

01170  
3  
208

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO  
DIVISION DE ESTUDIOS DE POSGRADO  
FACULTAD DE INGENIERIA

**DISEÑO DE UN SISTEMA PARA DETECCION  
DE ORIENTACION DE UN SATELITE**

TESIS  
QUE PARA OBTENER EL GRADO  
DE MAESTRO EN INGENIERIA ELECTRICA  
PRESENTA:

**JORGE PRADO MOLINA**

**Director: Dr. Ricardo Peralta-Fabi**

Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial  
Instituto de Ingeniería

U.N.A.M. México, D.F., 1993.

**TESIS CON  
FALLA DE ORIGEN**



## **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 está 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

DIVISION DE ESTUDIOS DE POSGRADO  
FACULTAD DE INGENIERIA

Señor Profesor:  
DR. RICARDO PERALTA-FABI  
P r e s e n t e.

Comunico a usted que a propuesta del Jefe de la Sección de Ingeniería (Eléctrica), ha sido designado director de tesis del alumno JORGE FRADO MOLINA, para obtener el grado de Maestro en Ingeniería (Eléctrica).

Mucho he de agradecerle su comunicación por escrito a la aceptación a esta designación y el nombre de la tesis a desarrollar.

Atentamente,  
"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"  
Cd. Universitaria, 15 de mayo de 1992  
EL SECRETARIO ACADEMICO

  
ING. OCTAVIO ESTRADA CASTILLO

FLR\*MCC\*jac.

**DISEÑO DE UN SISTEMA PARA DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN  
DE UN SATÉLITE.**

<b>RESUMEN.....</b>	<b>1</b>
<b>1. INTRODUCCIÓN.</b>	
1.1. SATEX I.....	5
1.2. Subsistema de orientación y estabilización de SATEX I.....	8
1.2.1. El subsistema para detección de orientación.....	9
1.2.2. Sensores de orientación.....	10
1.3. Criterios de calificación para vuelo orbital.....	11
1.3.1. El ambiente orbital.....	11
1.3.2. Circuitos integrados grado espacial, militar, industrial y comercial.....	12
1.3.3. Reclasificación de circuitos integrados.....	12
1.4. Diseño de un circuito integrado y su aplicación en el sistema de detección de orientación.....	13
<b>2. DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN CIRCUITO INTEGRADO.</b>	
2.1. Diseño de un multiplexor de 32 entradas y una salida.....	15
2.2. Tecnología MOS.....	17
2.2.1. El transistor MOS y su diagrama simplificado.....	17
2.3. Proyecto de circuitos integrados.....	23
2.3.1. Paquete de diseño TEDMOS.....	24
2.3.2. Ejemplo de diseño de circuitos con TEDMOS.....	25
Diagramas de pistas, simulación lógica, reglas de diseño, simulación eléctrica, conexiones entrada/salida, graficación del circuito y revisión final.	
2.4. Proceso de fabricación.....	32
2.4.1. Fotolitografía, oxidación, difusión de impurezas o implantación iónica, metalización, pruebas de funcionamiento y encapsulado.....	34
<b>3. SISTEMA PARA DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN DE UN SATÉLITE.</b>	
3.1. Sistema de detección de orientación y control de estabilización de SATEX I.....	40
3.1.1. Fuerzas perturbadoras.....	43
3.1.2. Métodos de estabilización. Control pasivo y activo.....	45

3.2. Diseño de los sensores de orientación: sensor de cuadrante solar, sensor fino de sol y sensor de limbo terrestre.....	56
3.2.1. Requisitos de cobertura y precisión.....	63
3.3. Construcción y evaluación experimental de respuesta.....	64
3.4. Interfaces con computadora de a bordo.....	67
3.4.1. Electrónica de acondicionamiento y amplificación.....	67
3.4.2. Electrónica de multicombinación del sensor de cuadrante solar con el CI diseñado.....	69

#### 4. PRUEBAS DE CALIFICACIÓN PARA VUELO ORBITAL.

4.1. El ambiente orbital.....	70
4.1.1. Partículas atómicas.....	71
4.2. Criterios y pruebas de calificación.....	73
4.2.1. Pruebas de calificación.....	74
4.2.2. Equipos utilizados en pruebas de calificación.....	74
4.2.3. Reclasificación de circuitos integrados.....	76
4.3. Requisitos que impone el sistema de lanzamiento.....	79
4.4. Pruebas de aceptación para los sensores de sol y tierra y para el circuito integrado diseñado y construido para SATEX I.....	80

#### 5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

5.1. Conclusiones.....	82
5.2. Recomendaciones.....	83

REFERENCIAS.....	85
------------------	----

APÉNDICE I.....	88
-----------------	----

## RESUMEN

Se describe el diseño y construcción de un sistema para establecer la orientación espacial de un satélite pequeño, así como las pruebas realizadas y los criterios considerados para calificar este equipo para vuelo orbital. El sistema se basa en un sensor de cuadrante solar, un sensor fino de sol en dos ejes y en un sensor de tierra que identifica el limbo terrestre, asimismo, se describe un circuito integrado diseñado y construido específicamente para esta aplicación.

El trabajo forma parte del subsistema de control de orientación que se integrará a la serie de satélites experimentales SATEX, cuyo objetivo principal es el desarrollar la tecnología necesaria para diseñar y construir satélites pequeños de órbita baja para diversas aplicaciones; sobre todo experimentales.

El satélite (SATEX I) tendrá las siguientes características: 50 Kg. de peso, órbita cercana a la polar, altura entre 800 y 900 Km., 100 Watts de potencia eléctrica producida por dos colectores solares desplegables, y como carga útil principal, un sistema de comunicaciones (dos transpondedores) y probablemente una cámara para realizar percepción remota.

La utilidad del sistema de control de orientación en un satélite, radica en su capacidad para mantener la nave dentro de los límites de estabilidad (alabeo, guiñada y cabeceo) que requieren la carga útil, los colectores solares y los demás subsistemas. En el caso particular del SATEX I, las restricciones en cuanto a precisión y rapidéz de respuesta del sistema de detección de orientación y control de estabilización, están dadas por el equipo experimental de comunicaciones y por el subsistema de obtención de imágenes, ya que sus requisitos de estabilidad son

sensiblemente mayores que los de otros dispositivos. El diagrama de bloques del sistema de control de orientación y estabilización es descrito con detalle.

Por último, se hace una descripción de los criterios de calificación y de los equipos utilizados durante las pruebas de calificación; asimismo, se presentan los resultados y conclusiones y una serie de recomendaciones para dar continuidad al trabajo futuro.

## CAPÍTULO 1.

### INTRODUCCIÓN

En este capítulo se hace una descripción general del subsistema de control de orientación y estabilización de SATEX I, así como del sistema de detección de orientación; los sensores, la electrónica de acondicionamiento asociada y el circuito integrado diseñado y fabricado específicamente para esta aplicación. También se hace referencia a las pruebas y criterios de calificación, a que deben someterse todo tipo de dispositivos, subsistemas y equipos diseñados para vuelo orbital.

Los instrumentos a bordo de satélites ofrecen un aumento significativo de capacidad operativa comparado con las técnicas terrestres. La ventaja fundamental de un satélite, es su habilidad para obtener una visión global de una gran porción de la superficie terrestre. Esto ha permitido la aplicación de los satélites en áreas, tales como: comunicaciones, meteorología, exploración de recursos naturales y apoyo en la navegación de aeronaves y embarcaciones.

Un satélite está formado básicamente por dos partes: la carga útil y el sistema de apoyo (referido aquí como SISAP). La carga útil es la parte que lleva a cabo la misión para la que fué diseñada y construída la nave, algunos ejemplos de cargas útiles son: un experimento, un sistema de comunicaciones, un sistema de obtención de imágenes, diversos tipos de sensores o inclusive otra astronave (como en el caso de los transbordadores espaciales, cuando llevan a órbita baja un satélite o una sonda espacial), es decir, son aquellos equipos o dispositivos que forman la parte medular de la misión. El SISAP se encarga de proporcionar todo tipo de servicios a la carga útil por medio de subsistemas tales como: control de órbita, control de orientación, potencia eléctrica, control térmico, estructura mecánica, recepción y envío de comandos y datos, etc.

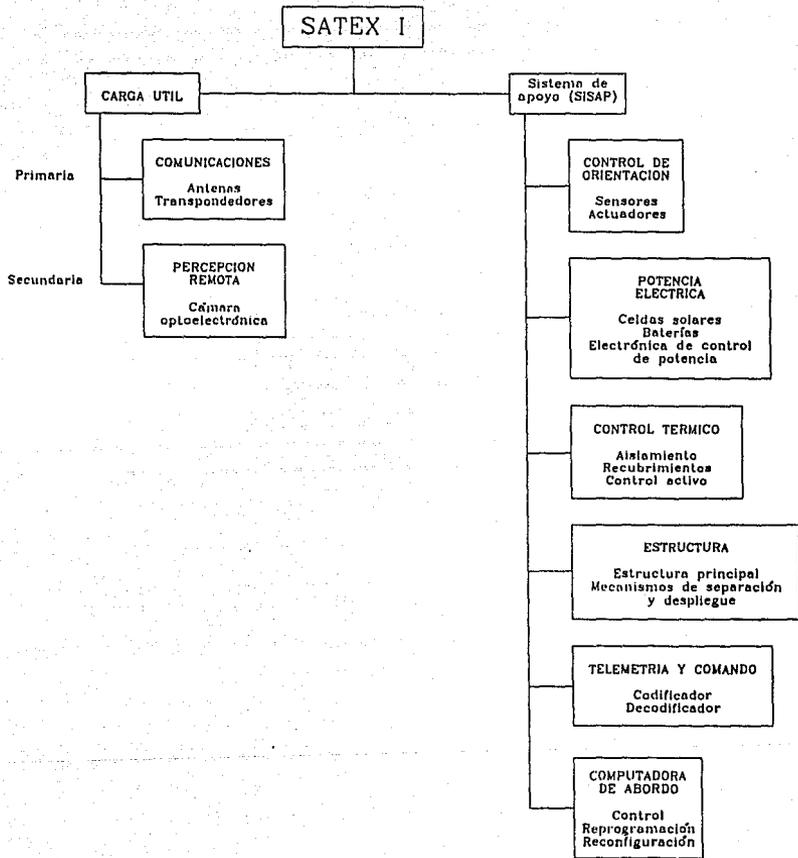


Fig. 1.1 Diagrama de bloques de SATEX I.

## 1.1. SATEX I

El subsistema para detección de orientación se integrará al satélite experimental SATEX I, que se está actualmente diseñando y construyendo en conjunto con varias universidades e institutos del país. Para el SATEX I el SISAP está dividido en los seis subsistemas mostrados en la figura 1.1. A continuación se hace una descripción general de estos subsistemas, así como de la carga útil.

El subsistema de control de orientación, detecta y mantiene la orientación de la nave en el espacio dentro de los límites requeridos, consiste de sensores y de actuadores. Los sensores de sol y tierra, en conjunto con la computadora de abordo y mediante la ejecución de algoritmos de orientación y posicionamiento, determinan la orientación de la nave. Los actuadores; tales como toberas de gas (nitrógeno), ruedas inerciales y bobinas de reacción magnética, proporcionan los pares correctivos para lograr una adecuada orientación. Los pares perturbadores provienen de diferentes fuentes; la presión producida por el viento solar, el gradiente gravitacional o alguna tobera desalineada.

El subsistema eléctrico de potencia proporciona la energía eléctrica a la nave durante toda la misión. La energía primaria proviene de la conversión de la radiación del sol en energía eléctrica, mediante el uso de celdas solares. Durante eclipses (en caso de que la órbita no fuera heliosíncrona), la energía es obtenida de baterías de Níquel-Cadmio. Estas son recargadas en los periodos de iluminación por los colectores solares. La electrónica de control de potencia maneja las líneas de alimentación y provee a la nave de los niveles de voltaje (no regulados) que necesita para efectuar sus funciones.

Dentro del subsistema de control térmico, existen dos divisiones: el control pasivo; que mantiene las temperaturas de los diferentes equipos de la nave dentro de los límites de operación especificados, utilizando materiales aislantes y acabados superficiales adecuados para absorber,

reflejar o radiar el calor. Y el control activo; que utiliza resistores y enfriadores eléctricos y cuya tarea principal es mantener las baterías y la electrónica en un intervalo de temperatura entre 0 y +20° C.

El subsistema estructural incluye la interfáz mecánica con el vehículo lanzador y la estructura mecánica de la carga útil y de todos los subsistemas de la nave. Resiste las cargas y aceleraciones durante el despegue y provee de alineamiento preciso cuando se requiere, como en el caso de sensores, antenas y toberas.

La computadora de a bordo tiene asignadas diversas funciones en todos los subsistemas, ya que auxilia, supervisa y controla a algunos dispositivos en la ejecución de sus tareas. La computadora seleccionada es de tipo industrial con la característica de ser redundante y tolerante a fallas tanto en programación como en circuitería.

Las características generales de SATEX I para un tiempo de vida mínimo estimado de un año, son dadas a continuación; estas especificaciones se irán ajustando y afinando conforme el proyecto avance. Por otra parte, en la Fig.1.2 se muestra un diagrama explotado, donde se aprecian los principales subsistemas y su ubicación.

Tabla 1

Características generales

Peso:	50 Kg
Forma:	Cúbica
Dimensiones:	0.45 metros por lado
Potencia Eléctrica:	100 W (Dos paneles desplegados y baterías de Ni-Cd.)
Carga útil:	Dos traspondedores, antenas y un sistema de obtención de imágenes digitales.
Órbita:	Polar. A una altura de 900 Km. aprox., e inclinación precisa por determinar.
Lanzador:	Ariane (como carga útil secundaria).

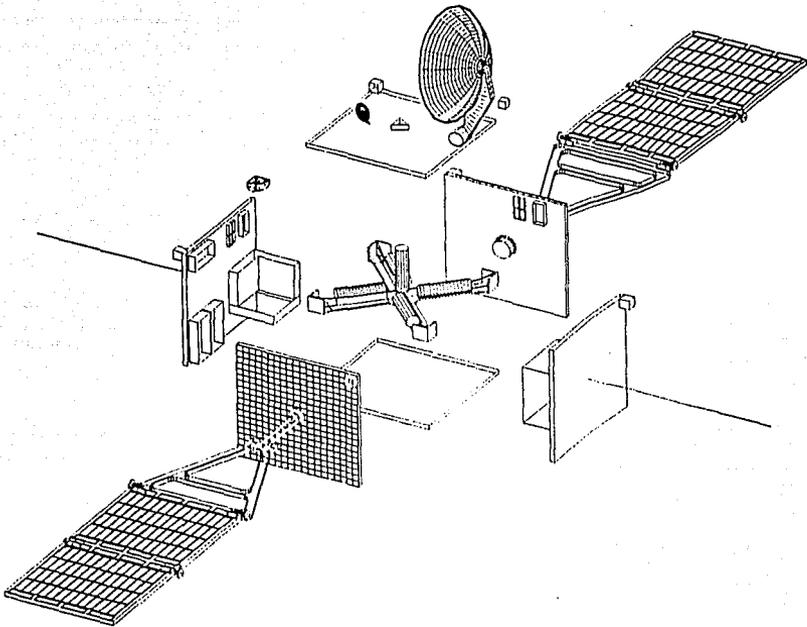


Fig. 1.2 Diagrama explotado de SATEX I

Cabe señalar que SATEX I, en cierto sentido, constituye en todos y cada uno de sus subsistemas una carga útil, ya que siendo el primer satélite de la serie, y por tanto, el primero que se construye; en este equipo se probarán una serie de diseños, dispositivos y metodologías que a la postre constituirán un conjunto de herramientas muy importantes que serán herencia crucial para el desarrollo futuro, no sólo para la serie SATEX, sino también para otros proyectos en ingeniería aeroespacial en México.

Aunque no es la primera vez que se trabaja en el diseño y construcción de esta clase de equipos en México, véase por ejemplo [Refs. 1,2,3,4,5,6,7]; sí es la primera ocasión que se aborda este tipo de proyecto en el contexto interinstitucional, lo que permitirá a las dependencias participantes, compartir esta manera de diseñar, construir y probar equipos de calidad internacional; y cuyas experiencias eventualmente deberán difundirse, con las debidas adaptaciones, a centros de investigación y la industria nacional; que dicho sea, es uno de los objetivos principales del laboratorio de donde proviene este trabajo.

### 1.2. Subsistema de orientación y estabilización de SATEX I

La necesidad de contar con un sistema de orientación y control de estabilización surge con la inclusión de colectores solares desplegados en la nave. La razón, es la necesidad de mantenerlos orientados en forma estable hacia el sol. Esta necesidad implica la existencia obligada de un sistema para determinar su orientación con respecto al sol y por consiguiente de los actuadores que efectúen el apuntamiento, para lograr la óptima captación y que la conversión de energía sea máxima. En el caso de utilizar en la nave antenas direccionales en el equipo de comunicaciones, tales como antenas de arreglo planar, es también necesaria la presencia de un sistema de estabilización.

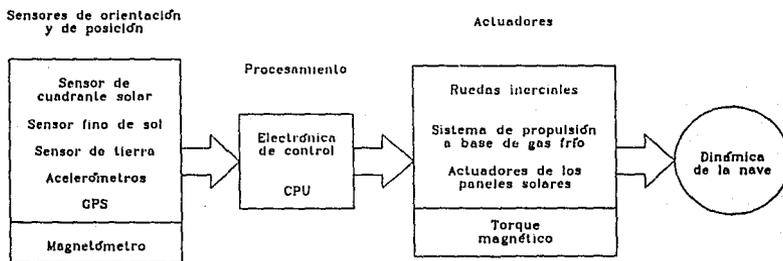


Fig. 2.1 Diagrama de bloques del subsistema de orientación y estabilización.

La posibilidad bajo estudio de incluir un equipo para adquisición de imágenes a bordo del satélite, implica un sistema de orientación y control de estabilización con restricciones superiores al sistema de apuntamiento de los colectores solares; ya que mientras en éste último el apuntamiento impreciso implica sólo una cierta reducción en la captación de energía, lo que no significa un serio riesgo para la misión, en cambio para el sistema de captura de imágenes puede significar sencillamente no obtener imágenes útiles. Para obtener una imagen con una resolución de 100 metros estando en una órbita a 900 km de altura, se necesita una capacidad de control de estabilización de 0.15 grados en los tres ejes, (Ref 8) mientras que para los paneles solares 5 o 10 grados de error de apuntamiento no implican un deterioro significativo en el subsistema de potencia. Por esta razón el sistema de orientación que se presenta en esta tesis está enfocado a lograr este nivel de precisión, sin perder de vista el funcionamiento conjunto con los actuadores, que deben también cumplir satisfactoriamente el mismo compromiso.

#### 1.2.1. El subsistema para detección de orientación

El propósito central de este trabajo es lograr un sistema confiable para la detección de orientación, y que pueda cumplir cabalmente con los requisitos de orientación y estabilidad que impone la carga útil; éste sistema consiste básicamente de tres sensores complementarios: cuadrante solar, sensor fino de sol y un sensor de limbo terrestre. Las señales que proporcionan estos sensores, en conjunto con la ejecución de los algoritmos de cálculo de orientación en la computadora de a bordo, proporcionan la orientación de la nave en cada momento. El conjunto magnetómetro-bobinas no se ha incluido definitivamente en este subsistema por presentar considerables complicaciones, tanto en el modelado matemático, como en el comportamiento de las propias bobinas de corrección de orientación, ya que responden lentamente para producir el par necesario para hacer los ajustes adecuados, y no cuenta con pares disponibles en los tres ejes.

El alcance de esta tesis abarca el diseño, construcción y pruebas de funcionamiento de los sensores de cuadrante solar, fino de sol y de limbo terrestre, y sus interfaces con la computadora de a bordo. Incluye también la determinación del esquema general de detección de orientación, el diseño y construcción de un circuito integrado específicamente para esta aplicación, y la determinación de las pruebas suficientes para calificar todos los componentes incluidos en la nave, para vuelo orbital.

### 1.2.2. Sensores de orientación

El sensor de cuadrante solar consiste en un cubo con celdas solares en cinco de sus caras y circuitos amplificadores y comparadores que proporcionan una salida de 1: con presencia de sol y 0: para ausencia del mismo. El objetivo de estos sensores, que van colocados en algunas caras del SATEX (a su vez de forma cúbica), es el de detectar de manera burda la dirección del sol; de esta manera la computadora de a bordo puede realizar el apuntamiento y estabilización de la nave, particularmente importante en los primeros minutos de órbita del satélite, después de su separación del portador. La información que proporciona este sensor también puede ser utilizada como apoyo en el apuntamiento burdo de los paneles solares.

El sensor fino de sol es una estructura cúbica; aunque puede ser un tetraedro truncado (si se utiliza también como sensor burdo de sol), su base es asentada y alineada de manera precisa con la estructura de la nave, con la cara superior apuntando hacia el sol. En esta misma cara, existe una ventana de cuarzo que permite el paso de los rayos del sol, pero que aísla a las celdas solares del exterior. Las celdas están alineadas en dos ejes perpendiculares y cada eje (o par de celdas) provee una corriente de cortocircuito que es proporcional a la desviación de apuntamiento del sol, con respecto a la vertical.

El sensor de tierra es un sistema barredor con un detector térmico montado sobre una rueda. Se utilizarán dos detectores girando sobre el eje de cabeceo de la nave, uno a cada lado de la misma. Los elementos detectores operan en la banda infrarroja de 14 a 16  $\mu\text{m}$ . El barrido comienza

a cuantificarse cuando es detectado el limbo terrestre y termina al llegar al espacio frío. Los pulsos obtenidos cuando se comparan con la base de tiempo de la computadora de a bordo, proporcionan el ángulo de error de cabeceo de la nave. También se utiliza esta información para determinar el ángulo de rotación, a partir de la diferencia entre el periodo o separación entre los pulsos de ambos detectores.

### **1.3. Criterios de calificación para vuelo orbital**

Para la aceptación de equipos para vuelo orbital es necesario someterlos a pruebas extensivas, que consisten básicamente en hacerlos funcionar en un ambiente orbital simulado. La prueba de ciclos térmicos es la más importante, ya que es ahí donde ocurren la mayoría de las fallas. La primera prueba es de sobrevivencia y consiste en someter los dispositivos a un ciclo con extremos de temperatura muy severos:  $+90^{\circ}\text{C}$  y  $-40^{\circ}\text{C}$  que son  $\pm 20^{\circ}\text{C}$  por encima y por debajo respectivamente de las temperaturas nominales de operación orbital. Posteriormente se continúa la prueba con tres ciclos más, donde se aplican las temperaturas de operación orbital, es decir,  $+70^{\circ}\text{C}$  y  $-20^{\circ}\text{C}$ . Superadas las pruebas térmicas siguen las de vacío, de radiación, vibración y termovacío, para finalmente calificarlos para vuelo espacial. Cabe mencionar, que por una parte están los criterios o pruebas de calificación que hacen los propios diseñadores y constructores del equipo, pero por otra parte, están los requisitos que establece la agencia que llevará a cabo el lanzamiento; las restricciones más obvias son en cuanto a masa y volumen, pero también están las interfaces eléctrica y mecánica, las pruebas de separación pirotécnica, vibración y térmicas.

Existen una serie de criterios de calificación por analogía, similitud y equipos ya probados en órbita, que serán abordados con cierto detalle en el capítulo IV.

#### **1.3.1 El ambiente orbital.**

Las condiciones ambientales fuera del límite de la atmósfera terrestre

son extremosas, al grado de que en el espacio circundante, digamos a 900 Km de altura que es donde orbitará SATEX, las temperaturas pueden variar de +70°C durante una exposición directa al sol, mientras que en una zona no iluminada la temperatura puede descender hasta -20°C. Si a esta condición le añadimos el hecho de que también existe un vacío del orden de  $10^{-8}$  Torr, valores de radiación del orden de  $10^3$  Rads y la presencia de oxígeno atómico, que inexorablemente causa corrosión en los satélites, o puede hacer desvanecer en cuestión de horas las cubiertas térmicas de Kapton o de algún otro material de origen orgánico; entonces es comprensible que los equipos dedicados a cumplir una misión en órbita terrestre, se diseñen, construyan y prueben teniendo siempre en mente estas condiciones extremas.

### 1.3.2 Circuitos integrados grado espacial, militar, industrial y comercial

Una de las diferencias más importantes entre las diversas clases de circuitos integrados tiene que ver con el intervalo de temperaturas en el que pueden funcionar. Así, para grado militar las temperaturas van de -55 a +125, para grado industrial de -25 a +85 y grado comercial de 0 a +70 [Refs. 17, 18]. Los componentes de grado espacial son aquellos que cumplen con estrictas normas de confiabilidad y funcionamiento en ambientes severos y además han pasado una serie de pruebas de calificación. En el capítulo IV se hace referencia al tipo de pruebas específicas y normas que se deben cumplir para pasar a esta categoría.

### 1.3.3 Reclasificación de CI's.

Es posible utilizar circuitos integrados industriales o inclusive comerciales en la construcción de satélites, siempre y cuando se cumplan los procedimientos y pruebas de reclasificación o se les construyan compartimentos especiales para que nunca estén expuestos a temperaturas extremas, radiación, etc.. Esta última opción es demasiado costosa en términos de aumento de peso y precio de lanzamiento en algunos casos.

Uno de los factores que reducen considerablemente el costo de un equipo aeroespacial, es el realizar pruebas extensivas de funcionamiento en volúmenes grandes de componentes o dispositivos de grado industrial, en lugar de comprarlos directamente de grado espacial, ya que además esto último no asegura, por sí mismo, un funcionamiento exitoso en órbita.

Básicamente la reclasificación se logra conduciendo pruebas de impacto de partículas, radiografías, funcionamiento a alta temperatura, aplicación de polarización invertida, ciclos térmicos, aceleración constante, pruebas de sello y análisis destructivo. En el capítulo IV se da una lista detallada de las pruebas y se hace referencia a las normas militares que se aplican en cada caso.

Para asegurar tasas mínimas de falla en los componentes, o la máxima confiabilidad posible, el proceso de reclasificación resulta importante en todos los componentes adquiridos. Los costos adicionales en que se incurre en esta tarea son ampliamente recompensados durante las etapas de integración y prueba, ya que muchas de las fallas potenciales son eliminadas efectivamente durante el proceso de reclasificación [Ref.9].

#### 1.4. Diseño de un circuito integrado y su aplicación en el sistema para detección de orientación.

Para el sistema de control de orientación y estabilización fué específicamente diseñado y construído, un circuito multiplexor de 32 entradas con una salida. El circuito se utilizará para conducir hacia la computadora de a bordo, señales de diferentes sensores como: sensores de cuadrante solar, inclinómetros, acelerómetros y sensores de temperatura de las celdas solares y otros dispositivos y actuadores que van a operar en el exterior del satélite. Este circuito fué diseñado con la colaboración y coordinación de la Universidad Autónoma de Puebla y construído en el centro Nacional de Microelectrónica en Barcelona, España, bajo un acuerdo de colaboración internacional auspiciado por la ONU. El circuito es de la familia CMOS y fueron realizadas todas las pruebas lógicas y eléctricas de

la tecnología de 1.5 micras. De esta manera podemos decir que nuestro primer satélite podrá contar con un circuito integrado diseñado en el laboratorio, situación que abre otra opción de diseño de dispositivos y subsistemas en nuestros equipos aeroespaciales.

## CAPÍTULO 2

### DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN CIRCUITO INTEGRADO.

En este capítulo se describe el diseño y la fabricación de un circuito multiplexor de 32 entradas y una salida, construido con tecnología CMOS, específicamente diseñado y construido para utilizarse en el sistema de detección de orientación de SATEX I.

Este circuito fué diseñado con un paquete de CAD desarrollado en Brasil, en la Universidad Federal de Río de Janeiro, y aunque tiene limitaciones en cuanto al tamaño del circuito más grande que puede manejar, también es cierto que es una herramienta lo suficientemente versátil para el diseño, simulación y graficación de circuitos, hasta de mediana escala de integración. El multiplexor fué fabricado y probado en el Centro Nacional de Microelectrónica en Barcelona, España. La coordinación para el diseño y la fabricación estuvo a cargo del Departamento de Microelectrónica de la Universidad Autónoma de Puebla.

#### 2.1. Diseño de un multiplexor de 32 entradas y una salida.

Una de las principales razones de utilizar circuitos dedicados en equipos aeroespaciales, es la reducción del número de componentes en un diseño dado. Esto acarrea una reducción importante en peso y volúmen, y por consiguiente; un abatimiento del costo de lanzamiento o aumento de la carga útil. Pero los beneficios no terminan aquí, ya que al reducir el número de componentes también se reduce la probabilidad de falla, tanto en los circuitos mismos como entre sus conexiones. Y por otra parte la capacidad de diseñar nuestros propios circuitos, aunque no sean de grandes escalas de integración, nos permite tener cierto desarrollo en microelectrónica, rubro tecnológico de gran importancia estratégica y económica en nuestra época.

Para estos primeros pasos del Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial, dentro del diseño de circuitos integrados digitales, se seleccionó un multiplexor de 32 entradas con cinco líneas de selección y una salida. La tecnología de fabricación disponible fué CMOS con anchos de línea de 1.5 micras. El circuito consta de aproximadamente 500 transistores (escala de integración media). Ocupa un área de  $9.0 \text{ mm}^2$  y cuenta con 48 terminales conectoras. En fábrica se le hicieron las pruebas de funcionamiento lógico y eléctricas, por lo que está listo para usarse en combinación con el sensor de cuadrante solar, mencionado en el capítulo anterior.

Este circuito fué diseñado con especificidad completa (full-custom). En este estilo de diseño el proyectista tiene completa libertad de seleccionar cuales serán las células utilizadas, su posición dentro de la plantilla (layout) y la manera de interconectarlas. Dichas células pueden o no estar presentes en la biblioteca del fabricante. Es posible también tomar una célula ya proyectada e introducir modificaciones, para satisfacer requisitos de consumo o velocidad. Aunque esta libertad de diseño tiene un precio: el aumento en el tiempo del proyecto y el riesgo de que el mismo circuito integrado siendo sometido a diversas simulaciones en la computadora, no funcione adecuadamente o que sea necesario fabricar varias veces el circuito hasta obtener un prototipo final que trabaje en forma correcta. (en el caso de nuestro multiplexor, el circuito funcionó desde las primeras pruebas).

Cabe mencionar que otra forma de diseñar es utilizando células patrón (standard cells), éstas se encuentran disponibles en ficheros que proporciona el fabricante y el trabajo del proyectista consiste en juntar bloques, pero no tiene la opción de hacer modificaciones, la ventaja es que las células ya fueron construídas y caracterizadas por el propio fabricante de tal manera que la probabilidad de error es reducida.

Finalmente, otra manera de diseñar es con matriz de compuertas (gate arrays), donde el fabricante provee un circuito semi acabado que permite al diseñador hacer las adaptaciones necesarias para lograr la configuración deseada. En este tipo de diseño el proyectista solo tiene que hacer la

máscara de conexión, como los circuitos ya fueron ampliamente probados la probabilidad de error es también baja y el tiempo y costo para fabricación de prototipos son menores que en otras formas de diseño. La única desventaja es el tamaño tan grande que resulta en el arreglo y por tanto el aprovechamiento del área disponible de silicio es sub-óptimo.

Para el diseño de este circuito se empleó el paquete TEDMOS desarrollado por la Universidad Federal de Río de Janeiro en Brasil. El paquete está disponible para todas las universidades, solo se requiere solicitarlo por escrito [Ref 10]. Las necesidades mínimas del paquete son: computadora PC compatible 286 con co-procesador matemático, monitor monocromático o VGA color, disco duro de 40 megabytes e impresora (de preferencia en color).

## 2.2. Tecnología MOS.

Los circuitos MOS utilizan como elementos activos transistores que consumen baja energía, disipan poco calor y ocupan un espacio 10 veces menor que los bipolares. Esta es la tecnología indicada para el diseño de circuitos con un elevado número de componentes, como los microprocesadores, las memorias, etc. Dentro de la línea MOS, los dos tipos más importantes son: NMOS y CMOS.

El proceso NMOS permite mayor densidad de componentes, pero tiene un consumo de potencia mayor que CMOS. La línea CMOS tiene un consumo mínimo de potencia, pero su fabricación es un poco más complicada. Actualmente la línea NMOS es muy utilizada en microprocesadores y memorias en cuanto que CMOS es utilizado ampliamente en relojes, calculadoras y otras aplicaciones que exigen un bajo consumo de energía.

### 2.2.1. El transistor MOS y su diagrama simplificado.

Un circuito integrado MOS es una compleja red compuesta de elementos activos y pasivos, distribuidos en diferentes capas, cada una de ellas

separada por un aislante. Los elementos activos son los transistores, que tienen como función hacer un procesamiento de la información. Los elementos pasivos generalmente los conforman los hilos de aluminio, los capacitores y los resistores.

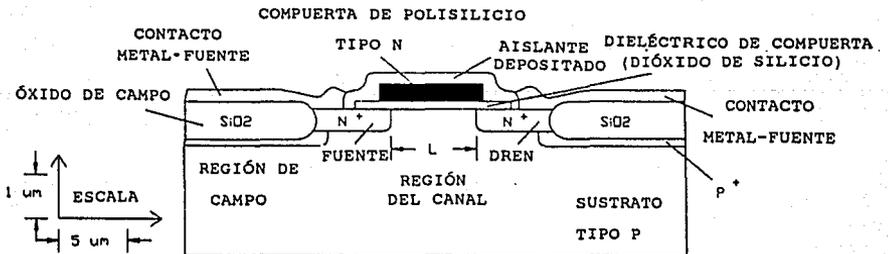
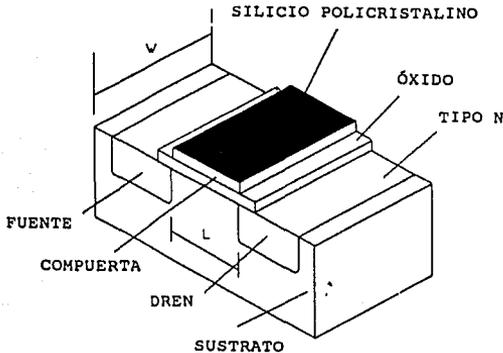


Fig. 2.1 Transistor MOS y su representación esquemática.

Centremos la atención en el elemento fundamental de los circuitos: el transistor. Una manera muy simple de concebir un transistor MOS es considerando la combinación de dos diodos con un capacitor de placas paralelas, como se muestra en la fig. 2.1, donde se distinguen sus tres partes principales; fuente, compuerta y dren.

Un transistor MOS se fabrica sobre un sustrato de silicio monocristalino que ha sido previamente dopado con impurezas de tipo P. Sobre este sustrato se deposita una capa muy fina, del orden de 500 Angstroms, de un aislante (óxido de silicio), y sobre él se deposita otra capa fina también de un conductor (hoy día se usa silicio policristalino, que aunque es 100 veces peor conductor que el aluminio, cumple adecuadamente su función). Esto forma un capacitor de capas paralelas como se aprecia en la figura 2.1. A través de un proceso de difusión, a explicarse más adelante, son introducidas impurezas de tipo N en la periferia de este capacitor. Estas impurezas van a formar dos junturas P-N con el material del sustrato.

De esta manera ha sido construido un transistor: el lado N de una de las junturas es llamado fuente, y el otro dren. Y el conductor es llamado compuerta. Este tipo de transistor es llamado transistor MOS canal N. Alternativamente podríamos haber construido otro transistor partiendo de un sustrato tipo N, dopado con impurezas tipo P. Este transistor sería llamado transistor MOS canal P.

En el transistor MOS existen dos dimensiones importantes, denominadas ancho del canal ( $L$ ) y largo del canal ( $W$ ), alterando la relación  $W/L$  se controla la resistencia del transistor o su capacidad de corriente. Alterando el producto  $W * L$  se controla la capacidad de retener carga en la compuerta.

Desde la década de los 30, ya se había previsto la existencia de un fenómeno que es la clave del funcionamiento del transistor MOS; inclusive se hizo una patente de esta observación:

"La corriente entre fuente y drenaje puede ser controlada en forma remota, o sea, sin usar un contacto eléctrico, sino por la tensión aplicada a la compuerta."

O en otras palabras:

Un transistor puede ser usado para funcionar como una llave controlada en un amplificador.

Este hecho forma la base del diseño de circuitos integrados MOS, como veremos a continuación.

Para el diseño de circuitos digitales con transistores MOS, solamente son de interés las regiones de corte y saturación. Es decir tomaremos en cuenta al transistor solamente como una llave abierta o cerrada, dependiendo de la diferencia de potencial entre compuerta y fuente.

La tabla 1 muestra como funciona dicha llave para transistores N y P, suponiendo una tensión de alimentación de 5 volts y las tensiones de umbral de +1 para N y de -1 para P, y en la figura 2.2 se muestran los diagramas simplificados de las llaves P y N.

Tabla. 1

transistor	voltaje entre compuerta y fuente	llave
N	de 1.1 a 5 volts de 0 a 1.1 v	cerrada abierta
P	de -1 a 0 volts de -5 a -1.1 v	abierta cerrada

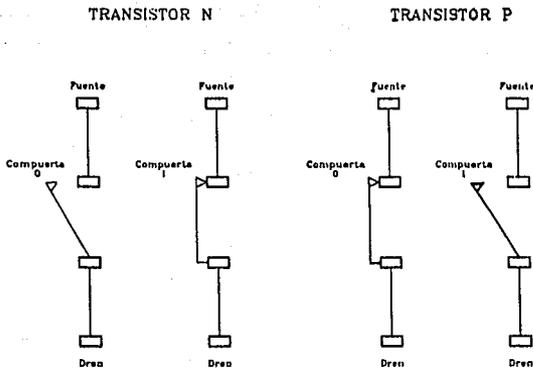


Fig. 2.2 Diagrama simplificado de las llaves P y N

**Diagramas simplificados.**

Para construir un circuito integrado, se entrega al fabricante un conjunto de diseños a escala, que le permitan hacer las máscaras que son usadas para la fabricación del circuito. El diseño debe contener la posición y las medidas de cada uno de los elementos que componen el circuito, esto es, los tamaños de las regiones de fuente y dren, las compuertas, las pistas y los contactos.

Esta tarea es complicada y por lo mismo la probabilidad de cometer errores de diseño es muy grande. Por esta razón, antes de hacer el diseño se hace un bosquejo ( donde se omiten los detalles geométricos) que va a servir para estudiar las diferentes alternativas de la plantilla final. Estos bosquejos se refieren como diagramas de pistas (o de varitas).

Los diagramas de pistas sirven principalmente para:

- Definir la posición relativa de cada elemento, es decir, lo que va para arriba, lo que va de lado, etc., para que el diseño final sea lo más compacto posible.
- Definir las conexiones entre los diferentes elementos que componen el circuito.
- Definir las direcciones y los materiales utilizados en las entradas y las salidas del circuito (v.g. alimentación horizontal con pistas de metal, señal vertical de entrada con polisilicio, etc.)
- El diseño de circuitos con especificidad completa.

Como es sabido, un circuito integrado es un emparedado de capas conductoras, separadas por aislantes. Así, las señales eléctricas que fluyen en una capa, no sufren interferencia con las señales que pasan por otras capas, excepto cuando existe una ventana de contacto (o sea, un corto entre el metal y alguna otra capa), y cuando una pista de polisilicio cruza una pista de difusión: en este caso se forma un transistor. Teniendo en cuenta estas aseveraciones, veamos un ejemplo muy sencillo para comprender un diagrama simplificado, por medio de la construcción de un inversor; como restricciones del diseño vamos a poner VDD y GND con pistas de metal horizontales, la entrada es de polisilicio en forma horizontal y la salida de metal, también en forma horizontal.

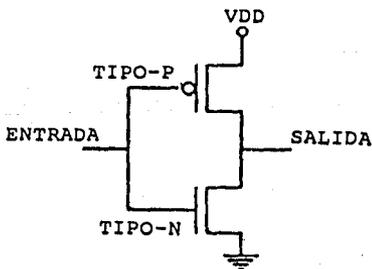


Fig. 2.3 Diagrama de transistores de un inversor.

Se construyen uno o varios diagramas, para seleccionar la mejor disposición para los transistores. Se produce el primer esbozo del circuito sobre papel, similar a lo que se muestra en la Fig. 2.4. Nótese que el diagrama simplificado es muy parecido al diagrama de transistores. Los transistores se forman exactamente en la intercepción de las líneas de polisilicio con las líneas de difusión (como ya se ha mencionado). Para indicar un transistor canal P se usan líneas punteadas alrededor del mismo.

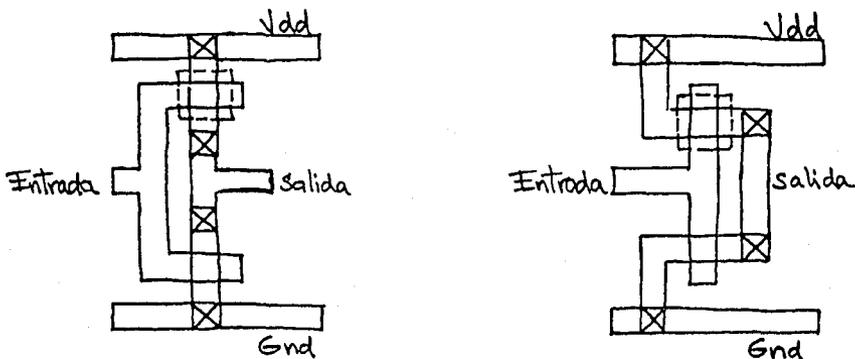


Fig. 2.4 Diagrama simplificado de un inversor.

### 2.3. Proyecto de circuitos integrados.

El proyecto de un circuito integrado normalmente pasa por tres etapas distintas [Ref. 11]:

#### a). Especificación.

Se definen las funciones que deberá efectuar el circuito, las señales de entrada y salida, la velocidad, el consumo y las condiciones de operación.

b). Detalle.

En la etapa de detalle se hace la transformación de las especificaciones, para llegar a una descripción a nivel de compuertas lógicas o de diagramas esquemáticos. Terminada esta etapa, se imprime el circuito a la escala final y se genera un archivo que contenga la definición de todas las mascarillas necesarias para la fabricación.

c). Verificación.

La verificación se hace en paralelo con el detallamiento. En esta etapa se hacen pruebas y simulaciones hasta garantizar que el circuito se comporta conforme a las especificaciones. Al término de la etapa de verificación se genera un archivo que contenga el conjunto de pruebas requeridas para que el circuito sea probado en la fábrica después de su producción.

### 2.3.1 Paquete de diseño : TEDMOS

El proyecto de diseño de circuitos integrados, aún en mediana escala, es una tarea imposible de realizar sin la ayuda de herramientas computacionales, debido a la complejidad de los circuitos. Un circuito integrado complejo puede contener decenas de miles de transistores, cada uno de ellos puede tener un conjunto de 4 a 6 formas geométricas.

Es por ello imposible tratar con esa multiplicidad de elementos sin que exista un conjunto de herramientas que permitan la manipulación y verificación de compatibilidad entre elementos del mismo nivel y aún de niveles distintos. En resumen, se requiere de un paquete que sea apropiado para edición o ayuda para realizar el dibujo, verificación de los criterios de construcción, simulación y evaluación de funcionamiento a partir de modelos teóricos, y que proporcione también, salidas y listados.

Desde este punto de vista, el proyecto de circuitos integrados es muy semejante al proceso de confección de programas, donde la verificación equivale a la compilación, y la simulación equivale a la ejecución y depuración del programa. Por la misma razón que no se admite hoy que un

programa sea producido sin la ayuda de un editor de texto y un compilador, el proyecto de circuitos integrados no es realizable sin los editores de plantilla (layout), verificadores de geometría y simuladores [Ref.12].

TEDMOS tiene un editor de textos que es muy sencillo de operar, ya que sus comandos son un subconjunto de "Word Star", y puede usarse para documentar los diseños, crear archivos de comandos para el simulador eléctrico, crear archivos en lenguaje de descripción de redes y crear archivos para el generador de PLA's (que es otra de las herramientas de diseño de TEDMOS).

El sistema TEDMOS (turbo editor de circuitos MOS) fué creado por el Núcleo de Computación Electrónica de la Universidad Federal de Río de Janeiro, principalmente para atender las necesidades de enseñanza, en la formación de estudiantes en diseño de circuitos integrados [Ref.13].

### 2.3.2. Ejemplo de diseño de circuitos con TEDMOS.

Diagramas de pistas, simulación lógica, reglas de diseño, simulación eléctrica, conexiones entrada/salida, graficación del circuito y revisión final.

Ejemplificando la creación de una parte de un circuito complejo, primero se divide éste en células elementales. Elaboraremos sobre la construcción de una compuerta NAND con dos entradas.

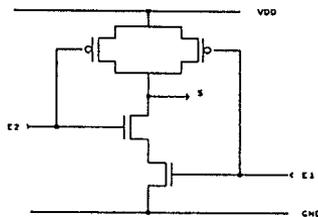


Fig. 2.5 NAND de dos entradas.

Para saber si esta red de transistores realiza realmente la función lógica de una NAND , vamos a hacer una transcripción del circuito a un lenguaje (NDL) que pueda ser interpretado por el simulador lógico del TEDMOS. El texto quedaría como se muestra en la figura 2.6

TEDMOS - listagem do arquivo NAND2.NDL - pag. 1

```
family CMOS;
% Descripción del circuito NAND de dos entradas
% Las entradas son E1 y E2
%
input E1 E2;
NAND salida E1 E2;
END;
```

Fig. 2.6 Representación del circuito en lenguaje NDL (Lenguaje de descripción de redes).

El compilador NDL traduce esta descripción en un formato de circuito, compatible con el simulador lógico, creando un archivo que contiene la red de transistores y que tiene terminación .SMB. Este archivo será utilizado en el paso siguiente, en la simulación lógica.

La simulación se ejecuta en pasos temporales. Un paso es una tentativa de atribuir un estado estable para las variables de simulación. Dependiendo del tipo de circuito, puede ser necesario un número mayor o menor de pasos para llegar al estado de equilibrio o convergencia del circuito. En caso de que sea conveniente para el proyectista, la simulación se puede realizar en ciclos sencillos, en este caso, los resultados son mostrados al final de cada ciclo.

El simulador utilizado en TEDMOS está basado en un algoritmo del simulador MOSSIM I desarrollado por R. Bryant. Utiliza el mismo retardo virtual para todos los transistores; una unidad de tiempo. Las respuestas son siempre en estado estacionario, por tanto, no es posible hacer análisis transitorio de redes de transistores.

Empleando el simulador lógico y ejecutando los siguientes comandos:

```
TEDNOS - listagem do arquivo NAND2.SIM - pag. 1
```

```
graf
li vdd 1
li gnd 0
pl e1 1
pl e2 2
pl salida 3
ent e1 00110011001100
ent e2 01010101010101
fase 16
```

Se obtiene como resultado el siguiente diagrama lógico:

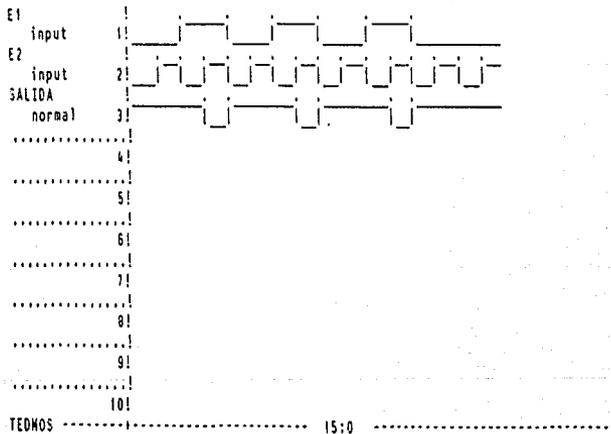


Fig. 2.7 Simulación lógica.

El arreglo de transistores original, va a ser convertido en una forma de plantilla simplificada, lo que hemos llamado diagrama de pistas, cuyo

objetivo es mostrar las posiciones relativas y las orientaciones de los elementos de la plantilla final. Este diagrama se crea con el editor gráfico de TEDMOS, sin preocuparse por lo pronto de las dimensiones de las pistas.

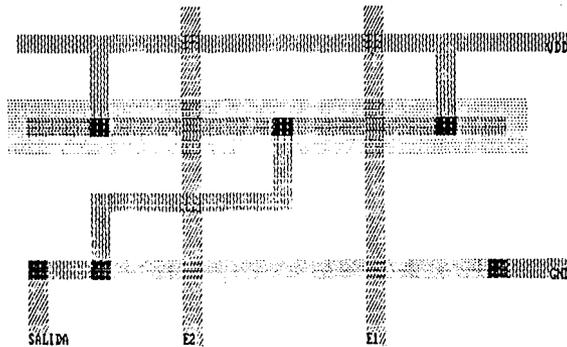


Fig. 2.8 Diagrama de pistas de la compuerta NAND de dos entradas.

La ventaja del diagrama de pistas es que puede ser probado por el simulador. El objetivo es obtener la misma salida que la obtenida en la simulación del circuito generado a través del lenguaje NDL.

El simulador requiere como entrada, los datos en forma de lista de transistores (.SMB). Para esto es necesaria una tarea preliminar de "compilación del dibujo", proceso conocido como extracción del circuito. El extractor de TEDMOS genera un archivo con terminación .SMB.

Realizada la simulación del diagrama, el resultado debe ser exactamente el mismo que se obtuvo en la fig. 2.7.

La siguiente tarea es la construcción del circuito, pero ahora utilizando la métrica exigida por las reglas de diseño, que por una parte son un requisito establecido por el fabricante del circuito, y por la otra, proporcionan un dimensionamiento adecuado de los transistores para

corresponder a las especificaciones eléctricas. Este proceso puede continuarse tomando como base el diagrama de pistas. El resultado sería semejante a la siguiente figura.

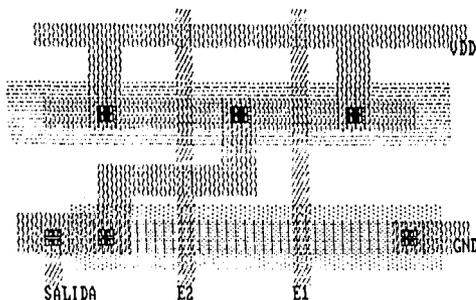


Fig 2.9 Circuito con dimensionamiento correcto.

En la fase de edición los errores más comunes son los llamados "errores geométricos", en donde son desobedecidas las distancias o anchos de línea especificados en las reglas de diseño. TEDMOS provee una función que permite verificar si estas reglas están siendo respetadas, a través de un procedimiento llamado "verificación de reglas de diseño".

Después de ejecutar esta verificación, el sistema marca el lugar de la pantalla donde hay algún problema. Después de que éstos errores son corregidos, se genera una nueva plantilla, ejecutando nuevamente el procedimiento de verificación. Cuando ya no hay ningún error, se procede a la simulación lógica, pero como en el caso de los diagramas de pistas, es necesario realizar la extracción del circuito y obtener el archivo .SMB. Al efectuar la simulación, nuevamente debemos obtener el mismo resultado de la fig.2.7.

El circuito tiene ahora su funcionamiento lógico garantizado, pero

además es importante verificar que su comportamiento en el tiempo (formas de onda), esté de acuerdo con los requisitos fijados inicialmente.

Para evaluar el tiempo de subida, retraso y tiempo de bajada de la compuerta lógica que hemos creado, es necesario conocer: los parámetros eléctricos del proceso de fabricación, el tamaño de los transistores y las capacitancias conectadas a los transistores. Con éstos datos, el simulador ONDAS calcula el comportamiento eléctrico del circuito. En principio, las capacitancias parásitas de los transistores pueden ser calculadas a partir de los datos de las dimensiones de la plantilla final. El extractor de TEDMOS ya produce todas esas informaciones automáticamente. ONDAS ejecuta la simulación y proporciona una gráfica como la de la fig. 2.10.

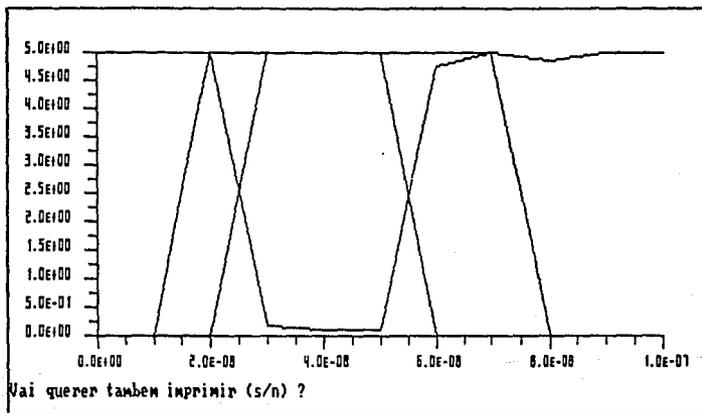


Fig. 2.10 Graficación de la simulación eléctrica.

Una vez que todas las celdas que componen nuestro circuito han pasado por el proceso de diseño y verificación lógica y eléctrica, se procede a su agrupamiento e interconexión en la plantilla final, donde además se le

colocan las terminales de entrada y salida, la polarización, etc., se hace una prueba ya con todo conectado, y se corrobora el funcionamiento del circuito una vez más antes de enviarlo a la fábrica. El paquete TEDMOS ofrece una herramienta de edición que facilita enormemente estas tareas: el editor jerárquico.

El editor jerárquico permite entre otras cosas, dos escalas de visualización: una visión completa, en que son señalados todos los detalles del circuito (plantilla completa) y una visión "abstracta", que presenta apenas el contorno de las celdas y algunos puntos importantes (puntos de conexión, entradas y salidas). El editor jerárquico del TEDMOS permite también la edición de celdas, como el otro editor gráfico, sólo que su operación es un poco más compleja.

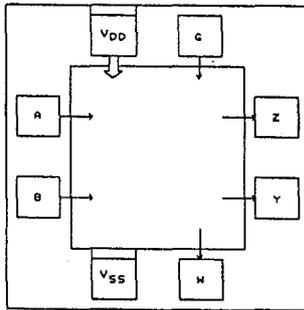


Fig. 2.11 El editor jerárquico sirve para interconectar celdas y poner contactos de entrada y salida.

En el apéndice I se presenta en forma secuencial, y siguiendo el procedimiento detallado anteriormente, el diseño del circuito multiplexor, donde se pueden observar las fases más importantes. Este diseño fué hecho totalmente con la técnica de diagramas de pistas, que como se ha mencionado, es un diseño de especificidad completa.

## 2.4. Proceso de fabricación.

La fabricación de circuitos integrados monolíticos comienza con un disco de silicio monocristalino de altísima pureza (una sola impureza en 100 millones de átomos). Este disco, llamado oblea, tiene un diámetro que varía entre 8 y 20 cm, con un espesor de 0.5 mm. La oblea tiene algunos cortes que indican la polaridad del dopaje y la orientación de los cristales, como puede verse en la figura 2.12

Sobre esta oblea son depositadas diversas capas de otros materiales (aluminio, dopantes y silicio policristalino) que en conjunto, formarán los transistores, resistores y pistas de unión del circuito integrado. Estas capas son separadas por un material aislante, en general se usa óxido de silicio.

La oblea es sometida a un proceso de fabricación que consiste en una serie de etapas en las cuales, un determinado material es depositado de acuerdo con el patrón o máscara diseñada, para este fin.

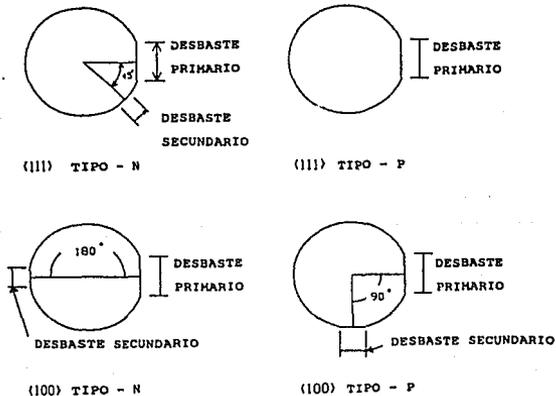


Fig. 2.12 Diferentes tipos de obleas.

El patrón de cada capa es diseñado a través de un proceso fotográfico, en un negativo depositado sobre una lámina de vidrio. Se utiliza una máscara para cada paso del proceso. Dependiendo de la tecnología, el número de máscaras puede variar desde 5 (tecnología NMOS), hasta 12 o más para procesos más complejos.

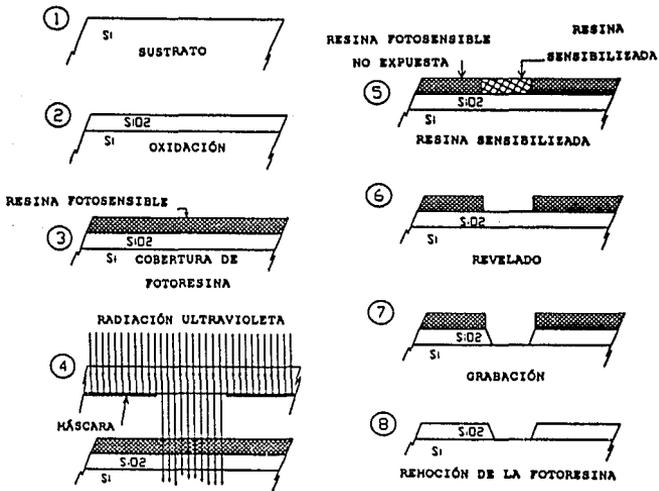


Fig. 2.13 Un paso del proceso de fabricación de microcircuitos.

Cada uno de los pasos del proceso puede ser visto de forma simplificada, con la siguiente secuencia:

- 1.- Deposición del material de la capa.
- 2.- Cobertura de la oblea con resina fotosensible (fotoresist), que es un material sensible a la luz ultravioleta.
- 3.- Exposición de la oblea a la luz a través de la máscara. (La luz modificará las propiedades químicas de la resina fotosensible).

- 4.- Revelado: En este paso la oblea es colocada en una solución química que disolverá la resina en las zonas que fueron expuestas.
- 5.- Ataque químico al material base en las regiones que no fueron cubiertas por la resina.
- 6.- Remoción de la resina fotosensible.

Una oblea tiene el espacio suficiente para centenas o millares de circuitos. Para lograr esto, es necesario que cada capa contenga un diseño repetido del circuito, de tal manera que se ocupe toda el área de la oblea. Una vez terminados todos los pasos del proceso, se pueden construir cientos o miles de circuitos.

#### 2.4.1. Fotolitografía, oxidación, difusión de impurezas/implantación iónica, metalización, pruebas de funcionamiento y encapsulado.

En esta sección se hace una descripción de los diferentes pasos que conforman el proceso de fabricación de un circuito integrado.

##### **Fotolitografía.**

La fotolitografía consiste en transferir la imagen de una mascarilla de alta resolución a la oblea de silicio, para esto se utiliza una resina sensible a la luz ultravioleta, como se muestra en la fig. 2.13. La máscara o patrón original es transferido, a través de un proceso fotográfico, a una placa de vidrio en la cual están impresas imágenes múltiples de los dispositivos o circuitos integrados que se desea obtener de la oblea de silicio.

En la tecnología planar, la fotolitografía se utiliza para grabar la imagen de una mascarilla sobre óxido de silicio que se ha hecho crecer encima de la oblea de silicio y también para grabar la imagen sobre una película metálica (contactos y pistas conductoras) que son depositados al evaporar aluminio al alto vacío.

La primera etapa de la fabricación del patrón original, consiste del

trazado del dibujo para fotomultiplicar, o como en este caso, graficamos directamente todas las mascarillas del circuito desde el propio programa de diseño.

La siguiente etapa es la llamada fotografía intermedia, o sea, cuando en las placas fotográficas obtenemos una reducción de 10 a 20 veces, del tamaño inicial. En la etapa final o toma definitiva de fotografías, se obtiene lo que se conoce como fotomultiplicación del dibujo original. La reducción de las dimensiones para la fotografía final, dependen de la reducción durante la toma intermedia. La fotomultiplicación se efectúa con una máquina llamada fotorrepetidora, que son cámaras fotográficas provistas de un sistema de movimiento X,Y donde se coloca la placa fotográfica en el plano focal.

Los juegos de mascarillas estan en concordancia o alineados, es decir, que se asegura siempre la coincidencia del dibujo de cada mascarilla al hacer coincidir las respectivas marcas.

#### Oxidación.

El proceso de oxidación en las obleas de silicio sirve para cumplir tres funciones específicas en los dispositivos semiconductores: pasivar las superficies, como capa de protección para las zonas donde no se requiere la difusión y como aislante eléctrico.

Pasivación de las superficies.- En un material semiconductor, la conductividad puede ser alterada agregando pequeñas proporciones de contaminantes. Una capa de óxido de silicio reduce la susceptibilidad de que la superficie de la oblea se contamine por partículas del exterior y por otra parte, las películas que están depositándose sobre la oblea de silicio durante todo el proceso de fabricación, crean continuamente nuevas superficies. Los dopantes presentes en la superficie original, permanecerán en la película de óxido y serán menos dañinos, esto es, ocasionarán menos alteraciones durante el funcionamiento del dispositivo semiconductor.

**Capa de Protección.-** Durante el proceso de fabricación de circuitos integrados es necesario delimitar las regiones donde se realizarán las difusiones, para esto es necesario hacer crecer las películas de óxido sobre la oblea, con espesores que van de 250 a 1000 Angstroms, para evitar que los átomos de la impureza penetren en las zonas donde no se requiere difusión.

**Superficies aislantes.-** Al finalizar el proceso de fabricación de un circuito integrado, las regiones activas de la oblea son conectadas con pistas de conductores de aluminio por encima de las películas de óxido. La propiedad aislante del óxido previene que la película metálica esté en corto circuito con la superficie de la oblea de silicio. Aunque el corto puede ocurrir si el óxido es muy delgado o si el voltaje aplicado al contacto metálico causa o induce una carga en la superficie de la oblea. Esta estructura sería la de un capacitor, donde el óxido sirve como dieléctrico. En la región del dispositivo donde el óxido tiene esta función específica, se llama óxido de campo.

#### **Difusión de impurezas/implantación iónica.**

Actualmente las formas más usuales para la fabricación de los circuitos integrados se basan en buena parte en el proceso de difusión del estado sólido para formar las uniones P-N, este proceso se realiza en hornos reactores de alta temperatura; primero logrando una concentración de átomos-impureza sobre la oblea y segundo, aplicando suficiente energía para provocar la difusión de dichas impurezas dentro de la oblea.

El proceso de difusión tiene por objeto alterar las propiedades de la superficie de la oblea con una cantidad específica de átomos-impureza, crear una concentración específica de impurezas en la superficie de la oblea y difundir los átomos dopantes a una profundidad, también específica (creación de la unión). En otras palabras; lo que se logra idealmente es, reemplazar filas y columnas de átomos de silicio con impurezas tipo P y tipo N en la red cristalina del silicio monocristalino.

Los procesos de difusión pueden ser totales y locales. En el caso de la difusión total, el proceso ocurre en toda la superficie de la oblea; mientras que en la difusión local, solamente en determinadas zonas, es decir, sólo a través de las ventanas que se formaron en el óxido de silicio. En el caso de la difusión local los dopantes no solo penetran en el interior de la capa, sino que también en todas las direcciones perpendiculares, o sea, debajo de la capa de óxido de silicio, por eso son tan importantes las variables temperatura y tiempo, que determinan la profundidad de penetración de los dopantes.

El control selectivo de átomos-impureza en un material semiconductor monocristalino hace posible la producción masiva de circuitos electrónicos extremadamente compactos.

Las dos etapas principales en la difusión son el predeposición y la redistribución, la temperatura de la redistribución en una atmósfera oxidante es casi siempre mayor al predeposición y van de 950 a 1200°C. La alta temperatura produce vibraciones térmicas en los átomos de la red, moviéndolos de su sitio, el cual es ocupado por las impurezas cuando ocurre el enfriamiento del cristal. Las impurezas se mueven a través de la red cristalina saltando de un vacío intersticial a otro. A altas temperaturas, el espacio entre los átomos es mas grande, así las impurezas se difundirán vía sitios intersticiales y pueden regresar a los sitios sustitucionales y ser electrónicamente activos. La sustitución es el mecanismo de difusión del boro, fósforo, arsénico, antimonio y de la mayoría de las impurezas que se utilizan en el silicio; estos dopantes pueden ser sólidos, líquidos o gaseosos al momento de introducirlos al horno de difusión.

La implantación iónica involucra un haz de átomos-impureza incidiendo en la superficie del cristal a alta velocidad. Estos iones penetran la superficie y viajan a través de la red cristalina, interactuando con su estructura.

En esta técnica, los átomos son ionizados y acelerados entre 30 y 350 Kev por un campo eléctrico. Un magneto separador de masas elimina los iones de otros átomos no deseados. Después pasando por el control de deflexión y

de foco, el haz de iones dirigido tiene la energía suficiente para penetrar la superficie del semiconductor. Los iones energizados pierden su energía al entrar en colisión con los núcleos y electrones del silicio llegando finalmente al equilibrio. En vista de que el semiconductor no está alineado en la dirección cristalográfica principal con el haz de iones, los perfiles resultantes implantados se acercan a una distribución gaussiana. Sin embargo, si los iones entran paralelos al eje o al plano principal del cristal, entonces la profundidad de penetración se incrementa por canalización.

Las regiones selectivas espacialmente contaminadas están activadas por el uso de patrones de dióxido de silicio o películas de fotoresina que sirven como máscaras.

La ventaja que ofrece la implantación iónica, es el control más preciso del proceso. Midiendo la corriente de iones y el tiempo de implantación, podemos determinar el número aproximado de impurezas incorporadas al silicio. Una desventaja es el daño que se produce en la red cristalina al impactar los iones acelerados, creando dislocaciones. Afortunadamente la mayoría de estos daños pueden ser eliminados por medio de un tratamiento térmico a las obleas, con un recocido entre 700 y 800°C, logrando de esta manera un reacomodo de los átomos dentro de la red. Aunque también existe alguna difusión de impurezas durante el recocido, ésta no resulta ser significativa.

#### **Metalización.**

Como ya se ha mencionado, la estructura de los dispositivos semiconductores requiere de un número de diferentes capas o películas. Estas capas pueden ser dieléctricas, semiconductoras o conductoras y están colocados sobre la oblea por diferentes técnicas.

Las películas metálicas son utilizadas para realizar la conexiones eléctricas entre componentes del circuito. Este tipo de alambrado o colocación de pistas, consiste en depositar una capa delgada de aluminio

(10 a 15 mil Angstroms) sobre la oblea. Esta capa de metal es aplicada en alto vacío conjuntamente con un enmascaramiento, que es lo que permite la conexión selectiva para la operación del circuito. Generalmente después de depositadas las pistas de interconexión debe hacerse un recocido para asegurar una buena adherencia entre el metal y la superficie del silicio; provocando también cierta difusión.

#### **Pruebas de funcionamiento.**

El procedimiento para probar los circuitos integrados está basado en la aplicación de los vectores de prueba que han sido proporcionados por el diseñador, junto con los dibujos a escala de las máscaras del circuito. El propio programa de diseño genera automáticamente los vectores de prueba. El proceso puede resultar muy complicado dependiendo del tipo de circuito, aunque en todos los casos se utiliza equipo computarizado dedicado a este tipo de tareas. Para algunos circuitos es necesario aplicar hasta varios miles de vectores de prueba, dependiendo también de las combinaciones que se requiere hacer para comprobar el funcionamiento del circuito en casos atípicos .

#### **Encapsulado.**

Una vez concluida la etapa de pruebas del circuito, se procede a cortar cada uno de ellos en dados individuales para su montaje final en el encapsulado. El paso previo al empaque consiste en unir los contactos del circuito con los conectores externos por medio de un hilo fino de oro o aluminio, esto se hace con una micropunteadora acoplada a un microscopio, dado el diámetro tan reducido del alambre de conexión.

## CAPÍTULO 3

### SISTEMA PARA DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN DE UN SATÉLITE.

En este capítulo se describe el diseño y las pruebas de desempeño de los tres sensores que componen el sistema de detección de orientación de SATEX I.

Se hace una descripción detallada de cada uno de los sensores, de sus interfaces con la computadora de abordo, del papel que juegan dentro del sistema de control de estabilización de la nave, y de su importancia dentro del subsistema de potencia en el apuntamiento de los paneles solares. Se hace referencia a los requisitos de cobertura y precisión y su relación intrínseca con la carga útil.

Se hace mención de los pares perturbadores que interaccionan con la nave y de los principales sistemas de estabilización que existen, así como del esquema general de control previsto para SATEX I.

Se utilizará estabilización en los tres ejes principales de la nave, con ruedas inerciales en cada eje y toberas de gas frío, lo que permitirá un apuntamiento continuo y preciso hacia la tierra.

#### 3.1. Sistema de detección de orientación y control de estabilización de SATEX I.

El sistema de detección de orientación en conjunto con el control de estabilización, mantienen la orientación de la nave dentro de los límites permitidos. El primero está compuesto por sensores y algoritmos para determinar la orientación, y el segundo de un esquema de control y actuadores para corregir las desviaciones.

La determinación de la orientación de una nave se fundamenta en el proceso para derivar una estimación de la orientación real de la nave a partir de las mediciones efectuadas. El sistema de detección de orientación y control de un satélite, constituye uno de los subsistemas más grandes y complejos, y en ocasiones tiene requerimientos tales, que inclusive dicta el diseño de otros subsistemas de la nave [Ref.14]. Los componentes de este subsistema son por lo general masivos, consumen mucha energía y requieren de una orientación específica, estrictas tolerancias en su alineamiento, un determinado campo de vista, y una frecuencia de resonancia que sea diferente a la de la nave.

El sistema de coordenadas utilizado en el control de orientación se muestra en la Fig. 3.1, este sistema  $X_o Y_o Z_o$ , inercialmente fijo, es utilizado para determinar la posición orbital de un satélite. Los tres movimientos principales de desviación en que puede incurrir una nave en órbita, que por cierto son los mismos términos que se utilizan en aeronaves, son: alabeo, cabeceo y guiñada. Éstos términos están en directa asociación con los tres ejes principales de la nave. El eje de alabeo,  $X$ , se localiza a lo largo del vector de velocidad orbital y a la rotación de la nave alrededor de dicho eje se le llama alabeo o rotación. El eje de guiñada,  $Z$ , se ubica a lo largo de del vector que une el centro de masa de la nave, con el centro de masa de la tierra. El eje de cabeceo,  $Y$ , es normal a los dos ejes anteriores, de tal manera que el sistema de coordenadas  $XYZ$ , forma un marco mutuamente ortogonal. El sistema de coordenadas  $XYZ$  es también llamado sistema de coordenadas orbitales, su origen se localiza en el centro de masa de la nave, y gira con respecto al sistema inercialmente fijo de coordenadas  $X_o Y_o Z_o$  a una tasa aproximada de 14 órbitas por día, para una trayectoria heliosíncrona aproximadamente a 900 km de altura snm, como la de SATEX I. La desviación o perturbación en la orientación con respecto al sistema de coordenadas fijas de la nave  $XYZ$ , se obtiene de la orientación nominal, con las siguientes rotaciones:  $\psi$  alrededor del eje  $Z$ ,  $\theta$  alrededor del eje  $Y$  y  $\phi$  alrededor del eje  $X$ . Los ángulos  $\psi$ ,  $\theta$  y  $\phi$  son llamados los errores de guiñada, cabeceo y rotación respectivamente.

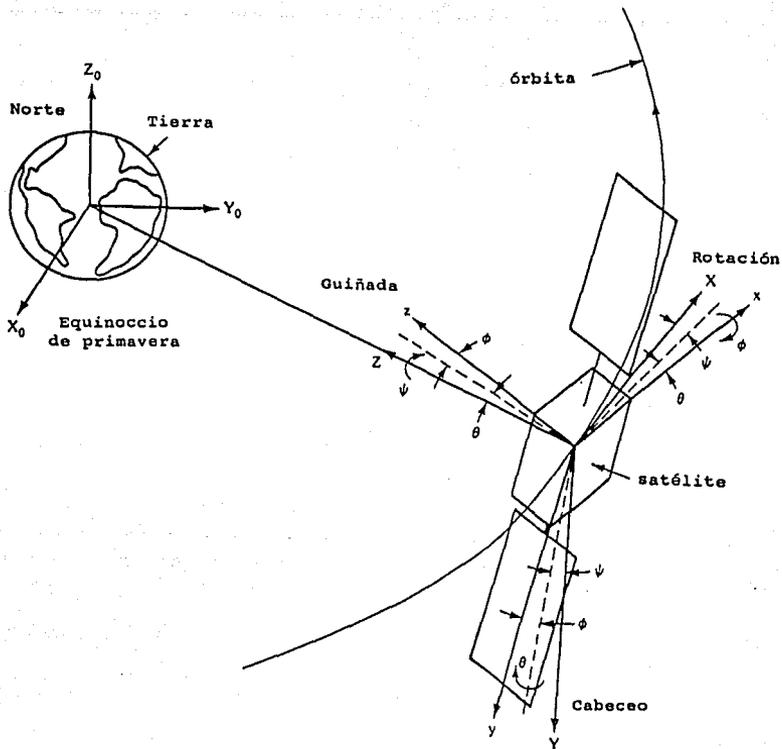


Fig. 3.1 Sistema de coordenadas utilizado en control de orientación.

Las corrientes generadas por las fotoceldas y los detectores térmicos de los sensores, son acondicionadas y amplificadas para utilizarse posteriormente. Las señales obtenidas, junto con la ejecución de los algoritmos de detección de orientación en la computadora de a bordo; proporcionan los parámetros que sirven de entrada al sistema de control para que se efectúen las correcciones de orientación pertinentes.

### 3.1.1 Fuerzas perturbadoras.

La operación en órbita de cualquier nave está sujeta a numerosas fuerzas, que si no actúan sobre el centro de masa de ésta, entonces estarán produciendo pares perturbadores. La medición y correcta evaluación de la influencia de dichos pares en términos de magnitudes absolutas y relativas además de su compensación o minimización es tarea del sistema de detección de orientación y control de estabilización.

La influencia del arrastre atmosférico es muy importante para todas las naves o vehículos en órbita baja alrededor de la tierra, tanto para su control de orientación, como para establecer su dinámica orbital. Dichos vehículos eventualmente reentrarán en la atmósfera debido al efecto acumulativo del arrastre, a menos que estén provistos de un sistema de propulsión a bordo, para reposicionamiento periódico. Bajo estas condiciones, la vida útil de una nave depende de su masa y sus propiedades aerodinámicas, de su orientación orbital y su excentricidad, y de la densidad atmosférica. Esta misma fuerza de arrastre producirá, en general, un par perturbador en la nave debido a cualquier corrimiento entre el centro aerodinámico de presión y el centro de masa. Es importante notar que este vector de presión variará con la orientación de la nave y con su estado operacional (v.g. la posición de los colectores solares, o la presión en los tanques de gas frío, etc.).

Los campos gravitacionales planetarios decrecen conforme aumenta la distancia  $R$  medida desde el centro del planeta, de acuerdo a la ley de Newton en  $1/R^2$ , donde las armónicas de orden superior no son significativas. Entonces, un objeto en órbita experimentará una mayor atracción en su parte más baja que en su parte más alta, esta diferencia de atracción, si se aplica a un cuerpo con momentos de inercia desiguales, producirá un par que tiende a rotar el objeto hasta alinear su eje mayor (el de mínima inercia) con la vertical local. Una vez dentro de este estado de equilibrio, y bajo cualquier perturbación, se produce un par restaurador hacia la posición vertical, causando una oscilación, aunque la disipación de energía en la nave eventualmente amortiguará este movimiento.

En ciertas órbitas terrestres, de interés específico para algunas misiones, la presión producida sobre la nave por el viento solar ejerce una fuerza perturbadora que puede ser del orden del arrastre atmosférico. La presión producida por el viento solar es esencialmente diferente al arrastre atmosférico ya que (para un satélite simétrico), la fuerza que se produce es en la dirección antisolar, en lugar de ser siempre opuesta al vector de velocidad de la nave. El efecto promedio resultante puede ser, para varias órbitas, cercano a cero, aunque dicho efecto no se limita a variar la excentricidad como en el arrastre aerodinámico. Dependiendo de la órbita, de la orientación y de las propiedades de simetría, es posible que sucedan cambios en cualquiera de los elementos de la nave. El par producido por la radiación solar es independiente de la posición o velocidad de la nave, mientras que el par aerodinámico es proporcional a la densidad atmosférica. Arriba de 1000 Km. de altura, la presión por radiación solar típicamente es más importante que los demás pares perturbadores externos a la nave, {Ref.14}.

Todos los efectos que se han mencionado hasta ahora, implican un intercambio de momentum entre la nave y su medio ambiente, como resultado de la aplicación de pares perturbadores.

Además de las fuerzas perturbadoras producidas por agentes externos, existe una gran variedad de otras fuentes de desviación de la orientación, generadas internamente en el trascurso de las operaciones normales de la nave. Cualquier movimiento de una válvula, compuerta o cubierta protectora de un lente producirá una reacción transitoria al ser accionada. Esto no tiene efecto en el sistema total de momentos angulares, pero puede y de hecho influye, en la orientación de los sensores alineados con la estructura, y por tanto, en los lazos de control de orientación.

En resumen, una parte principal del trabajo del sistema de detección y control de orientación (SDCO) se concentra en los pares producidos internamente. Que si presentan frecuencias suficientemente bajas, pueden ser compensados por dicho sistema. Sin embargo, típicamente los pares

internos son eventos transitorios con un contenido en frecuencia que resulta muy alto para el ancho de banda del SDCO. Cuando esto sucede, el sistema de control únicamente compensa para las frecuencias bajas, dejando las frecuencias altas como componentes de inestabilidad de todo el sistema. Dicha inestabilidad puede llegar a constituir el principal problema en la operación de la nave cuando ésta se utiliza como observatorio o sensor direccional.

### 3.1.2. Métodos de estabilización. Control pasivo y activo.

#### Control Pasivo.

Cabe recalcar que la configuración de la nave y el diseño de los diferentes subsistemas que la componen, está fuertemente influenciado por los requisitos de estabilización y la técnica seleccionada. Hay varios métodos regularmente utilizados en el control de orientación y estabilización, a continuación se presenta una breve descripción de los más importantes, haciendo énfasis en la estabilización en tres ejes, por ser el tipo de control utilizado en el SATEX I.

Las técnicas de estabilización pasivas recurren a fenómenos físicos básicos y aprovechando las fuerzas que ocurren de manera natural en el entorno de la nave, diseñando ésta para mejorar o aumentar el efecto de una fuerza, mientras se reducen las otras.

Una de las mayores ventajas de los sistemas pasivos es el proporcionar a la nave una vida útil prolongada, es decir, no limitada por elementos consumibles a bordo, o por la posible falla en componentes móviles. Las desventajas típicas del control pasivo son la relativamente pobre precisión y la respuesta inflexible a condiciones cambiantes o de alta demanda. Cuando éstas limitaciones no son importantes para la misión, las técnicas pasivas funcionan adecuadamente. Un ejemplo notable de este caso es el sistema de satélites para radionavegación y control de tránsito, para el cual el principal requisito operacional es el apuntamiento burdo de una

antena hacia nadir. Estos satélites están estabilizados por gradiente gravitacional, y algunos de ellos alcanzan una vida útil hasta de 15 años.

Una nave diseñada para operar con control pasivo no siempre garantiza una adecuada estabilidad, ya que como hemos visto, el medio ambiente y otras causas internas pueden inducir variaciones indeseables en la orientación del vehículo, pero como se ha mencionado, la carga útil es la que dicta los requisitos de estabilidad de la nave.

#### **Gradiente gravitacional.**

Una nave en órbita baja tiende a estabilizarse con su eje de mínima inercia en una orientación vertical. Esta propiedad puede ser utilizada por los diseñadores cuando se necesite un apuntamiento constante hacia nadir o cenit de algún instrumento o antena. Por supuesto que los pares de control son muy pequeños y además, se requiere de amortiguamiento adicional para contrarrestar el movimiento oscilatorio, que a manera de péndulo provocan las perturbaciones. Estas oscilaciones se controlan con barras magnéticas (utilizando el efecto de histéresis), o con amortiguadores de corriente de Eddy; de esta manera es posible generar un amortiguamiento activo (pasando a un control activo), que por supuesto ofrece un mejor desempeño, que el simple control por gradiente gravitacional, aunque debe notarse que con este método no es posible obtener estabilidad en el eje de guiñada; la nave puede rotar libremente alrededor de su eje vertical. Cuando esta condición es inaceptable, la adición de una rueda inercial con su eje de rotación perpendicular al eje vertical de la nave, producirá una condición de estabilidad, con el momento angular de la rueda alineado a lo largo del vector normal a la órbita. Véase la fig. 3.2

La manera de producir las condiciones inerciales apropiadas para un sistema orientado por gradiente gravitacional, es mediante una extensión telescópica larga, con una masa de varios kilogramos en su parte final.

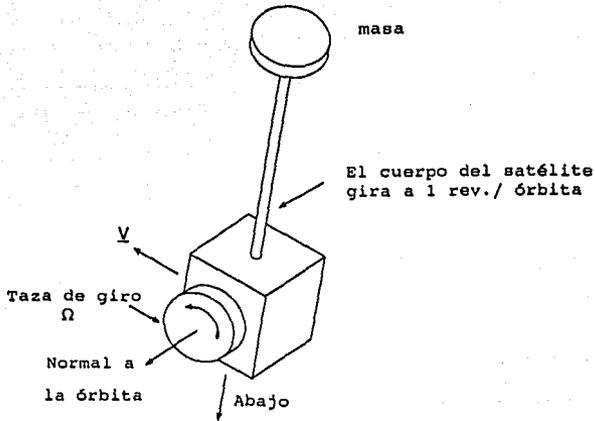


Fig. 3.2 Sistema de estabilización por gradiente gravitacional con una rueda inercial.

La estabilización por gradiente gravitacional es muy útil para misiones muy largas y cuando los requisitos de precisión son relativamente holgados (10 a 20 grados). En general es muy inflexible e imprecisa para la mayoría de las aplicaciones, ya que las oscilaciones que se producen, pueden tener tal magnitud que ocasionalmente pueden llegar a invertir la nave. Esto ocurre debido a la excitación que provoca la radiación solar en la extensión telescópica, provocando resonancias de periodos largos.

#### Estabilización aerodinámica y por presión del viento solar.

Como en el caso del gradiente gravitacional, la existencia de la presión aerodinámica y aquella provocada por la radiación solar, posibilita su uso para el control de la nave. Aunque es cierto que en contadas misiones se han utilizado este tipo de controles pasivos, los resultados no han sido satisfactorios, los esquemas han funcionado bien pero es necesario un intenso modelado y apoyo interactivo en tierra.

### Estabilización por giro.

En la estabilización por giro, la rigidez o estabilidad giroscópica la proporciona el conjunto de todas y cada una de las partes que componen el cuerpo del satélite. Hay dos subconjuntos en esta clase: estabilización con giro sencillo y con doble giro. Cuando toda la nave gira alrededor del eje del momento de inercia principal, tenemos estabilización con giro sencillo. Su principal limitante es el no poder tener antenas parabólicas continuamente orientadas hacia la tierra, lo que implica usar antenas omnidireccionales, que tienen una ganancia muy baja. Por otra parte, esta limitación no existe en el caso del doble giro, donde el SISAP (bus) de la nave gira produciendo o proporcionando la estabilidad giroscópica, mientras que las antenas, incluyendo el equipo de comunicaciones en algunos casos como en los satélites Morelos, forman una plataforma estable que apunta hacia la tierra.

### Control Activo.

Como se ha visto en los párrafos anteriores, el control de estabilización pasivo está muy limitado en cuanto a precisión, además de presentar problemas de oscilaciones y lentitud de respuesta, lo que lo hace inoperante en nuestro satélite; donde necesitamos una precisión de apuntamiento menor o igual a 0.15 grados en cada uno de los ejes. Para lograr este nivel de precisión vamos a recurrir a un sistema de control activo conocido como control de estabilización en tres ejes.

### Estabilización en tres ejes.

En este tipo de estabilización una cara de la nave es continuamente orientada hacia la tierra, mientras que los paneles solares están apuntando hacia el sol. Hay varios tipos de sistemas de estabilización en tres ejes. Los pares de control a lo largo de cada eje pueden darse a través de varias combinaciones de ruedas inerciales, ruedas de reacción y toberas [Ref.15]. Aunque se puede hablar básicamente de dos principales sistemas de

estabilización: el primero con una rueda inercial a lo largo del eje de cabeceo (Fig. 3.3) y el segundo un sistema de ruedas de reacción en las direcciones ortogonales. En el sistema con una rueda inercial, el par de control a lo largo del eje de cabeceo lo provee el cambio de velocidad de la rueda inercial. El par a lo largo del eje de rotación es proporcionado por toberas o una rueda de reacción. El error de guiñada es controlado indirectamente debido al intercambio de los errores de guiñada y rotación cada cuarto de periodo orbital. En el sistema de ruedas de reacción en todas direcciones, cada eje tiene una rueda de reacción y el control es efectuado independientemente.

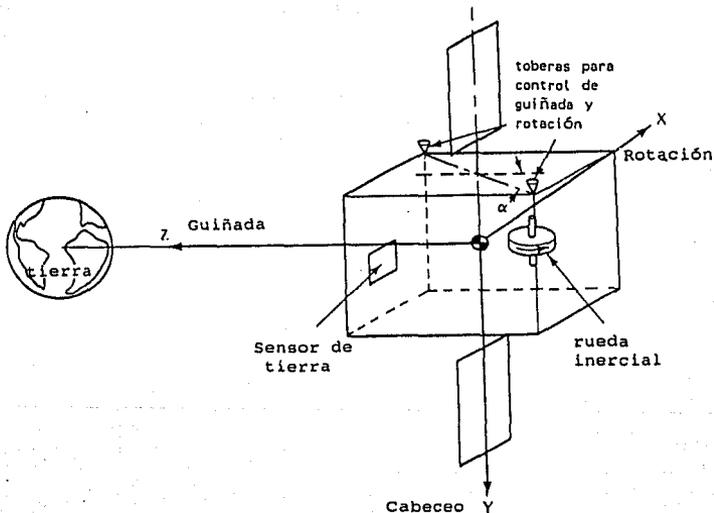


Fig. 3.3 Sistema de estabilización con una rueda inercial y cohetes de reacción

El sistema de ruedas inerciales en tres ejes puede ser considerado como una combinación de tres sistemas de control independientes; el de cabeceo, el de rotación y el de guiñada, como se puede ver en la fig. 3.4. Cada uno de los ejes es controlado variando la velocidad de la rueda de reacción en respuesta al error de orientación. Este sistema necesita una rueda de reacción con momento angular nominal de cero y un sensor de orientación para cada uno de los ejes.

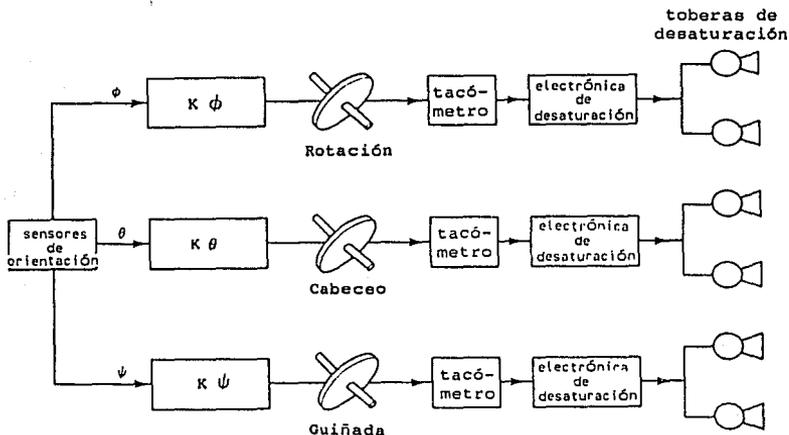
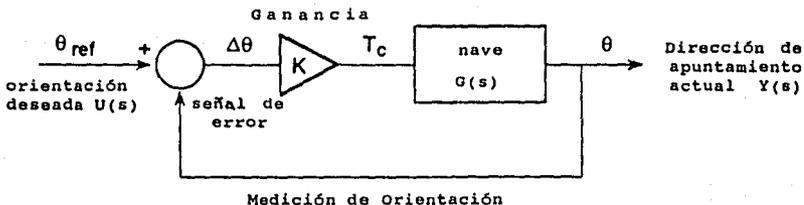


Fig. 3.4 Diagrama de bloques del sistema de control con ruedas de reacción en los tres ejes.

El concepto básico de control activo de orientación es aquel en el cual la orientación de la nave es medida y comparada contra un valor deseado. La señal de error que así se genera, es utilizada para efectuar una maniobra correctiva a través de un par, al que llamamos  $T_c$ , los actuadores de a bordo son los que se encargan de ejecutar esta acción. Ya que las desviaciones o perturbaciones estarán ocurriendo en todo momento, y debido a que tanto las mediciones como las correcciones son imprecisas, el ciclo continuará indefinidamente. En la figura 3.5 se muestra un esquema sencillo de control.



$$H(S) = Y(S)/U(S) = G(S)K(S)/[1+G(S)K(S)]$$

Fig. 3.5 diagrama de bloques del sistema básico de control de orientación en lazo cerrado.

La mayoría de los bloques a nivel de sistema, son fijos tanto por requisitos de la misión (v.g. la orientación deseada en un momento dado), como por los actuadores mismos. Una vez seleccionados los actuadores y los sensores lo único que podemos variar en nuestro sistema de control será la ganancia. Aún la ley de control que se aplicará en el bloque de ganancia  $K$  tiene algunas restricciones, como se menciona más adelante, en el caso de las toberas de gas frío.

Para SATEX I lo más recomendable es utilizar ruedas inerciales en todas direcciones y un sistema de propulsión con toberas de reacción que funcionen con gas frío (nitrógeno seco), almacenado en un tanque a presión [Ref. 16]. Ya que estos sistemas de gas frío tienen una vida corta, su utilización debe restringirse a los primeros minutos de órbita independiente de la nave, período muy crítico en caso de que nuestro satélite se separe catastróficamente del lanzador; entonces se necesitará de fuerzas correctivas relativamente grandes, también son necesarios para producir un par que actúe para desaturar las ruedas inerciales, y debemos reservarlos para alguna eventualidad que ponga en riesgo la estabilidad e integridad de la misión.

A continuación se hace una descripción de los actuadores que forman parte del sistema de control de orientación de SATEX I, dentro del esquema de control activo con estabilización en los tres ejes principales.

#### **Ruedas de reacción.**

Las ruedas de reacción son un elemento muy utilizado en el control de orientación activo de las naves espaciales, particularmente de aquellas no tripuladas. En este modo de control, un motor eléctrico ligado a la estructura de la nave, hace rotar a una pequeña rueda que gira libremente, el eje de rotación de la rueda coincide con uno de los ejes de control del vehículo. La nave debe tener una rueda en cada eje para lograr un control de orientación en los tres ejes. Es recomendable tener redundancia en este tipo de dispositivos, lo que se logra con cuatro o más ruedas. El motor eléctrico hace girar la rueda atendiendo al comando de corrección proporcionado por el lazo de control realimentado de la nave. Las ruedas de reacción tienen una respuesta muy rápida comparadas con otros sistemas. El ancho de banda del sistema de control está en el orden de varias decenas de hertz. Como las principales desventajas de las ruedas de reacción podemos mencionar que son pesadas, ocupan mucho espacio, son caras y son potencialmente puntos de falla debido a sus partes móviles, y por su capacidad de generar pares perturbadores internos, ya que la rueda y la nave juntas producen un par residual complejo. Con este sistema, la nave gira en un sentido y la rueda en sentido opuesto en respuesta a los pares externos que actúan sobre la nave. Aplicando la ecuación de momentos de Euler, podemos decir que la integral del momento neto aplicado en un cierto período de tiempo producirá un valor particular del momento angular total almacenado en las ruedas de reacción. Cuando las ruedas están girando a su máxima velocidad impulsadas por el motor, decimos que están "saturadas", y en estas condiciones no pueden compensar ningún par perturbador. Y en caso de que ocurra alguno en ese momento, la nave puede desestabilizarse. En la práctica lo deseable es evitar la operación de las ruedas a velocidades cercanas a la saturación.

Debido a que las ruedas de reacción solamente pueden almacenar y no remover la suma de los pares que interactúan con la nave, es necesario periódicamente imponer al sistema un contra-par para compensar el excesivo momentum acumulado a bordo, esto puede ser realizado con pares magnéticos (muy utilizados en órbita baja) o por las toberas de control. Los pares magnéticos son preferibles a los sistemas de toberas ya que estos últimos implican un sistema adicional, sin embargo para el SATEX I este sistema ya ha sido considerado en el diseño, por lo que no existe aumento ni de peso ni de complejidad en los subsistemas. Por otro lado, como se ha mencionado en el capítulo I, la complejidad en el modelado y manejo de bobinas magnéticas es significativamente mayor que la utilización de toberas con gas frío, donde el mayor problema puede surgir con alguna fuga [Ref.16].

Una rueda de reacción que opera en alguno de los ejes de la nave tiene una lógica de control en un solo sentido. Si se determina que existe un movimiento indeseable alrededor de alguno de los ejes, el control de orientación envía un comando para que la rueda de reacción contrarreste dicho movimiento. El par corrector es calculado como una combinación ponderada del error de posición y la tasa de error. Esto es, mientras más alejada esté la nave de su posición, y mayor sea su rotación fuera de dicha posición, el par corrector calculado y aplicado será mayor.

Los ejes provistos de ruedas inerciales son mutuamente ortogonales, por tanto, las leyes de control para cada eje son simples y en un solo sentido. Si se desea total redundancia, entonces es necesario colocar dos ruedas en cada eje, con el consiguiente aumento de consumo de potencia, peso y complejidad para operar el sistema. Una manera común de resolver este problema es montando las ruedas de reacción en forma de tetrahedro, quedando de esta manera componentes inerciales acopladas en todos los ejes de la nave. Cualquier combinación de tres ruedas puede ser utilizada para controlar la nave, mientras que la cuarta es redundante, así, ante la falla de alguna de las ruedas, las otras tres continuarían incrementando la cantidad de momentum para conservar la estabilidad de la nave.

### **Ruedas inerciales.**

Cuando una rueda de reacción opera a relativamente alta velocidad (algunas decenas de revoluciones por minuto), se deben hacer cambios en la terminología y en la lógica de control utilizada. Una nave cuenta con una rueda inercial cuando el sistema de control es de lazo cerrado, se basa en mediciones con tacómetro, y mantiene la velocidad nominal de la rueda en un valor constante con respecto al cuerpo de la nave. Esta velocidad es ajustada ligeramente hacia arriba o hacia abajo en respuesta a los pares externos. Cuando el intervalo de dichos ajustes excede los límites fijados por el sistema, entonces es necesario efectuar una desaturación o descarga de las ruedas de inercia para regresar al dominio adecuado. Cuando esta descarga se realiza con bobinas magnéticas, esto se realiza de manera casi continua de tal manera que el circuito del tacómetro puede operar alrededor de un valor nominal esencialmente constante.

El uso de una rueda inercial en una nave espacial ofrece la ventaja de una estabilidad giroscópica sustancial. Esto es, un nivel dado de perturbación producido por un par externo, producirá un cambio menor en la posición nominal deseada en la nave; debido al relativamente pequeño cambio que ocurre en el porcentaje del vector de momento angular total de la nave. Esta es la razón por la que las ruedas inerciales son generalmente utilizadas en vehículos que requieren un apuntamiento consistente en una dirección dada, como en este caso.

### **Toberas de reacción.**

Las toberas de reacción son un medio muy común y efectivo para el control de orientación de naves espaciales, debido a que pueden ejercer fuerzas de control grandes [Ref. 14]. Por otro lado, como desventajas de este tipo de dispositivos podemos mencionar su limitado tiempo de duración, debido a la utilización de fluidos consumibles, nitrógeno a presión en caso de SATEX I. Otra limitante, es el hecho de no poder utilizarlas dentro de un esquema de control proporcional, ya que su operación es totalmente

abierta o cerrada (operación ON/OFF), sin embargo, con la aplicación de trenes de pulsos de duración variable es posible lograrlo, o también mediante el uso combinado de algunas toberas. No es aceptable tener una sola tobera trabajando en cada eje de control, ya que una falla significa la pérdida total de control en dicho eje. La necesidad de redundancia implica el duplicar válvulas, toberas y conexiones, con el consiguiente aumento en peso y complejidad en el control.

En la tabla 3.1 se hace una descripción resumida de la precisión que se logra con los diferentes métodos de estabilización. Por supuesto que estos datos son muy generales, pero dan una idea del orden de magnitud que es posible obtener con cada uno de éstos sistemas.

Tabla 3.1

método	precisión en grados.	comentarios
Estabilización por giro	0.1	Pasivo, simple, de bajo costo, inercialmente orientado.
gradiente gravitacional	3-10	Pasivo, simple, de bajo costo, orientado hacia el cuerpo de la nave
toberas de reacción	0.1	Rápidos, gran autoridad, costosos, utilizan fluidos consumibles
torques magnéticos	3-5	Utilizados sólo en órbitas bajas, lentos, de bajo costo y bajo peso.
Ruedas de reacción	0.01	Rápidas, costosas, de alta precisión
Giróscopos	0.1	Gran autoridad, rápidos, costosos.

### 3.2. Diseño de los sensores de orientación: sensor de cuadrante solar, sensor fino de sol y sensor de limbo terrestre.

En los sistemas de orientación en tres ejes, se busca determinar la orientación del cuerpo de la nave en un espacio inercial. Esto puede considerarse como la determinación de la orientación de un solo eje, más el ángulo de rotación alrededor de dicho eje. La determinación de la orientación en un solo eje se obtiene cuando los sensores proporcionan una medición de longitud de arco entre la mirilla o rendija del sensor y un punto de referencia conocido. El punto de referencia puede ser el sol, el horizonte terrestre, la luna o alguna estrella. Aquí el punto crucial es que solamente se puede conocer la magnitud de la longitud de arco, en lugar de conocer la longitud y la dirección.

La especificación de la orientación del eje en cuestión con respecto al espacio inercial, teóricamente requiere de tres mediciones independientes para tener un número suficiente de parámetros y poder obtener una medida. Sin embargo, en la práctica, usualmente se utilizan dos mediciones independientes junto con un esquema para seleccionar entre dos posibles soluciones; una verdadera y otra falsa, esta última, causada por la falta de especificación de parámetros. El esquema más común que se utiliza impone una estimación a priori de la orientación verdadera y entonces se selecciona la medición que más se acerca al valor supuesto. En la Fig. 3.6 se ilustra este concepto.

Para efectuar la determinación de la orientación de los tres ejes, se necesitan dos vectores que puedan ser medidos en el marco de referencia del cuerpo del satélite y que tengan valores conocidos en el marco de referencia inercial. Algunos ejemplos conocidos de tales vectores, y que ya se han mencionado, incluyen el sol, las estrellas y el nadir terrestre. La clave se encuentra en el tipo de sensor utilizado para efectuar la medición, y no de la naturaleza del punto de referencia. El conjunto de sensores deben medir dos componentes angulares del vector de error. La tercera componente es conocida debido a que sólo estamos considerando vectores unitarios en el control de orientación de la nave.

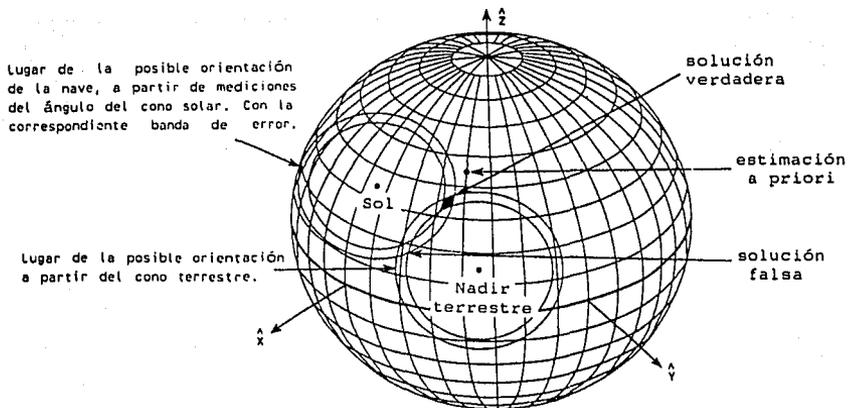


Fig. 3.6 Determinación de orientación en un solo eje.

La orientación del SATEX I será determinada por un conjunto de tres sensores, dos de sol y uno de tierra. En los siguientes párrafos se hace una descripción de cada uno de ellos.

#### Sensor de cuadrante solar.

Este sensor es particularmente importante en los primeros minutos de órbita del satélite. Consiste en un cubo de 3 cm por lado, con celdas solares de silicio monocristalino en 5 de sus caras. Cada una de las celdas tiene un área de  $4 \text{ cm}^2$  y proporciona una corriente de cortocircuito de 100

mA a 0.55 volts con iluminación total (incidencia completa de la radiación solar sobre la celda). La corriente de cortocircuito que proporcionan las celdas es acondicionada y alimentada a un conjunto de comparadores, que con el debido ajuste de umbral determinarán la presencia o ausencia de iluminación. Una vez que sea determinada la ubicación del sol de manera aproximada y se logre la estabilización inicial, entonces entrarán en operación los sensores finos de sol, que junto con el sensor de tierra iniciarán y mantendrán el control de orientación y estabilización del satélite.

En la figura 3.9 se puede apreciar la colocación de los sensores en las diferentes caras del SATEX; son necesarios por lo menos cuatro cubos para tener un cubrimiento hemisférico y contar además con redundancia.

Cada una de las celdas será supervisada por el sistema de detección de orientación y control instalado a bordo, por medio del circuito multiplexor diseñado específicamente para este propósito.

#### **Sensor fino de sol.**

Este sensor analógico tiene forma de paralelepípedo, si se desea utilizarlo al mismo tiempo como sensor burdo de sol, es necesario darle forma de tetrahedro (para los colectores solares por ejemplo). El interior es hueco, y contiene en la base dos pares de celdas alineadas en dos ejes perpendiculares. En su parte superior, que es la que apunta hacia el sol, tiene una ventana de cuarzo. El interior tiene un acabado negro mate que evita reflejos espurios. La generación del ángulo de desviación de la posición del sol con respecto al sistema de coordenadas inerciales, que tiene como referencia el cuerpo del satélite, se obtiene con la diferencia entre la corriente de corto circuito de las dos celdas solares de cada eje, iluminadas éstas a través de la ventana; el esquema del arreglo se muestra en la figura 3.7 donde en la vista lateral es posible apreciar solamente un par de celdas, sin embargo, en la fig. 3.8 se vé claramente la geometría del arreglo de las cuatro celdas.

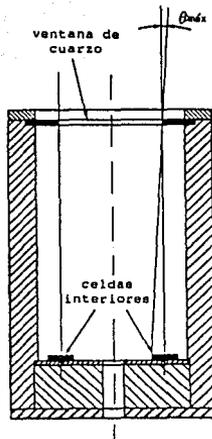


Fig.3.7 estructura del sensor fino de sol.

El error o ángulo de desviación está dado por:

$$E = (2K J_1 l L A) \theta$$

entonces;  $E \propto \theta$

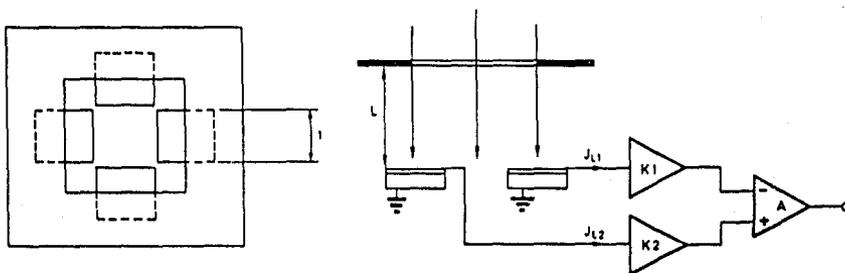
Siempre y cuando se haya hecho la calibración de los amplificadores para que  $K_1 J_{L1} = K_2 J_{L2} = K J_L$  siendo  $J_L$  la densidad de corriente de corto circuito de las celdas solares.

El máximo ángulo de cobertura de nuestro sensor, en cada eje, está dado por:

$$\theta_{\text{máx}} = \pm \arctan \left[ \frac{l/2}{L} \right]$$

Para dicho ángulo una celda estará totalmente iluminada y la otra totalmente en penumbra. Para ángulos de desviación mayores, la respuesta se

mantendrá aproximadamente constante por un tiempo para después disminuir rápidamente. Por otra parte, al considerar un sistema para dos ejes con cuatro celdas en cruz, el máximo ángulo queda también limitado por la separación geométrica entre las células de uno y otro eje, para que las mediciones de cada eje no interfieran con las del otro [Ref. 18]. En la fig. 3.8 se puede apreciar el arreglo en cruz y la forma de obtener el error de apuntamiento al realizar la diferencia de voltaje entre las dos celdas del mismo eje.



Arreglo de cuatro celdas en cruz que proporcionan un ángulo de desviación en dos ejes ortogonales.

La diferencia de iluminación en las celdas del mismo eje, proporcionan el error de apuntamiento con respecto a la vertical.

Fig. 3.8 Geometría y error de desviación sobre uno de los ejes.

Con algunas modificaciones, como la inclusión de celdas solares para apuntamiento grueso en el mismo cuerpo del sensor, y la correspondiente circuitería de amplificación y acondicionamiento, será utilizado el sensor fino de sol, en la orientación y apuntamiento de los colectores solares. Además este sistema de apuntamiento grueso será respaldado por el sistema de detección de cuadrante solar, y no podrá ser al revés, o por lo menos no totalmente, ya que existe una diferencia sustancial en cuanto a la cobertura de ambos sistemas. Aunque cabe mencionar que el sistema de sensores de detección de cuadrante solar es lo suficientemente robusto y cuenta con respaldo propio, a través de celdas redundantes, por lo que su funcionamiento prolongado en órbita es altamente probable.

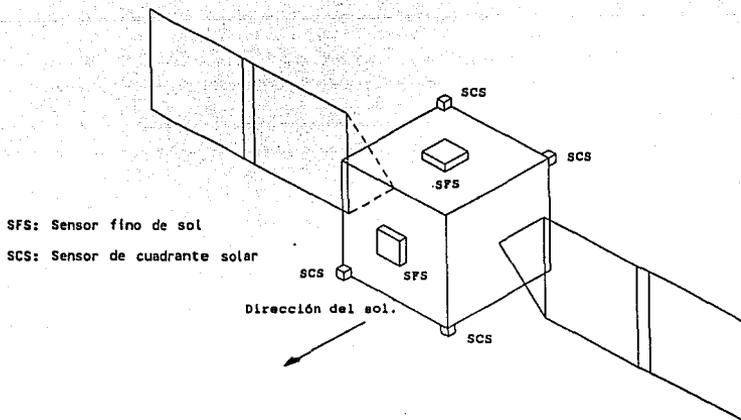


Fig. 3.9 Ubicación de los sensores de sol en las diferentes caras de SATEX I.

#### Sensor de limbo terrestre.

Para el satélite orbitando a menos de 1000 Km, la tierra subtenderá un ángulo cónico mayor a 120 grados visto desde la nave. El tamaño de dicho blanco justifica el uso del limbo de la tierra como un punto de referencia para determinación de orientación. El satélite estabilizado en órbita baja apunta continuamente hacia la tierra o hacia la atmósfera, así que el utilizar esquemas de orientación de la nave tomando como referencia la tierra tiene mucho sentido práctico.

El medio más común de determinar el vector que apunta hacia el nadir, es utilizando barredores de horizonte. Con la posición del horizonte definido en cada lado de la nave, y las posiciones delantera y trasera, el nadir puede ser fácilmente calculado. Los elementos detectores operan en la banda infrarroja de 14 a 16  $\mu\text{m}$ . Esta banda es la del  $\text{CO}_2$ , y es característica de la capa de dióxido de carbono en la alta atmósfera terrestre. Está bien definida, y es útil tanto de día como de noche sin importar la presencia de nubes, por lo que es una referencia confiable.

El sensor de horizonte terrestre es un sistema barredor con el detector montado sobre una rueda, orientada de tal manera que gire alrededor del eje de cabeceo de la nave. El barrido comienza en la dirección del nadir y su recorrido termina al encontrar la orilla más lejana del horizonte terrestre. En cada barrido rotativo, cada sensor proporcionará un pulso de subida y otro de bajada debido al encuentro del horizonte terrestre viniendo desde el espacio exterior frío, atravesando la tierra y de nuevo encontrando el espacio exterior. Ya que la velocidad de la rueda es bien conocida y además es controlada por un circuito de realimentación con tacómetro, el pulso obtenido, cuando se compara con la referencia de tiempo en el cual debe ocurrir, sirve para determinar el ángulo de cabeceo.

Más aún, si se monta simétricamente un par de sensores en la nave y si el ángulo de rotación es cero, cada barredor deberá tener exactamente la misma duración entre pulsos. Cualquier diferencia entre el período o separación entre los pulsos es utilizada para determinar el ángulo de rotación del satélite. En la figura 3.10 se puede apreciar la geometría del sistema barredor y su colocación en el satélite.

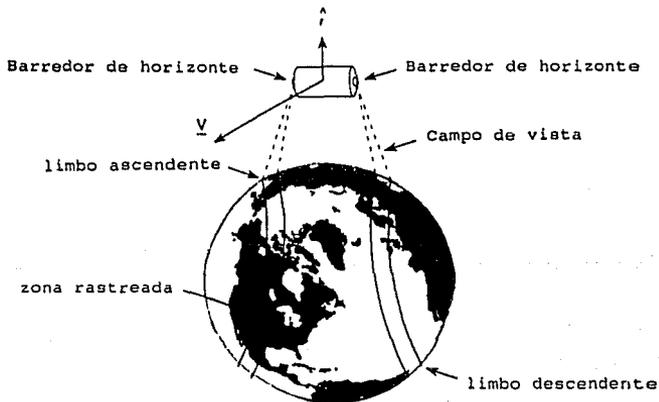


Fig. 3.10 El concepto de determinación de orientación utilizando barredores de horizonte terrestre.

Por lo que respecta al ángulo de guiñada, podemos decir que la posición rotacional alrededor del radio vector que une al satélite con el centro de la tierra, no puede ser determinada utilizando las mediciones anteriores, debido a que la tierra tiene una apariencia circular desde el espacio, sin importar que ángulo de guiñada se tenga. Sin embargo, en un espacio inercial; el ángulo de guiñada en un momento dado, será igual al ángulo de rotación que será observado un cuarto de periodo después, esto quiere decir que la información obtenida del ángulo de rotación puede ser utilizada para estimar el error de guiñada, por supuesto con una penalización en el ancho de banda del sistema.

La utilización de los sensores de horizonte en pares es lo más recomendable, ya que ante la eventualidad de alguna falla, un solo detector puede proporcionar suficiente información para determinar los ángulos de cabeceo y rotación, aunque para éste último se debe contar a bordo con la información precisa de la altura de la órbita, ya que el ancho de referencia de la tierra, visto desde el sensor, depende lógicamente de este parámetro.

### 3.2.1. Requisitos de cobertura y precisión.

El uso de sensores de sol junto con barredores de horizonte terrestre, constituyen un sistema de determinación de orientación muy poderoso para nuestra nave en órbita baja. El esquema de detección realiza las mediciones de orientación sucesivamente en cada uno de los ejes. En caso de que la computadora de a bordo tenga suficiente capacidad para almacenar las efemérides orbitales, enviadas desde la estación terrena, entonces es posible hacer procesamientos más sofisticados e incrementar la precisión en la medición de los ángulos de error.

Los sensores de cuadrante solar serán montados en algunas de las caras del satélite y proporcionarán una cobertura prácticamente hemisférica, en términos de poder detectar la presencia del sol a partir de una posición inicialmente desconocida. Esta capacidad es crítica para los diseñadores y operadores de la misión por razones obvias.

Cada sensor fino de sol tendrá una cobertura de  $\pm 20$  grados en dos ejes, con una resolución de 0.10 grados como mínimo. Se colocarán dos de ellos en el SATEX; uno en la cara que dá hacia el sol, y el otro en la cara superior, para auxiliar al sensor de apuntamiento de los colectores solares en caso necesario.

Para el sensor de tierra, el horizonte de CO<sub>2</sub> varía aproximadamente 20 kilómetros de extremo a extremo en la superficie de la tierra, o entre la luz y la oscuridad. Para órbita baja este hecho por sí solo impone un límite de precisión en la determinación del cabeceo y la rotación de 0.05 grados. Pero cuando se hace el modelado y se consideran en conjunto todos los efectos que influyen en la medición de los ángulos, incluyendo la no redondés de la tierra, la precisión oscila entre 0.02 y 0.03 grados. Con una cobertura mayor de 120 grados.

Como podrá verse, la precisión de los sensores de sol y tierra es más que suficiente para los requisitos de apuntamiento y estabilidad de SATEX, sólo resta seleccionar los actuadores adecuados para mantener el nivel de precisión, y por supuesto los esquemas de control tienen que ser acordes con estos mismos requisitos.

### 3.3. Construcción y evaluación experimental de respuesta.

La construcción de los sensores implica maquinado de precisión, en aluminio aeroespacial de la serie 6061. El adhesivo utilizado para sujetar las celdas solares con el cuerpo del sensor es del tipo RTV (room temperature vulcanizer), que además de proveer un excelente medio de sujeción mecánica, resiste temperaturas extremas y amortigua las vibraciones. Las celdas solares son de silicio monocristalino, que además de ser de bajo costo, comparadas con las de arsenuro de galio o silicio amorfo, por ejemplo, poseen una respuesta lineal al ser iluminadas por el sol; los otros tipos de celdas son más eficientes, pero lo que nos interesa en este caso específico es una respuesta lineal.

La precisión en los sensores depende en buena medida de la calidad de la manufactura en el maquinado de las piezas y por supuesto de un alineamiento preciso con respecto al cuerpo del satélite, por lo que debe tenerse especial cuidado en este aspecto. La excepción en este caso lo son los sensores de cuadrante solar, donde los requisitos son muy poco demandantes y por tanto no es necesario aplicar las mismas exigencias que en los otros sensores.

Las pruebas de respuesta para los sensores de sol, se realizaron haciendo girar éstos sobre un banco de pruebas, variando de manera precisa el ángulo de inclinación por medio de tornillos micrométricos, y usando como fuente de iluminación lámparas de uso fotográfico de 500 watts; debido a que no se pudo contar con un simulador de sol que comúnmente consiste de una lámpara de xenón con lentes que proporcionan una determinada cobertura con una constante solar entre 0.4 y 0.6., sin embargo los resultados puede decirse que son satisfactorios, como lo demuestran las curvas de la figura 3.11. Para contar con un registro de las variaciones en la intensidad luminosa de las lámparas se utilizó una celda solar calibrada de fábrica, de esta manera fué posible, una vez restado este efecto, tener una medida repetible.

Para el sensor de tierra se utilizó el mismo método que en los sensores de sol, se empleó una lámpara de menor potencia, que proporciona una iluminación adecuada tanto por intensidad como por respuesta espectral. Para lograr uniformidad en la fuente de iluminación, se utilizó una fuente de voltaje constante, esto mismo se efectuó en el caso de los sensores de sol. Véase la figura 3.15.

Los mayores problemas durante las pruebas de respuesta de los sensores se tuvieron con la no uniformidad de las fuentes de iluminación, ya que las lámparas fotográficas, no obstante la fuente de voltaje constante, tienen variación en el ángulo de iluminación, y también fluctuaciones temporales de intensidad dentro del mismo haz. Las mediciones se efectuaron con un osciloscopio digital de precisión donde se utilizó el canal 1 para digitar la señal de los sensores, y el canal 2 para grabar la señal de la celda

calibrada, al efectuar la resta de ambas señales se obtuvo la curva definitiva. Una vez determinada la respuesta de los sensores se procedió a calibrar los amplificadores para obtener una operación lo más lineal posible, en el mayor intervalo posible (0-10 volts).

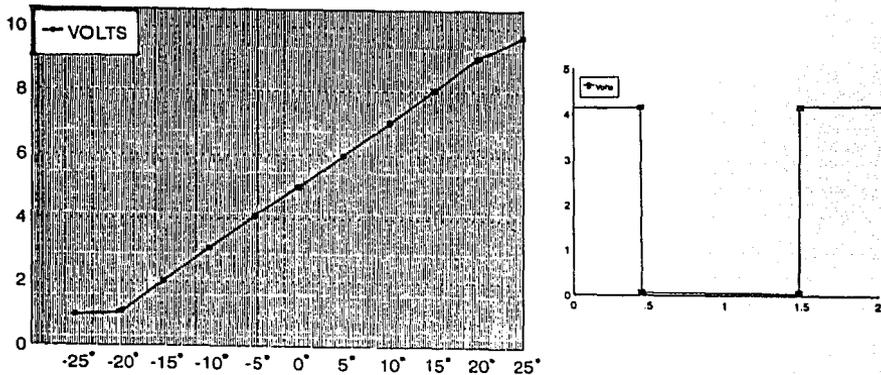


Fig. 3.11 Curvas de respuesta del sensor fino de sol y del sensor de tierra.

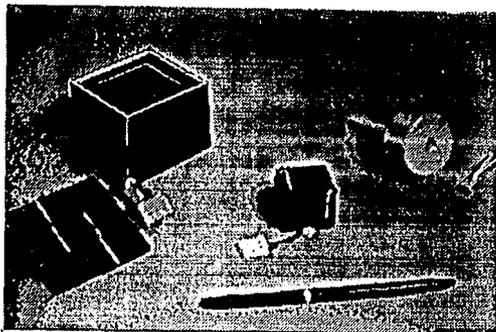


Fig. 3.12 Fotografía de los sensores de sol y tierra.



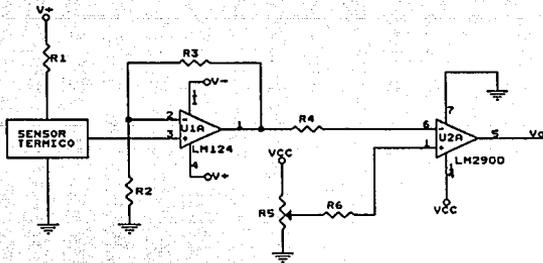


Fig. 3.14 Circuito de amplificación y detección de pulso del sensor de tierra.

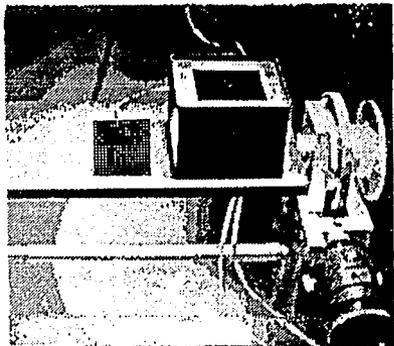
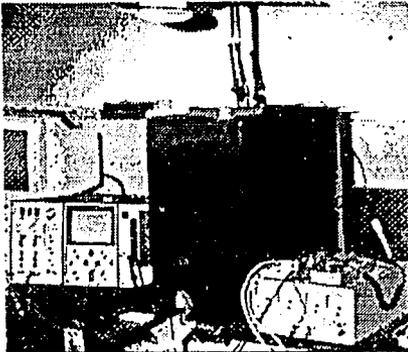


Fig. 3.15 Fotografías de un ensayo para evaluar la respuesta de los sensores de sol y tierra en el banco de pruebas.

### 3.4.2. Electrónica de multicombinación del sensor de cuadrante solar con el circuito integrado diseñado.

Entre los propósitos del circuito multiplexor diseñado y construido como parte de este trabajo, se encuentra el conducir todas las señales de

Los sensores de cuadrante solar hacia la computadora de abordo, a fin de que se realicen las estimaciones burdas de la ubicación del sol. Otra de sus funciones será la de conducir señales como: temperatura de las celdas solares en los colectores y la posición de éstos, la temperatura de las caras y dispositivos del exterior del SATEX, como algunos actuadores.

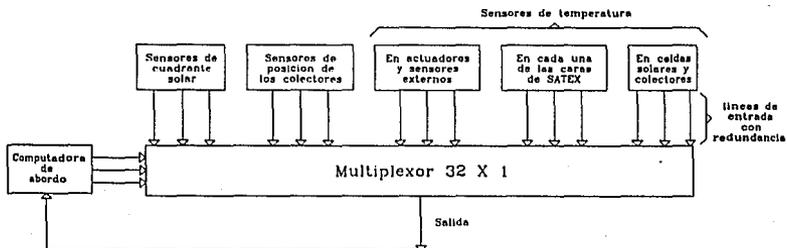


Fig. 3.16 Diagrama de bloques de la conexión del multiplexor con diferentes sensores de SATEX I.

## CAPÍTULO 4

### PRUEBAS DE CALIFICACIÓN PARA VUELO ORBITAL.

En este capítulo se describen los criterios y pruebas de calificación que han sido seleccionados para someter a todos los componentes y subsistemas de SATEX I antes de ser colocado en órbita terrestre. Tanto para asegurar con un grado de certidumbre muy alto que el equipo tendrá un funcionamiento correcto en las condiciones ambientales extremas del espacio exterior, como para cumplir con los requisitos que impone el sistema de lanzamiento.

Se hace una descripción de las pruebas de reclasificación de circuitos integrados de grado industrial para poder utilizarlos en equipo espacial; esta es una manera de reducir los costos de estos componentes, en algunas ocasiones hasta en un factor de 10, y además asegurar un menor número de fallas durante las pruebas de los subsistemas y del equipo en órbita.

Se enlistan los equipos necesarios para llevar a cabo las pruebas de calificación, los tiempos o ciclos, la secuencia, los valores extremos que deben cubrirse, y los análisis destructivos cuando se requieran.

Finalmente se hace una relación de los requisitos y pruebas para aceptación para vuelo orbital de los sensores de sol y tierra, así como del circuito integrado diseñado y construido para esta aplicación.

#### 4.1. El Ambiente Orbital.

Los dos parámetros más importantes que deben tenerse siempre presentes durante las etapas de diseño de equipos espaciales es la altura y la inclinación de la órbita, ya que a partir de esta información es posible

determinar cuales serán las condiciones ambientales en las que estarán operando dichos equipos. Esto es fundamental tanto para su diseño óptimo como para su adecuado funcionamiento. Hay que recordar que el costo de colocar un equipo en órbita es muy alto y las oportunidades de lanzamiento muy escasas, entonces debemos tener muy en cuenta que el diseño óptimo, el alto desempeño y el funcionamiento en condiciones severas, son elementos inseparables de este tipo de proyectos.

Como se ha mencionado, estamos considerando una órbita de 900 Km de altura con una inclinación cercana a los 90 grados. Para esta altura e inclinación tendremos las siguientes condiciones:

No. de órbitas por día: Entre 15 y 16

Exposición al sol: 24 Hrs. al día en una de sus caras y en los colectores solares.

Temperaturas extremas: + 70 °C y -20 °C

Vacío:  $10^{-8}$  torrs

Densidad del aire:  $10^{-15}$  Kg/m<sup>3</sup>

Radiación:  $10^3$  rads

Campo magnético: 0.4 Gauss

Oxígeno atómico: Flujo de  $5 \times 10^{14}$  partículas x  $m^{-2} \text{seg}^{-1}$   
para una velocidad de 8 Km/seg

#### 4.1.1. Partículas atómicas.

Las partículas presentes en el medio ambiente espacial, son un fenómeno que debe tenerse en consideración durante las diferentes etapas del diseño, debido a los problemas y efectos que causan sobre las naves en órbita

terrestre, se hará una breve descripción de dichos efectos y de su interacción con los diferentes componentes y subsistemas de los equipos espaciales. El viento solar distorsiona el campo magnético terrestre, afecta el uso de bobinas magnéticas utilizadas para control de orientación o desaturación y produce carga estática en las naves. Las protuberancias solares generan calentamiento en la alta atmósfera, aumentando el arrastre en las aeronaves e interrumpiendo las comunicaciones. Asimismo, los rayos cósmicos, causan problemas en los microprocesadores y en otros circuitos integrados; por una parte pueden producir cambios en el estado lógico, pero sin interferir en las operaciones subsecuentes; pueden hacer que se mantenga un estado lógico, hasta que no se corte la polarización al dispositivo, provocando un excesivo consumo de corriente en el mismo y en un caso extremo, pueden dañar permanentemente los circuitos. Los cinturones de radiación de Van Allen atrapan partículas altamente energéticas que degradan las celdas solares, causan problemas con los circuitos lógicos, generan daño físico debido a arcos eléctricos y provocan interferencia electromagnética. La Ionósfera distorsiona, refleja y refracta las radio-ondas, causa bloqueo momentáneo para los sistemas de radiodifusión en altas frecuencias y atrae moléculas contaminantes. Las Auroras degradan el desempeño de los sistemas de radiodifusión y producen carga estática en las naves espaciales al pasar por las altas latitudes.

Las partículas más destructivas, por sus niveles de energía entre  $10^{10}$  y  $10^{13}$  meV, son los rayos cósmicos, otras partículas como las de Van Allen y las de las protuberancias solares se encuentran en niveles de energía entre  $2 \times 10^2$  y  $3 \times 10^2$  meV, las restantes tienen niveles aún menores por lo que sus efectos no son considerables.

Los rayos cósmicos consisten de protones altamente energéticos (79%), partículas alfa (20%) y iones pesados (1%). Su origen es extragaláctico, galáctico y solar. Se encuentran en todo el espacio, son desviados y atrapados por el campo magnético terrestre, así que arriban a la tierra desde direcciones aleatorias. El flujo de partículas cósmicas disminuye cuando aumenta la actividad del sol debido al cambio que ocurre en su campo magnético. Los rayos cósmicos viajan a través de trayectorias complicadas

influenciadas por los campos magnéticos y producen rayos cósmicos secundarios al interactuar con la atmósfera terrestre.

Para contrarrestar, o reducir a niveles aceptables los efectos que producen todo este tipo de partículas en los equipos espaciales, por una parte se utiliza electrónica "endurecida" que tiene la propiedad de poder resistir hasta 1000 veces más radiación que la electrónica convencional, y por otro lado, se tiene como práctica común el colocar todas las tarjetas de electrónica y otros dispositivos sensibles a la radiación, en contenedores metálicos, así se cumple también con la función de evitar la interferencia electromagnética y que dichos componentes estén expuestos a extremos de temperatura en un momento dado. La dosis total de radiación en órbita polar ( $10^3$  rads) para una duración estimada de la misión de un año, puede ser efectivamente bloqueada con  $3.0 \text{ gr/cm}^2$  de metal, [Refs.14 y 21].

#### 4.2. Criterios y Pruebas de Calificación.

Entre los criterios de calificación para vuelo espacial se menciona que los equipos que ya han estado en órbita y han cumplido exitosamente su misión, están aceptados para vuelo orbital futuro. Los dispositivos y componentes que siendo de origen industrial, pasan por las pruebas de calificación suficientes, pueden reclasificarse a componentes espaciales. Otra manera de utilizar componentes o aún dispositivos no calificados, es colocándolos en contenedores sellados, protegidos por cajas metálicas. Otro recurso muy utilizado es el construir dos modelos del mismo equipo, uno de prueba, y es al que se somete a los ensayos más rigurosos de calificación, y el otro; que se llama modelo de vuelo, al que se somete a pruebas de aceptación (que son menos severas que las primeras) y con esto queda calificado. De esta manera el modelo de vuelo no es sometido a fatigas, vibraciones y extremos de temperatura que de alguna manera causan esfuerzos excesivos en el sistema que se pondrá en órbita.

#### 4.2.1. Pruebas de Calificación.

Las pruebas de calificación de componentes, dispositivos, subsistemas y equipos se aplican dependiendo de las condiciones orbitales en las que se va a operar y del tiempo de duración de la misión. Para cada misión específica se tiene una serie de pruebas específicas, y ya que no se tienen siempre las mismas condiciones ambientales, no se pueden aplicar los mismos criterios y pruebas de calificación para diferentes misiones. Por esta razón la sección 2.2 de este capítulo, se refiere exclusivamente a las pruebas que deben hacerse a SATEX I para su aceptación para vuelo. Cabe aclarar que todo este tipo de pruebas están basadas o relacionadas a las normas militares, ya que en buena medida (75 %), la investigación y el aprovechamiento del espacio exterior tiene aplicaciones militares; por eso durante las pruebas de calificación se hace alusión frecuente a dichas normas. Además, a diferencia de las normas comerciales o industriales, las normas militares son más severas, lo que asegura un funcionamiento confiable de los componentes en las extremas condiciones del espacio exterior, [Refs.19 y 20].

#### 4.2.2. Equipos Utilizados en Pruebas de Calificación.

Como se ha mencionado, la aplicación de algunos criterios de calificación puede ayudar a evitar el realizar ciertas pruebas en equipos, subsistemas o componentes, ya sea por haberse realizado dichas pruebas con anterioridad, por colocarse en contenedores sellados o por adquirirse ya calificados.

Para los dispositivos, subsistemas o equipos de diseño novedoso o sin antecedentes orbitales es indispensable llevar a cabo las pruebas de aceptación necesarias. Los principales equipos que deben utilizarse y los ciclos y duración de las pruebas para SATEX I son los siguientes:

**Cámara de termovacío.** Es una cámara con bombas mecánicas para hacer vacío primario hasta  $10^{-3}$  torrs, y bombas de difusión para llevar y mantener al sistema a una presión de vacío de  $10^{-7}$  o  $10^{-8}$  torrs. Los elementos

calefactores son resistencias y la cámara está provista de conectores en sus paredes para conducir todas las señales eléctricas. Los ensayos se realizan durante 48 horas a una presión de  $10^{-7}$  torrs y una temperatura de  $60^{\circ}\text{C}$ . El volumen de esta cámara depende obviamente del tamaño del equipo bajo prueba.

Horno o cámara. Para someter a extremos de temperatura, este equipo utiliza como elementos calefactores resistores y el enfriamiento se realiza con nitrógeno líquido. Es en este equipo donde se llevan a cabo los ciclos de supervivencia, de aceptación y de calificación, que quedan descritos gráficamente en la Fig.4.1

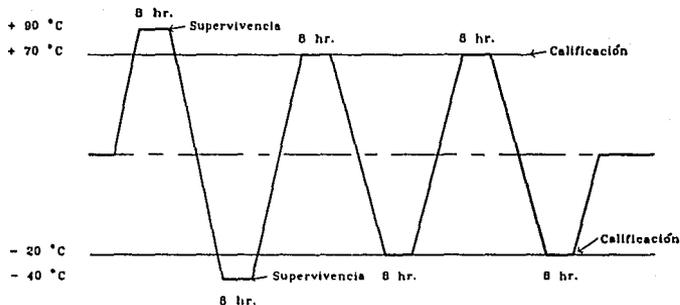


Fig. 4.1 ciclos de supervivencia y calificación.

Mesa vibradora. Para someter los equipos tanto a vibración senoidal como a vibración aleatoria; los valores de aceleración y desplazamiento están dados en las tablas 3 y 4. En esta serie de pruebas debe demostrarse que los equipos pueden soportar el espectro de vibración que les impondrá el lanzamiento a órbita, y debe cumplirse también el requisito de que la frecuencia de resonancia de la carga útil sea diferente a la del vehículo lanzador.

**Cámara Anecóica.** Para realizar las pruebas del equipo de comunicaciones: traspondedores y antenas. Las pruebas precisas que deben realizarse están por determinarse, incluyen patrones de radiación y de interferencia.

**Acelerador de Partículas.** Este equipo es utilizado para demostrar que la carga útil puede soportar los niveles de radiación estipulados en el diseño. Para SATEX I no se realizarán este tipo de pruebas, ya que los componentes electrónicos, los más sensibles a este fenómeno, serán confinados en compartimentos metálicos sellados, con lo que además quedarán protegidos contra interferencia electromagnética y extremos de temperatura.

#### **4.2.3. Reclasificación de Circuitos Integrados.**

Dispositivos, componentes y circuitos integrados originalmente fabricados para trabajar en ambientes industriales, pueden utilizarse en equipos aeroespaciales siempre y cuando les sean realizadas las pruebas de reclasificación.

En esta sección se hace una descripción del tipo de pruebas que son necesarias para reclasificar circuitos integrados y otros dispositivos semiconductores, basándonos en la experiencia de Clopp y D'Amada [Refs.9 y 19] en este tipo de técnicas. La reclasificación repercute en la reducción de los costos y en el asegurar que un mínimo de componentes van a fallar durante las pruebas a nivel de subsistema, por lo que su aplicación es altamente recomendable.

Para proyectos espaciales con presupuestos moderados y particularmente por la utilización de una parte significativa de componentes o dispositivos de grado no militar o no espacial, existen dos prácticas de calificación preferentes que son muy utilizadas en el medio: la primera es tener una cantidad suficiente de refacciones para reemplazar las fallas durante las pruebas. Esta tendencia, aparentemente eficaz, no elimina los indeseables procesos de desensamble y ensamble, además de necesitar de un equipo de ingenieros dedicados a localizar y reparar las fallas. La otra tendencia es desarrollar programas extensivos, y por ende tardados, de pruebas

funcionales para lograr que todos los parámetros especificados por diseño para la nave se cumplan en los diferentes niveles posibles de exposición al ambiente. La filosofía de diseño que implica esta última práctica es la de anticipar las fallas, y contar con recursos instalados para asegurar un funcionamiento alterno. Ésta última tendencia es la que utilizaremos aunque con las respectivas modificaciones y adaptaciones particulares al proyecto SATEX.

La norma militar MIL-STD-883 establece dos distintos niveles de calidad para circuitos integrados, dependiendo de su utilización: para uso espacial, donde se necesita la más alta confiabilidad se tiene la CLASE S y para aplicaciones en aeronaves o sistemas terrestres se tiene la CLASE B. En caso de transistores y diodos la norma MIL-STD-38510 establece la clase JAN S para grado espacial y JAN TXV entre otras, para aplicaciones aeronáuticas y terrestres.

El utilizar componentes de la más alta calidad (clase S) reduce la probabilidad de falla durante las pruebas, la necesidad de contar con refacciones excesivas y el volver a realizar pruebas. Aunque la utilización de dichos componentes no asegura por este solo hecho la más alta fiabilidad, como lo ha demostrado la experiencia. Para asegurar la falla mínima de componentes, deben realizarse importantes esfuerzos de reclasificación a través de pruebas extensivas en todos los componentes adquiridos. En las tablas 1 y 2 se describen las pruebas para reclasificación. Como nuestros componentes serán colocados en contenedores metálicos y en algunos casos en contenedores sellados, no necesariamente deben de aplicarse todas las pruebas descritas en las tablas, apelando a los criterios de calificación ya señalados.

Tabla 1

**Para circuitos integrados**

Para reclasificar a CLASE S, a partir de CLASE B

- PIND. (Particle Impact Noise Detection). Esta prueba es un medio no destructivo para identificar a aquellos dispositivos que contienen

partículas con suficiente masa, que al impactarse con las cavidades internas, causan un efecto de transductor. El procedimiento completo de esta prueba se encuentra en el método 2020.7 de la especificación MIL-STD-883D.

- Radiografía. Inspección por rayos-x suaves
- 160 hrs. de funcionamiento
- Polarización invertida. Durante 48 hrs.
- 75 hrs. de funcionamiento
- Prueba de sello. El propósito de esta prueba es el determinar la hermeticidad o efectividad de sello de los microcircuitos diseñados con cavidades internas. El método que debe utilizarse es el 1014.9 de MIL-STD-883D.
- Serialización. Todos los circuitos deben ser numerados
- 100 ciclos térmicos. Entre 70°C y 100°C
- Aceleración constante. 5000 G's en los tres ejes durante un minuto.
- Prueba de sello.
- Análisis destructivo (físico).

Tabla 2

**Para transistores y diodos**

Para reclasificar a JAN S, a partir de JAN TXV.

- 20 ciclos térmicos. Entre 70 y 100°C.
- PIND. Prueba descrita en la tabla 1.
- Prueba de impacto. 500 G's en los tres ejes con un pulso de 1 mseg.
- Funcionamiento durante 168 hrs.
- Polarización invertida y alta temperatura (100°C) durante 48 hrs.
- Inspección con rayos-x suaves.
- Prueba de sello.
- Serialización. Numeración de todos los circuitos.

#### 4.3. Requisitos que Impone el Sistema de Lanzamiento.

Además de las pruebas realizadas por los diseñadores y constructores de equipo espacial, también entran en efecto las restricciones impuestas por los sistemas de lanzamiento a órbita terrestre. Es muy claro que en naves tripuladas, como es el caso del Transbordador Espacial de la NASA, los requisitos de seguridad, criterios de diseño y pruebas de calificación, son sustancialmente más exigentes que en vehículos no tripulados como son los cohetes no recuperables.

Para SATEX I la oportunidad de estar en órbita se presenta como parte del convenio para el lanzamiento del Sistema de Satélites de Comunicaciones Solidaridad, firmado entre la Secretaría de Comunicaciones y Transportes y la compañía francesa Ariespace. Nuestro satélite viajará como carga útil secundaria en este sistema de lanzamiento, cuyos requisitos de calificación son: factor de seguridad de 1.5, prueba de impacto a la separación (este espectro lo provee Ariane [Ref. 22]), prueba de vibración senoidal (tabla 3), prueba de vibración aleatoria (tabla 4) y pruebas de compatibilidad eléctrica, además de otras restricciones en cuanto al uso de sistemas de telemetría y comando durante los minutos posteriores a la separación y por supuesto ninguna radiocomunicación antes de la separación. En cuanto a masa tenemos un límite de 50 Kg., y en cuanto a dimensiones tenemos una forma cúbica de 45 centímetros por lado, [Refs. 22 y 23].

Tabla 3 Prueba de vibración senoidal

	intervalo de frecuencias (hz)	modelo estructural niveles de calificación (pico)	modelo de vuelo niveles de aceptación (pico)
longitudinal	5-6	17.3 mm	10.4 mm
	6-35	3.75 g	2.25 g
	35-100	2.5 g	1.5 g
lateral	5-100	1.0 g	0.8 g
barrido		2 Oct/min	4 Oct./min.

Tabla 4 Prueba de vibración aleatoria.

	intervalo de frecuencias (hz)	calificación		aceptación	
		densidad $G^2/hz$	valor RMS (G)	densidad $G^2/hz$	valor RMS (G)
Para los ejes longitudinal y lateral.	30-150	+ 6dB/oct	15.9	+6dB/oct	11.2
	150-700	0.20		0.10	
	700-2000	- 3dB/oct		- 3dB/oct	

La duración para calificación es de 90 segundos y de un minuto para aceptación.

#### 4.4 Pruebas de aceptación para los sensores de sol y tierra y para el circuito integrado diseñado y construido para SATEX I.

Para el sensor de cuadrante solar, sensor fino de sol y sensor de tierra se consideran suficientes como pruebas de aceptación para vuelo orbital las siguientes:

- Prueba preeliminar de funcionamiento.
- Prueba de supervivencia.
- Exposición a temperaturas extremas.
- Vibración.
- Termo-vacío.
- Prueba de impacto.
- Prueba de resonancia ( que sea diferente a la de la nave).
- Prueba definitiva de funcionamiento.

Para resumir, puede decirse que estas son las pruebas necesarias y suficientes a las que se deben someter los sensores para garantizar un adecuado funcionamiento en órbita, aunque hay otros factores como la protección contra la radiación y la interferencia electromagnética, además

del tiempo de duración de la misión, que no deben perderse de vista durante el diseño, construcción y pruebas de estos dispositivos.

El circuito multiplexor diseñado y construido para esta aplicación está clasificado dentro de los circuitos de tecnología CMOS como se aprecia en la fig. 4.2. Su resistencia promedio a la radiación es de  $10^4$  rads que está un orden de magnitud por encima de la radiación promedio esperada en nuestra órbita, se le harán las mismas pruebas que a los sensores de sol y tierra, exceptuando la prueba de resonancia, y como otras tarjetas de electrónica de SATEX, estará confinado en una caja metálica para asegurar que las partículas cósmicas no causen daños.

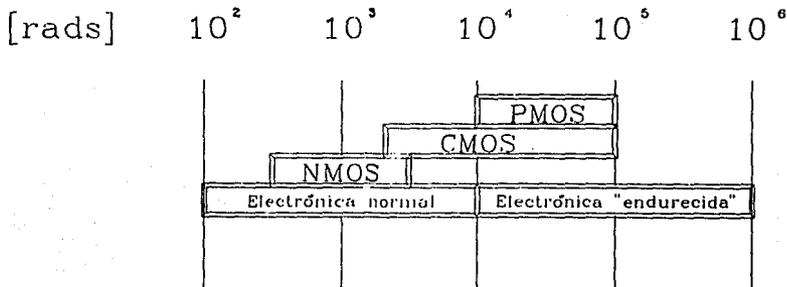


Fig. 4.2 Umbrales de daño por radiación para diferentes tecnologías de circuitos integrados.

## CAPÍTULO 5

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

#### 5.1. CONCLUSIONES.

Del trabajo de tesis realizado podemos concluir lo siguiente:

- a).- Se han diseñado, construido y probado los sensores de sol y tierra necesarios para determinar los ángulos de apuntamiento, con respecto al sistema de coordenadas inerciales internas de SATEX I.
- b).- Se han determinado los esquemas generales de detección de orientación, márgenes de errores y control de estabilización.
- c).- El sistema de control de estabilización en tres ejes, hasta donde sabemos, constituye uno de los primeros intentos en el campo espacial de aplicación y utilización de este tipo de sistema en satélites pequeños.
- d).- Se aplicó exitosamente en la práctica, una filosofía de diseño para los diferentes subsistemas de este primer satélite de la serie SATEX, que consiste en lograr diseños robustos, redundantes y confiables, no tanto buscar la optimización.
- e).- Para el diseño de los sensores de sol y tierra se han aplicado criterios de amplia flexibilidad, tanto en la cobertura, como en lo que respecta a las condiciones ambientales, debido a que no se cuenta con una total certidumbre acerca de la órbita en que operará el equipo.

f).-Se diseñó un circuito integrado multiplexor de 32 entradas y una salida para conducir señales de diferentes sensores hacia la computadora de a bordo. Se realizaron en fábrica todas las pruebas lógicas y eléctricas de la tecnología de 1.5 micras. Este tipo de desarrollos abre un nuevo panorama en el diseño de equipos aeroespaciales, aunque lo deseable es buscar realizar diseños con escalas de integración aún mayores.

g).-Se han determinado las pruebas necesarias y suficientes para calificar los sensores, subsistemas y el sistema completo, para vuelo orbital; incluyendo también los requisitos que impone el sistema de lanzamiento.

h).-Aún cuando se consideró la posibilidad de incluir en el sistema de detección de orientación, un sensor de estrellas, no se utilizó debido a su complejidad y alto costo. No obstante, se reconoce que es el sensor más preciso, por su estrecho campo visual, con el que se pueden determinar los ángulos de error de apuntamiento.

## 5.2. RECOMENDACIONES.

Para dar continuidad al trabajo aquí presentado se recomienda:

a).-Por lo que respecta al sensor fino de sol, para la siguiente generación, desarrollar un equipo digital, con un microprocesador dedicado a realizar los cálculos de los ángulos de error. De esta manera la computadora de abordo no se verá ocupada con esta carga de trabajo y se tendrán las ventajas de un sistema modular.

b).-Utilizar para las pruebas de iluminación de los sensores de sol, un equipo de laboratorio consistente de fuentes de voltaje constante, lámparas de Xenón de suficiente potencia y un sistema óptico que concentre el haz en un área determinada. Este mismo equipo de iluminación puede ser utilizado en las pruebas de los colectores solares.

c).-El sensor fino de sol puede ser utilizado, con pequeñas modificaciones, en el sistema de seguimiento de los colectores solares.

d).-Incluir en el sistema el conjunto magnetómetro-bobinas para desaturar las ruedas inerciales y como sistema alterno para control de orientación.

e).-Continuar el diseño de circuitos integrados digitales, tanto por la flexibilidad de los diseños como por la reducción de peso y volumen, además de la disminución de fallas de interconexión.

f).-Después de realizarse las pruebas de calificación completas quedará demostrado que es factible construir en México dispositivos diseñados y aprobados para vuelo orbital, utilizando componentes industriales o aún comerciales, sin violar las restricciones clave de seguridad para equipos espaciales.

g).- Se recomienda ampliamente almacenar en la computadora de a bordo, la curva de degradación o disminución en la respuesta fotovoltaica de las celdas solares utilizadas en los sensores de orientación, ya que durante su operación en órbita, este efecto causará errores en el apuntamiento, debido a la falta de calibración derivada de este hecho. Por ello es necesario hacer una compensación para mantener el sistema en los niveles de precisión originales.

h).- La falla más común en las pruebas de calificación es durante la aplicación de los ciclos térmicos. Debe tenerse particular atención en este aspecto de las pruebas, ya que es ahí donde ocurre la mayor mortalidad temprana de los dispositivos. Por supuesto, como se refiere en diversas secciones de esta tesis, el mayor énfasis debe ponerse durante las etapas de diseño y selección de partes.

## REFERENCIAS.

- 1.- "Instrumentación de los experimentos espaciales automáticos de la UNAM" E. Vicente, H. López, J. Mendieta, R. Peralta. XII Congreso de la Academia Nacional de Ingeniería. Saltillo, Coahuila. Sept. 1986.
- 2.- "Microgravity research at the University of Mexico: Experiments in payload G-006". Ri. Peralta-Fabi, J. Mendieta-Jiménez. NASA/GAS Experimenters Symposium. Greenbelt, Maryland, USA. 1987.
- 3.- "Payload design for microgravity science in the context of materials research in Mexico". Ri. Peralta-Fabi, J. Mendieta. Advances in Space Research. Vol. 8 No. 12 pp 163-166. 1988.
- 4.- "Diseño y construcción de una triple cámara para evaporación de metales en el espacio". A. Oliver, A. Peralta, H. López, J. Prado, E. Vicente. Revista de la Soc. Mexicana de Instrumentación. Vol 2, No. 7 pp 20-31 1987.
- 5.- "Diseño redundante en instrumentación aeroespacial" H. López, R. Peralta, J. Prado, E. Vicente. V Simposio de Instrumentación. Querétaro, Qro. Memorias del Simposio. pp 1.104-1.108. 1988.
- 6.- "Experimental Satellite Series (SATEX): A Development Effort of Several Research Institutions in Mexico" Ri. Peralta-Fabi, J. Mendieta, E. Vicente, J. Prado, A. Peralta-Higuera, M. Navarrete. XXXVIII COSPAR meeting. La Haya, Holanda. Junio 1990.
- 7.- "Integration of Alloy Solidification and Crystal Growth Experiments: an Overview of Microgravity Program" R. Peralta, J. Mendieta, E. Vicente, J. Prado, A. Peralta-H. International Symposium on Hydromechanics and heat/mass transfer in orbit. Perm-Moscú, Julio 6-12 1991.

- 8.- "Earth observation payloads: user requirements" J.P. Deshayes, A. Mizzi. Proceedings of the First European Workshop on flight opportunities for small payloads. ESRIN. Frascati, Italy. Feb. 1989.
- 9.- "Volume production concepts for the multiple satellite system" H. William Clopp and Albert W. D'Amada. AIAA/DARPA Meeting on LSS. Monterey, California. August 1987.
- 10.- "Núcleo de Computação Eletrônica" Universidade Federal do Rio de Janeiro. Av. Brigadeiro Trompowsky s/n. 20001 Rio de Janeiro, Brasil.
- 11.- "Projeto de Circuitos Integrados" José Antonio Borges y Eber Assis Schmitz. Editorial livros técnicos e científicos. Rio de Janeiro, Brasil.
- 12.- "TEDMOS, Manual del usuario". Núcleo de Computação Eletrônica. UFRJ 1990.
- 13.- Apuntes de: "Diplomado en microelectrónica y diseño de circuitos integrados". Universidad de Guadalajara. Junio 1991.
- 14.- "Space Vehicle Design". Michael D. Griffin and James R. French. AIAA Education Series. Ohio, EEUU. 1991.
- 15.- "Design of Geosynchronous Spacecraft". Brij N. Agrawal. Prentice Hall. New Jersey. 1986.
- 16.- John Smay and John Haidler. Departamento de Comunicaciones y el Espacio. Hughes Aircraft Company. El Segundo California. Comunicación personal. Feb. 1992.
- 17.- Analog Devices. Linear products databook. 1988
- 18.- "Sistemas de seguimiento del sol" F. Villamor y G.L. Araújo. Electrónica Industrial. 1980 No. 101. pp 119-123 Barcelona, España.

19.- MIL-M-38510J General military specifications for microcircuits. Nov. 1991

20.- MIL-STD-883D Military standard test methods and procedures for microelectronics. Nov. 1991.

21.- Apuntes del curso "Orbital Mechanics: Theory and Applications" por Tom Logsdon. ESIME Ticomán-IPN. Junio 1992.

22.- Ariane 4. A.S.A.P. User's manual. Arianespace, August 1991.

22.- "Ariane structure for auxiliary payloads (ASAP)". J. Breton and P. Loire. Proceedings on the First European Workshop on Flight Opportunities for Small Payloads. ESRIN, Frascati, Italy. Feb. 1989. pp 39-42.

## APÉNDICE 1.

Se presenta en forma secuencial los pasos gráficos principales de diseño del multiplexor y se hace una breve descripción de los módulos que lo componen.

### Descripción del MUX de 32X1.

El circuito completo tiene 32 entradas y una salida con cinco líneas de selección, está compuesto por 4 multiplexores de 8X1, cada uno de ellos con entrada de habilitación (enable). Las líneas de selección S0, S1 y S2 permiten seleccionar una de las ocho entradas de los multiplexores de 8X1, mientras que las líneas S3 y S4, habilitan un solo módulo de 8X1 y deshabilitan los otros tres (a través de de las entradas de habilitación E1, E2, E3 y E4).

El bloque de entrada está compuesto de dos inversores y cuatro compuertas OR de dos entradas, es un decodificador que tiene como función elegir uno y sólo uno de los MUX de 8X1.

El bloque de salida tiene como finalidad conjuntar las señales de los cuatro MUX de 8X1 en una compuerta OR de 4 entradas y proporcionar la salida única del circuito.

En la secuencia mostrada se aprecia como la construcción de este tipo de circuito es totalmente modular, por lo que con la realización de un módulo ( MUX de 8X1 por ejemplo), es posible hacer la composición del MUX de 32X1 usando el mismo elemento invertido o "reflejado".

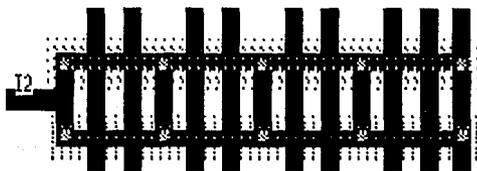
En las últimas páginas de la secuencia se muestran algunas microfotografías del MUX obtenidas a diferentes escalas. Es de notarse que de la superficie total del componente ( $9 \text{ mm}^2$ ), sólo una pequeña porción corresponde al circuito propiamente dicho (5.5 %). Esto se debe principalmente a la gran cantidad de pistas de conexión y terminales externas del circuito.

TEODOS IV (n81)  
Comando: JA

27, 208, 1, 1 (0,177)

Visibil: DPNC5N8VWGO  
Canadac: D.....

---

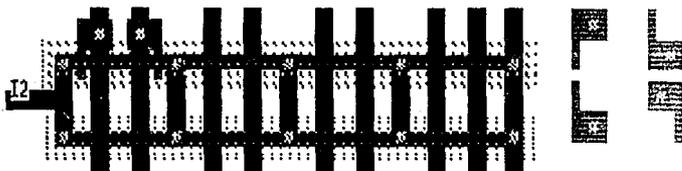


TEODOS IV (n82)  
Comando: \_

20, 209, 10, 10 (16,197)

Visibil: DPNC5N8VWGO  
Canadac: D.....

---





	52	53	54	55	56	57	58	59
10								
11								
12								
13								
14								
15								
16								
17								

TEODOS IV (M85)  
Comando: JA

16, 203, 1, 1 (16,201)

Visibil: DPMSMUNGO  
Lanodas: D.....

