para los efectos de radiación ionizada. Las descripciones de estos ambientes se muestran en la tabla 4.1 [MIL-HDBK, 1995].

El factor π_E se cuantifica dependiendo el ambiente de operación y para cada caso existen tablas de referencia para conocer el valor del factor pertinente. La norma contempla que en algunos casos los equipos experimenten más de un ambiente durante su uso normal, por ejemplo, en vuelos espaciales. En tal caso se recomienda que el análisis de confiabilidad sea segmentado, comúnmente en dos casos, condiciones de lanzamiento de misil (M_L) durante la salida y/o el regreso de la órbita y en condiciones de vuelo espacial (S_F), mientras esté en órbita.

Ambiente	Símbolo π_E	Descripción
Terrestre benigno	G_B	Ambientes estáticos con control de temperatura y humedad, sujetos a mantenimiento. Incluye instrumentos de laboratorio y equipos de prueba, equipo electrónico médico, complejos de computadoras científicas y de negocios.
Terrestre determinado	G_F	Ambientes controlados moderadamente, tales como instalaciones en sitios permanentes con aire acondicionado adecuado y una posible instalación en edificios sin calefacción, incluyendo instalaciones permanentes de control de tráfico aéreo y comunicaciones.
Terrestre móvil	G_M	Equipo instalado en vehículos de tracción y equipo transportado manualmente, incluye equipo de soporte en Tierra para misiles tácticos, equipos de comunicación móvil, sistemas de dirección de fuego táctico, equipos de comunicaciones manuales, etc.
Naval refugiado	N_S	Incluye refugios o equipo que se encuentra bajo cubierta de los barcos y equipo instalado en submarinos.
Naval no refugiado	N_U	Equipo sin protección en la superficie de barcos, expuesto a las condiciones del clima y equipo inmerso en agua de mar.

Nave aérea tripulada	A _{IC}	Condiciones típicas en compartimentos de carga los cuales pueden estar ocupados por alguna tripulación. Ambientes extremos de presión y temperatura, golpes y vibraciones mínimas.
Nave aérea de combate tripulada	A _{IF}	Lo mismo que en A _{IC} pero instalado en naves de alto desempeño tales como naves de combate e interceptores.
Nave aérea no tripulada	A _{UC}	Áreas de ambientes no controlados, que no pueden estar tripuladas durante el vuelo. Ambientes extremos de presión, temperatura y golpes.
Nave aérea de combate no tripulada	A _{UF}	Lo mismo que en A _{UC} pero instalado en aviones de alto desempeño tales como aviones de combate e interceptores.
Nave aérea de ala rotatoria	A _{RW}	Equipo instalado en helicópteros. Aplica a equipos montados externa o internamente, tales como sistemas de control de disparo y equipo de comunicaciones.
Vuelo espacial	S _F	Órbita terrestre. Aproximado a las condiciones terrestres benignas. Incluye satélites y transbordadores.
Vuelo de misil	M _F	Condiciones relacionadas a vuelo de propulsión de misiles de aire, misiles crucero y misiles en vuelo libre sin propulsión.
Lanzamiento de misil	M _L	Condiciones severas relacionadas a lanzamiento de misil (aire, tierra y mar), lanzamiento de vehículos espaciales para ser puestos en órbita, reingreso y aterrizaje por paracaídas de dichos vehículos. También aplica a cohetes sólidos de motor de propulsión en vuelo de potencia, en lanzamiento de misil y torpedo desde submarinos.
Lanzamiento de cañón	C _L	Condiciones extremadamente severas relacionadas al lanzamiento por cañón de proyectiles dirigidos al blanco de impacto.

Tabla 4.1 Descripción de ambientes para el análisis de confiabilidad

4.2.1.3 Aspectos térmicos

El uso del método de predicción por análisis de tensión de componentes, requiere la definición de las temperaturas a las cuales son sometidos los componentes. Dado que la confiabilidad de los componentes depende de la temperatura, el análisis térmico de cualquier diseño debe proporcionar exactamente las temperaturas ambientales, las cuales son necesarias para determinar los factores que indica la norma militar. La importancia del análisis

térmico es tal, que debería ser parte del proceso de diseño y ser incluido en todos los estudios hechos al sistema.

4.3 Ecuaciones para el cálculo de estimadores utilizando la norma MIL-HDBK-217F Notice 2

La norma militar MIL-HDBK-217F Notice 2 contiene ecuaciones para realizar el cálculo de razones de fallas, dichas ecuaciones varían dependiendo del tipo de componente electrónico al que se aplique. Por ejemplo, se utilizan diferentes ecuaciones para el cálculo de la razón de fallas de microprocesadores, memorias, circuitos integrados, diodos, transistores, tiristores, componentes optoelectrónicos, tubos de onda viajera, láseres, motores, interruptores, etc. 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.

Realizando un análisis de todos los componentes que están involucrados dentro de la electrónica de la computadora de vuelo que se considera para el análisis de confiabilidad, se logran distinguir 16 tipos de componentes electrónicos diferentes, los cuales se presentan en la tabla 4.2.

NOMBRE	DESCRIPCIÓN	ACRÓNIMO
SAB80C166	Procesador de 16 bits	SAB80
DSP128M8N	Memoria RAM (128K por 8)	RAM
27C256-70	Memoria EPROM (32K por 8)	PROM
LM139FK	Comparador	COMP
SN54HC00FK	Compuerta NAND	NAND
SN54HC32FK	Compuerta OR	OR
SN54HC08FK	Compuerta AND	AND
TLC2201FK	Amplificador operacional	AMP2201
TLC271FK	Amplificador operacional	AMP271
SN54HC157FK	Multiplexor digital	MUXDIG
SN55189FK	Manejador de línea "line driver"	LD189
SN55188FK	Manejador de línea "line driver"	LD188
CD4053BM	Multiplexor analógico 2 a 1	MUX4053
MM54HC221A	Multivibrador monoestable	MONO
OSC40M	Cristal oscilador de 40MHz	XTAL
IRFF130	Hexfet (MOSFET)	IRFF

Tabla 4.2 Componentes electrónicos utilizados en la computadora de vuelo

Para calcular la razón de fallas de los componentes electrónicos involucrados en la instrumentación, se utilizaron 4 ecuaciones generales. Estas ecuaciones se aplicaron utilizando los siguientes criterios.

- Para el procesador y todos los circuitos que se encuentran dentro de la tabla 4.2 con excepción de las memorias, el cristal oscilador y los "hexfets", la ecuación que les corresponde es la siguiente:

$$\lambda = (C_1\pi_T + C_2\pi_E)\pi_Q\pi_L \times 10^{-6} \text{ Fallas/Hora} \quad (4.1)$$

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

- En el caso de las memorias, DSP128M8N memoria RAM y 27C256-70 memoria PROM. La fórmula utilizada es la siguiente:

$$\lambda = (C_1\pi_T + C_2\pi_E + \lambda_{cyc})\pi_Q\pi_L \times 10^{-6} \text{ Fallas/Hora} \quad (4.2)$$

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
 λ_{cyc} razón de fallas inducidas por ciclos lectura/escritura
 π_Q es el factor de calidad
 π_L es el factor de aprendizaje

- En el caso particular de los "hexfets" utilizados como interruptores o "relays", se utiliza la misma ecuación que para el cristal oscilador, que es la siguiente.

$$\lambda = \lambda_b\pi_Q\pi_E \times 10^{-6} \text{ Fallas/Hora} \quad (4.3)$$

Donde: λ_b es la razón de fallas base
 π_Q es el factor de calidad
 π_E es el factor ambiental

En las siguientes secciones se explica cada uno de los factores involucrados en estas ecuaciones, así como la forma en que se obtienen sus valores para cada caso en particular.

4.3.1 Razón de fallas por complejidad del circuito (C_1)

La razón de fallas por complejidad del circuito, es un factor directamente relacionado con la tecnología de escala de integración utilizada por los fabricantes para su elaboración. Por esta razón se relaciona con el número de compuertas o transistores involucrados en cada circuito. Como se puede observar en la tabla 4.4, mientras más compuertas o transistores estén involucrados, mayor es la probabilidad de falla del circuito.

Los valores del factor C_1 se obtienen de diferente forma, dependiendo del componente que se trate.

Por ejemplo, para el caso del procesador, el valor de C_1 se obtuvo de la tabla 4.3 [MIL-HDBK 1995].

Número de Bits	Bipolar C_1	MOS C_1
Hasta 8	0.06	0.14
Hasta 16	0.12	0.28
Hasta 32	0.24	0.56

Tabla 4.3 Valor del factor complejo C_1 para procesadores

En el caso de los circuitos integrados MOS lineales y digitales, se aplica de acuerdo a la escala de integración de los componentes; es decir, en base al número de transistores dentro de un circuito lineal, y en base al número de compuertas usadas en un circuito digital. Aunque el número exacto de transistores o compuertas sea desconocido, se puede tomar como referencia la escala de integración a la cual pertenece el componente [Johnson, 1989]. Con esta información se utilizó la tabla 4.4 [MIL-HDBK 1995].

Digital número de compuertas	C_1	Lineal número de transistores	C_1	PLA/PAL Número de compuertas	C_1
1 a 100	0.010	1 a 100	0.010	Arriba de 500	0.00085
101 a 1000	0.020	101 a 300	0.020	501 a 1000	0.0017
1001 a 3000	0.040	301 a 1000	0.040	2001 a 5000	0.0034
...

Tabla 4.4 Valor del factor complejo C_1 para circuitos MOS lineales, arreglos lógicos y compuertas digitales

Para las memorias, se obtuvieron los valores de la tabla 4.5 [MIL-HDBK, 1995].

Tamaño de la memoria, B (Bits)	MOS				Bipolar	
	ROM	PROM, UVEPROM, EEPROM, EAPROM	DRAM	SRAM (MOS & BIMOS)	ROM, PROM	SRAM
Arriba de 16k	0.00065	0.00085	0.0013	0.0078	0.0094	0.0052
16k < B ≤ 64k	0.0013	0.0017	0.0025	0.016	0.019	0.011
64k < B ≤ 256k	0.0026	0.0034	0.0050	0.031	0.038	0.021
...

Tabla 4.5 Valor del factor complejo C_1 para memorias

4.3.2 Razón de fallas del empaque (C_2)

Cada tipo de empaque tiene un proceso de fabricación diferente, por lo que la probabilidad de que el empaque falle, depende de las características del mismo. La fórmula para obtener C_2 que a continuación se presenta, se utiliza para microcircuitos que cumplen con las siguientes características en su empaque: DIPs (Dual In-Line Package) herméticos con soldadura, PGA (Pin Grid Array) y SMT (Surface Mount Technology) estañados o no [MIL-HDBK, 1995].

$$C_2 = 2.8 \times 10^{-4} (N_p)^{1.08} \quad (4.4)$$

Donde: N_p es el número de pines funcionales del dispositivo en análisis.

4.3.3 Factor de temperatura (π_T)

El factor de temperatura se determina en función de varias variables, entre ellas, la energía de activación efectiva, la temperatura de la junta, la potencia de disipación del dispositivo y la resistencia térmica entre el empaque y la junta.

Este es el factor que involucra más pasos para su obtención, los cuales se desarrollan a continuación.

El factor de temperatura para todos los componentes fabricados con silicio se calcula con la fórmula siguiente [MIL-HDBK, 1995]:

$$\pi_T = 0.1 \exp\left(\frac{-E_a}{8.617 \times 10^{-5}} \left(\frac{1}{T_j + 273} - \frac{1}{298}\right)\right) \quad (4.5)$$

Donde: E_a es la energía de activación efectiva (eV)
 T_j es la temperatura de junta en el peor caso (°C)

Para obtener los valores de E_a se utiliza la tabla 4.6 [MIL-HDBK 1995].

	TTL, STTL, ECL DTL, FTTL, CML, ASTTL, HTTL	BICMOS, LSTTL, LTTL, ALSTTL	II, ISL	Digital MOS, VHSIC CMOS	Lineal (Bipolar y MOS)	Memorias (Bipolar y MOS), MNOS
E_a [eV]	0.4	0.5	0.6	0.35	0.65	0.6

Tabla 4.6 Valores de energía de activación efectiva para los diferentes tipos de circuitos

Para obtener el valor de T_j se tiene a su vez, la siguiente fórmula, la cual es válida para todo tipo de microcircuitos excepto híbridos [MIL-HDBK, 1995].

$$T_j = T_c + P \theta_{jc} \quad (4.6)$$

Donde: T_c es la temperatura del empaque (°C)
 P es la potencia de disipación del dispositivo (W)
 θ_{jc} es la resistencia térmica empaque-juntura (°C/W)

En el caso de la potencia P , se refiere a la potencia disipada por el componente electrónico en la aplicación del sistema, y de acuerdo a la norma, en caso de desconocer este valor, se puede usar el valor de especificación de máxima potencia disipada. La mayoría de los manuales manejan dicho valor, sin embargo en el caso de los valores de T_c y θ_{jc} son difíciles de encontrar. Por lo tanto, la norma recomienda extraer el valor de T_c de la tabla 4.7 de acuerdo al ambiente en que trabajará el equipo; y el valor de θ_{jc} de la tabla 4.8. Los valores de θ_{jc} son válidos para dispositivos soldados a circuitos impresos [MIL-HDBK, 1995].

Ambiente	G _B	G _F	G _M	N _S	N _U	A _{IC}	A _{IF}	A _{UC}	A _{UF}	A _{RW}	S _F	M _F	M _L	C _L
T_c (°C)	35	45	50	45	50	60	60	75	75	60	35	50	60	45

Tabla 4.7 Valores default para la temperatura de empaque (T_c) para todos los ambientes

Tipo de empaque (cerámica únicamente)	Área "Die" > 14,400 mil ² θ_{jc} (°C/W)	Área "Die" ≤ 14,400 mil ² θ_{jc} (°C/W)
Dual in Line	11	28
Flat Package	10	22
Chip Carrier	10	20
Pin Grid Array	10	20
Can	-	70

Tabla 4.8 Valores default para θ_{jc} según el tipo de empaque

Para obtener los valores de T_j de los componentes de la tabla 4.2, con excepción del cristal y los "hexfets", se utilizó información de manuales para

obtener el valor de P , y en casos necesarios, se compararon datos de disipación de potencia con circuitos similares. Una vez recabada toda la información necesaria se realizó el cálculo para las dos condiciones ambientales en las que operará el satélite (lanzamiento de misil y vuelo espacial). Los resultados de dichos cálculos se presentan en la tabla 4.9.

ACRÓNIMO	P [W] MANUAL	θ_{JC} [°C/W] TABLA	T_J	
			[°C] VUELO + 35 °C	[°C] MISIL + 60 °C
SAB80	0.900	10	44.00	69.00
RAM	1.020	28	63.56	88.56
PROM	0.715	28	55.02	80.02
COMP	0.900	20	53.00	78.00
NAND	0.800	20	51.00	76.00
OR	0.800	20	51.00	76.00
AND	0.800	20	51.00	76.00
AMP2201	1.375	20	62.50	87.50
AMP271	1.375	20	62.50	87.50
MUXDIG	0.800	20	51.00	76.00
LD189	1.375	20	62.50	87.50
LD188	1.375	20	62.50	87.50
MUX4053	0.700	28	54.60	79.60
MONO221	0.600	28	51.80	76.80

Tabla 4.9 Cálculo de T_J para todos los componentes en ambas condiciones ambientales

4.3.4 Factor ambiental (π_E)

El ambiente en que va a funcionar un sistema es muy importante para su análisis de confiabilidad, pues de él depende en gran medida su vida útil. Los valores para el factor ambiental de todos los circuitos integrados involucrados en este análisis (excepto para los "hexfets" y el cristal), se obtienen de la tabla 4.10 [MIL-HDBK, 1995].

Ambiente	G_B	G_F	G_M	N_S	N_U	A_{IC}	A_{IF}	A_{UC}	A_{UF}	A_{RW}	S_F	M_F	M_L	C_L
π_E	0.5	2	4	4	6	4	5	5	8	8	0.5	5	12	220

Tabla 4.10 Valores del factor ambiental π_E para los circuitos integrados

Para el caso de los "hexfets" se utiliza la tabla 4.11 [MIL-HDBK, 1995].

Ambiente	G_B	G_F	G_M	N_S	N_U	A_{IC}	A_{IF}	A_{UC}	A_{UF}	A_{RW}	S_F	M_F	M_L	C_L
π_E	1	3	12	6	17	12	19	21	32	23	0.4	12	33	590

Tabla 4.11 Valores del factor ambiental π_E para los "hexfets" utilizados como interruptores

Para el cristal oscilador de 40 MHz se utiliza la tabla 4.12 [MIL-HDBK, 1995].

Ambiente	G _B	G _F	G _M	N _S	N _U	A _{IC}	A _{IF}	A _{UC}	A _{UF}	A _{RW}	S _F	M _F	M _L	C _L
π _E	1	3	10	6	16	12	17	22	28	23	0.5	13	32	500

Tabla 4.12 Valores del factor ambiental π_E para el cristal oscilador

4.3.5 Factor de calidad (π_Q)

En el mercado de los circuitos electrónicos existen diferentes estándares de calidad para diferentes exigencias, dependiendo del proyecto y la aplicación. Los circuitos más comunes y que tienen los estándares de calidad más bajos, son los llamados de tipo comercial, los cuales se utilizan en aplicaciones que no requieren demasiada seguridad ni confiabilidad. Le siguen los componentes de tipo industrial, los cuales son más seguros y confiables que los comerciales. Los componentes de calificación militar, son mucho mejores que los comerciales y los industriales, y además cumplen con características de calidad muy especiales, como por ejemplo, soportan un rango de temperatura más amplio, además de contar con procesos de manufactura especial para soportar altos grados de vibración, descargas, cierto grado de radiación, etc. Finalmente, los componentes de calificación espacial son los que cuentan en la actualidad con la mejor calidad y confiabilidad que ningún otro tipo de circuitos, sin embargo, estos aún son de difícil acceso además de tener un costo mucho mayor que los de calificación militar.

Como ya se ha comentado, casi todos los componentes utilizados en la computadora de vuelo son de calificación militar, es decir, cumplen con el estándar militar MIL-STD-883, lo cual implica que cumplen con estándares de calidad altos. Por lo tanto, para los circuitos integrados, el manual le asigna un valor de **2.0** a su factor de calidad, π_Q. Sin embargo, el valor de este factor es menor para el caso de los componentes de calidad espacial, en cuyo caso es de **0.25**, mientras que a los componentes de calidad comercial o industrial, se les asigna un valor de **10** [MIL-HDBK, 1995].

Para el caso de los "hexfets", se obtienen los valores de la tabla 4.13 [MIL-HDBK, 1995].

Calidad	π _Q
Especificación militar	1.0
Comercial	1.9

Tabla 4.13 Valores del factor de calidad para los "hexfets"

De la misma manera, para el cristal oscilador, existe una tabla en la cual se obtienen los valores; ésta es la 4.14 [MIL-HDBK, 1995].

Calidad	π_Q
Especificación militar	1.0
Comercial	2.1

Tabla 4.14 Valores del factor de calidad para el oscilador

4.3.6 Factor de aprendizaje (π_L)

El factor de aprendizaje se relaciona directamente, con el tiempo que ha estado el circuito en el mercado, es decir, mientras mayor sea el número de años de producción, el valor de este factor disminuye, lo cual implica un mejor resultado en la confiabilidad. Esto se debe a que mientras más tiempo tenga en el mercado, su calidad será mejor, pues los fabricantes perfeccionan sus procesos de manufactura.

Los valores de este factor para todos los componentes se obtienen de la tabla 4.15 [MIL-HDBK 1995].

Años en producción	π_L
≤ 0.1	2.0
0.5	1.8
1.0	1.5
1.5	1.2
≥ 2.0	1.0

Tabla 4.15 Valores para el factor de aprendizaje

4.3.7 Razón de fallas inducidas por ciclos lectura/escritura (λ_{cic}) para memorias

La razón de fallas inducidas por ciclos de lectura y escritura de una memoria está asociada al desgaste y aumento en la probabilidad de error al incrementarse, con el uso, el número de ciclos de lectura y escritura que ha tenido. Este parámetro está definido en el estándar militar MIL-HDBK-217F Notice 2 como cero para las memorias utilizadas en la computadora de vuelo de SATEX, es decir, no influye, ya que sólo se toma en cuenta para memorias de borrado eléctrico (EEPROM).

4.3.8 Razón de fallas base (λ_b)

La razón de fallas base utilizada en el cálculo referente a la razón de fallas de los "hexfets", es un dato obtenido del estándar militar MIL-HDBK-217F Notice 2 el cual les asigna un valor de **0.029** [MIL-HDBK, 1995].

Para el oscilador se obtiene este valor utilizando la siguiente fórmula [MIL-HDBK, 1995]:

$$\lambda_b = (0.013f)^{0.23} \text{ Fallas/Hora} \quad (4.7)$$

Donde: f es la frecuencia de oscilación (MHz)

Con la información anterior, se procedió a recabar los datos necesarios de los componentes electrónicos que se utilizan en la instrumentación de SATEX con ayuda de manuales técnicos y libros. Finalmente se realizaron los cálculos para cada uno de los componentes, calculando razones de falla para cada ambiente en el que se encontrará el microsatélite (lanzamiento de misil y vuelo espacial), y para respectivas calidades de los componentes (comercial, militar y espacial). Los resultados obtenidos se presentan de la tabla 4.16 a la tabla 4.21.

COMPONENTES DE CALIDAD COMERCIAL EN LANZAMIENTO DE MISIL

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C_1	T_J	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	69.00	0.35	0.577516352	100	0.0405	12	10	1	6.47705E-06
COMP	0.01	78.00	0.65	4.570317769	14	0.0048	12	10	1	1.03303E-06
NAND	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	10	1	6.49285E-07
OR	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	10	1	6.49285E-07
AND	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	10	1	6.49285E-07
AMP2201	0.01	87.50	0.65	8.051926036	5	0.0016	12	10	1	9.97193E-07
AMP271	0.01	87.50	0.65	8.051926036	8	0.0026	12	10	1	1.11719E-06
MUXDIG	0.01	76.00	0.35	0.732853573	16	0.0056	12	10	1	7.45285E-07
LD189	0.01	87.50	0.65	8.051926036	14	0.0048	12	10	1	1.38119E-06
LD188	0.01	87.50	0.65	8.051926036	14	0.0048	12	10	1	1.38119E-06
MUX4053	0.01	79.60	0.65	5.038464727	16	0.0056	12	10	1	1.17585E-06
MONO	0.02	76.80	0.65	4.245494395	16	0.0056	12	10	1	1.5211E-06

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C_1	T_J	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
RAM	0.031	88.56	0.6	6.079731953	31	0.0114	12	10	1	3.25272E-06
PROM	0.0017	80.02	0.6	3.815536898	28	0.0102	12	10	1	1.28886E-06

HEXFETs Y CRISTAL												
ACRÓNIMO	λ_b	λ_b						π_E	π_Q			λ_p
	TABLA	FÓRMULA						TABLA	TABLA			FALLAS/HORA
IRFF	0.029							33	1.9			1.8183E-06
XTAL		0.03						32	2.1			0.000002016

Tabla 4.16 Cálculo de la razón de fallas/hora para componentes de calidad comercial en ambiente de lanzamiento de misil

COMPONENTES DE CALIDAD MILITAR EN LANZAMIENTO DE MISIL

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C₁	T_J	E_s	π_T	No. PINS FUNCIONALES	C₂	π_E	π_Q	π_L	λ_p FALLAS/ HORA
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	
SAB80	0.28	69.00	0.35	0.577516352	100	0.0405	12	10	1	6.47705E-06
COMP	0.01	78.00	0.65	4.570317769	14	0.0048	12	2	1	2.06606E-07
NAND	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	2	1	1.29857E-07
OR	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	2	1	1.29857E-07
AND	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	2	1	1.29857E-07
AMP2201	0.01	87.50	0.65	8.051926036	5	0.0016	12	2	1	1.99439E-07
AMP271	0.01	87.50	0.65	8.051926036	8	0.0026	12	2	1	2.23439E-07
MUXDIG	0.01	76.00	0.35	0.732853573	16	0.0056	12	2	1	1.49057E-07
LD189	0.01	87.50	0.65	8.051926036	14	0.0048	12	2	1	2.76239E-07
LD188	0.01	87.50	0.65	8.051926036	14	0.0048	12	2	1	2.76239E-07
MUX4053	0.01	79.60	0.65	5.038464727	16	0.0056	12	2	1	2.35169E-07
MONO	0.02	76.80	0.65	4.245494395	16	0.0056	12	2	1	3.0422E-07

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C₁	T_J	E_s	π_T	No. PINS FUNCIONALES	C₂	π_E	π_Q	π_L	λ_p FALLAS/ HORA
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA		TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	
RAM	0.031	88.56	0.6	6.079731953	30	0.0114	12	2	1	6.50543E-07
PROM	0.0017	80.02	0.6	3.815536898	28	0.0102	12	2	1	2.57773E-07

HEXFETs Y CRISTAL												
ACRÓNIMO	λ_b	λ_b						π_E	π_Q			λ_p FALLAS/ HORA
	TABLA	FÓRMULA						TABLA	TABLA			
IRFF	0.029							33	1			0.000000957
XTAL		0.03						32	1			0.00000096

Tabla 4.17 Cálculo de la razón de fallas/hora para componentes de calidad militar en ambiente de lanzamiento de misil

COMPONENTES DE CALIDAD ESPACIAL EN LANZAMIENTO DE MISIL

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C₁	T_J	E_a	π_T	No. PINS	C₂	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/ _{HORA}
SAB80	0.28	69.00	0.35	0.577516352	100	0.0405	12	0.25	1	1.61926E-07
COMP	0.01	78.00	0.65	4.570317769	14	0.0048	12	0.25	1	2.58258E-08
NAND	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	0.25	1	1.62321E-08
OR	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	0.25	1	1.62321E-08
AND	0.01	76.00	0.35	0.732853573	14	0.0048	12	0.25	1	1.62321E-08
AMP2201	0.01	87.50	0.65	8.051926036	5	0.0016	12	0.25	1	2.49298E-08
AMP271	0.01	87.50	0.65	8.051926036	8	0.0026	12	0.25	1	2.79298E-08
MUXDIG	0.01	76.00	0.35	0.732853573	16	0.0056	12	0.25	1	1.86321E-08
LD189	0.01	87.50	0.65	8.051926036	14	0.0048	12	0.25	1	3.45298E-08
LD188	0.01	87.50	0.65	8.051926036	14	0.0048	12	0.25	1	3.45298E-08
MUX4053	0.01	79.60	0.65	5.038464727	16	0.0056	12	0.25	1	2.93962E-08
MONO	0.02	76.80	0.65	4.245494395	16	0.0056	12	0.25	1	3.80275E-08

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C₁	T_J	E_a	π_T	No. PINS	C₂	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/ _{HORA}
RAM	0.031	88.56	0.6	6.079731953	30	0.0114	12	0.25	1	8.13179E-08
PROM	0.0017	80.02	0.6	3.815536898	28	0.0102	12	0.25	1	3.22216E-08

HEXFETs Y CRISTAL											
ACRÓNIMO	λ_b	λ_b					π_E	π_Q			λ_p
	TABLA	FÓRMULA					TABLA	TABLA			FALLAS/ _{HORA}
IRFF	0.029						33		1		0.000000957
XTAL		0.03					32		1		0.00000096

Tabla 4.18 Cálculo de la razón de fallas/hora para componentes de calidad espacial en ambiente de lanzamiento de misil

COMPONENTES DE CALIDAD COMERCIAL EN VUELO ESPACIAL

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C_1	T_J	E_a	π_T	No. PINS	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_p FALLAS/HORA
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	
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-07
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

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C_1	T_J	E_a	π_T	No. PINS	C_2	π_E	π_Q	π_L	λ_p FALLAS/HORA
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	
RAM	0.031	63.53	0.6	1.451506136	30	0.0114	0.5	10	1	5.06967E-07
PROM	0.0017	55.02	0.6	0.848586241	28	0.0102	0.5	10	1	6.5426E-08

HEXFETs Y CRISTAL											
ACRÓNIMO	λ_b	λ_b					π_E	π_Q			
	TABLA	FÓRMULA					TABLA	TABLA			
IRFF	0.029						0.4	1.9			
XTAL		0.03					0.5	2.1			
											λ_p FALLAS/HORA
											2.204E-08
											3.15E-08

Tabla 4.19 Cálculo de la razón de fallas/hora para componentes de calidad comercial en ambiente de vuelo espacial

COMPONENTES DE CALIDAD MILITAR EN VUELO ESPACIAL

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C_1	T_J	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

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C_1	T_J	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
RAM	0.031	63.53	0.6	1.451506136	30	0.0114	0.5	2	1	1.01393E-07
PROM	0.0017	55.02	0.6	0.848586241	28	0.0102	0.5	2	1	1.30852E-08

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

Tabla 4.20 Cálculo de la razón de fallas/hora para componentes de calidad militar en ambiente de vuelo espacial

COMPONENTES DE CALIDAD ESPACIAL EN VUELO ESPACIAL

CIRCUITOS INTEGRADOS Y PROCESADOR										
ACRÓNIMO	C₁	T_J	E_a	π_T	No. PINS	C₂	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	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

MEMORIAS										
ACRÓNIMO	C₁	T_J	E_a	π_T	No. PINS	C₂	π_E	π_Q	π_L	λ_p
	TABLA	FÓRMULA	TABLA	FÓRMULA	FUNCIONALES	TABLA	TABLA	TABLA	TABLA	FALLAS/ HORA
RAM	0.031	63.53	0.6	1.451506136	30	0.0114	0.5	0.25	1	1.26742E-08
PROM	0.0017	55.02	0.6	0.848586241	28	0.0102	0.5	0.25	1	1.63565E-09

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 4.21 Cálculo de la razón de fallas/hora para componentes de calidad espacial en ambiente de vuelo espacial

4.4 Descripción de la instrumentación del microsatélite mediante diagramas de bloques de confiabilidad

En un principio se pensó en qué tan amplio y profundo se debía realizar el análisis de confiabilidad para determinar cuáles componentes se tomarían en cuenta y cuáles no. Después de analizar los objetivos del proyecto y evaluar las posibles alternativas, se planteó un procedimiento de selección, al cual se le llamó **Enfoque Pragmático Operativo (EPO)**, el cual consiste en considerar 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, lo cual para nuestro caso constituye la electrónica mínima que automatiza al microsatélite.

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, a obtener índices de confiabilidad más pegados a la realidad.

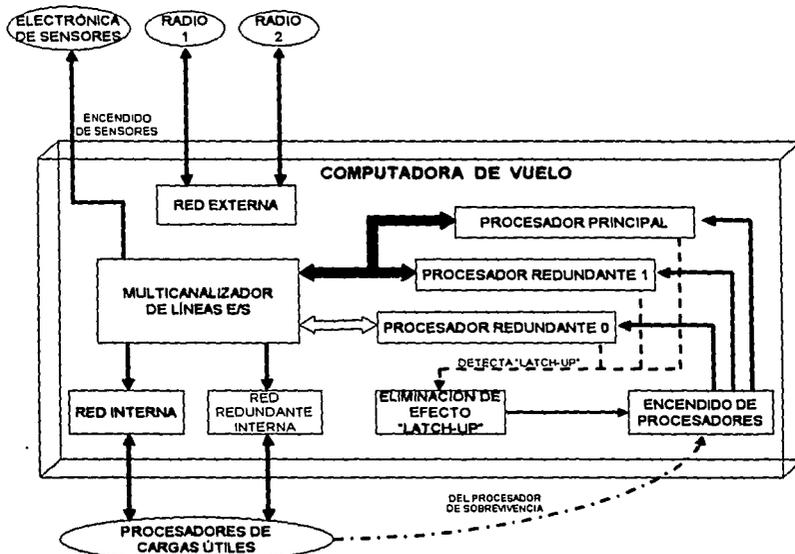


Figura 4.1 Arquitectura que compone al hardware de la instrumentación del microsatélite

En la figura 4.1 se muestra una síntesis de la arquitectura que compone al hardware de la instrumentación del microsatélite. La instrumentación tiene un

cierto nivel de centralización en la CTF-3PRO. Por ello, la computadora TF cuenta con tres procesadores, cualquiera de ellos permite controlar automáticamente el microsatélite. La versatilidad operativa se logra con la ayuda de un multicanalizador de señales E/S, el cual permite conectar a cualquier procesador (uno a la vez), todos los sensores, actuadores y líneas de entrada/salida utilizadas en la instrumentación del vehículo.

La computadora se puede controlar por medio de líneas procedentes del procesador de sobrevivencia (PS), o procedentes de otras cargas útiles, las cuales cuentan con algoritmos de detección de fallas de la CV que se auxilian con la red de comunicaciones interna (principal y redundante) del microsatélite. También se puede reconfigurar la arquitectura con una orden directa desde Tierra por medio del detector de tonos.

La conmutación del procesador principal al procesador redundante cero, contempla la conmutación de todas las líneas E/S, como se observa en la figura 4.1 (del bus sombreado, al no sombreado). En tanto que para conmutar de PP a PR1, se tiene un bus compartido, por lo tanto se tiene que ordenar el apagado de PP y el encendido del PR1 al mismo tiempo para evitar algún tipo de conflicto entre los dos procesadores, ya que éstos no deben utilizar el bus al mismo tiempo.

Por todo esto, se puede ver que el encendido y apagado de los microprocesadores es de vital importancia para activar las diferentes configuraciones de la CV y por consiguiente tiene una gran importancia para el análisis de confiabilidad.

Con base en las agrupaciones indicadas en la figura 4.1, se procedió a obtener los diagramas de bloques de la electrónica de cada módulo, y de esta forma se obtuvo finalmente el diagrama general de bloques de confiabilidad de la instrumentación del microsatélite.

Cada diagrama representa un módulo electrónico en el cual, cada componente está representado por un bloque etiquetado con el acrónimo del componente, el número de unidades usadas, el número del componente y sobre el bloque, el nombre del impreso al que pertenece, entre ellos los que se indican en la tabla 4.22.

NOMBRE	DESCRIPCIÓN
TCV	Tarjeta de procesador CV
TCVCTRL	Tarjeta de control de procesadores
TCVMUXFILT	Tarjeta de multiplexaje y filtrado
TCVLATCH	Tarjeta de electrónica Latch-up

Tabla 4.22 Nombres de las tarjetas que componen la computadora de vuelo

Además, las notaciones referentes a las tarjetas, así como las notaciones de componentes (U7, U8, U13, U14, etc.), que aparecen en los diferentes

diagramas de bloques de confiabilidad durante este capítulo y el siguiente, se colocaron con sus nombres originales; es decir, tal como aparecen en los diagramas esquemáticos de la computadora de vuelo.

4.4.1 Módulo del procesador (principal y redundantes)

De acuerdo al EPO que se definió anteriormente, los componentes que forman este bloque son los siguientes: oscilador, procesador SAB80C166, 2 CI de memoria RAM estática, 2 CI de memoria EPROM, lógica combinatorial utilizada para el manejo de líneas de habilitación de las memorias (para establecer el mapa de memoria correctamente) y la primera parte del circuito de protección contra efecto "latch-up" denominada *Detección de efecto "latch-up"*. La unidad EDAC no es incluida de acuerdo al EPO, además de que en el estándar militar no se incluye aún ese tipo de componente.

Dentro de este bloque se incluyen los componentes encargados del encendido de cada uno de los procesadores; un "line driver" y dos arreglos de "hexfets" en paralelo.

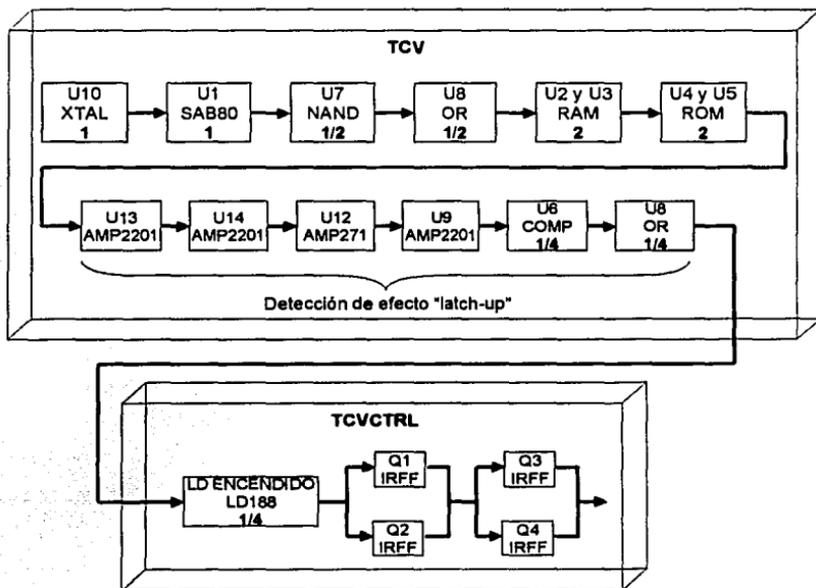


Figura 4.2 Módulo del procesador

Los componentes de este bloque satisfacen la norma MIL-STD-883, la cual da a los componentes una calidad de calificación militar, excepto el procesador, el cual no se pudo conseguir con las características requeridas, solamente se consiguió su versión industrial con rango de temperatura extendido, por lo que se tuvo que agregar electrónica de protección contra efecto "latch-up", la cual fue justificada y explicada en el inciso 2.2.1.

4.4.2 Módulo del circuito de eliminación de efecto "latch-up"

Dentro de este módulo se considera la electrónica encargada de eliminar el efecto "latch-up", ésta 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 desenergiza la tarjeta del procesador para erradicar dicho efecto.

Ya que el procesador de sobrevivencia controla también el encendido de las tarjetas de procesadores de la CV; la electrónica de las líneas de control provenientes del PS y las líneas de control generadas por el circuito de eliminación de efecto "latch-up" deben conjuntarse, y la electrónica que realiza esta función ha sido considerada dentro de este módulo. En la figura 4.3 se observa la electrónica descrita.

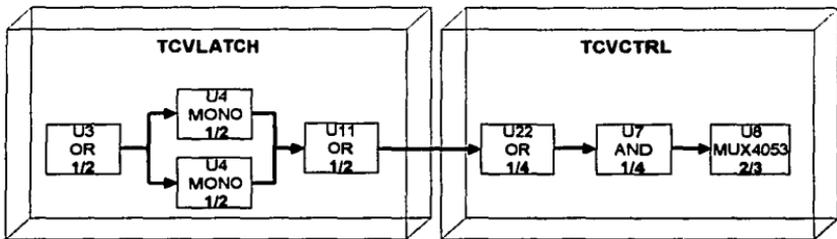


Figura 4.3 Diagrama de bloques del circuito de eliminación de efecto "latch-up"

4.4.3 Módulo de la electrónica de multicanalización

La tarea primordial de este módulo es sustituir el PP por alguno redundante, esto es, PR0 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 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 el estado de sus equipos. Esto incluye sensores de temperatura, corriente, magnetometría y sensores finos de Sol.

Las señales restantes de E/S del procesador, se generan dentro o fuera de la CV y el análisis de su grado de prioridad se muestra en la tabla 4.23.

Línea	Alta Prioridad	Comentario
LIB ARIANE1 (liberación del vehículo transportador)	No	La detección de liberación no es de alta prioridad, pues en caso de no detectarse, el software de SATEX inicia operaciones automáticamente después de transcurrido un tiempo determinado.
RESET CV	No	El reset puede llegar por otros medios, por ejemplo, por efecto "latch-up", por red interna o por "watchdog".
TX1 EXT CV RX1 EXT CV	Sí Sí	Gran parte de la electrónica de la red de comunicación con Tierra es redundante, pues existen dos radios, pero siempre está habilitado sólo uno.
TX2 INT CV RX2 INT CV	Sí Sí	Constituyen el canal principal de la red interna de comunicaciones. Se cuenta con un canal redundante para la red interna.
TXRRI RXRRI	Sí Sí	Con estas líneas de E/S se programó totalmente por software el canal redundante de la red interna, tanto para transmisión como para recepción.
ON ELEC SENS	Sí	Permite ahorrar energía en el satélite, al energizar la electrónica de acondicionamiento de sensores sólo cuando es necesario.
BTM1 ON : BTM6 ON	No	Con estas 12 líneas se controla el encendido de cada una de las bobinas de torque magnético y la polaridad de la corriente que circulará por cada una de ellas.
BTM1 P : BTM6 P	No	
ON ELEC MAG	No	Encendido de electrónica de magnetómetros.

AMUXSENS BMUXSENS CMUXSENS	No No No	Líneas de selección para el multiplexaje de señales de sensores. Dado que ningún sensor es de alta prioridad, ninguna de estas líneas lo es.
AMUXMAG AMUXMAG	No No	Igualmente las líneas de selección para el multiplexaje de señales de sensores de magnetometría.
PULSOS BUM	No	Lectura de pulsos de despliegue del gradiente gravitacional. Aunque el "bum" no sea liberado o no se detecte su liberación; el satélite puede operar.
ENNMI-RR1	No	Habilitador de interrupciones no mascarables. No tiene uso.

Tabla 4.23 Análisis de prioridad de las líneas de E/S de las tarjetas de procesamiento

Entre las líneas de mayor prioridad se observan la red externa que comunica al satélite con Tierra, la red interna de comunicaciones así como la red redundante interna que permiten reconfigurar la instrumentación electrónica (como se mencionó en incisos anteriores). En la figura 4.4 se muestran los componentes que intervienen en la multicanalización de las señales mencionadas en la tabla 4.23.

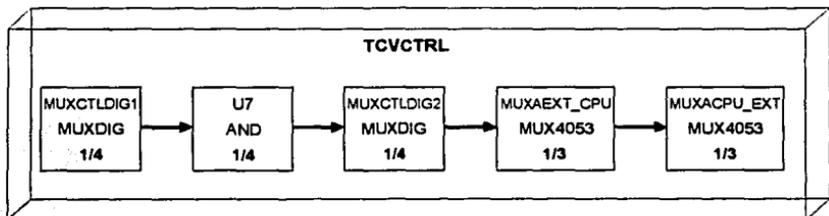


Figura 4.4 Diagrama de bloques para la multicanalización de procesadores

Debe aclararse que en la tabla 4.23 se analizan las señales desde un punto de vista general, y por lo tanto se realizan comentarios que tienen que ver tanto con la multicanalización como con el módulo que la genera.

De esta forma, el módulo de multicanalización considerado para el análisis de confiabilidad, sólo contempla a los componentes que de acuerdo con el EPO son imprescindibles para la operación mínima del satélite.

4.4.4 Electrónica asociada al control de actuadores

Dentro del análisis de prioridades de todas las líneas de E/S para el sistema SATEX, se llegó a la conclusión de que las líneas de control de actuadores,

utilizadas para la estabilización del vehículo, no representaban riesgos para la operación mínima del vehículo.

El no considerar de alta prioridad la estabilización del microsatélite es debido a que se hacen las siguientes consideraciones:

- La operación mínima del vehículo es la comunicación satélite-Tierra con reporte de estado operativo de equipos.
- En SATEX las comunicaciones con Tierra no dependen de la estabilización del satélite.
- SATEX es el primer satélite diseñado y construido en México, razón por la cual representa un mayor compromiso el alcanzar por lo menos un nivel mínimo de operación del vehículo.

Por lo tanto, de acuerdo con las razones expuestas, en SATEX no se considera prioritario el control de actuadores, por lo tanto no se analizarán los bloques de componentes electrónicos asociados al control de actuadores.

4.4.5 Redes de comunicaciones interna y externa del satélite

En cualquier satélite, las comunicaciones son de vital importancia para el funcionamiento del vehículo. En el caso de SATEX se cuenta con dos redes de comunicaciones; la red interna y la red externa.

La red interna, es una red de área local, la cual se diseñó para tener comunicación con los demás procesadores dentro del satélite, es decir, el de la CD, el de la CUO, el del SP y el PS. La red fue concebida con un canal principal y un canal redundante.

Se le denomina red externa a las comunicaciones que realiza la computadora de vuelo con la estación terrena, la cual, al igual que la red interna, cuenta con parte principal y parte redundante. Tanto la red interna como la red externa, se desglosan a continuación.

4.4.5.1 Módulo de la red de comunicación externa

Para el análisis de confiabilidad de la red externa, se consideraron a los circuitos involucrados tanto en la parte de transmisión como en la parte de recepción. Como se puede observar en la figura 4.5, los manejadores de línea se consideran redundantes porque se cuenta con dos equipos de comunicaciones que mejoran su confiabilidad.

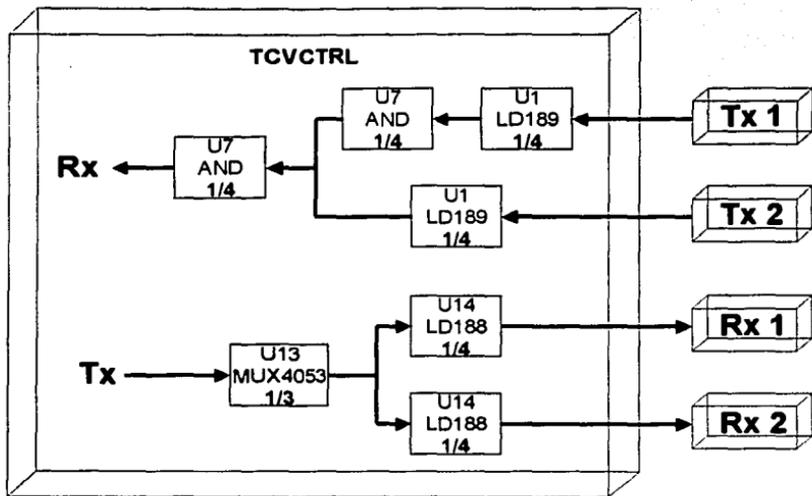


Figura 4.5 Diagrama de bloques de componentes asociados con la red externa del microsátélite

4.4.5.2 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.

En la figura 4.6 se muestra el diagrama funcional de la red interna. Ésta 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 la de recepción; que es la misma recepción para el procesador y para la recepción de las cargas útiles.

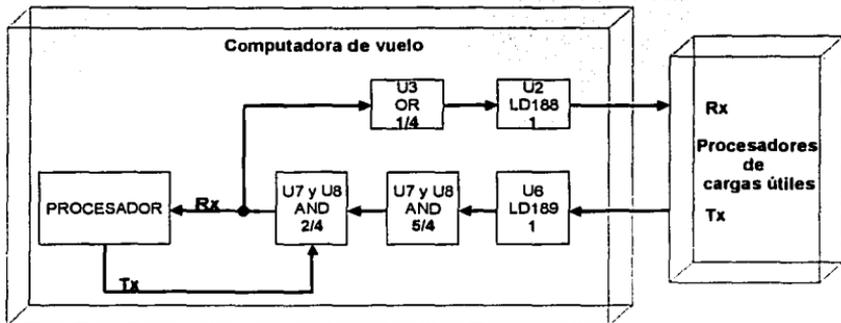


Figura 4.6 Diagrama que ilustra el funcionamiento de la red de comunicaciones interna del satélite

En la figura 4.7 se muestran los componentes electrónicos que intervienen en la transmisión y en la recepción de la red interna, mientras que en la figura 4.8 se muestran los relacionados con la red redundante interna.

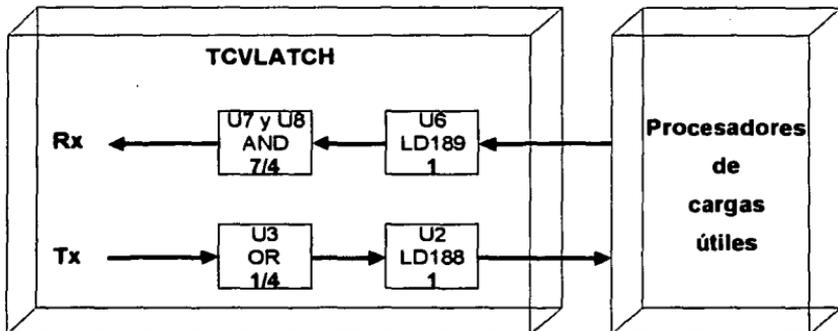


Figura 4.7 Diagrama de bloques de componentes electrónicos que conforman la red interna del microsátélite

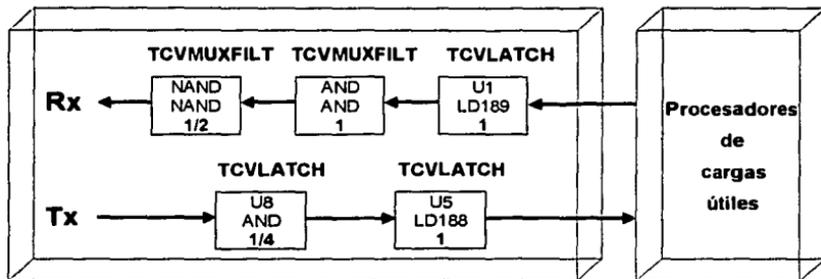


Figura 4.8 Diagrama de bloques de la red redundante interna del microsatélite

4.4.6 Diagrama de bloques de confiabilidad obtenido para la instrumentación SATEX

En las secciones anteriores se han desglosado los módulos electrónicos que se deben considerar en el análisis de confiabilidad de la instrumentación electrónica del microsatélite SATEX, obteniendo para cada uno, un diagrama de bloques de confiabilidad formado por los componentes electrónicos involucrados.

En la figura 4.9 se muestra el diagrama de bloques final para la instrumentación tolerante a fallas dentro del microsatélite. Cada bloque representa a un módulo de la instrumentación.

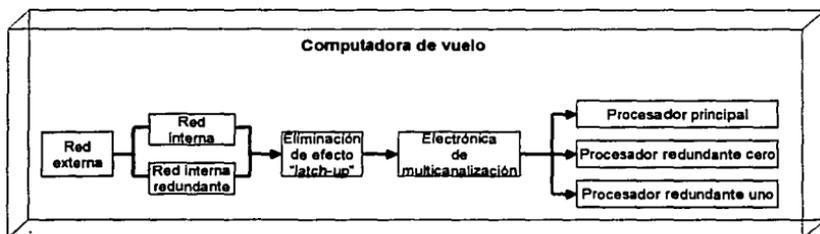


Figura 4.9 Diagrama de bloques de confiabilidad obtenido para la instrumentación electrónica de SATEX

Con lo descrito en los incisos anteriores, se tiene toda la información topológica y electrónica indispensable de la instrumentación del microsatélite para proceder al cálculo de índices de confiabilidad.

En el siguiente capítulo se obtienen las ecuaciones de confiabilidad de cada uno de los bloques indicados, posteriormente se obtiene la ecuación que represente la confiabilidad del sistema completo y se calculan las estimaciones de confiabilidad durante diversos periodos de tiempo. Así mismo se analizan otros sistemas para realizar comparaciones y observar las ventajas de la CTF-3PRO utilizada como computadora de vuelo de SATEX.

CAPÍTULO 5

ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD PARA DIVERSAS CONFIGURACIONES DE LA INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA DE SATEX

5.1 Introducción

En los capítulos anteriores se analizó la instrumentación del microsatélite, principalmente en los capítulos 2 y 4, sin embargo, para analizar de una manera más amplia y clara sus ventajas, en este capítulo se analizan y comparan varios esquemas de instrumentación.

En particular se analizan dos casos de instrumentación posible en SATEX, cada uno se evalúa suponiendo que se construye con componentes de calidad comercial, militar o espacial. Los casos se refieren a dos arquitecturas diferentes; la primera una computadora simple, sin redundancias; y la segunda, una arquitectura con redundancias, la cual corresponde a la computadora de vuelo CTF-3PRO para SATEX.

Debido a que se deben considerar las condiciones operativas del satélite, la evaluación se realiza en condiciones de lanzamiento de misil y de vuelo espacial. Este hecho repercutió en el cálculo de la razón de fallas de cada componente y diferentes configuraciones de la instrumentación debido a que en la condición de lanzamiento de misil, no toda la electrónica va encendida, y en vuelo espacial, sí. Además como se mencionó en la sección 4.2.1.2, el análisis de confiabilidad total de vehículos espaciales debe realizarse para estos dos ambientes, el primero para considerar la separación del vehículo de la atmósfera terrestre y el segundo para considerar su dinámica de vuelo en órbita.

Por ello, en el capítulo anterior se obtuvieron los datos necesarios de cada componente, para ser sustituidos en las ecuaciones de la norma militar MIL-HDBK-217F Notice 2, explicada detalladamente en el capítulo anterior. De este modo se obtuvieron los valores de la razón de falla para cada componente en sus tres modalidades; comercial, militar y espacial.

En cada una de las configuraciones que se presentan en este capítulo, se realizaron los análisis correspondientes para obtener los diagramas de bloques de confiabilidad a partir del diagrama de bloques obtenido al final del capítulo 4 (figura 4.9). Una vez obtenido el diagrama de bloques de confiabilidad en cada caso de instrumentación, se obtuvieron las ecuaciones que representan matemáticamente dichos diagramas utilizando el modelado combinacional.

Finalmente, con base en las ecuaciones de confiabilidad se realizaron diversos programas en Matlab para obtener gráficas que representen la confiabilidad de la instrumentación a través del tiempo. En éstas se aprecian los resultados de una forma más clara. Con las gráficas se realizan los análisis y comentarios a las diversas configuraciones de instrumentación analizadas.

Adicionalmente se presenta una gráfica para detectar los módulos críticos dentro de la CV, es decir, aquellos que tienen más probabilidad de falla y por ello confiabilidad menor.

5.2 Condiciones ambientales y tiempo de evaluación para SATEX

El periodo de tiempo en el que se evalúa la confiabilidad de la electrónica de SATEX corresponde a la vida útil esperada para el satélite; en este caso un año. Sin embargo, el evaluar la confiabilidad para periodos de tiempo más grandes permite visualizar los cambios de confiabilidad del sistema a través del tiempo.

El ambiente de lanzamiento de misil es un ambiente poco favorable para equipo electrónico, comprende el tiempo desde que despegar el cohete lanzador, hasta que el satélite es liberado exitosamente. Se caracteriza por fuertes vibraciones y cambios severos de temperatura y presión; sin embargo el satélite se expone a estas condiciones por un periodo de tiempo relativamente corto.

El tiempo aproximado entre el despegue del cohete y la liberación del satélite es de 20 minutos máximo. Es por ello que el tiempo que se consideró para evaluar la confiabilidad en ambiente de lanzamiento de misil fue de una hora, para fines prácticos; y de veinticuatro horas (un día), para fines de visualización.

Por otro lado, en ambiente de vuelo espacial se encontrará el satélite durante su vida útil, es decir, en condiciones de operación. La expectativa mínima de vida con la que cuenta el proyecto, como ya se mencionó, es de un año, sin embargo, para satélites con este tipo de características, se considera una vida útil promedio de 5 años. De esta forma los periodos de tiempo considerados para realizar el análisis en ambiente de vuelo espacial son de un año, dos años y cinco años; y para fines de visualización se consideró también un periodo de 10 años.

5.3 Diversos sistemas por modelar para admitir su comparación a través de indicadores de confiabilidad

En esta sección se explican los cuatro casos de instrumentación electrónica del satélite que fueron considerados en el análisis de confiabilidad:

- El primer caso considera una computadora de vuelo con arquitectura simple, es decir, una arquitectura sin redundancias y por lo tanto sin atributos de

tolerancia a fallas. Además, se considera un ambiente de lanzamiento de misil (M_L) y sólo la electrónica que estará encendida en esta condición. Para la evaluación de las ecuaciones y las gráficas se utilizan los valores obtenidos de razón de fallas para componentes de calidad comercial, militar y espacial.

- En el segundo caso se considera también una arquitectura simple, pero en ambiente de vuelo espacial y con su correspondiente electrónica encendida. En este caso también se usan los valores de razón de fallas de componentes de diferente calidad.

- El tercer caso considera a la CTF-3PRO tal y como fue analizada en el capítulo 4, es decir, con arquitectura tolerante a fallas. Se considera sólo la electrónica encendida durante el lanzamiento y también se evalúa su confiabilidad armada con componentes de diferente calidad.

- El cuarto y último caso, considera el mismo sistema anterior, sólo que en un ambiente diferente; el de vuelo espacial. Esto implica el uso total de la electrónica de instrumentación. También se evalúa el análisis de confiabilidad suponiendo que se construye con componentes de calidad comercial, militar y espacial.

En cada uno de los casos referidos se presenta el diagrama de bloques correspondiente y se analiza cada módulo en el mismo orden que se indica en el diagrama, para obtener mayor claridad en el escrito.

5.3.1 Primer caso, análisis de una arquitectura simple en ambiente de lanzamiento de misil

Considerando una arquitectura simple, sin redundancias, y en ambiente de lanzamiento de misil se modifican varios módulos de la CTF-3PRO. Todas las redundancias se eliminan, los módulos de multicanalización de señales y de red redundante interna ya no son necesarios por razones obvias. El diagrama de bloques resultante se presenta en la figura 5.1.

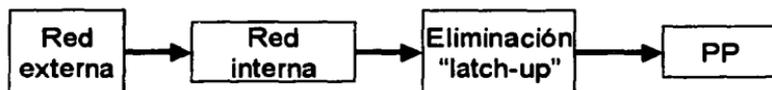


Figura 5.1 Diagrama de bloques de confiabilidad de la arquitectura simple en ambiente de lanzamiento de misil

El módulo de la electrónica de red interna queda tal como se manejó en el capítulo 4, pero en lo referente a los módulos de electrónica de red externa,

eliminación de efecto "latch-up" y el módulo del procesador principal, se requiere hacer modificaciones para eliminar las redundancias. Recordando los conceptos y ecuaciones de los incisos 3.3 y 3.4, en los siguientes párrafos se obtendrán las ecuaciones de confiabilidad para los módulos indicados en la figura 5.1.

5.3.1.1 Módulo de la red de comunicaciones externa sin redundancias

Este módulo cambia con respecto al analizado en el capítulo 4, sección 4.4.5.1, pues se deben quitar las redundancias de "line drivers", tanto del receptor como del transmisor, pues se toma en cuenta a un solo radio funcionando. Para la red de comunicaciones externas, sin redundancias, se tiene el diagrama de bloques de la figura 5.2.

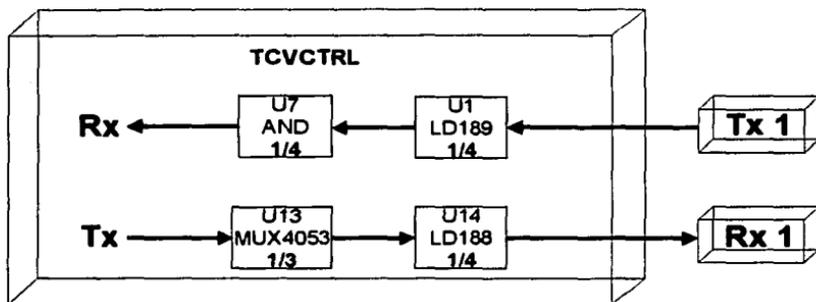


Figura 5.2 Diagrama de bloques de confiabilidad de la red de comunicaciones externa, sin redundancias

Ahora, si ocurriera la falla de algún componente, ya sea del receptor o del transmisor, las comunicaciones se interrumpirían. Por lo cual se deben analizar todos los elementos conectados en serie, de tal forma que la razón de fallas para este módulo es:

$$\lambda_{RE} = \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{AND} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{LD189} + \left(\frac{1}{3}\right)\lambda_{MUX4053} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{LD188}$$

Por lo que la confiabilidad para este bloque está dada por:

$$R_{RE}(t) = e^{-(\lambda_{RE}t)} \quad (5.1)$$

5.3.1.2 Módulo de la red de comunicaciones interna

El diagrama de bloques de confiabilidad de la electrónica de red interna se muestra en la figura 4.7 de la sección 4.4.5.2. 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:

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

Por lo cual su confiabilidad se representa por:

$$R_{RI}(t) = e^{-\lambda_{RI}t} \quad (5.2)$$

5.3.1.3 Módulo del circuito de eliminación de efecto "latch-up" sin redundancias

En este módulo se eliminan las redundancias de los componentes necesarios para eliminar el efecto "latch-up", además se toman en cuenta los componentes necesarios en el caso de que sólo existiera un procesador y no existieran los redundantes. De los dos circuitos monoestables que generan el pulso en presencia de efecto "latch-up", queda sólo uno, pues el otro es redundante. El diagrama de bloques de confiabilidad para este subsistema se presenta en la figura 5.3.

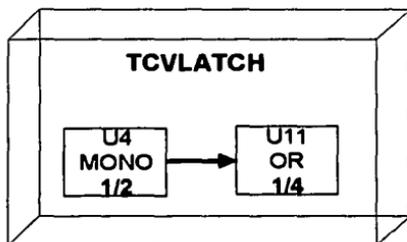


Figura 5.3 Diagrama de bloques de confiabilidad para el módulo de eliminación de efecto "latch-up", sin redundancias

De dicho diagrama se obtiene la siguiente razón de fallas:

$$\lambda_{ELU} = \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{MONO} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{OR}$$

Por lo tanto la confiabilidad del módulo es la siguiente:

$$R_{ELU}(t) = e^{-\lambda_{ELU}t} \quad (5.3)$$

5.3.1.4 Módulo del procesador

En este módulo se eliminan las redundancias para esta configuración. En este caso, los "hexfets" encargados del encendido de la tarjeta del procesador. Todos los elementos se consideran en serie. El diagrama de bloques correspondiente se muestra en la figura 5.4

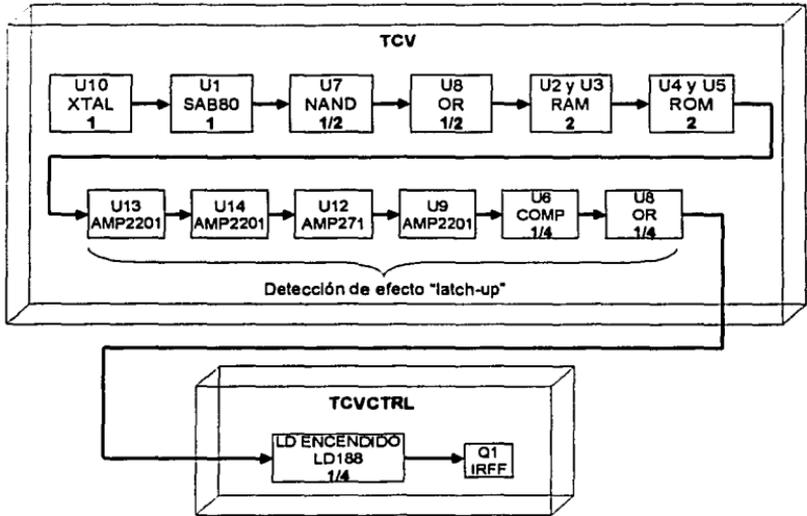


Figura 5.4 Diagrama de bloques de confiabilidad para el módulo del procesador, sin redundancias

La razón de fallas para el módulo del procesador es:

$$\lambda_p = \lambda_{XTAL} + \lambda_{SAB80} + \left(\frac{1}{2}\right)\lambda_{NAND} + \left(\frac{3}{4}\right)\lambda_{OR} + 2\lambda_{RAM} + 2\lambda_{ROM} + 3\lambda_{AMP2201} + \lambda_{AMP271} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{COMP} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{LD188} + \lambda_{IRFF}$$

Entonces la ecuación de confiabilidad resulta:

$$R_p(t) = e^{-\lambda_p t} \quad (5.4)$$

Con las ecuaciones 5.1, 5.2, 5.3 y 5.4 se obtiene la ecuación general de confiabilidad para la arquitectura simple de la computadora de vuelo en ambiente de lanzamiento de misil:

$$R_{CS_misil}(t) = R_{RE}(t) \cdot R_{RI}(t) \cdot R_{ELU}(t) \cdot R_P(t)$$

En términos de λ la ecuación es:

$$R_{CS_misil}(t) = e^{-(\lambda_{RE})t} \cdot e^{-(\lambda_{RI})t} \cdot e^{-(\lambda_{ELU})t} \cdot e^{-(\lambda_P)t} \quad (5.5)$$

Ahora, se debe evaluar la expresión anterior utilizando los valores de razón de fallas de cada componente para ambiente de lanzamiento de misil obtenidos en el capítulo anterior. Al evaluarse a través del tiempo obtendremos las gráficas correspondientes para una y veinticuatro horas.

5.3.2 Segundo caso, análisis de una arquitectura simple en ambiente de vuelo espacial

La diferencia de este caso con el anterior, es el ambiente considerado para obtener la razón de falla y el periodo de tiempo durante el cual estará expuesto el satélite a dicho ambiente. También lo es la electrónica que necesita estar encendida.

En el caso de ambiente de vuelo espacial, toda la electrónica se enciende para realizar las operaciones correspondientes a la misión. Sin embargo, por tratarse de una configuración simple, la electrónica que se enciende coincide con la encendida durante el lanzamiento de misil; entonces, la configuración anterior y la presente son iguales. La diferencia en el análisis radica en los valores de razón de fallas y en los periodos de tiempo considerados para evaluar la confiabilidad. En este caso serán de uno, dos, cinco y diez años.

El diagrama de bloques de confiabilidad es entonces el presentado en la figura 5.1 y la ecuación de confiabilidad para esta configuración es la 5.5.

5.3.3 Tercer caso, análisis de una arquitectura redundante en ambiente de lanzamiento de misil

Este caso considera la arquitectura de la computadora de vuelo CTF-3PRO, por lo cual se utiliza el diagrama de bloques de confiabilidad obtenido en el capítulo anterior con los módulos que se encuentran encendidos durante el lanzamiento. En el siguiente diagrama (figura 5.5), observamos que no obstante que la CV cuenta con tres tarjetas de procesadores, durante el lanzamiento sólo una de ellas se utiliza (el procesador principal).

Ahora sí se tomarán en cuenta las redundancias de los módulos.

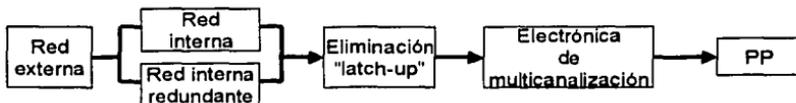


Figura 5.5 Diagrama de bloques de confiabilidad de la arquitectura redundante durante la fase de lanzamiento de misil

5.3.3.1 Módulo de la red de comunicaciones externa

El módulo de electrónica de red externa difiere del considerado en los casos anteriores, pues en este ahora sí se toman en cuenta las redundancias. Su diagrama de bloques de confiabilidad fue presentado en la figura 4.5 del capítulo 4.

Para los elementos que están conectados en serie se tiene la ecuación:

$$\lambda_{RE_S} = \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{AND} + \left(\frac{1}{3}\right)\lambda_{MUY4053}$$

y su confiabilidad es:

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

Además, se tienen elementos en paralelo. Para el canal de transmisión se tienen dos "line drivers" en paralelo, cuya ecuación de confiabilidad es:

$$R_{RE_P_Tx}(t) = 1 - (1 - e^{-(\frac{1}{4}\lambda_{LD189})})^2$$

En el caso de la parte receptora, se obtiene primero la razón de fallas de los elementos en serie, un LD189 y una compuerta AND.

$$\lambda_{Rx_S}(t) = \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{AND} + \left(\frac{1}{4}\right)\lambda_{LD189}$$

y su confiabilidad

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

Este arreglo está conectado en paralelo con otro "line driver", entonces:

$$R_{RE_P_Rx}(t) = 1 - (1 - e^{-(\frac{1}{4}\lambda_{LD189})})(1 - e^{-(\lambda_{Rx_S} t)})$$

La confiabilidad para la electrónica de red externa se calcula considerando los dos paralelos citados conectados en serie con los demás componentes, entonces:

$$R_{RE}(t) = R_{RE_S}(t) \cdot R_{RE_P_T}(t) \cdot R_{RE_P_R}(t)$$

$$R_{RE}(t) = [e^{-\lambda_{RE_S} t}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{LD188} t})^2] [1 - (1 - e^{-\lambda_{LD188} t})(1 - e^{-\lambda_{RE_S} t})] \quad (5.6)$$

5.3.3.2 Módulo de electrónica de red redundante interna

Para la red interna, además del módulo considerado en el primer caso de instrumentación y del cual ya se obtuvo su confiabilidad, se debe considerar su redundancia; es decir, el módulo electrónico de red redundante interna.

En la electrónica de red redundante interna, se consideran todos sus elementos conectados en serie como se aprecia en el diagrama de la figura 4.8. La ecuación de confiabilidad para estos componentes es la siguiente:

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

$$R_{RRI}(t) = e^{-\lambda_{RRI} t} \quad (5.7)$$

Ahora se consideran ambos módulos, red interna y red redundante interna, en paralelo, usando la ecuación para la confiabilidad de dos sistemas no idénticos en paralelo y sustituyendo lo obtenido en las ecuaciones 5.2 y 5.7.

$$R_{RED_INT}(t) = R_{RI}(t) // R_{RRI}(t)$$

$$R_{RED_INT}(t) = 1 - (1 - R_{RI}(t))(1 - R_{RRI}(t))$$

$$R_{RED_INT}(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_{RI} t})(1 - e^{-\lambda_{RRI} t}) \quad (5.8)$$

5.3.3.3 Módulo de eliminación de efecto "latch-up"

Este módulo queda tal como se presentó en el diagrama de la figura 4.3, es decir, con redundancias y tomando en cuenta la electrónica que involucra a todos los procesadores; aunque en este caso sólo esté encendido uno, los componentes deben estar funcionando.

Para obtener su confiabilidad en primer lugar se establece la ecuación de los elementos conectados en serie.

$$\lambda_{ELU_S} = (1/4)\lambda_{OR} + (1/4)\lambda_{AND} + (2/3)\lambda_{MUX4053}$$

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

La confiabilidad para los dos monoestables en paralelo es:

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

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

$$R_{ELU}(t) = R_{ELU_S}(t) \cdot R_{2MONO}(t)$$

$$R_{ELU}(t) = [e^{-(\lambda_{ELU_S}t)}][1 - (1 - e^{-(1/2)\lambda_{MONO}t})^2] \quad (5.9)$$

5.3.3.4 Módulo de electrónica de multicanalización

Este módulo queda tal como se analizó en el capítulo 4, sección 4.4.3, con todos los componentes conectados en serie como muestra el diagrama de la figura 4.4. El valor de la razón de fallas para este módulo es:

$$\lambda_{MC} = (1/2)\lambda_{MUXDIG} + (1/4)\lambda_{AND} + (2/3)\lambda_{MUX4053}$$

y su confiabilidad:

$$R_{MC}(t) = e^{-(\lambda_{MC}t)} \quad (5.10)$$

5.3.3.5 Módulo del procesador

El módulo del procesador queda tal como el visto en el capítulo anterior, en la figura 4.2; es decir, se tomarán en cuenta las redundancias en los "hexfets".

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

$$\lambda_{P_S} = \lambda_{XTAL} + \lambda_{SAB80} + (1/2)\lambda_{NAND} + (3/4)\lambda_{OR} + 2\lambda_{RAM} + 2\lambda_{ROM} + 3\lambda_{AMP2201} + \lambda_{AMP271} + (1/4)\lambda_{COMP} \\ + (1/4)\lambda_{LD188}$$

Y su confiabilidad es:

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

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

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

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:

$$R_P(t) = R_{P_S}(t) \cdot (R_{HEX_P}(t))^2$$

La confiabilidad del módulo en términos de λ es:

$$R_P(t) = [e^{-(\lambda_{P_S} t)}] [1 - (1 - e^{-(\lambda_{HEX} t)})^2]^2 \quad (5.11)$$

Se considera sólo una tarjeta de procesador encendida en el ambiente de lanzamiento de misil.

La ecuación de confiabilidad para esta configuración de computadora redundante en lanzamiento de misil, queda entonces:

$$R_{CR_misil}(t) = R_{RE}(t) \cdot R_{RED_INT}(t) \cdot R_{ELU}(t) \cdot R_{MIC}(t) \cdot R_P(t)$$

Para obtener la ecuación en términos de λ se sustituyen los valores de las ecuaciones 5.6, 5.8, 5.9, 5.10 y 5.11, y se obtiene:

$$R_{CR_misil}(t) = [e^{-(\lambda_{RE} t)}] [1 - (1 - e^{-(\lambda_{RED_INT} t)})^2] [1 - (1 - e^{-(\lambda_{ELU} t)}) (1 - e^{-(\lambda_{MIC} t)})] [1 - (1 - e^{-(\lambda_{P_S} t)}) (1 - e^{-(\lambda_{HEX} t)})]^2 [e^{-(\lambda_{ELU} t)}] [1 - (1 - e^{-(\lambda_{HEX} t)})^2]^2 [e^{-(\lambda_{MIC} t)}] [e^{-(\lambda_{P_S} t)}] [1 - (1 - e^{-(\lambda_{HEX} t)})^2]^2 \quad (5.12)$$

5.3.4 Cuarto caso, análisis de una arquitectura redundante en ambiente de vuelo espacial

Ahora se considera la arquitectura de la computadora de vuelo CTF-3PRO, que se aprecia en la figura 5.6, en la cual todos los módulos están energizados. Las ecuaciones para la mayoría de los módulos fueron obtenidas en la sección anterior. Por ello sólo se menciona el módulo de procesadores, pues ahora se tomarán en cuenta el principal y los dos redundantes.



Figura 5.6 Diagrama de bloques de confiabilidad de la arquitectura redundante en ambiente de vuelo espacial

5.3.4.1 Módulo de procesadores

En esta configuración, se encuentran conectadas en paralelo tres tarjetas de procesadores (PP, PR0 y PR1). Como en los casos anteriores, el paralelo dentro del módulo se considera en serie con los módulos. Recordando la ecuación 5.11 que representa la confiabilidad para una tarjeta:

$$R_p(t) = [e^{-\lambda_p \cdot s^h}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{luff}})^2]^2 \quad (5.11)$$

La ecuación del módulo, considerando tres tarjetas en paralelo es entonces:

$$R_{p_3//}(t) = 1 - [1 - R_p(t)]^3$$

$$R_{p_3//}(t) = 1 - [1 - [e^{-\lambda_p \cdot s^h}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{luff}})^2]^2]^3 \quad (5.13)$$

Entonces, la ecuación de confiabilidad para esta configuración de la computadora de vuelo es:

$$R_{CR_vuelo}(t) = R_{RE}(t) \cdot R_{RED_INT}(t) \cdot R_{ELU}(t) \cdot R_{MC}(t) \cdot R_{p_3//}(t)$$

Sustituyendo en la anterior, las ecuaciones 5.6, 5.8, 5.9, 5.10 y 5.13, obtenemos la confiabilidad en términos de λ :

$$R_{CR_vuelo}(t) = [e^{-\lambda_{RE} \cdot s^h}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{LD111}})^2] [1 - (1 - e^{-\lambda_{LD111}}) (1 - e^{-\lambda_{ns} \cdot s^h})] [1 - (1 - e^{-\lambda_{RI}}) (1 - e^{-\lambda_{RI}})] [e^{-\lambda_{ELU} \cdot s^h}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{MOMO}})^2] [e^{-\lambda_{uc} \cdot s^h}] [1 - [1 - [e^{-\lambda_p \cdot s^h}] [1 - (1 - e^{-\lambda_{luff}})^2]^2]^3] \quad (5.14)$$

Ahora ya se tienen las ecuaciones para cuantificar la confiabilidad de las cuatro configuraciones presentadas para la instrumentación electrónica a bordo de

SATEX. Usando las tablas 4.16 a 4.21 con los valores de razón de fallas de los diferentes componentes electrónicos en las dos condiciones ambientales, y considerando diferentes rangos de calidad; la comercial, militar y espacial, se realizan los cálculos y se obtienen las gráficas que permiten comparar la confiabilidad de las diferentes configuraciones de la instrumentación de vuelo.

5.4 Gráficas de confiabilidad contra tiempo para seis configuraciones de la instrumentación electrónica de SATEX

A continuación se presentan los resultados de confiabilidad para las diferentes configuraciones de instrumentación consideradas para SATEX. Los resultados son presentados de manera gráfica con el fin de apreciar de manera visual las diferencias entre las configuraciones, así como subrayar sus ventajas.

Las gráficas presentadas fueron generadas con programas elaborados en Matlab que evalúan las ecuaciones obtenidas en los incisos anteriores. Para ello se utilizan los valores de razón de fallas de los componentes de diferente calidad y en diferentes condiciones ambientales.

También se puede apreciar con ayuda de las gráficas, la diferencia en el comportamiento al considerar el ensamble de la computadora con componentes de diferente calidad y con ello evaluar un aspecto tan importante como lo es el económico, ya que los componentes de más alta calidad son, lógicamente, los de precio más alto. También se pueden considerar otros factores como alternativa para compensar la calidad con cantidad, así como relacionar aspectos cuantitativos con el número de fallas. Es por ello que todas las gráficas se comentan una a una.

5.4.1 Criterio considerado para el análisis de las gráficas

Para discutir si el valor de confiabilidad obtenido es aceptable para el sistema que se está evaluando, debemos tener un criterio de acuerdo a la aplicación del sistema. Por ello, los comentarios a las gráficas se basan en la tabla 5.1, propuesta por Eric Hoffman del Departamento del Espacio de la Universidad Johns Hopkins en 1990.

Probabilidad de éxito (Ps)	Tiempo de duración de la misión
0.99	Un año de vida
0.97	Tres años de vida
0.95	Cinco años de vida
0.90	Diez años de vida

Tabla 5.1 Probabilidad de éxito en función del tiempo que dure la misión

En esta tabla, se propone la probabilidad de éxito P_s como función del tiempo que dure la misión; es decir, la confiabilidad que debe alcanzar el equipo. [Hoffman, 1990].

5.4.2 Comparación de seis configuraciones de computadoras

Para iniciar se presentan algunas consideraciones sencillas usadas en la notación de todas las gráficas para que sean claras y uniformes.

La función de confiabilidad a través del tiempo se representa con línea continua cuando se trata de una computadora simple, sin redundancias y notación CS; y con línea punteada cuando representa la confiabilidad de una computadora tolerante a fallas, con redundancias, es decir CTF. Las palabras *comercial*, *militar* y *espacial*, en las gráficas; indican la calidad de los componentes con los que se considera, está armada la computadora, a su vez se utilizan colores para diferenciarlos, en este caso, rojo, verde y azul respectivamente

Con base en estas consideraciones, la computadora CTF-3PRO utilizada en el microsatélite experimental SATEX está representada por líneas punteadas en color verde.

5.4.2.1 Gráfica de confiabilidad en ambiente de lanzamiento de misil durante una hora

La primera gráfica representa el primer periodo de tiempo considerado y el primer ambiente al que estará expuesto el satélite. La gráfica que se observa en la figura 5.7 representa la confiabilidad de la instrumentación para un periodo de tiempo de una hora en ambiente de lanzamiento de misil.

La mayor confiabilidad es obviamente para las computadoras armadas con componentes de calidad espacial, seguidas por las de calidad militar, y al final, las de menor confiabilidad, son las computadoras armadas con componentes de calidad comercial.

Claramente se observa que las computadoras armadas con redundancias en sus componentes ofrecen una confiabilidad mayor que aquellas que no la tienen.

Uno de los objetivos del presente trabajo, es verificar que un sistema redundante armado con componentes de menor calidad, puede tener la misma confiabilidad que un sistema simple armado con componentes de calidad mayor. En este caso, que la CTF comercial tuviera una confiabilidad mayor que la CS militar, y la CTF militar tuviera una confiabilidad mayor que la CS espacial. Sin embargo, una de las razones por las cuales no se aprecia dicho fenómeno en la gráfica 5.7, es la condición ambiental, ya que es muy adversa, y al tener una

computadora más componentes, aumenta la probabilidad de que alguno de estos falle.

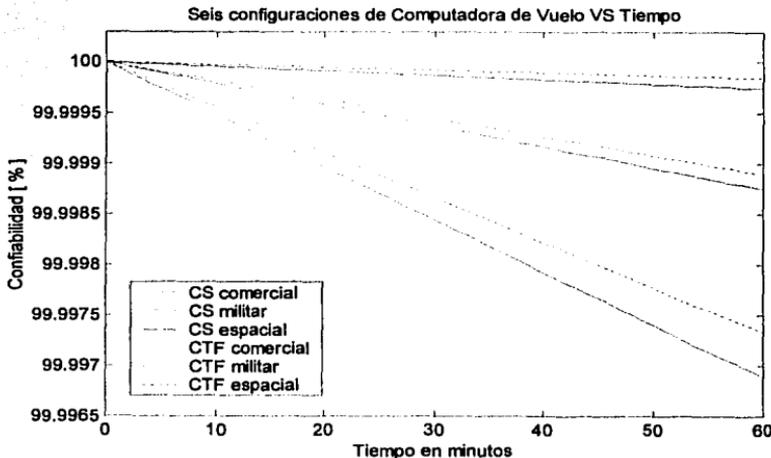


Figura 5.7 Confiabilidad de la computadora de vuelo durante una hora en ambiente de lanzamiento de misil

Otro factor que se puede apreciar en esta gráfica sobre la calidad del componente, es que la diferencia de confiabilidad entre la computadora sencilla y la redundante, disminuye al aumentar la calidad de los componentes con los que han sido armadas. Es decir, la diferencia de confiabilidad entre la computadora simple y la redundante de calidad comercial es grande, mientras que la diferencia entre las dos computadoras de calidad militar es menor, y la diferencia entre las dos computadoras de calidad espacial es, entonces, mucho más pequeña.

A pesar de las grandes diferencias que se presentan en la confiabilidad de las diferentes computadoras, todas ellas presentan un valor aceptable, pues están por arriba del 99%; esto se debe más que nada al periodo de tiempo tan corto que se ha considerado.

5.4.2.2 Gráfica de confiabilidad en ambiente de lanzamiento de misil durante veinticuatro horas

La gráfica que se observa en la figura 5.8, complementa la información obtenida en la gráfica anterior. El periodo de tiempo considerado en este caso no

es real, pues el satélite no estará tanto tiempo en ambiente de lanzamiento de misil.

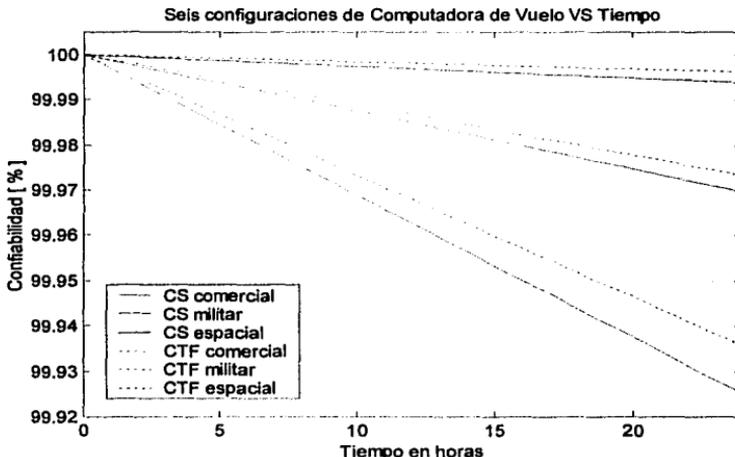


Figura 5.8 Confiabilidad de la computadora de vuelo durante 24 horas en ambiente de lanzamiento de misil

La gráfica muestra que los comentarios a la gráfica anterior varían proporcionalmente al tiempo, es decir que el comportamiento de la curva de confiabilidad es prácticamente lineal. Aquí tampoco se presenta una confiabilidad muy baja, pues el periodo de tiempo sigue siendo corto.

5.4.2.3 Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante un año

La gráfica de la figura 5.9 es una de las más importantes ya que representa la confiabilidad de la computadora de vuelo en el periodo de tiempo que se espera como mínimo de vida útil del satélite.

Esta gráfica ilustra uno de los puntos más importantes que se persigue con el diseño redundante de la CTF-3PRO, el aumento tan significativo de la confiabilidad al incorporar redundancias.

Por ejemplo, la computadora redundante a pesar de considerarse armada con componentes de calidad comercial, supera por mucho a la computadora simple de componentes militares, e incluso, se acerca a la computadora simple de

calidad espacial. Esto implica grandes ventajas en lo que a costos se refiere. De igual manera, para la computadora de SATEX, la CTF-3PRO armada con componentes militares, supera en confiabilidad a la computadora simple espacial y su confiabilidad se acerca mucho a la confiabilidad de la computadora redundante espacial.

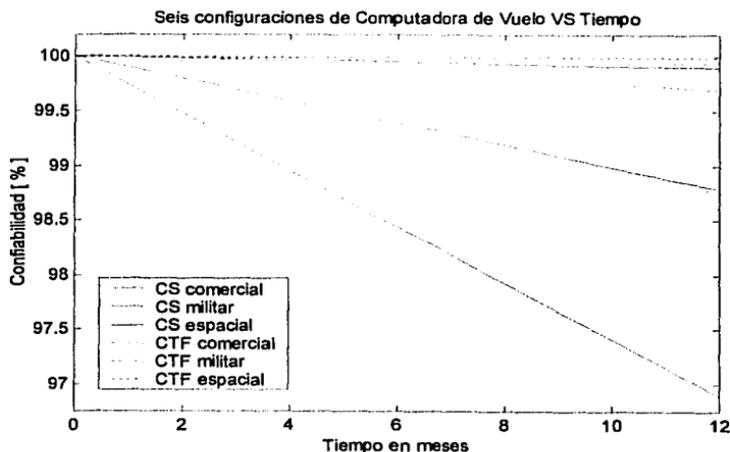


Figura 5.9 Confiabilidad de la computadora de vuelo durante un año en ambiente de vuelo espacial

De acuerdo al período de tiempo considerado y al criterio aplicado, expuesto en la tabla 5.1, se tiene una confiabilidad aceptable para la computadora CTF-3PRO de SATEX, pues está por arriba del 99% por lo que aprueba el criterio de manera ventajosa.

5.4.2.4 Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante dos años

La gráfica de la figura 5.10 muestra la confiabilidad en un periodo de tiempo de dos años, el doble del periodo considerado como mínimo de vida útil del satélite.

La CTF-3PRO, muestra una confiabilidad muy buena, pues a pesar de duplicarse el periodo de tiempo, sigue con un valor superior al 99%. En el caso de las computadoras de calidad comercial, la redundante alcanza el criterio de aprobación.

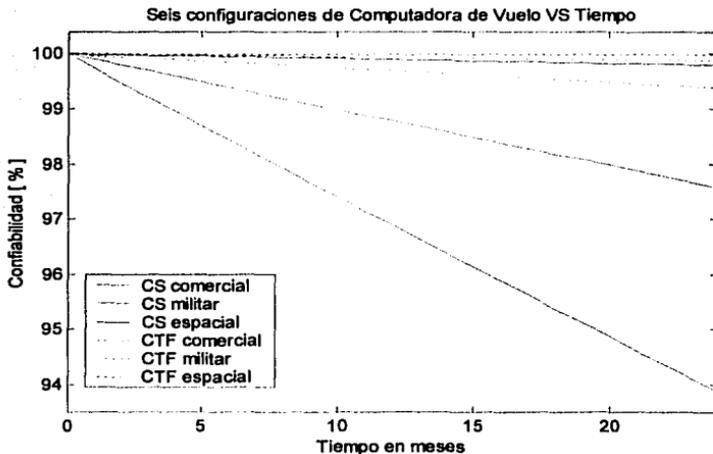


Figura 5.10 Confiabilidad de la computadora de vuelo durante dos años en ambiente de vuelo espacial

5.4.2.5 Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante cinco años

La gráfica de la figura 5.11 presenta la confiabilidad en un periodo de tiempo de cinco años. Esta gráfica sólo ilustra el comportamiento de la instrumentación electrónica a bordo, pues no se tiene la certeza de que el satélite cumpla este periodo de vida útil. Sin embargo, afortunadamente, en lo que respecta a la computadora de vuelo, el resultado se muestra positivo, ya que se obtiene una confiabilidad alta para la CTF-3PRO.

El comportamiento de la confiabilidad para este periodo de tiempo es aún, de apariencia lineal, ya que la confiabilidad decrece de manera exponencial. Sin embargo, el periodo de tiempo es relativamente corto, por lo que la confiabilidad tiene un comportamiento aparentemente lineal. El criterio de aprobación considerado en la tabla 5.1 para cinco años, 95%, es fácilmente superado por la CTF-3PRO de SATEX.

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

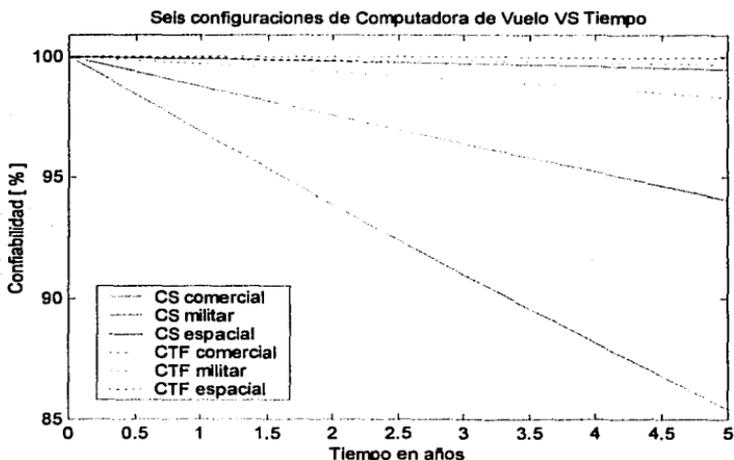


Figura 5.11 Confiabilidad de la computadora de vuelo durante cinco años en ambiente de vuelo espacial

5.4.2.6 Gráfica de confiabilidad en ambiente de vuelo espacial durante diez años

La gráfica de la figura 5.12 es para un periodo de tiempo hipotético, que sirve para ilustrar el cambio en la confiabilidad en un periodo de tiempo más grande.

Las comparaciones entre las diferentes configuraciones de computadoras son análogas a las gráficas anteriores. Un punto que se debe resaltar es el hecho de que para una computadora armada con componentes de calidad espacial, la confiabilidad es muy buena a pesar del largo periodo de tiempo; sin embargo, para una misión que va a durar un periodo de tiempo más corto, resulta innecesario invertir en componentes de alta calidad.

También en esta gráfica para la CTF-3PRO de SATEX se presenta una confiabilidad por arriba del 90%, de acuerdo al criterio de éxito de la misión de la tabla 5.1, y lo mismo sucede con los equipos de calidad espacial.

**ESTA TESIS NO SALE
DE LA BIBLIOTECA**

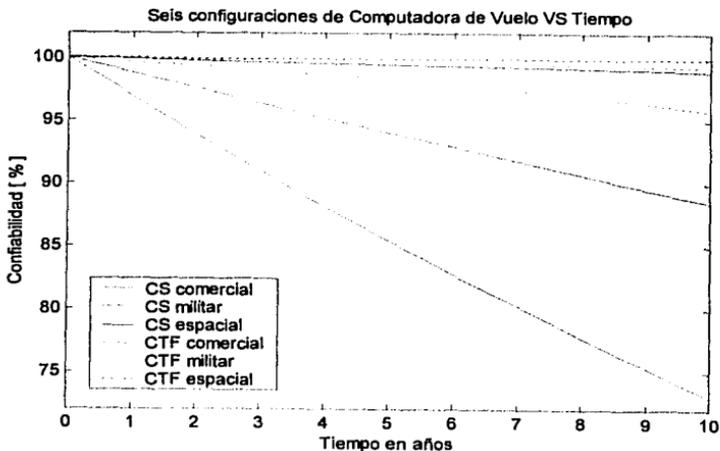


Figura 5.12 Confiabilidad de la computadora de vuelo durante diez años en ambiente de vuelo espacial

5.5 Confiabilidad de los diferentes módulos que componen la instrumentación electrónica de SATEX

Ahora que se tienen todas las gráficas y se ha comparado la configuración que se encontrará a bordo de SATEX, se procede a analizar la CTF-3PRO con mayor detalle.

En este apartado se presenta en una gráfica la confiabilidad de cada uno de los módulos que componen la instrumentación electrónica de SATEX. Esto con la finalidad de conocer cuál de estos contribuye a incrementar la confiabilidad, o de igual manera, a disminuirla y con ello detectar en que módulos se deben hacer cambios, o en cuales se podría, sin mayor problema, quitar redundancias.

Para esto no será necesario obtener gráficas para cada tipo de configuración y periodo de tiempo, pues el objetivo es tan sólo esclarecer la confiabilidad relativa entre los módulos de la computadora CTF-3PRO; además de que la diferencia de confiabilidad entre uno y otro módulo a través del tiempo, es proporcional.

De esta forma, la confiabilidad de los módulos de la CTF-3PRO se obtiene para la computadora redundante ensamblada con componentes de calidad militar. El periodo de tiempo es de un año en ambiente de vuelo espacial.

La gráfica de la figura 5.13 presenta la confiabilidad de cada uno de los módulos de la CTF-3PRO durante un año. Se presentan en una misma gráfica para que la comparación de confiabilidad sea más sencilla de visualizar.

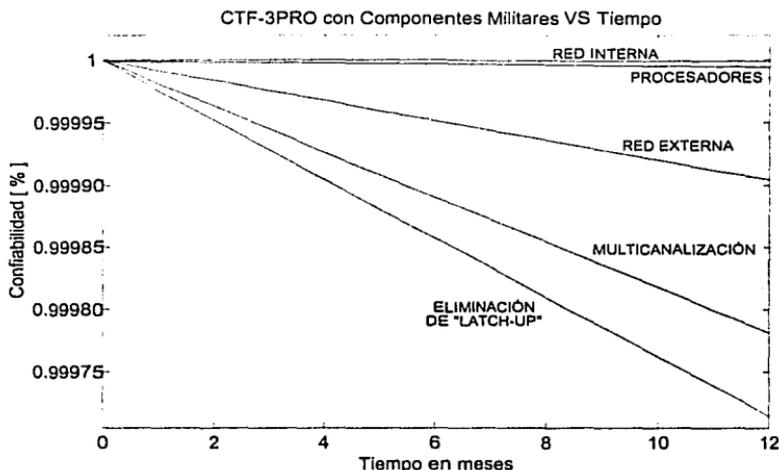


Figura 5.13 Comparación de la confiabilidad de los módulos electrónicos de la instrumentación a bordo de SATEX

Uno de los módulos de más alta confiabilidad es el de procesadores; esto se debe a la doble redundancia del módulo completo. El procesador es el componente más importante dentro de la instrumentación porque se encarga de ordenar todas las operaciones dentro del satélite y procesar toda la información, que éste recibe o envía. Por lo anterior, se tomó la decisión de implantar tres procesadores en la computadora, y como se ve en la gráfica, la confiabilidad para este módulo es más que aceptable.

Otro de los módulos con alta confiabilidad es el de la red de comunicaciones interna del satélite, pues se consideran en paralelo los dos canales, el principal y el redundante porque su electrónica es totalmente independiente.

Lo anterior también fue una decisión acertada, pues de la comunicación interna dependen las operaciones de los demás equipos, ya que por la red de comunicaciones reciben y envían la información que será enviada a la estación terrena.

El módulo encargado de la multicanalización de señales para los procesadores tiene una confiabilidad bastante alta, también se debe a que está integrado por una cantidad pequeña de componentes.

La confiabilidad del modulo de red externa tiene una confiabilidad sólo un poco mayor que éste último, debido a que cuenta también con pocos elementos y algunos son redundantes.

El módulo de menor confiabilidad es el de eliminación de efecto latch-up, a pesar de que cuenta con redundancias, es un módulo integrado por un gran número de componentes. Aunque comparativamente con los demás módulos está debajo de ellos, no significa por esto que tenga una confiabilidad pobre. Este módulo presenta una confiabilidad alta para el tiempo considerado, lo cual es de suma importancia pues del funcionamiento correcto de este módulo depende que otros componentes electrónicos no sean afectados por la radiación y que cualquiera de los tres procesadores pueda ser encendido sin existir conflicto entre ellos.

Se concluye entonces que a pesar de variaciones relativamente grandes entre los valores de confiabilidad de cada uno de los módulos, ninguno de ellos presenta un valor por debajo del aceptado por el criterio considerado. Al contrario, todos quedan muy por arriba de éste.

Con este estudio se observa que no existe un módulo altamente crítico o conflictivo, y que las redundancias se utilizan en sitios adecuados para incrementar la confiabilidad total de la instrumentación.

Con las gráficas y los comentarios expuestos, termina el estudio de confiabilidad de la instrumentación electrónica de SATEX. Todas las conclusiones serán presentadas en el último de los capítulos de este trabajo de tesis.

En el capítulo siguiente se realizará un análisis de confiabilidad para la arquitectura de cómputo a bordo de SATEX, que se conformará como un experimento adicional en el microsatélite. Para este caso se utilizará la técnica ya explicada de modelado de Markov, así como algunos diagramas de bloques y ecuaciones planteados en este capítulo.

ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD DE LA ARQUITECTURA DE CÓMPUTO A BORDO DE SATEX

6.1 Introducción

En este capítulo se presenta el análisis de confiabilidad de una arquitectura de cómputo que utiliza a todos los procesadores conectados a la red interna de SATEX. Dicha configuración se planeó con el fin de detectar fallas en cualquiera de los procesadores a bordo para tener la posibilidad de seguir funcionando al cien por ciento, por medio de la reconfiguración del sistema.

Para realizar el análisis se utiliza la técnica de modelado de Markov debido a que permite evaluar el comportamiento dinámico de sistemas, tal como lo requiere el problema planteado. De esta forma, mediante un modelo de Markov se representan los estados por los cuales puede pasar la arquitectura antes de llegar al estado de falla total.

Como se vio en el capítulo anterior, los sistemas en paralelo aumentan la confiabilidad total del sistema, sin embargo en aplicaciones como ésta, las redundancias implican incrementos en espacio y peso, dos factores de vital importancia para cualquier satélite. La configuración desarrollada, que constituye un experimento más a bordo de SATEX por parte del Instituto de Ingeniería, UNAM, permite que varios procesadores, con tareas y características propias, puedan, en determinado momento conjuntarse como un solo sistema para detectar fallas. Es decir, no se necesita llevar a bordo una computadora para realizar esta tarea específica.

6.2 Arquitectura de cómputo semivirtual

Como se dijo anteriormente, a bordo de SATEX existen varios subsistemas que cuentan con procesadores, éstos se presentan en la tabla 6.1.

Subsistema	Acrónimo del Procesador
3 Procesadores de computadora de vuelo	PP, PR0 y PR1
Procesador de la cámara digital	PCD
Procesador de la carga útil óptica	PCUO
Procesador del sistema de potencia	PSP
Procesador del detector de tonos, llamado procesador de sobrevivencia	PS

Tabla 6.1 Procesadores que integran la computadora semivirtual

Cada uno de los subsistemas, constituye un nodo de la red de área local, que está conectado tanto al canal principal como al redundante.

La computadora de vuelo cuenta con dos procesadores de respaldo, es decir, integra tres tarjetas de procesamiento, PP, PR0 y PR1. De esta forma la computadora semivirtual a bordo de SATEX cuenta con siete procesadores. La forma en que se encuentra estructurada la arquitectura de cómputo se ilustra en la figura 6.1 y se explica a continuación.

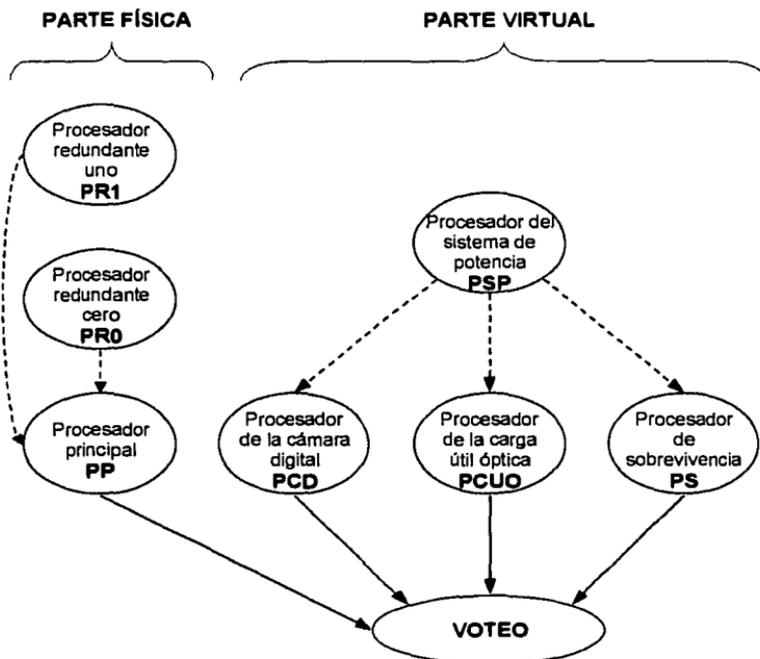


Figura 6.1 Procesadores que integran la computadora semivirtual

Los procesadores que se encuentran inicialmente conectados a la red principal son: PP, PCD, PCUO y PS. Cuando se presenta alguna falla en el PP, se puede conmutar a PR0 y en caso de falla en éste, puede conmutarse a PR1. De igual manera, en caso de que alguno de los procesadores PCD, PCUO o PS falle, el procesador del SP lo sustituye.

Los tres procesadores que conforman la computadora de vuelo se consideran como la parte física de la arquitectura semivirtual, mientras que la parte formada por los cuatro procesadores restantes es considerada la parte virtual. Por lo anterior, se cuenta con dos "refacciones" para la parte física y una para la parte virtual.

6.3 Tolerancia a fallas en la arquitectura de cómputo semivirtual

Uno de los conceptos más importantes por los cuales a un sistema se le atribuye la calificación de tolerante a fallas es la posibilidad de que siga operando de manera continua aún ante fallas importantes de su hardware. Este es el fin que persigue la arquitectura de cómputo desarrollada para SATEX.

Para la arquitectura se implantó software fuertemente acoplado para la detección de fallas en cualquiera de los procesadores a bordo. Dicho sistema funciona sobre la base del **voto democrático**, la cual forma parte de otra tesis que se desarrolla actualmente en el Instituto de Ingeniería UNAM.

Como el objetivo del presente trabajo es evaluar la confiabilidad de la arquitectura descrita de manera cuantitativa, a continuación se presentará el modelado matemático de la arquitectura de cómputo semivirtual de SATEX.

6.4 Modelado matemático de la arquitectura de cómputo de SATEX

Con base en la figura 6.1, se desarrolló el diagrama de la figura 6.2, en el cual se representan todos los estados posibles de los procesadores antes de llegar al estado de falla. El número 1 representa a la parte física de la computadora, por lo que el 1 significa que se encuentra funcionando PP, el 1' que funciona PR0 y el 1'', PR1.

La parte virtual está representada por el número 3, que son los procesadores que se encuentran funcionando inicialmente (PCD, PCUO y PS), y el 3' indica que el PSP ha sustituido a alguno de ellos.

Como se percibe, el estado inicial y sin fallas es el que se encuentra en la parte superior izquierda, representado por la notación 1 3. Las probabilidades de que el sistema cambie de estado se encuentran descritas por las flechas que indican el cambio de un estado a otro, hasta llegar al estado de falla total, representado por F.

Para calcular las probabilidades se considera que todos los componentes dentro de los procesadores obedecen a la ley exponencial de fallas. De acuerdo a esto se obtuvo el valor de la razón de fallas λ del procesador principal a partir del diagrama de la figura 4.2 en la sección 4.4.1 cuya ecuación de confiabilidad es la

5.11 obtenida en la sección 5.3.3.5. Este valor es el mismo para los procesadores redundantes.

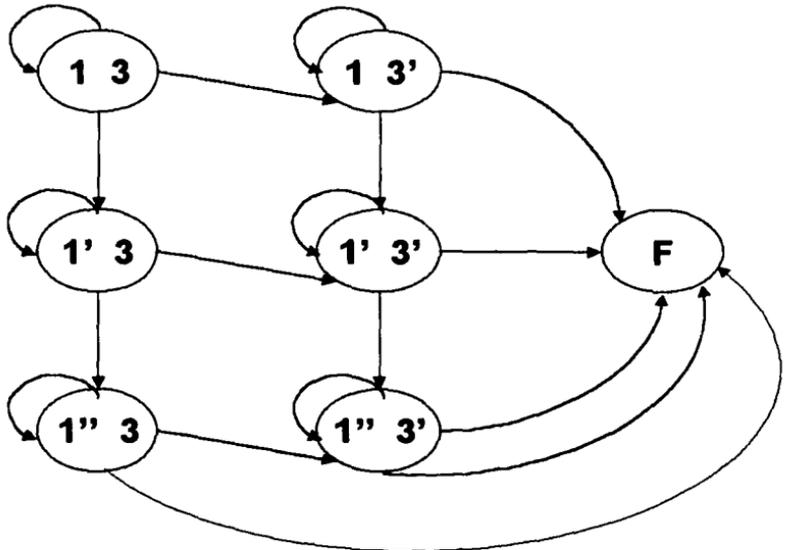


Figura 6.2 Diagrama de Markov para los posibles estados de los procesadores a bordo

Respecto a los demás procesadores se desconoce su valor de razón de fallas debido a que se desarrollan en otras instituciones, sin embargo, se decidió obtener el valor de razón de fallas utilizando un diagrama de bloques de componentes electrónicos basado en el usado para el PP. Las diferencias consideradas, son, que en los procesadores de la parte virtual, no se toma en cuenta la electrónica del *circuito de detección de efecto "latch-up"* y el circuito de encendido. El diagrama de bloques considerado para los procesadores virtuales es el presentado en la figura 6.3.

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 si lo son, en unos casos de calidad militar y en otros de calidad espacial.

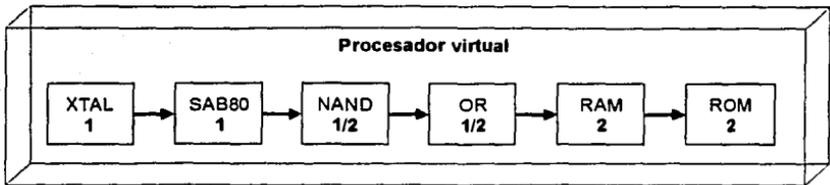


Figura 6.3 Diagrama de bloques para cada uno de los procesadores virtuales

La razón de fallas de cada uno de los procesadores físicos está representada por λ_F , mientras que para los procesadores virtuales está representada por λ_V .

La figura 6.2 ilustra los estados de configuración de las computadoras antes de llegar al estado de falla; sin embargo no toma en cuenta el canal de comunicación entre ellas, es decir la red interna, y la electrónica que utiliza la CV para operar adecuadamente con ésta, es decir, se considerará también el módulo de multicanalización y el de eliminación de efecto "latch-up" para la CV, vistos en el capítulo anterior.

Estos dos módulos serán considerados en serie dentro de uno sólo llamado *módulo de control* y representado en los diagramas de Markov por **C**; ya que una falla en éste impide el funcionamiento de cualquiera de los procesadores físicos. El valor de la razón de fallas para el módulo de control está representada por λ_C y para obtener este valor se usaron las ecuaciones 5.9 y 5.10.

El diagrama de Markov de la figura 6.4, presenta a la arquitectura de la computadora semivirtual incluyendo la red interna. La notación de la red interna es, para el canal principal **R₁**, y para el canal redundante **R₂**. Sus valores de razón de fallas están representados por λ_R y λ_{RR} respectivamente.

Para obtener estos valores se usaron las ecuaciones 5.2 para **R₁** y 5.7 **R₂** para obtenidas en el capítulo anterior.

Así, el estado inicial e ideal es **CR₁13** cuando se encuentra funcionando el canal principal de la red interna. Los estados hacia abajo del diagrama representan el cambio de canal principal a redundante; y en caso de falla en éste, el estado de falla total.

Cabe resaltar que los valores de razón de fallas utilizados para realizar los cálculos consideran ambiente de vuelo espacial, pues sólo cuando el satélite se encuentre en dicho ambiente se armará la computadora semivirtual.

λ_p = razón de fallas del procesador físico
 λ_v = razón de fallas del procesador virtual
 λ_c = razón de fallas del control de procesadores
 λ_n = razón de fallas de red (canal principal)
 λ_{nR} = razón de fallas de red (canal redundante)

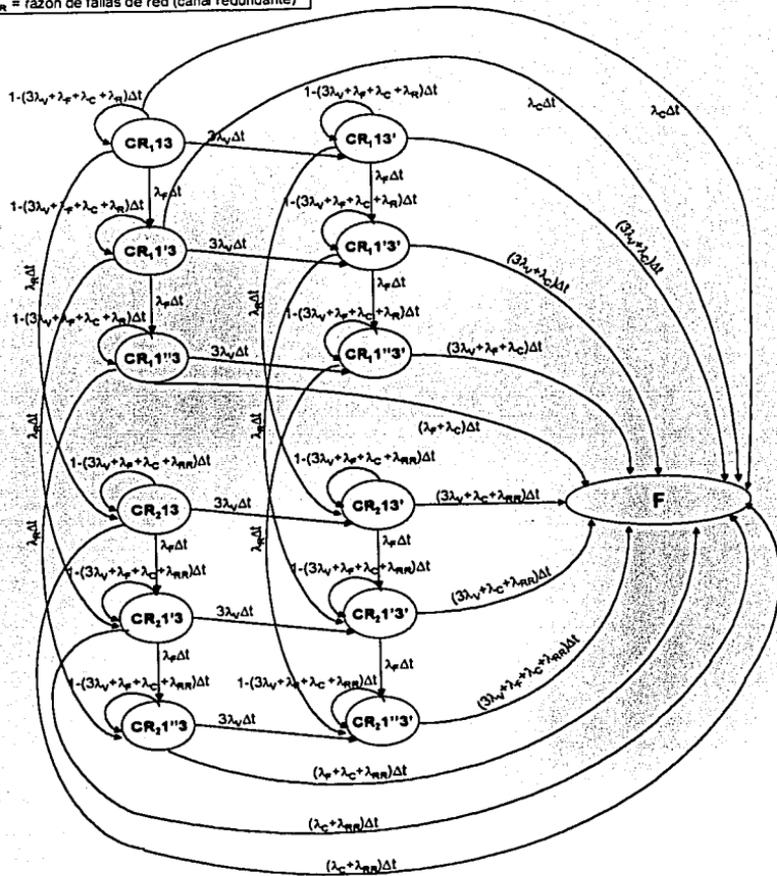


Figura 6.4 Diagrama de Markov para la arquitectura de cómputo de SATEX

A partir del diagrama 6.4 se obtienen las ecuaciones de probabilidad de cada estado, dichas ecuaciones se presentan a continuación.

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R) \Delta t \right)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_R) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$p_{CR_2,13}(t + \Delta t) = p_{CR_2,13}(t) \left(1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \right) + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_R \Delta t)$$

$$\begin{aligned} p_F(t + \Delta t) = & p_F(t) (\Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_C \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_C \Delta t) + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F + \lambda_C) \Delta t \\ & + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t + p_{CR_2,13}(t) (\lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \\ & + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_C) \Delta t + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_C) \Delta t + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C) \Delta t \\ & + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \\ & + p_{CR_2,13}(t) (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR}) \Delta t \end{aligned}$$

Las ecuaciones anteriores representan la probabilidad de que el sistema se encuentre en uno u otro estado.

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

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

$$P(t+\Delta t) = \begin{bmatrix} PCR_{113} (t+\Delta t) \\ PCR_{1'1'3} (t+\Delta t) \\ PCR_{11''3} (t+\Delta t) \\ PCR_{213} (t+\Delta t) \\ PCR_{2'1'3} (t+\Delta t) \\ PCR_{21''3} (t+\Delta t) \\ PCR_{113'} (t+\Delta t) \\ PCR_{1'1'3'} (t+\Delta t) \\ PCR_{11''3'} (t+\Delta t) \\ PCR_{213'} (t+\Delta t) \\ PCR_{2'1'3'} (t+\Delta t) \\ PCR_{21''3'} (t+\Delta t) \\ PCR_{113} (t+\Delta t) \\ P_F (t+\Delta t) \end{bmatrix}$$

A es una matriz de la forma:

$$A = \begin{bmatrix} a1 & a2 & a3 & a4 & a5 & a6 & a7 & a8 & a9 & a10 & a11 & a12 & a13 \\ b1 & b2 & b3 & b4 & b5 & b6 & b7 & b8 & b9 & b10 & b11 & b12 & b13 \\ c1 & c2 & c3 & c4 & c5 & c6 & c7 & c8 & c9 & c10 & c11 & c12 & c13 \\ d1 & d2 & d3 & d4 & d5 & d6 & d7 & d8 & d9 & d10 & d11 & d12 & d13 \\ e1 & e2 & e3 & e4 & e5 & e6 & e7 & e8 & e9 & e10 & e11 & e12 & e13 \\ f1 & f2 & f3 & f4 & f5 & f6 & f7 & f8 & f9 & f10 & f11 & f12 & f13 \\ g1 & g2 & g3 & g4 & g5 & g6 & g7 & g8 & g9 & g10 & g11 & g12 & g13 \\ h1 & h2 & h3 & h4 & h5 & h6 & h7 & h8 & h9 & h10 & h11 & h12 & h13 \\ i1 & i2 & i3 & i4 & i5 & i6 & i7 & i8 & i9 & i10 & i11 & i12 & i13 \\ j1 & j2 & j3 & j4 & j5 & j6 & j7 & j8 & j9 & j10 & j11 & j12 & j13 \\ k1 & k2 & k3 & k4 & k5 & k6 & k7 & k8 & k9 & k10 & k11 & k12 & k13 \\ l1 & l2 & l3 & l4 & l5 & l6 & l7 & l8 & l9 & l10 & l11 & l12 & l13 \\ m1 & m2 & m3 & m4 & m5 & m6 & m7 & m8 & m9 & m10 & m11 & m12 & m13 \end{bmatrix}$$

Donde los términos a2, a3, a4, a5, a6, a7, a8, a9, a10, a11, a12, a13, b3, b4, b5, b6, b7, b8, b9, b10, b11, b12, b13, c1, c4, c5, c6, c7, c8, c9, c10, c11, c12,

c13, d2, d3, d5, d6, d7, d8, d9, d10, d11, d12, d13, e1, e3, e6, e7, e8, e9, e10, e11, e12, e13, f1, f2, f4, f7, f8, f9, f10, f11, f12, f13, g2, g3, g4, g5, g6, g8, g9, g10, g11, g12, g13, h1, h3, h4, h5, h6, h9, h10, h11, h12, h13, i1, i2, i4, i5, i6, i7, i10, i11, i12, i13, j1, j2, j3, j5, j6, j8, j9, j11, j12, j13, k1, k2, k3, k4, k6, k7, k9, k12, k13, l1, l2, l3, l4, l5, l7, l8, l10, y l13 son iguales a cero. Los demás términos tienen los siguientes valores:

$$\begin{aligned}
 a1 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_R)\Delta t \\
 b1 &= \lambda_F\Delta t \\
 b2 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_R)\Delta t \\
 c2 &= \lambda_F\Delta t \\
 c3 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_R)\Delta t \\
 d1 &= \lambda_R\Delta t \\
 d4 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_{RR})\Delta t \\
 e2 &= \lambda_R\Delta t \\
 e4 &= \lambda_F\Delta t \\
 e5 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_{RR})\Delta t \\
 f3 &= \lambda_R\Delta t \\
 f5 &= \lambda_F\Delta t \\
 f6 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_{RR})\Delta t \\
 g1 &= 3\lambda_V\Delta t \\
 g7 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_R)\Delta t \\
 h2 &= 3\lambda_V\Delta t \\
 h7 &= \lambda_F\Delta t \\
 h8 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_R)\Delta t \\
 i3 &= 3\lambda_V\Delta t \\
 i8 &= \lambda_F\Delta t \\
 i9 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_R)\Delta t \\
 j4 &= 3\lambda_V\Delta t \\
 j7 &= \lambda_R\Delta t \\
 j10 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_{RR})\Delta t \\
 k5 &= 3\lambda_V\Delta t \\
 k8 &= \lambda_R\Delta t \\
 k10 &= \lambda_F\Delta t \\
 k11 &= 1-(3\lambda_V+\lambda_F+\lambda_C+\lambda_{RR})\Delta t \\
 l6 &= 3\lambda_V\Delta t \\
 l9 &= \lambda_R\Delta t \\
 l11 &= \lambda_F\Delta t
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
l_{12} &= 1 - (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_1 &= \lambda_C \Delta t \\
m_2 &= \lambda_C \Delta t \\
m_3 &= (\lambda_F + \lambda_C)\Delta t \\
m_4 &= (\lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_5 &= (\lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_6 &= (\lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_7 &= (3\lambda_V + \lambda_C)\Delta t \\
m_8 &= (3\lambda_V + \lambda_C)\Delta t \\
m_9 &= (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C)\Delta t \\
m_{10} &= (3\lambda_V + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_{11} &= (3\lambda_V + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_{12} &= (3\lambda_V + \lambda_F + \lambda_C + \lambda_{RR})\Delta t \\
m_{13} &= 1
\end{aligned}$$

$$P(t) = \begin{bmatrix}
P_{CR_{13}}(t) \\
P_{CR_{1'3}}(t) \\
P_{CR_{1''3}}(t) \\
P_{CR_{213}}(t) \\
P_{CR_{21'3}}(t) \\
P_{CR_{21''3}}(t) \\
P_{CR_{113'}}(t) \\
P_{CR_{11'3'}}(t) \\
P_{CR_{11''3'}}(t) \\
P_{CR_{213'}}(t) \\
P_{CR_{21'3'}}(t) \\
P_{CR_{21''3'}}(t) \\
P_{CR_{113}}(t) \\
P_F(t)
\end{bmatrix}$$

Para la solución de las ecuaciones de acuerdo al método explicado en el capítulo 3, se realizaron programas en Matlab que además grafican la probabilidad de que el sistema no se encuentre en estado de falla; es decir, su confiabilidad a través del tiempo.

A continuación se presentan los resultados de dichos cálculos y se obtienen las gráficas de confiabilidad para uno, dos, cinco y diez años.

6.5 Gráficas de confiabilidad a través del tiempo de la arquitectura de cómputo a bordo de SATEX

La confiabilidad de la arquitectura de cómputo, se encuentra dada por la probabilidad de que se encuentre en cualquiera de los estados mencionados exceptuando el estado de falla. Es decir, la suma de probabilidades de que el sistema se encuentre en cualquiera de los doce estados de funcionalidad, es igual a la confiabilidad del sistema.

La confiabilidad para el sistema se calculó para los mismos periodos de tiempo considerados en ambiente de vuelo espacial del capítulo 5.

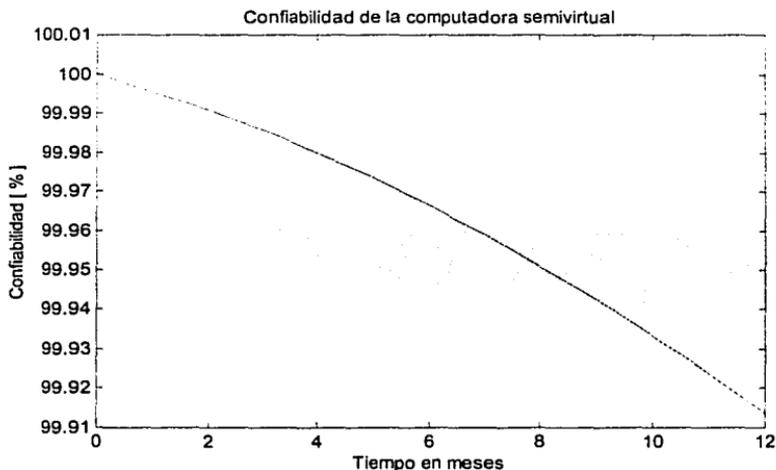


Figura 6.5 Gráfica de confiabilidad de la computadora semivirtual de SATEX durante el primer año

La figura 6.5 representa la confiabilidad del sistema durante el primer año, claramente se ve un alto índice de confiabilidad, prácticamente del 100%.

Esta es la gráfica más importante porque representa al sistema durante el periodo considerado como mínima vida útil.

A continuación se presentan las gráficas para los periodos de tiempo de dos, cinco y diez años.

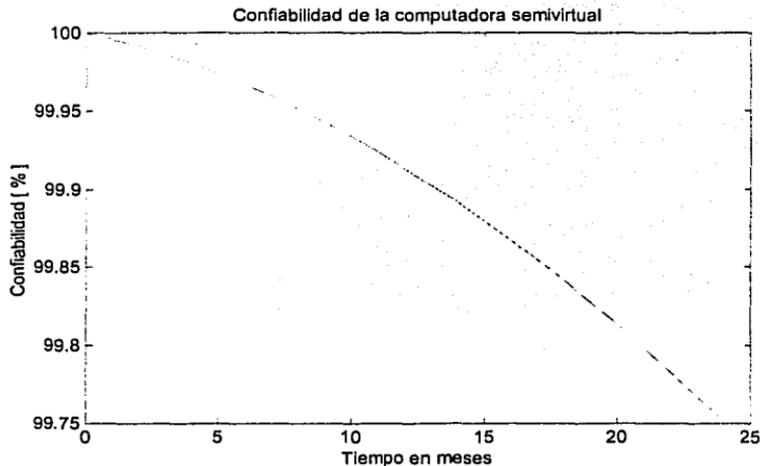


Figura 6.6 Gráfica de confiabilidad de la computadora semivirtual de SATEx durante los dos primeros años

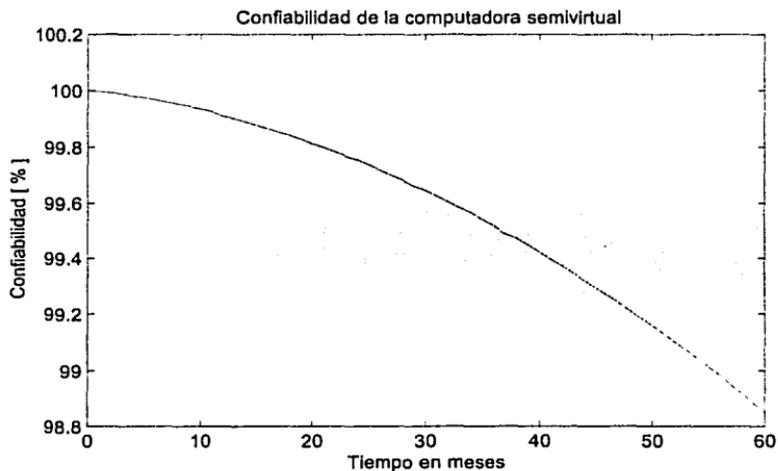


Figura 6.7 Gráfica de confiabilidad de la computadora semivirtual de SATEx durante los cinco primeros años

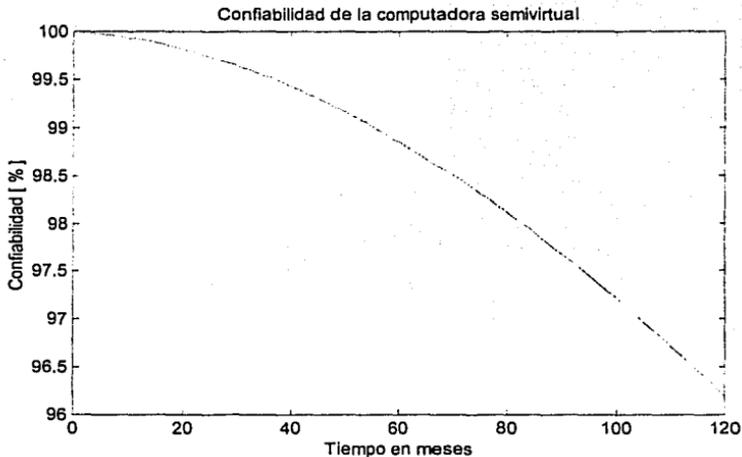


Figura 6.8 Gráfica de confiabilidad de la computadora semivirtual de SATEX durante los diez primeros años

Como se ve en las gráficas, la confiabilidad para la arquitectura de cómputo es muy alta. Esto se debe en gran medida a que cuenta con "refacciones" para nodos de procesamiento y para la red interna. Esto aumenta el número de estados de funcionalidad y con ello disminuye la probabilidad de llegar al estado de falla.

Otro aspecto que resalta en las curvas de confiabilidad es que se aprecia un comportamiento no lineal en contraparte con las gráficas presentadas en el capítulo 5.

La figura 6.9 compara las curvas de confiabilidad de la computadora semivirtual con la confiabilidad de un solo procesador, en ella se puede ver el alto grado de confiabilidad, además en este caso, aunque la confiabilidad de un solo procesador sea alta, la comparación no debe quedar sólo en eso, porque el llevar a bordo un procesador más para realizar las tareas de diagnóstico, implica peso, espacio y consumo de energía, además, mientras estas tareas no se estén llevando a cabo se desperdician estos recursos.

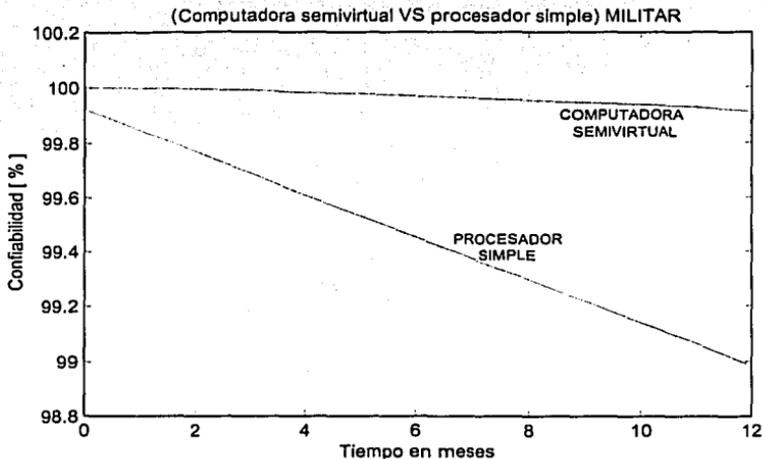


Figura 6.9 Gráfica de confiabilidad de la computadora semivirtual de SATEX durante los diez primeros años

Con los resultados presentados concluyen el estudio de confiabilidad de la arquitectura de cómputo a bordo de SATEX y este capítulo. En el capítulo final de esta tesis se presentarán conclusiones y recomendaciones derivadas de los resultados obtenidos tanto en éste, como en el capítulo anterior.

Para cumplir el tercer objetivo de esta tesis, en el siguiente capítulo se presentará el trabajo desarrollado en torno a los sensores a bordo de SATEX.

SENSORES DE SATEX

7.1 Introducción

En este capítulo se describen algunos de los sensores junto con la electrónica de acondicionamiento desarrollada en el Instituto de Ingeniería UNAM, los cuales se instalarán en el satélite e indicarán las condiciones de operación de éste a la estación terrena.

Un sensor es un aparato que sirve para determinar los valores de una variable física, tal como temperatura, sonido o intensidad de luz. La información proporcionada por estos sensores constituye parte de la telemetría que el satélite reportará periódicamente a la estación terrena.

Para iniciar el capítulo, se presenta un diagrama donde se indica la posición de los sensores en los equipos del satélite con sus características individuales.

Se explica el funcionamiento de los sensores estudiados en esta tesis y los cambios implantados de acuerdo con análisis teóricos, simulaciones por computadora y pruebas de laboratorio.

7.2 Diagrama de sensores a bordo del microsatélite

Para cubrir las necesidades de medición tanto del satélite como de los equipos dentro de éste, se cuenta con sensores de corriente, así como de sensores para medir su temperatura de operación.

En la figura 7.1, se muestra la ubicación de los sensores. Este diagrama se formó con la participación del personal del proyecto satelital y permitió unificar ideas, así como concretar la instrumentación del vehículo.

Aunque no es propiamente un diagrama eléctrico, sino ilustrativo, permite clarificar el número de sensores dentro del microsatélite SATEX. Además, el diagrama de sensores ayudó a visualizar rápidamente la relación entre equipos y sensores del satélite. 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 13 del sistema de potencia, suman los 61 sensores con los que cuenta SATEX.

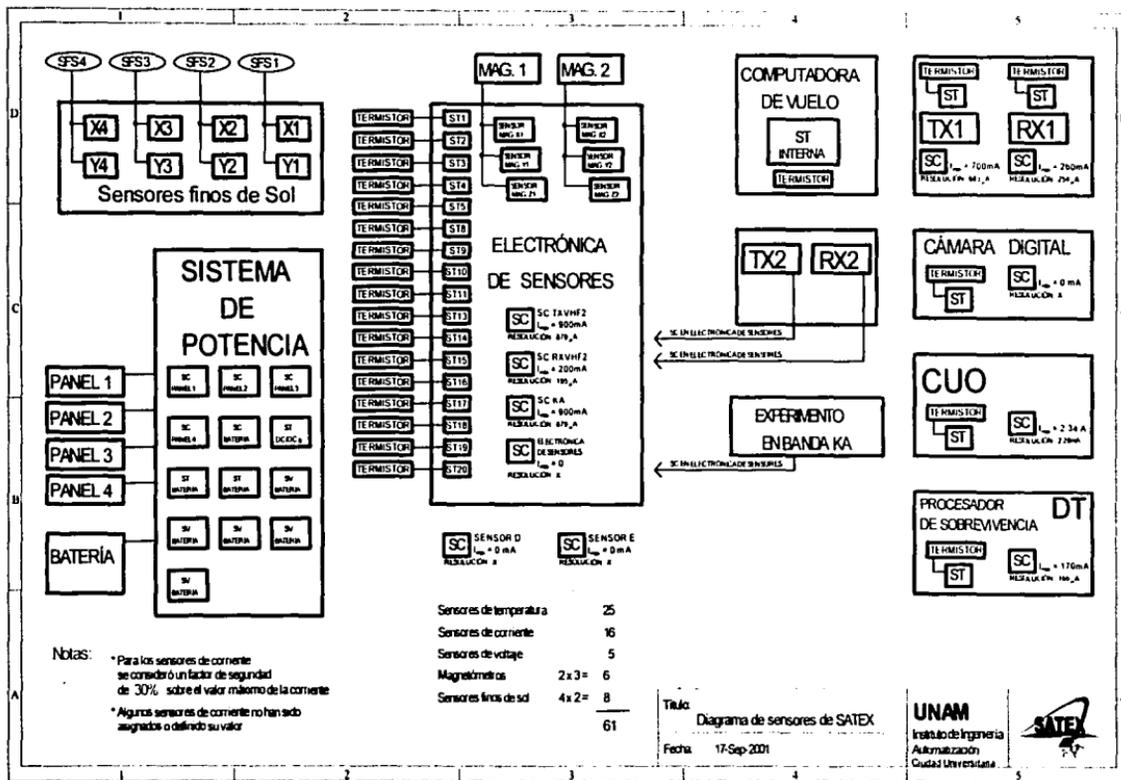


Figura 7.1 Diagrama de distribución de sensores en SATEX

7.3 Sensor de corriente

En SATEX se realizan mediciones de corriente eléctrica en diversos subsistemas, en algunos casos para determinar el nivel de energía generado en el vehículo y en el resto para conocer el consumo de los equipos.

Para medir corriente se diseñó un sensor formado por resistencias de muy bajo valor (0.01Ω) ensambladas en paralelo, la resistencia equivalente de este arreglo es del orden de miliohms, 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.

Por ser la diferencia de voltaje 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. De este modo se evita la saturación de los amplificadores operacionales.

El acondicionamiento para los sensores de corriente se diseñó y fabricó en una tesis previa, sin embargo para esta tesis se realizaron adaptaciones y mejoras. 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 (ver diagrama de la figura 7.1). El modelo de sensor de corriente utilizado y su acondicionamiento se muestra en la figura 7.2.

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.

La ganancia del amplificador de instrumentación del sensor de corriente descrito anteriormente, se calcula con la siguiente fórmula, [Wobschall, 1979]:

$$G = \frac{(2R_2 + R_1)R_4}{R_1R_3}$$

Para el voltaje de salida V_s en función del voltaje de entrada se utiliza la fórmula siguiente:

$$V_s = G(V_{U_2} - V_{U_1})$$

Donde: V_{U_1} es el voltaje en la entrada no inversora del amplificador U_1
 V_{U_2} es el voltaje en la entrada no inversora del amplificador U_2

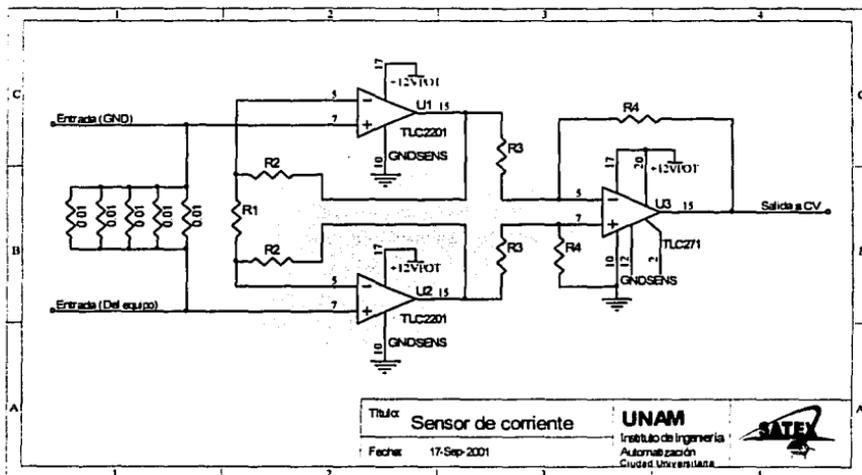


Figura 7.2 Diseño final del sensor de corriente y acondicionamiento para conexión entre carga y GND

7.4 Magnetómetro

Para conocer la intensidad del campo magnético terrestre se incluye un sensor triaxial de campo magnético el cual, por razones de seguridad se encuentra duplicado en el satélite. Este sensor sirve al satélite para corregir su apuntamiento, ya que con la información que proporciona se accionarán las bobinas de torque magnético para generar momentos de corrección en cualquiera de sus tres ejes.

Las características principales de los sensores de campo magnético se dan en la tabla 7.1.

Parámetro	Valor
Polarización	± 5 V cc a 20 mA
Rango de voltaje de salida	± 4 V analógicos
Rango de medición	± 1 Gauss
Respuesta en frecuencia	0 a 400 Hertz
Peso	30 gramos
Desviación del factor de escala con la temperatura	0.02 % / °C
Error de linealidad	0.1 % / °C
Offset inicial	2 mV

Tabla 7.1 Características del sensor de campo magnético

Como se observa en la tabla 7.1, la salida del sensor de campo magnético terrestre es un voltaje de entre - 4 y + 4 Volts. Al ser dos sensores triaxiales, tenemos seis salidas analógicas de magnetometría que deben ser acondicionadas previamente para variar de 0 a 5 Volts, y de este modo ser conducidas a los canales A/D del procesador de la CV. El acondicionamiento para dichas salidas se muestra en la figura 7.3.

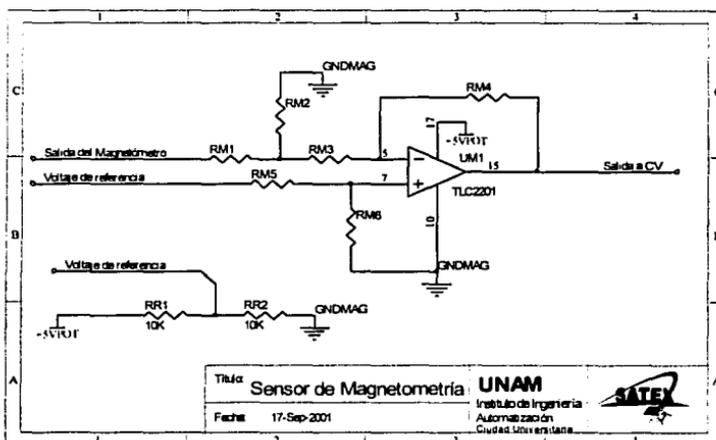


Figura 7.3 Circuito de acondicionamiento para lecturas de magnetometría en cada eje

Para este amplificador diferencial, el voltaje de salida V_S se calcula en función del voltaje que entrega el magnetómetro con la siguiente fórmula [Wobschall, 1979]:

$$V_S = G \left(V_{Ref} - V_{Mag} \frac{R_{M2}}{R_{M1} + R_{M2}} \right)$$

Donde: V_{Ref} es el voltaje en la entrada no inversora del amplificador

V_{Mag} es el voltaje que entrega el magnetómetro

G es la ganancia del amplificador

Además,

$$V_{Ref} = 5V \left(\frac{R_{RR2}}{R_{RR1} + R_{RR2}} \right)$$

$$G = \frac{R_{M4}}{R_{M3}}$$

Como $R_{M3} = R_{M4}$, la ganancia es unitaria y el valor de $V_{Ref} = 2.5$ Volts.

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 7.2 se observa el comportamiento de este acondicionamiento.

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

Tabla 7.2 Comportamiento del circuito de acondicionamiento para magnetómetros

7.5 Sensor de temperatura

Una de las variables más importantes que se debe medir dentro de un microsatélite como SATEX, es la temperatura, debido a que éste se encuentra expuesto a cambios extremos en lapsos de tiempo muy cortos. Como se sabe, en el espacio 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 estructuras metálicas, de tal forma que se propicie la homogeneización de temperatura por conducción. A pesar de las precauciones anteriores, es importante conocer el valor de la temperatura en sitios estratégicos. Con ello se puede decidir la activación y/o desactivación de subsistemas, esto pretende que los equipos se

utilicen la mayor parte del tiempo bajo condiciones favorables de temperatura y de esta forma prolongar su vida.

Los equipos electrónicos a bordo de SATEX pueden trabajar en rangos de temperatura muy amplios, sin embargo, pueden presentarse temperaturas muy diferentes a aquellas en las cuales pueden trabajar adecuadamente. La temperatura puede variar por diferentes causas como son la radiación solar o la ausencia de ésta; así como el tiempo que tenga el equipo trabajando, condiciones del medio espacial, etc. Para SATEX se esperan diferentes rangos de temperatura en sus diferentes partes (dentro y fuera del satélite). En misiones similares se han reportado temperaturas internas que varían de los -5 a los 12°C [Melo, 1996]; por lo que se perdería mucha resolución en las lecturas si se caracteriza para todo el rango de operación del termistor (de -30 a 100°C). Es por ello que los rangos de operación de los sensores serán de -20 a 80°C .

Los sensores de temperatura usados en SATEX, constituyen un gran número y están colocados en lugares estratégicos en el vehículo, así como en todos los equipos.

Cada sensor de temperatura está formado por un termistor modelo H-93823-51 de la serie 700, marca Cole Parmer, que varía su resistencia de acuerdo al rango de temperatura de -30 a 100°C (grados Celsius). El termistor está conectado a un circuito en arreglo tipo "puente de Wheastone" que a su vez se conecta a un amplificador diferencial para obtener una señal a la salida con una variación de 0 a 5 Volts para conectarse a la computadora de vuelo. El circuito se muestra en la figura 7.5.

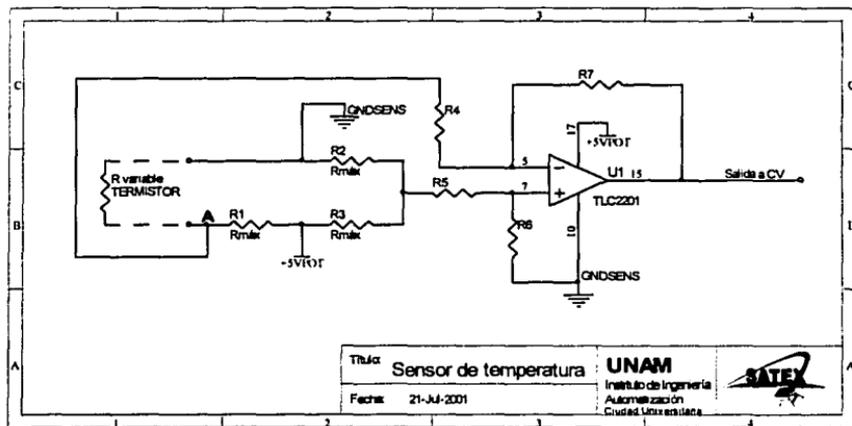


Figura 7.5 Circuito para sensor de temperatura

Para probar los sensores de temperatura se midió el valor de la resistencia del termistor en una cámara especial de vacío, para obtener así temperaturas bajo cero. De este modo se calcularon los valores de las resistencias para el puente de Wheastone y para la ganancia de amplificación y entonces se probó el circuito armado con el termistor y los valores finales.

El análisis para obtener los rangos de operación requeridos es el siguiente, en el amplificador usado, la entrada positiva está conectada al divisor de voltaje del puente de Wheastone; que entrega constantemente 2.5 Volts. En la entrada negativa tenemos un divisor que entrega un voltaje que varía de acuerdo al valor de la resistencia del termistor. El valor de resistencia más alto será en la temperatura más baja a medir, es decir, -20°C . Este valor será igual al de las resistencias que forman el puente (R_1 , R_2 y R_3). Cuando la temperatura disminuye la resistencia del termistor aumenta, entonces el voltaje en el punto **A** aumenta acercándose a 2.5 Volts (el cual será su valor máximo); el voltaje diferencial es muy pequeño; y a la salida tenemos un valor pequeño, cercano a cero. Es decir, que cuando la resistencia tenga su valor máximo, el voltaje en el punto **A** será de 2.5 Volts (porque la resistencia del termistor será igual a R_1) y el voltaje de salida será cero.

Ahora se toma el valor de la resistencia con la temperatura más alta, 20°C , y se calcula el voltaje en el punto **A**. De acuerdo al resultado se realiza la diferencia con 2.5 V, y se dividen 5 Volts (el valor más alto a la salida) entre el valor de esta diferencia. El resultado es el valor que debe tener la ganancia del amplificador.

La ecuación para calcular el voltaje a la salida del amplificador V_s es la siguiente [Coughlin, 1987]:

$$V_s = G \left(5V \left(\frac{R_2}{R_2 + R_3} - \frac{R_T}{R_T + R_1} \right) \right)$$

Donde: R_T es el valor de la resistencia del termistor
 G es la ganancia del amplificador

La ganancia del amplificador es:

$$G = \frac{R_7}{R_4}$$

7.6 Sensor fino de Sol

El microsatélite experimental es capaz de conocer su orientación por medio de la información que obtiene a través de los sensores de Sol. Los paneles solares

sirven como un sensor burdo de Sol; pues al conocer el valor de la corriente que están entregando, se puede saber si están de cara al Sol o no. Sin embargo esta información no es suficiente ya que en algunas aplicaciones se requiere de mayor precisión; es por ello que se cuenta con los sensores finos de Sol.

Para conocer la orientación se utilizarán cuatro sensores finos de Sol biaxiales los cuales fueron diseñados, construidos y validados en el Instituto de Geografía de la UNAM.

Debido a que cada sensor es biaxial se tienen dos etapas de acondicionamiento similares por sensor, de tal forma que se utilizan ocho etapas similares para realizar el acondicionamiento de los cuatro sensores finos de Sol con que cuenta el satélite.

7.7 Filtrado de señales

El procesador de la CV cuenta con 10 canales A/D de 10 bits de resolución cada uno, para recibir la información proveniente de todos los sensores a bordo. Una manera de aprovecharlos adecuadamente es multiplexar las 48 señales de sensores de modo que puedan leerse usando sólo 8 de estos 10 canales. Se usan cuatro multiplexores 8 a 1 (32 señales) y 2 multiplexores 8 a 2 (16 señales).

Una medida de seguridad para evitar que a la computadora lleguen voltajes superiores a los 5 Volts, es recortar la señal previamente. De igual manera, una manera de evitar ruido es filtrar la señal para eliminar frecuencias altas. Obviamente no es necesario aplicar esta etapa a cada señal, pues es más conveniente hacerlo después de multiplexarla, así es posible usar sólo un filtro y recortador por cada salida de multiplexor. En una tesis previa se propusieron dos circuitos conectados uno enseguida del otro. El primero era un filtro pasabajas inversor con una frecuencia de corte de 700 Hertz, el segundo, un recortador inversor para suprimir voltajes mayores a 5 Volts. Sin embargo, una solución más práctica es integrar la función de filtrado y recorte en un solo circuito. No se podía usar el filtro anterior, pues este era inversor, por lo que requería polarización de ± 5 Volts, además de entregar una señal de voltaje negativo. Así que se decidió utilizar un nuevo filtro pasa bajas de ganancia unitaria [Marston, 1991]. La característica principal será que para su polarización se usa +5 Volts y tierra; de este modo el amplificador operacional no podrá entregar un voltaje mayor, es decir, funcionará también como recortador.

La ecuación que define la frecuencia de corte para el filtro es la siguiente:

$$f_c = \frac{1}{2.83\pi RC}$$

La frecuencia de corte se propuso de 35 Hertz en acuerdo a la frecuencia máxima de oscilación de algunos sensores; en este caso, los magnetómetros son los que podrían presentar oscilaciones más rápidas; sin embargo no rebasan dicha frecuencia. Así, se definió el valor de 10 nF para el capacitor y se calculó el valor de R, para las dos resistencias. El circuito para el filtrado de las señales de sensores se ilustra en la figura 7.6.

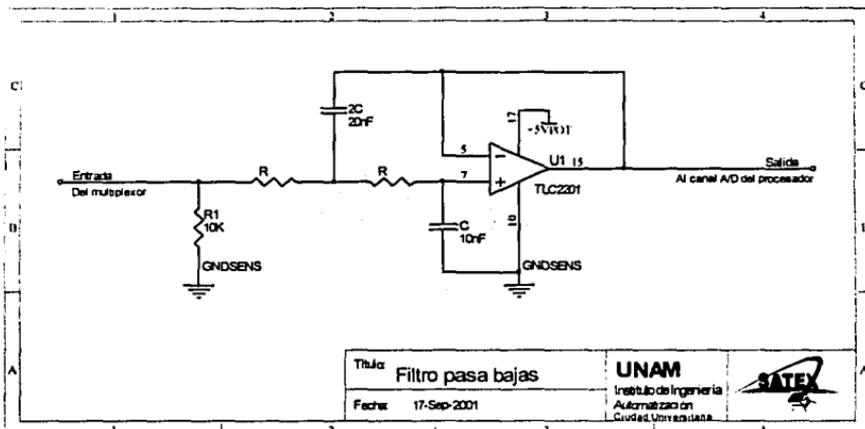


Figura 7.6 Circuito del filtro pasa bajas

7.8 Pruebas a la electrónica de sensores

Una de las etapas más importantes en la realización de los circuitos es el tener una 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 en 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. De igual manera sucedió con el filtro pasa bajas. A los diferentes sensores de corriente se les realizaron pruebas individuales y toda la información obtenida se encuentra explicada con detalle para tener una documentación completa del proyecto.

Con el trabajo descrito se cubren los objetivos planteados al principio de este trabajo de tesis. En el siguiente capítulo se presentarán las conclusiones y recomendaciones del trabajo realizado con los sensores de SATEX, así como del trabajo desarrollado en todos los capítulos anteriores.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

8.1 Introducción

En esta tesis se ha presentado parte del trabajo desarrollado dentro del Instituto de Ingeniería UNAM para el proyecto SATEX. Se explicaron las técnicas utilizadas de tolerancia a fallas dentro de la instrumentación electrónica, así como en el experimento de la computadora semivirtual que se desarrollará en el satélite. Se expusieron los conceptos necesarios tanto para entender la importancia de un análisis de confiabilidad como para realizarlo a través de dos técnicas diferentes de acuerdo a la aplicación.

Otro de los puntos tratados dentro de la tesis fue el análisis y evaluación de los circuitos para los sensores del satélite.

En este último capítulo se exponen las conclusiones de los resultados del análisis de confiabilidad, así como de la experiencia adquirida a través del trabajo realizado dentro del Instituto.

Asimismo se exponen algunas recomendaciones para el presente proyecto y para el desarrollo de proyectos futuros.

8.2 Conclusiones

Uno de los primeros aspectos que se deben tomar en cuenta al diseñar cualquier sistema electrónico, es conocer las necesidades que debe cubrir. De acuerdo a este aspecto se puede decidir que tan confiable debe ser. Es decir, la confiabilidad involucra muchos aspectos como las condiciones ambientales de trabajo del equipo, la calidad de sus componentes, y con ello, el costo; pero el único factor que ayuda a determinar el grado de confiabilidad por alcanzar, es la aplicación. Por ejemplo, un sistema podría ser extremadamente confiable y por ello de alto costo, pero si no se necesita ese grado de confiabilidad se estaría desperdiciando tiempo y dinero. En cambio, cuando se necesita un alto grado de confiabilidad en equipos electrónicos, por ejemplo en aplicaciones médicas, se debe invertir trabajo y dinero en el diseño del sistema.

Para SATEX, el grado de confiabilidad es más que aceptable en ambos casos: instrumentación electrónica y arquitectura de la computadora semivirtual. Al comparar la confiabilidad presentada por la instrumentación electrónica de SATEX, con otras configuraciones distintas, se demuestra el gran aumento en la confiabilidad del sistema al incluir algunas redundancias.

Sin embargo también se debe buscar el equilibrio, pues como se vio en ambiente de lanzamiento de misil; es posible que al tener un número muy alto de componentes, la probabilidad de que alguno falle es mayor.

También se demostró que el uso de redundancias ubicadas en sitios estratégicos pueden generar la misma confiabilidad, e incluso superar, a la de un sistema simple con componentes de más alta calidad. Esto es de vital importancia, puesto que muchos proyectos se ven seriamente limitados por problemas económicos.

Por ejemplo, en SATEX se incluyen redundancias de componentes militares, y con ello se supera el sistema simple espacial (en ambiente de vuelo espacial). Haciendo un análisis nos damos cuenta de que aunque se paguen los componentes militares al triple (por haber doble redundancia); no se compara con el costo de los componentes espaciales, que en muchos casos tienen un valor diez veces mayor al de su equivalente militar.

En aplicaciones como SATEX, factores como peso, espacio y consumo de energía son de vital importancia. Aunque las redundancias implantadas aumentan ligeramente el espacio utilizado y el peso del equipo, se ha demostrado su utilidad y se ha tratado de no afectar el consumo de potencia. En cambio, con el experimento de la arquitectura de la computadora semivirtual se ha ahorrado espacio muy importante y además se contribuye a conservar la operatividad de las funciones del microsátélite mediante la detección de fallas en todos sus procesadores.

8.3 Recomendaciones

Aunque el análisis de confiabilidad presentado se desarrolló con base en la técnica EPO, por los motivos que han sido explicados en capítulos anteriores, es posible, y recomendable, el desarrollo de un análisis de confiabilidad de toda la instrumentación. Esto, además de asegurarnos que el sistema trabaje correctamente en todas sus tareas, sean éstas prioritarias o no, ayudaría a detectar los módulos que son más críticos y que por tanto debieran ser mejorados.

Esta recomendación se extiende también a proyectos futuros; siempre con una evaluación previa de las necesidades que debe cubrir el sistema, como importancia de la misión y duración de ésta, para establecer la confiabilidad mínima que debe alcanzarse.

Cabe resaltar también, la necesidad de no basarse sólo en los números arrojados por los análisis; es decir, no se debe de perder de vista que estas técnicas de análisis nos ayudan a predecir el comportamiento de sistemas electrónicos a través del tiempo, cómo se comportarán sus componentes y cuál es la probabilidad de que falle; pero siempre y cuando el diseño sea correcto y apropiado para las circunstancias. Esto quiere decir que una confiabilidad muy

alta, implica que los componentes y el sistema responderán correctamente del modo que fue diseñado; si el diseño está mal, no funcionará aunque sus componentes se encuentren en perfecto estado.

Por la experiencia vivida de amplia participación propositiva de los participantes se recomienda que para todo tipo de proyecto durante la fase de planeación se cuente con todos los integrantes que trabajarán directamente o indirectamente con el sistema, con ello se presenta mayor cantidad de ideas.

Por lo que se vio en el capítulo siete acerca del diagrama de sensores en SATEX, se recomienda usar la menor cantidad posible de hilos de conexión entre equipos, sin sacrificar confiabilidad; es decir, dependiendo de la importancia de las señales, se debe establecer la necesidad de redundancias.

Del mismo capítulo, se recomienda en todos los diseños, presentes y futuros, realizar análisis exhaustivos documentando siempre los resultados, y en caso de hacer cambios, documentar su justificación, así como quién y cuándo se tomó la decisión.

Se recomienda también estar al tanto de nuevas herramientas de software, que permitan realizar simulaciones de diseños electrónicos para evaluar diferentes posibilidades antes de tomar una decisión.

Del mismo modo la actualización en cuanto a técnicas de modelado de sistemas electrónicos y técnicas de predicción de confiabilidad y en la medida de lo posible, contar con suficientes recursos financieros para comprar software comercial que evite la necesidad de desarrollar herramientas de trabajo, lo cual genera retrasos significativos en los proyectos.

En proyectos como este, se debe tener comunicación constante y efectiva con todos los participantes, pues es muy importante la discusión, el intercambio de ideas, análisis de problemas y la ayuda que se obtiene con la realimentación de los demás.

A pesar de los retrasos y contratiempos que ha tenido el proyecto SATEX para salir adelante, la importancia nacional que tiene es insuperable, pues no existe algún otro proyecto a este nivel y con tanta relevancia. Por ello es un proyecto de gran importancia también a nivel personal y profesional. Este tipo de proyectos deben ser apoyados por todos los sectores del país, así como continuar fomentando la participación de estudiantes, investigadores y profesionistas.

Como antecedente se tendrá este proyecto en el cual resalta el profesionalismo de muchos participantes, que aunado a su trabajo, dan además, ejemplo de compromiso y responsabilidad.

ACRÓNIMOS

BTM	Bobinas de Torque Magnético
CICESE	Centro de Investigación Científica y de Estudios Superiores de Ensenada
CD	Cámara Digital
CIMAT	Centro de Investigación en Matemáticas
CI	Circuito Integrado
CITEDI	Centro de Investigación y Desarrollo en Tecnología Digital
COFETEL	Comisión Federal de Telecomunicaciones
CS	Computadora Simple
CTF	Computadora Tolerante a Fallas
CTF-3PRO	Computadora Tolerante a Fallas de 3 PROCesadores
CUO	Experimento de Comunicaciones Ópticas (Carga Útil Óptica)
CV	Computadora de Vuelo
DIPs	Dual In-Line Package
DT	Decodificador de Tonos
EDAC	Error Detection And Correction
EEPROM	Eraseable Electrical Programmable Read Only Memory (memoria de borrado eléctrico y programable de sólo lectura)
EPROM	Electrical Programmable Read Only Memory (memoria programable eléctricamente de sólo lectura)
EPO	Enfoque Pragmático Operativo
ESIME	Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
ET	Estación Terrena
GND	Ground (Tierra física)
IIUNAM	Instituto de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México
IMC	Instituto Mexicano de Comunicaciones
INAOE	Instituto de Astrofísica Óptica y Electrónica
IPN	Instituto Politécnico Nacional
MOS	Metal Oxide Semiconductor (Semiconductor de óxido de metal)
PCD	Procesador de la Cámara Digital
PCUO	Procesador de la Carga Útil Óptica
PGA	Pin Grid Array
PP	Tarjeta de Procesamiento Principal
PR0	Tarjeta de Procesamiento Redundante Cero
PR1	Tarjeta de Procesamiento Redundante Uno
PROM	Programmable Read Only Memory (memoria programable de sólo lectura)
PS	Procesador de Supervivencia (procesador del detector de tonos)
PSP	Procesador del Sistema de Potencia
PUIDE	Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial

RAM	Random Access Memory (memoria de acceso aleatorio)
RI	Red Interna
RRI	Red Redundante Interna
SATEX	Satélite Experimental
SEFDEVO	Software Elaborado para Facilitar la DEpuración y Validación de Operaciones
SFS	Sensores Finos de Sol
SIMSAT	Simulador de Satélite
SMT	Surface Mount Technology
SP	Sistema de Potencia
STF	Sistema Tolerante a Fallas
TF	Tolerante a Fallas
UNAM	Universidad Nacional Autónoma de México
VLSI	Very Large Scale of Integration

REFERENCIAS

- [Coughlin, 1987] Coughlin Robert, Frederick Driscoll, "Circuitos integrados lineales y amplificadores operacionales", Prentice-Hall, 1987.
- [Hoffman, 1990] Hoffman Eric J., Moore Robert C., "Spacecraft Tracking, Telemetry and Control" Johns Hopkins University, 1990.
- [Johnson, 1989] Johnson Barry W., "Design and Analysis of Fault Tolerant Digital Systems", Addison-Wesley 1989.
- [Marston, 1991] Marston Ray, "Electronics Circuits Pocket Book (Linear IC)", BH Newnes, 1991.
- [Melo, 1996] Melo Serrano Víctor, "Teleadquisidor de datos para aplicaciones espaciales" Tesis de licenciatura, Facultad de Ingeniería UNAM, 1996.
- [MIL-HDBK, 1995] MIL-HDBK-217F NOTICE 2, "Reliability Prediction of Electronic Equipment" Department of Defense USA, 1995
- [Vicente, 1994] 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.
- [Vicente, 1998] Vicente Vivas Esaú, "Validación de la instrumentación para el microsatélite SATEX", Informe técnico del proyecto 6143, patrocinado por el IMC, Instituto de Ingeniería UNAM, Junio 1998.
- [Wobschall, 1979] Wobschall Darold, "Circuit Design for Electronic Instrumentation", McGraw-Hill, 1979.

BIBLIOGRAFÍA

Harris Semiconductor, "Radiation Hardened Product Databook", Harris Semiconductor, 1993.

Vicente Vivas Esaú, López Estrada, Santos Martín, Melo Serrano, Victor Manuel, Gutiérrez Pérez, Galdino, Juárez Hernández, Martín, "Computadora de vuelo, programación e instrumentación para un microsatélite de órbita baja", Agosto 1996.

Vicente Vivas Esaú, López Estrada, Santos Martín, Melo Serrano, Victor Manuel, "Elección y adquisición de sensores del SATEX, así como su caracterización e integración a la instrumentación de abordo", Octubre 1996.

Linear Circuits – Operational Amplifiers Data Book Volume 1, Texas Instruments, 1992.

Interface Circuits Data Book, Texas Instruments, 1987.

CMOS Logic Data Book Revision 1, National Semiconductor, 1988.

High-Speed CMOS Logic Data Book, Texas Instruments, 1989.

SRAM EPLD RISC PROMS Logic, Cypress Semiconductor, CMOS BiCMOS Databook, 1989.

SAB80C166/83C166 User's Manual, Siemens, ed. 6.90