

7
2e)



UNIVERSIDAD NACIONAL
AVENIDA DE
MEXICO

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

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

DISEÑO DEL EQUIPO DE ADQUISICION DE DATOS Y CONTROL DE
SERVOS PARA UNA AERONAVE NO TRIPULADA

REQUISITO PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRO EN INGENIERIA (ELECTRICA)
PORTUGAL ARTUNDUAGA, IVAN GONZALO

CIUDAD UNIVERSITARIA 1992



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.

I N D I C E

I	INTRODUCCION	
1.1	Introducción.....	1
1.2	Descripción del proyecto aeronave de control remoto (ACR).....	3
1.3	Superficies de control de la ACR.....	6
1.4	Sensores abordó.....	7
1.5	Computadora de vuelo.....	11
1.6	Instrumentación redundante.....	13
1.7	Electrónica y programación tolerante a fallas (TF).....	14
II	DISEÑO TF DEL SISTEMA DE ADQUISICION DE DATOS (SAD)	
2.1	Introducción.....	15
2.2	Características del sistema de adquisición de datos.....	15
2.3	Arquitectura diseñada.....	16
2.4	Comunicación con la computadora de vuelo (CV).....	23
2.5	Modos de detección de fallas y reconfiguración.....	23
2.6	Programación TF para detección, diagnóstico y reconfiguración.....	26
2.7	Diseño del circuito impreso.....	30
III	DISEÑO TF DE LA TARJETA DE CONTROL DE SERVOMEKANISMOS (TCS)	
3.1	Introducción.....	33
3.2	Características técnicas de la electrónica diseñada.....	34
3.3	Arquitectura elaborada.....	35
3.4	Comunicación con la CV.....	39
3.5	Modos de detección de fallas y reconfiguración.....	41
3.6	Reconfiguración automática y asistida.....	42
3.7	Programación TF para detección y diagnóstico de fallas.....	43
3.8	Diseño del circuito impreso.....	46
IV	PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO	
4.1	Introducción.....	48
4.2	Pruebas realizadas a la tarjeta SAD.....	49
4.3	Pruebas realizadas a la TCS.....	52

V CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1	Conclusiones.....	59
5.2	Recomendaciones.....	60
	APENDICE I.....	62
	APENDICE II.....	66
	GLOSARIO.....	67
	REFERENCIAS.....	69

C A P I T U L O I

INTRODUCCION

1.1 Introducción

Una de las fuentes más importantes de impulso tecnológico en áreas como la computación, la electrónica y las comunicaciones es el desarrollo de equipo de alta calidad y confiabilidad para sistemas espaciales y aeronáuticos. Los cuales reúnen características especiales para enfrentar múltiples circunstancias adversas de operación; entre ellas podemos citar las vibraciones mecánicas, los cambios de temperatura, la interferencia electromagnética, etc., y, sobre todo, la inaccesibilidad del equipo para efectuar mantenimiento correctivo cuando suceden fallas. Esto ha obligado a que los diseños de los equipos se realicen con las técnicas más sofisticadas, práctica que se ha conservado en el transcurso de la carrera espacial y aeronáutica [1].

Una de las técnicas utilizadas en instrumentación aereoespacial, y que actualmente constituye uno de los estados del arte de la electrónica, es la denominada sistemas tolerantes a fallas (STF). Estos tienen la capacidad de reconfigurar los subsistemas mediante la detección y sustitución de partes dañadas por otras en buen estado; enviar reportes a las centrales de mando sobre el daño encontrado e indicar los cambios efectuados en el sistema para que continúe operando. Los STF se distinguen por sus arquitecturas de amplia versatilidad para la detección,

diagnóstico y corrección de fallas. Las técnicas de corrección se basan en la presencia de refacciones de reemplazo las cuales se activan de manera automática a través de los procesadores internos de reconfiguración. Gran parte de los desarrollos actuales, en STF, se deben a los logros alcanzados por la industria aeroespacial. Esta es la razón por la cual los principales desarrollos tecnológicos en esta área no son aún de uso público.

En cuanto a compañías productoras de STF comerciales, estos son consorcios internacionales que desarrollan sistemas para manejar grandes volúmenes de información privada, y para ello utilizan los equipos más sofisticados y confiables. Entre los usuarios de STF encontramos a instituciones bancarias y comerciales que se enlazan con redes regionales e internacionales para manejar aplicaciones en línea, lo cual les ha permitido funcionar con gran éxito y por consiguiente obtener crecimientos explosivos; ejemplo de ello son los cajeros automáticos, los servicios automatizados por teléfono, los sistemas de reservado para aerolíneas, entre otros. [2].

Como puede apreciarse los STF tienen un grupo definido de usuarios; por un lado, la industria aeroespacial civil y militar, y por otro, los grandes consorcios comerciales.

Los precios actuales de los STF comerciales han restringido el número de usuarios, aunque ya se intentó introducirlos en aplicaciones masivas a principios de los 80s cuando INTEL llevó al mercado un procesador TF [3], que fue descontinuado inexplicablemente.

Por otro lado, en el Instituto de Ingeniería de la UNAM se construye una aeronave de control remoto (ACR) para aplicaciones de percepción remota que necesita equipo de alta confiabilidad, sin embargo sus precios elevados y su inexistencia como equipo comercial, modular y pequeño como lo requiere este proyecto, son obstáculos que se deben afrontar. Por ello ha sido necesario diseñar y producir, con nuestros recursos, sistemas electrónicos aeronáuticos cuyos objetivos principales sean: confiabilidad y larga vida de los sistemas.

En esta tesis se presenta el diseño, la construcción y las pruebas de dos sistemas electrónicos para instrumentación aeronáutica. El primero es una tarjeta de adquisición de datos de 64 canales de entrada y resolución de 12 bits (SAD, sistema de adquisición de datos). El segundo es otra tarjeta utilizada para controlar los motores vinculados a las superficies de control de la aeronave (TCS, tarjeta controladora de servomecanismos). Ambas tarjetas incorporan en su arquitectura componentes de refacción de las partes más importantes del diseño, las cuales son controladas por programas que realizan labores de tolerancia a fallas mediante la sustitución de partes dañadas por partes de repuesto.

1.2 Descripción del proyecto Aeronave de Control Remoto (ACR)

Dada la importancia actual de utilizar imágenes tomadas desde satélites y aeronaves para realizar estudios de agricultura, actividad pesquera, diseño de carreteras, detección de incendios, etc., y considerando su elevado precio de adquisición así como la

dependencia al obtener este servicio de compañías extranjeras, la UNAM y el IPN se han propuesto desarrollar un sistema de percepción remota (PR) propio.

El proyecto consiste en fabricar una aeronave de control remoto cuyo objetivo principal sea obtener imágenes de video y fotografías del territorio nacional. También permitirá llevar cargas útiles para la detección de contaminantes, medición de campos magnéticos sobre tuberías de hidrocarburos, detección de corrosión, y otras tareas.

El sistema ACR está compuesto por una aeronave tipo canard, totalmente instrumentada, y una estación terrena móvil (ETM), formada por un camión con compartimientos para equipo de control de la aeronave y un remolque donde se colocará la ACR. El diseño de la aeronave prevee el desmontaje de las alas del fuselaje, para facilitar el traslado, junto con la ETM, a las distintas zonas donde se desee realizar una misión (ver Figura 1.1).

El avión cuenta con una computadora de vuelo (CV), sensores, actuadores y equipo de comunicaciones, con los cuales se gobierna la aeronave. Por medio del sistema de adquisición de datos A/D de 64 canales y 12 bits, la CV adquiere información de los sensores de la aeronave y, posteriormente, los envía por telemetría a la ETM. Existen también dos cámaras de video colocadas en la nariz de la aeronave con el objeto de transmitir, en tiempo real, video estereoscópico al piloto. Además, tiene un compartimiento para cargas útiles.

La ETM es una unidad móvil, en cuyo interior se ubica el piloto que opera la aeronave. Esta tendrá tableros instrumentados

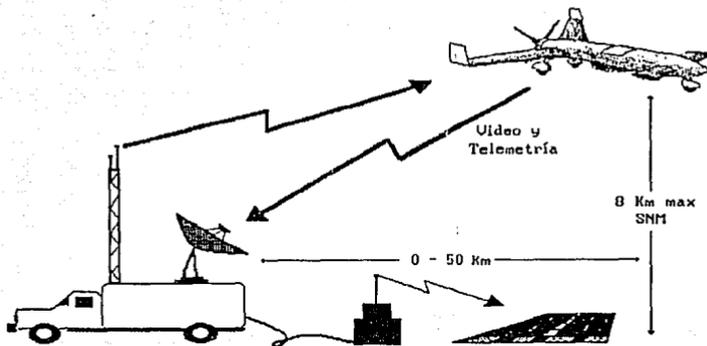


Figura 1.1
Representación gráfica del proyecto ACR

con palancas, conectadas a una computadora por medio de otra tarjeta SAD. A través de programas se adquirirán e interpretarán los movimientos de los mandos de control y después se transmitirán a la aeronave, en donde la CV los recibirá, decodificará y enviará a la tarjeta controladora de servos para realizar el movimiento deseado de las superficies de control (SC) de la ACR. De esta forma se ejecutarán las maniobras ordenadas desde tierra.

A partir de la telemetría recibida en la ETM se toman los datos de las variables del avión y se despliegan gráficamente en un monitor de computadora para informar al piloto acerca de las condiciones de vuelo. La instrumentación de la ACR incluye un sistema de posicionamiento global (GPS) el cual captura señales

provenientes de 3 o más satélites y con ellas efectúa, en tiempo real, el cálculo de la posición tridimensional en que se encuentra el instrumento. Los datos del GPS formarán parte de la telemetría de la ACR y de esta forma en la ETM se logrará una fácil ubicación y seguimiento de la aeronave.

Adicionalmente la ETM contará con equipo electrónico y mecánico para mantenimiento, así como con dos plantas generadoras de energía eléctrica para alimentar a todo el equipo eléctrico. De esta forma se tendrá un sistema autónomo que permitirá realizar misiones en múltiples zonas de nuestro país, con varios días de duración. Por esta razón, en la ETM habrá suficiente espacio para que la tripulación pueda permanecer el tiempo que requiera la misión.

1.3 Superficies de control de la ACR

El vuelo de la ACR se efectúa mediante el control de posición de las SC, las cuales se accionan por medio de servomecanismos y actuadores lineales eléctricos (ver Figura 1.2). Su electrónica cuenta con una etapa de potencia y una interfaz con la CV, a través de la cual se dosifican señales de control para producir los desplazamientos requeridos por el piloto. Cada una de las SC se encuentran acopladas mecánicamente a un potenciómetro que desempeña la función de sensor de posición (SP). Al moverse una superficie de control, la señal generada por el SP es adquirida por la CV, por medio del sistema SAD, con el fin de poder confirmar el desplazamiento.

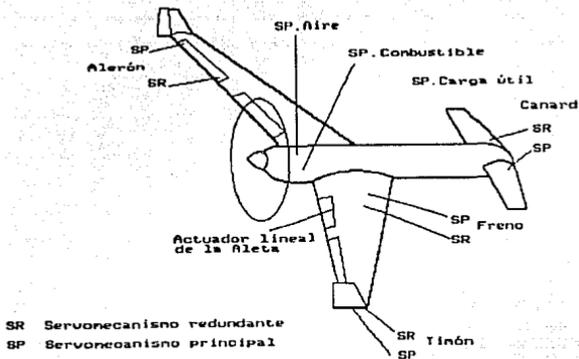


Figura 1.2
 Descripción de las superficies de control de la ACR y
 ubicación de servos principales y redundantes

1.4 Sensores abordo

La ACR es una aeronave sin piloto, por lo cual su instrumentación tiene aún mayor importancia. Debido a esto se tiene que trabajar con sensores muy confiables, robustos y de buena resolución, para así asegurar la confiabilidad del reporte de estado de la aeronave. A cada sensor del avión le corresponde electrónica adicional para acondicionamiento de la señal, la que luego es leída por la CV, a través de una interfaz dedicada. Una vez en la CV, los datos se procesan y se transmiten a la ETM.

Los sensores de la ACR son los siguientes:

Sensores de temperatura:

Para lograr un ambiente de temperatura estable dentro de la aeronave se controlará electrónicamente el paso de aire caliente generado por el motor hacia el interior del avión, con lo cual se mantendrá un clima conveniente para el buen funcionamiento de la electrónica. Las lecturas de temperatura externa serán utilizadas por la computadora para hacer correcciones a las lecturas del altímetro (ver Figura 1.3).

Como sensor se emplea el circuito integrado LM 3911, cuya sensibilidad a los cambios de temperatura es de $10 \text{ mV}/^{\circ}\text{C}$ y tiene un intervalo de operación de -25 a 85°C . La electrónica adicional está compuesta por amplificadores y ajustadores de nivel, encargados de acondicionar la señal a los niveles requeridos por la tarjeta de adquisición de señales.

Inclinómetros:

El alabeo y cabeceo del avión se miden por medio de sensores electrolíticos comerciales para uso aeronáutico. El fabricante provee un contenedor con dos sensores, de tal forma que en un espacio de $41 \times 15.9 \times 4 \text{ mm}$ tenemos un dispositivo capaz de detectar tanto el alabeo como el cabeceo de la aeronave. El dispositivo contiene un electrolito dentro de un contenedor de cristal en forma toroide. Cuando el sensor se coloca en un plano paralelo al suelo nivelado el electrolito se difunde de manera homogénea y la resistencia medida en cualquiera de sus extremos es la misma. Al inclinar su plano de ubicación ($\pm 60^{\circ}$ máximo) se obtiene un cambio de resistividad. El electrolito funciona con corriente alterna, por lo que la electrónica del sensor cuenta

con un módulo que genera la alimentación y procesa señales para producir un voltaje de salida, de corriente directa, proporcional a los grados de inclinación del sensor (ver Figura 1.3).

Brújula:

Es un sensor para aeronáutica comercial que utiliza como transductor una bobina sensible al campo magnético terrestre, de modo que ofrece la orientación del avión respecto al norte y por consiguiente permite determinar la guiñada del mismo.

La bobina se encuentra suspendida en un fluido pesado dentro de un contenedor, que junto con el arreglo mecánico que los sostiene permite detectar inclinaciones de hasta $\pm 45^\circ$ en cualquiera de los dos ejes (alabeo y cabeceo); la restricción en la medición angular impide perder la referencia de campo magnético. La salida de la bobina pasa a un circuito de acondicionamiento, y luego un microcontrolador filtra la señal y efectúa correcciones de desviación. De esta forma entrega voltajes de corriente directa, en el intervalo de 0.1 a 5.1 volts, que varían linealmente con la orientación del avión. La precisión es de 0.5% y el peso de 156 grs. Para ubicar el sensor dentro de la ACR se eligió el sitio más alejado posible del motor, en este caso en la nariz (ver Figura 1.3).

Altimetro:

Esta variable se calcula a partir de los datos obtenidos con un sensor de presión absoluta, de estado sólido. La presión es proporcional a la altitud. Además, a partir del cálculo de la razón de cambio de la altura se puede conocer la velocidad vertical de la ACR.

El sensor está formado por un puente resistivo, con una de las resistencias acoplada a un diafragma, el cual modifica su resistividad cuando varía la presión debido a los cambios de altitud experimentados por el avión. La variación produce un desequilibrio en el puente resistivo y por tanto una transformación en el potencial de sus extremos. Las salidas del puente están conectadas a amplificadores de instrumentación.

El sensor está cubierto por material que resiste ambientes de mucha humedad y lo protege contra impactos. Su sensibilidad es de 80 mv/bar y sus dimensiones son de 19.0 mm de diámetro por 38.0 mm de espesor. La ubicación del altímetro es similar al de los inclinómetros (ver Figura 1.3).

Velocidad del viento:

Este parámetro se mide con un sensor de presión con características similares al del altímetro, pero en este caso se procesa la presión relativa.

El valor de la velocidad del viento (V_v) se obtiene con la siguiente ecuación [4]:

$$V_v = \sqrt{\frac{2(P_{rel} - P_{abs})}{\rho}}$$

P_{rel} = Presión relativa
 P_{abs} = Presión absoluta
 ρ = Densidad del aire

Las variables se determinan con datos de los sensores de presión relativa y de temperatura (los utilizados para calcular la densidad del aire). Las dimensiones del sensor son de 15.1 mm de diámetro y 7.6 mm de largo (ver Figura 1.3).

Sistema de posicionamiento global (GPS):

La ubicación tridimensional del avión se obtendrá por medio de un sistema electrónico que utiliza señales provenientes de tres o más satélites para calcular las coordenadas correspondientes. La conexión con la CV se efectúa a través de uno de sus puertos serie, de tal forma que ésta programa los diversos modos de operación del GPS. El GPS por instalar en la aeronave será ligero, pequeño, confiable y de los de mayor resolución accesible en el mercado (ver Figura 1.3).

Otros sensores:

Es importante también conocer el estado del motor de la ACR, para esto hay que adquirir datos de: revoluciones por minuto (RPM); temperatura en la cabeza de los cilindros y gases de escape; presión de combustible; indicador de nivel de combustible y de carga de la batería.

1.5 Computadora de vuelo

El sistema central de la ACR lo constituye la CV, por lo cual es importante que su operación sea lo más confiable posible. Las primeras pruebas de la ACR se realizarán con dos computadoras comerciales, una maestra y otra redundante. El arreglo por formar permitirá a corto plazo iniciar las pruebas de automatización de la aeronave.

La CV utiliza ducto STD (ver Apéndice I) con un módulo para expansión de 9 ranuras. Existen dos computadoras idénticas del tipo 80286 (reloj del CPU 16 Mhz), cada una con un puerto serie RS-232 (8251), dos RS-232/485 (16552), reloj tipo vigía,

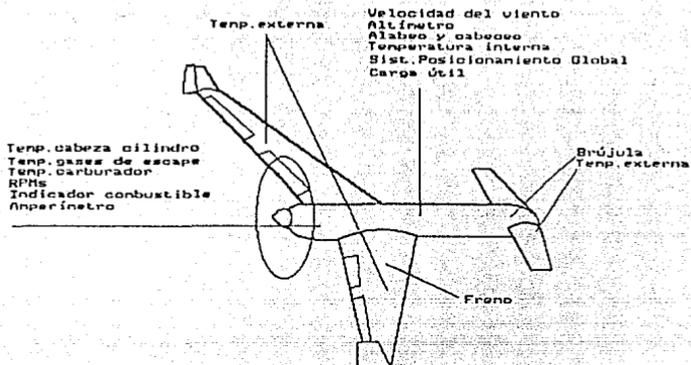


Figura 1.3
Distribución de sensores en la ACR

procesador numérico, reloj de tiempo real y 1 Mb de RAM expandible a 4 Mb. Esta tiene, además, una tarjeta de 256 Kb de EPROM para almacenar un programa de supervisión y procedimientos de emergencia del avión. Solo una de las computadoras tiene acceso a los ductos. La conmutación se realiza a través de una tarjeta de arbitraje, modificada en nuestro laboratorio según los requisitos necesitados, la cual controla las salidas y entradas de cada computadora. El árbitro es controlado por una unidad de microcontrol redundante, programada exclusivamente para detectar comandos de conmutación enviados desde tierra con el equipo de comunicaciones. El esquema de detección de fallas con esta configuración depende sobre todo de las decisiones tomadas por el

personal en tierra, siendo éste uno de los inconvenientes encontrados al trabajar con equipos de arquitectura de propósito general. Esta es la razón por la cual en la actualidad se construye en nuestro laboratorio una computadora totalmente redundante y tolerante a fallas, que permitirá controlar la ACR con márgenes de seguridad mayores.

A la CV se le pueden acoplar periféricos adicionales para realizar algún diagnóstico, en tierra, previo vuelo o para actualizar los programas de operación; ellos son: una tarjeta que contiene un controlador de disco y una unidad 3 1/2 plg., así como una tarjeta que controla video y teclado.

1.6 Instrumentación redundante

Como se menciona en el inciso anterior, la introducción de partes redundantes en los principales sistemas que operan la aeronave asegura mayor confiabilidad en el cumplimiento de sus misiones.

Para aumentar los índices de confiabilidad de la aeronave, así como para optimizar los márgenes de seguridad del proyecto ACR, se decidió duplicar la instrumentación de navegación. Con el GPS se duplica la redundancia de sensores de navegación pues con sus datos se puede calcular información redundante de: altitud, velocidad vertical y de desplazamiento, y por lo tanto, la guiñada del avión.

La electrónica encargada de la adquisición de datos de cada uno de los sensores, así como la que suministra órdenes a todo el sistema de servomecanismos y actuadores lineales, constituye un sistema de capital importancia para la navegación de la aeronave.

En vista de que no existe electrónica comercial, como la antes mencionada, de bajo costo, modular, redundante y tolerante a fallas, se decidió desarrollar el equipo para poder contar con un sistema que en su integridad sea muy confiable y de calidad aeronáutica. Las actividades de diseño y construcción del equipo se presentarán en extenso en los siguientes capítulos y constituyen el trabajo principal de esta tesis.

1.7 Electrónica y programación tolerante a fallas (TF)

La presencia de redundancia tanto en el equipo de navegación como en el equipo periférico y en la computadora, hace que se requiera de un ambiente de programación para la supervisión y el diagnóstico de las fallas. La CV será programada para detectar fallas en sensores y periféricos, para realizar tareas de reconfiguración automática así como para enviar reportes de fallas a la ETM.

Para hacer más eficiente la detección de fallas, tomando en cuenta que la programación no es óptima y que se trata de una computadora comercial que no efectúa tareas de TF, se ofrecerá la posibilidad de que en determinado momento, observando el estado de vuelo en el monitor de navegación, el piloto pueda decidir si se debe activar o no alguna de las redundancias del sistema. La reconfiguración manual se efectúa enviando órdenes a la CV por medio de telemetría.

En los capítulos II y III se describe de manera detallada las rutinas básicas de tolerancia a fallas elaboradas para operar el equipo diseñado.

DISEÑO TF DEL SISTEMA DE ADQUISICION DE DATOS (SAD)

2.1 Introducción

En la ACR se utiliza una interfaz entre la CV y los sensores para adquirir las señales analógicas. La interfaz es un subsistema muy importante de la ACR, ya que por medio de ella se conoce el estado de operación de la aeronave y, debido a ésto, cualquier falla en alguna de sus partes constituye un problema serio para el control de la aeronave.

En este capítulo se describe el diseño redundante y tolerante a fallas del equipo de captura de señales de la ACR, las características de su arquitectura y la forma de comunicación con la CV. Se explican también los diferentes modos de programación integrados para detectar fallas de circuitos integrados así como las rutinas de reconfiguración que permiten aislar las partes dañadas. Por último, se explica la construcción del circuito impreso.

En el siguiente capítulo se describirá el diseño y la construcción del equipo electrónico utilizado para controlar servomecanismos y servoactuadores.

2.2 Características del sistema de adquisición de datos

Tomando en cuenta el número de variables analógicas por capturar en la aeronave (32 en total) y considerando además que la interfaz SAD deberá contar con características TF, se fijan como

objetivos de diseño los siguientes puntos:

a) Integración de multicanalizadores analógicos (MC) para utilizar un solo convertidor A/D (C A/D) para todos los sensores.

b) El C A/D deberá ser lo suficientemente rápido como para efectuar el muestreo adecuado de todos los canales y además tener la resolución adecuada para seguir con detalle la variación de cada una de las señales.

c) Decodificación flexible para evitar conflictos durante la inserción de otras tarjetas SAD en caso que se requiera capturar más de 64 señales.

d) Redundancia de las partes más importantes del sistema utilizando técnicas de aislamiento por conmutadores (SW).

e) Diseño de algoritmos para la detección y diagnóstico de fallas en el SAD que conduzcan a la reconfiguración automática del sistema.

f) Lograr un sistema compacto, modular y confiable.

2.3 Arquitectura diseñada

En la Figura 2.1 se muestra el diagrama de bloques de la arquitectura diseñada. En ésta se pueden identificar tres bloques: el de MC, el de muestreo-retención-conversión (MRC) y el de control. En caso de falla, el bloque MRC se sitúa en la ruta crítica de operación del SAD, por lo cual se decidió duplicarlo y separarlo de su similar por medio de bloques de aislamiento (SW's) con el fin de darle atributos TF al sistema y así optimizar su desempeño. Los aislamientos se controlan por medio de programación, por lo que en caso de que el C A/D principal

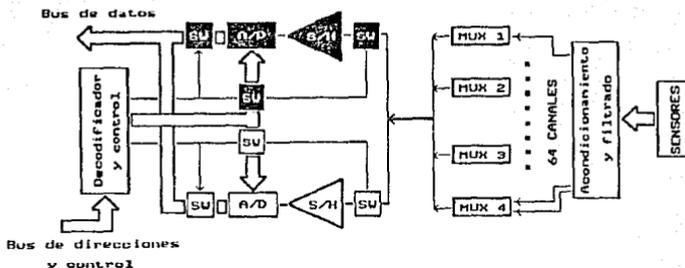


Figura 2.1
Diagrama de bloques del
sistema de adquisición de datos

presente fallas la arquitectura puede reconfigurarse para resolver el problema.

Bloque de canalización

Se escogieron 4 circuitos integrados MC de 16 canales cada uno, con lógica de selección integrada y con terminales de control para habilitarlos o deshabilitarlos. De esta forma es posible controlarlos de acuerdo con las necesidades de operación deseadas.

La tarjeta diseñada permite cuantificar el estado de 32 sensores con redundancia unitaria, 21 con redundancia doble, 14 con redundancia triple, etcétera.

Características técnicas de interés son mostradas en la tabla 2.1, para el multicanalizador ADG506AK.

TABLA 2.1

	Min.	Tip.	Max.	Unidades
Ron		500	700	
Is (off)		0.02	1	nA
Id (off)		0.04	1	nA
Id (on)		0.04	1	nA
CONTROL DIGITAL				
Vinh, voltaje de entrada alto	2.4			volts.
Vinl, voltaje de entrada bajo	0.8			volts.
CARACTERISTICAS DINAMICAS				
t(on)		250	450	ns.
t(off)		250	450	ns.
FUENTE DE PODER				
Idd		0.6		ma.
Potencia		10		mw.
Condiciones	0<V _{ent} <10v 10.8<V _{dd} <16.5 v V _{ss} =GND 25°C			

Bloque MRC

En esta etapa la señal de salida de los MC's es convertida a formato digital. Cuando se consideró la magnitud de las señales entregadas por los sensores y la sensibilidad de los mismos [5], se determinó que 12 bits serían suficientes para hacer muestreos útiles de cada uno de los sensores.

En cuanto a la velocidad de conversión se tomó en cuenta que las maniobras de la ACR son relativamente lentas, y que a continuación enunciamos:

- Alabeo 2 seg.
- Cabeceo 2 seg.

Basado en esta información se escogió el C A/D AD574AJ, cuyas características importantes se muestran en la tabla 2.2.

TABLA 2.2

	Min.	Tip.	Max.	Unidades
Resolución			12	bits
Error de linealidad			+/-1	LSB
Rechazo fuente de poder:				
12v. +/- 0.6 v.			+/-2	LSB
5v. +/- 0.5 v.			+/-1/2	LSB
-12v. +/- 0.6 v.			+/-2	LSB
Entrada analógica	0		10	volts.

CARACTERISTICAS DIGITALES

Entradas:				
voltaje lógico "1"	+2.0		5.5	volts.
voltaje lógico "0"	-0.5		+0.8	volts.
Salidas:				
voltaje lógico "1"	+2.4			volts.
voltaje lógico "0"			+0.4	volts.

TIEMPOS PARA INICIO DE CONVERSION
EN LAS TERMINALES DE CONTROL

CE ancho del pulso	300			ns.
CS bajo durante CE alto	200			ns.
R/C bajo durante CE alto	200			ns.
Ao válido durante CE alto	300			ns.
tc tiempo de conversión	15		35	µs.

FUENTE DE PODER

Vlógico	+4.5		+5.5	volts.
Vcc	+11.4		+16.5	volts.
Vee	-11.4		-16.5	volts.
Potencia		390	725	mw.

Condiciones: Vcc=+15 o +12v. Vlógico=+5v. Vee=-15 o +12v. 25°C

Por tratarse de un C A/D de alta resolución se requiere un circuito de muestreo retención (MR) para evitar que la muestra por procesar sufra cambios durante el proceso de conversión. De esta manera se evitan los errores de conversión por causas externas.

Bloque de control

Del mapa de puertos de la CV se seleccionó un bloque de direcciones libres, y a partir de éste se desarrolló el diseño del decodificador [14], el cual tendrá como tarea interpretar las órdenes enviadas por la programación del procesador, para realizar así el control del SAD. Las acciones definidas como puertos son las siguientes:

- a) Selección del canal por muestrear.
- b) Inicio de conversión.
- c) Lectura del resultado de conversión.
- d) Activar y desactivar componentes redundantes.

Debido a que el control del SAD se realiza por medio de puertos E/S y por la alta velocidad de respuesta de una PC/286 trabajando a 12 Mhz, se tuvo que diseñar e integrar un circuito extra en el SAD, el cual retrasa la operación de la PC hasta que los comandos sean procesados por el SAD. La operación es mostrada a manera de diagramas de tiempos, figura 2.2.a, donde las acciones de lectura o escritura al ducto PC involucran 4 ciclos de reloj más uno insertado automáticamente por el sistema (Tw1). Estados de espera adicionales son insertados utilizando la línea de control CH RDY del ducto PC, la cual es muestreada con el flanco de subida del tercer ciclo de reloj por lo que el nivel lógico de control debe de llegar antes que éste. El circuito propuesto, figura 2.2.b., opera con la señal de IOW o IOR que muestrean a la señal de control generada por el decodificador. Como ambas se generan al mismo tiempo entonces es necesario retardar el muestreo, lo que nos lleva a utilizar circuitos

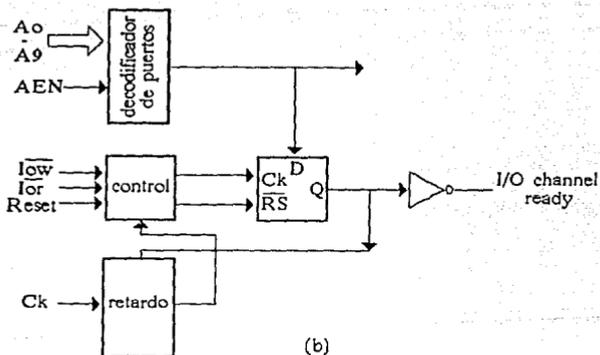
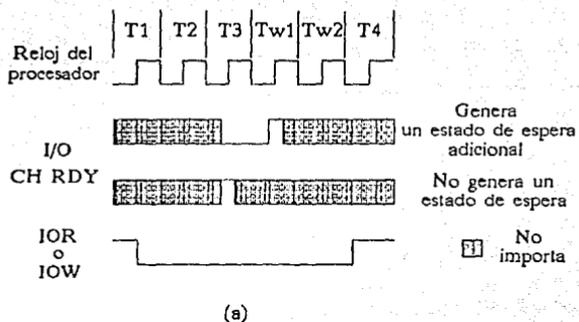


Figura 2.2 (a) Diagrama de tiempos del proceso de inserción de estados de espera en el ducto PC
 (b) Diagrama de bloques del generador de ciclos de espera utilizado en el SAD

lógicos que involucren tiempos de propagación pequeños, como son los de tecnología TTL Schottky y Fast, los cuales conectados en serie, figura 2.3., nos permiten lograr retardos menores a los 129 ns (dos ciclos de reloj). El contador de ciclos de espera es un registro de corrimiento (74F174) encargado de contar los ciclos de reloj del procesador (5 máximo) equivalentes al número de estados de espera a insertar, su salida es utilizada para reiniciar al flip-flop y terminar con la generación de los estados de espera.

La tabla 2.3 muestra la característica en tiempo de propagación de los circuitos involucrados en el diseño del generador de estados de espera.

TABLA 2.3

	Función	Típ.	Max.	Unidades
74S08	AND	4.5	7.5	ns
74S02	NOR	3.5	5.5	ns
74S00	NAND	3.0	5.0	ns
74F138	Decodificador	7.5	12.0	ns
74S74	flip-flop D	6.0	9.0	ns
74LS32	OR	14.0	22.0	ns
74S05	Inversor	4.5	7.0	ns

El circuito asegura que el tiempo mínimo de duración de las salidas de puerto sea mayor de 300 ns con lo cual se satisfacen los requerimientos de anchos de pulso para controlar el C A/D.

Para la medición del tiempo de espera se diseñó un programa que contiene un lazo cerrado, en el cual se envía la orden de "inicio de conversión" y con un osciloscopio se capturan las señales de reloj de la PC y la terminal de inicio de conversión del C A/D, observándose que el circuito cumple con las especificaciones requeridas.

La figura 2.3 exhibe el diagrama electrónico del SAD.

2.4 Comunicación con la computadora de vuelo (CV)

La tarjeta SAD se instalará en una de las ranuras de expansión de la CV, la cual está basada en el ducto STD. La CV y el sistema SAD interactúan mediante el direccionamiento de puertos.

En la ETM se instalará también una tarjeta SAD para adquirir señales de los tableros manejados por el piloto. En tierra se usan PCs convencionales, por lo cual se desarrolló también el sistema SAD para ducto de PC. El diseño de la tarjeta SAD para ducto STD se encuentra en construcción, el primer diseño se elaboró para ducto tipo PC debido a que en un principio la CV de ducto STD se estaba eligiendo y por tanto era inaccesible. Por otro lado, las pruebas al sistema SAD para ducto PC se efectuaron en una computadora AT (con procesador 80286) donde se aprovecha todo el ambiente del sistema DOS para el desarrollo de la programación facilitando sobremanera las pruebas del equipo.

2.5 Modos de detección de fallas y reconfiguración

La CV supervisa el estado de los sensores por medio del SAD. Además, con los datos capturados detecta fallas y toma decisiones de reconfiguración del sistema de forma automática. Este modo de trabajo, sobre el sistema, es el más deseable; sin embargo, por seguridad y como alternativa secundaria se permite también la reconfiguración manual.

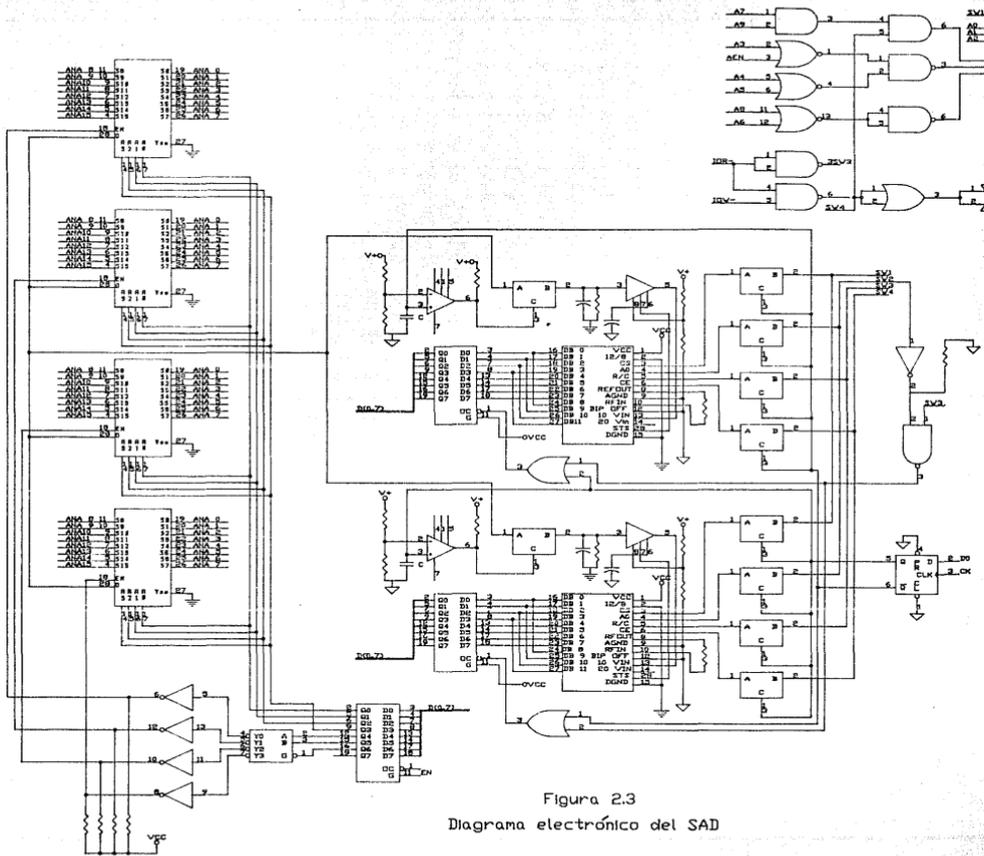


Figura 2.3
Diagrama electrónico del SAD

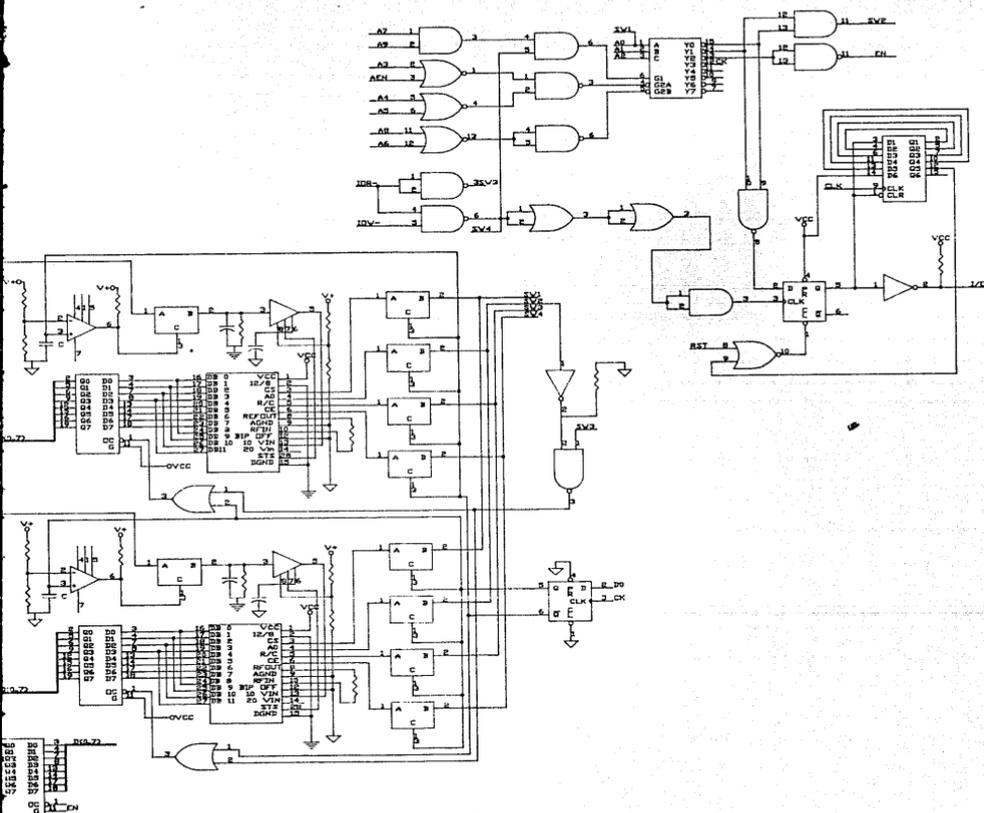


Figura 2.3
 Diagrama electrónico del SAD

Operación del SAD en modo automático

Debido a que se conocen las diferentes trayectorias de los circuitos en la arquitectura diseñada, es posible muestrear las diferentes rutas mediante la búsqueda de voltajes conocidos. La CV efectúa este procedimiento accediendo las diversas trayectorias mediante el control de los MCs. A partir de los resultados obtenidos se determina el estado de los circuitos C A/D, principal y redundante.

Una de las entradas de los MCs se encuentra conectada permanentemente a un voltaje conocido, de tal forma que la lectura de dicho canal, a través del C A/D determina el estado del convertidor. Cuando el dato digital equivalente al voltaje de referencia sea diferente al que la CV tiene almacenado en memoria la unidad de conversión se cataloga como anómala. Al detectar una falla la CV ordena al bloque central que aisle la parte dañada y habilite la parte de repuesto; después de una tarea de reconfiguración automática, la CV envía un reporte a la ETM para informar al piloto el tipo de operación realizada.

Para detectar fallas en los sensores la CV almacena en una tabla los cinco últimos datos de muestreo de cada uno de ellos. Basándose en esta información determina si un sensor opera correcta o incorrectamente. De manera adicional, con aquellos que cuentan con redundancia doble se utilizan los datos de las partes de repuesto para compararlos con las del principal para así poder diagnosticarlo. En caso de detectarse una falla, el canal asignado al sensor dañado se da de baja y se envía un reporte a la ETM para indicar la acción ejecutada.

Operación del SAD en modo manual

En este modo de trabajo las órdenes de reconfiguración están a cargo del piloto, quién basado en la información de diagnóstico enviada por la CV decide sobre la sustitución de partes, tanto del SAD como de los sensores de la aeronave.

Para facilitar estas labores de mantenimiento correctivo a control remoto, están en desarrollo una serie de pantallas interactivas que conducirán clara y amigablemente las secuencias de reconfiguración. En otras palabras, se creará un sistema experto de fácil acceso en el que a través de diagramas y opciones de control efectuadas sobre una pantalla sensible al tacto se agilizará la supervisión y mantenimiento de la instrumentación de la ACR. Los reportes de fallas enviados por la CV a la ETM auxiliarán notablemente al piloto para tomar diversas decisiones, como el caso de suspender una misión, o bien, conocer los riesgos en que se incurre en caso de continuar un vuelo cuando se han detectado anomalías en la instrumentación electromecánica.

2.6 Programación TF para detección, diagnóstico y reconfiguración
La programación de la ACR se desarrolla en lenguaje C y dentro del ambiente DOS de una computadora AT (ver Apéndice II). El acceso a la tarjeta SAD se realiza mediante comandos de escritura y lectura a puertos. En la tabla 2.4 se muestran las direcciones asignadas al SAD.

La detección de errores, diagnóstico y reconfiguración se efectúan por programación, siendo estas tareas posibles debido a

TABLA 2.4

DIRECCIONES DE PUERTOS (hex)	MODO DE ACCESO	DESCRIPCION
280	ESCRITURA	Inicia conversión
280	LECTURA	Lee los 8 bits más significativos
281	LECTURA	Lee los 4 bits menos significativos
282	ESCRITURA	Selecciona canal
283	ESCRITURA	Control de redundancia

los componentes redundantes que se incluyeron en el diseño de la arquitectura. Las rutinas de detección, diagnóstico y reconfiguración se diseñaron como subrutinas, de tal forma que cuando se realice el desarrollo del programa maestro la interacción con el SAD sea lo más sencillo posible.

En seguida se describe la secuencia de control y supervisión elaborada para diagnosticar y validar el SAD, la cual es parecida a aquella que se ejecutará antes de iniciar una misión:

a) Se efectúa la lectura de voltajes de referencia, tanto con el C A/D principal como con el redundante. En dependencia de los resultados obtenidos se actualizan banderas para indicar el estado de operación de los convertidores. Si alguno presenta fallas se envía una señal de alarma a la ETM y se interrumpe la secuencia del programa.

b) Se adquieren datos de todos los sensores que tienen partes redundantes y se determina su estado de operación

mediante la comparación de sus datos . Se tienen banderas que indican el estado de operación de cada sensor, las cuales se actualizan después de efectuar los diagnósticos. El estado de las banderas se examina periódicamente y si alguna de ellas indica anomalía en algún sensor se informa de inmediato al usuario y se suspende la ejecución del programa para realizar las labores de mantenimiento de los sensores.

La versión del programa que se instalará en la ACR enviará el estado de la instrumentación, por telemetría, a la ETM para que el piloto conozca el estado de vuelo del avión en tiempo real.

c) El diagnóstico del SAD y sus sensores, previo a una misión, finaliza exitosamente cuando sus banderas de estado indican que éstos se encuentran en buenas condiciones. El siguiente paso es la inicialización del SAD para su operación normal, es decir habilitar los componentes y sensores principales.

La programación del SAD durante vuelos no forma parte del trabajo de la presente tesis, sin embargo se mencionan para dar una idea general del uso del equipo en el proyecto ACR; estos son:

a) Se realiza el muestreo ordenado de los sensores y después se actualizan los vectores con los datos de cada sensor, en los cuales se pueden almacenar hasta 5 lecturas por sensor. La actualización consiste en un corrimiento de los datos almacenados cada vez que ingresa uno nuevo.

b) Luego del muestreo de los sensores se ejecuta una rutina

de diagnóstico, la cual busca fallas y realiza la reconfiguración automática del sistema cuando se detectan daños en la interfaz o en los sensores. La operación de la rutina se describe a continuación:

b.1) Con el C A/D principal se muestrean los voltajes de referencia conectados en el SAD, posteriormente estos valores se comparan con los datos digitales de referencia contenidos en el programa y se determina el estado del convertidor. Cuando la comparación entre la señal de referencia y la información contenida en la CV no concuerda, se procede a activar la bandera que indica falla en el bloque MRC principal y de manera inmediata la CV ordena al SAD el aislamiento de la parte dañada, y después se activa la parte redundante para continuar el servicio. Finalmente se envía un aviso a la ET por telemetría para informar los cambios realizados.

b.2) Respecto a los sensores que cuentan con redundancia, luego de hacerles un muestreo, se procede a comparar el valor obtenido con el de su parte redundante y, de no encontrarse diferencias que superen sus márgenes de emergencia, se continúa con la operación normal del sistema. En caso contrario se revisa el vector que contiene la información de las últimas 5 muestras adquiridas para poder determinar cual de ellos se encuentra dañado. Cuando se detecta una falla en alguno de los sensores, se procede a desactivar el canal correspondiente y se informa a la ETM de la operación realizada. Debido a que la velocidad de acceso a los 64 canales del SAD es rápida (3.55 ms.) y a que los cambios en el estado de los sensores son muy lentos,

debido a la inercia de las variables del avión, será posible delegar la capacidad de cómputo de la CV para actividades más importantes como el análisis de datos, seguridad, comunicaciones y mantenimiento.

La opción de reconfiguración manual es importante pues en caso de que se presente una situación de emergencia no prevista, el piloto, a través de un sistema experto programado en la ETM, podrá escoger diferentes alternativas de reconfiguración para solucionar el problema.

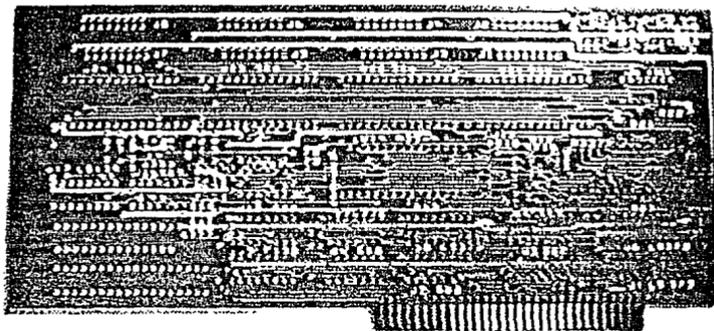
Es importante subrayar que al ocurrir fallas en el bloque MRC o en algún sensor, el sistema ACR opera de manera degradada. Y es entonces cuando la decisión de reducir o abandonar la misión se transfiere al piloto. Cabe mencionar que en tierra se almacenan todos los datos de la misión, en una computadora, a manera de caja negra. Los datos almacenados incluyen información de telemetría, fallas, reconfiguraciones automáticas y las efectuadas por el piloto.

2.7 Diseño del circuito impreso

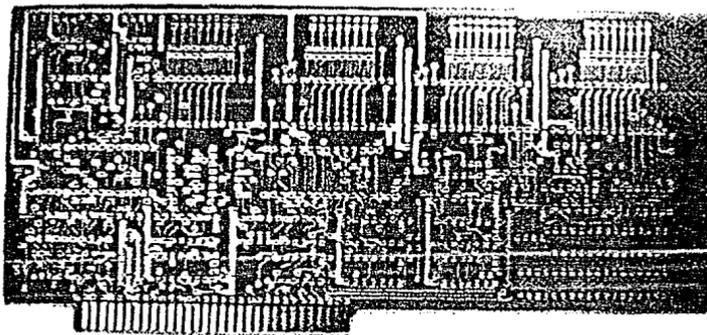
Una vez diseñada la electrónica del sistema SAD y después de un número exhaustivo de pruebas al subsistema diseñado, se procedió a elaborar el circuito impreso. La distribución de los componentes será igual a la mostrada en la Figura 2.1. Se tuvo cuidado en alejar lo más posible la parte analógica de la parte digital para evitar problemas de ruido en la etapa de conversión. Para reducir inestabilidades en los componentes electrónicos se instalaron capacitores de desacopamiento de tantalio (47 Mf) en

las entradas de alimentación (+5, +12 y -12 volts) y de cerámica (0.1 μ f) entre las terminales de alimentación y tierra de cada circuito integrado [6].

Para la tarjeta con conector tipo PC se utilizó un área de 20 x 10 cms (ver Figura 2.4). En cuanto a la tarjeta por instalar en la CV, ésta deberá respetar un estándar (para ducto STD), por lo que sus dimensiones deberán ser de 15 x 11 cms. Entre las razones por las que se eligió el ducto STD para la CV está el hecho de que el chasis da mayor protección a las partes electrónicas contra la vibración originada por el motor de la ACR, además de que el aislamiento del contenedor elimina problemas de la interferencia ocasionada por el motor.



(a)



(b)

Figura 2.4

Circuito impreso del Sistema de Adquisición de Datos. Lado componentes (a) y soldadura (b)

DISEÑO TF DE LA TARJETA DE CONTROL DE SERVOMECANISMOS

3.1 Introducción

Las distintas maniobras realizadas por la ACR, tales como el despegue, aterrizaje y vuelo controlado, son el resultado del control de la CV sobre el canard, alerones, timones y aletas, también conocidas como superficies de control. Los comandos que controlan la ACR se envían por telemetría desde la ETM y se reciben en la CV por medio del equipo de comunicaciones. Después de decodificarlos, la CV los entrega a la interfaz controladora de servos rotacionales y actuadores lineales, que traduce los datos digitales en voltajes analógicos. El equipo sostiene por tiempo indefinido las señales de hasta 16 canales.

Debido a que las SC se encuentran acopladas mecánicamente a los servos, la interfaz posibilita que la CV ordene y controle las diferentes maniobras de la aeronave.

En el mercado existen diferentes tarjetas controladoras de servos, caras por cierto, para ducto PC/AT, sin embargo no hay entre ellas diseños de alta confiabilidad, es decir, que incluyan características de redundancia y tolerancia a fallas. Esta situación nos llevó a realizar el diseño y la construcción de la tarjeta controladora de servos (TCS) para aplicaciones aeronáuticas.

En este capítulo se describe el diseño y la construcción detallada de la tarjeta electrónica; también se explican los rasgos especiales de programación que permiten detectar e

identificar fallas, así como realizar reconfiguraciones automáticas o asistidas que solucionen el problema y mantengan el control de la aeronave.

3.2 Características técnicas de la electrónica diseñada

La tarjeta diseñada para controlar servomecanismos y servoactuadores tiene entre sus características principales la redundancia de componentes ubicados en rutas críticas, la posibilidad de ser diagnosticada por la CV a través de puertos y el poder controlar hasta 16 servomecanismos diferentes. Las particularidades anteriores, junto con otras que se explicarán más adelante, fueron integradas en el diseño de la arquitectura electrónica de acuerdo a objetivos de diseño fijados al inicio del proyecto, y que se indican a continuación:

a) Incluir un número de canales de control igual o mayor al número de ejes (servomecanismos) por controlar en la aeronave, agregando los utilizados para posicionar la carga útil.

b) Incluir un convertidor digital-analógico (C A/D) cuya resolución sea suficiente para satisfacer los desplazamientos máximo y mínimo de las SC.

c) Construir un sistema compacto, lo que implica diseñar una arquitectura con el número mínimo de circuitos.

d) Decodificación flexible para que en determinado momento y de acuerdo a futuros requerimientos se puedan instalar otras tarjetas similares en la misma computadora.

e) Integrar circuitos redundantes en las rutas críticas del sistema utilizando para ello aislamientos confiables que permitan

realizar las tareas de reconfiguración automática en caso de fallas.

f) Diseñar una arquitectura versátil en la cual las tareas de reconfiguración de componentes sean fácilmente programables.

3.3 Arquitectura elaborada

En la Figura 3.1 se muestra el diagrama de bloques de la TCS diseñada, la cual permite controlar hasta 16 servos o actuadores distintos. Entre las SC y demás dispositivos de control de la aeronave, que serán manejados a través de servos, tenemos los siguientes: dos alerones, dos timones, dos aletas, un canard, inyección de combustible al motor, dos cámaras de video para navegación, la rueda de dirección, freno y cuatro canales disponibles para la operación de la carga útil.

En el diseño elaborado, todos los servos se manejan a través de un solo C D/A, el cual envía los diferentes valores de voltajes hacia los circuitos de muestreo y retención (MR) de cada canal. Tales voltajes pasan a los circuitos de potencia que son los que se encargan de operar los servos que mueven a las SC. La arquitectura diseñada contiene 53 circuitos integrados en total, por lo cual sólo se consideró el uso de redundancia simple, duplicando el C D/A y un canal de MR conectado de tal manera que pueda sustituir a cualquiera de los 16 circuitos de MR principales. Los componentes principales se aíslan de las partes redundantes por medio de SWS.

La TCS se divide en los cuatro bloques siguientes: decodificación, control, conversión digital analógica y el de

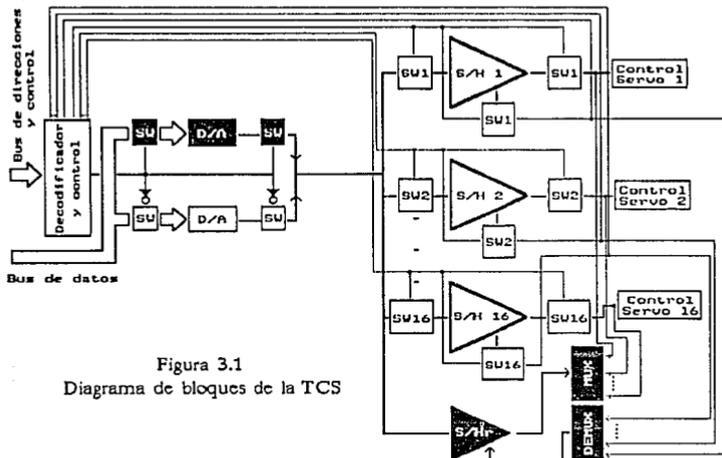


Figura 3.1
Diagrama de bloques de la TCS

circuitos MR, los cuales serán descritos a continuación.

Bloque de decodificación y control

Para el diseño de este bloque se seleccionó un espacio de direcciones libres en el mapa de puertos de la CV. Los espacios elegidos activan puertos de entrada y de salida de la tarjeta, los cuales son utilizados por la CV para programar la arquitectura de la TCS.

Algunas de las órdenes enviadas a la tarjeta se dan a continuación:

a) Cargar los bits en el C D/A para generar un voltaje de control en alguno de los canales de salida.

b) Realizar la selección del canal por actualizar y la

retención del voltaje de salida a través del circuito de MR elegido.

c) Reconfigurar el sistema en caso de falla, lo cual consiste en la sustitución de partes dañadas por partes de repuesto.

En la Tabla 3.1 se muestran los puertos definidos en la tarjeta, así como una breve descripción de sus funciones.

TABLA 3.1

DIRECCION DE PUERTO (hex)	MODO DE ACCESO	DESCRIPCION
300	escritura	Carga datos al - C D/A principal.
301-302	escritura	Realiza la operaci- ón de muestreo- y retención.
303-304	escritura	Control de los - conmutadores de - aislamiento.
305	escritura	Selecciona y ha - bilita redundan - cias para el blo- que de MR.
306	escritura	Carga datos en - el C D/A redundan- dante.
307	escritura	Selecciona C D/As

Bloque de conversión de digital a analógico

Debido a que los desplazamientos máximos en alerones y timones son de 60 grados, y siendo éstas las superficies de control que experimentan mayores desplazamientos, se determinó que un C D/A de 8 bits es suficiente para controlar las SC con una resolución de 0.23 grados. El convertidor utilizado es el DAC0800LC, cuyas características son mostradas en la tabla 3.2, el cual ofrece un amplio margen para cubrir la actualización de los 16 canales (retenes) por controlar. La velocidad de

conversión es sin embargo poco preocupante para éste diseño, ya que en aeronáutica se limita la rapidéz de variación de las SC, ya sea para prevenir accidentes por errores al maniobrar los mandos de control, o bien, por la relativa lentitud con la que se pueden repositionar los subsistemas mecánicos.

TABLA 3.2

DAC0800LC (D/A)	Min	Típ.	Max.	Unidades
Resolución	8	8	8	Bits
No linealidad			+/-0.19	%
tc tiempo de conversión		100	150	ns
CARACTERISTICAS DIGITALES				
Nivel lógico "0"			0.8	volts.
Nivel lógico "1"	2.0			volts.
Retardo de propagación para cada bit.		35	60	ns
Potencia disipada		135	174	mw
CONDICIONES:	+/- 15v. Iref.=2ma. 25°C			

Las superficies con menor tiempo de traslado son los alerones y los timones, con 2 segundos cada una para cubrir su máximo desplazamiento; estas necesidades de operación son completamente cubiertas por la tarjeta controladora de servos.

Bloque de circuitos de MR

Una forma de disminuir la cantidad de circuitos integrados en la interfaz consiste en integrar circuitos de MR, tantos como canales sean utilizados, evitando así el uso de un C D/A por cada eje a controlar en la tarjeta.

El compromiso obtenido al utilizar circuitos MR en nuestra interfaz es tener que realizar operaciones de actualización de voltajes, cada minuto por lo menos, para evitar que el voltaje de

fuga en los circuitos de MR se haga significativo. El circuito MR seleccionado es el LF398, cuyas características son mostradas en la tabla 3.3, que requiere de un capacitor externo para operar. En el diseño se utiliza uno de mylar con dieléctrico de baja absorción [7].

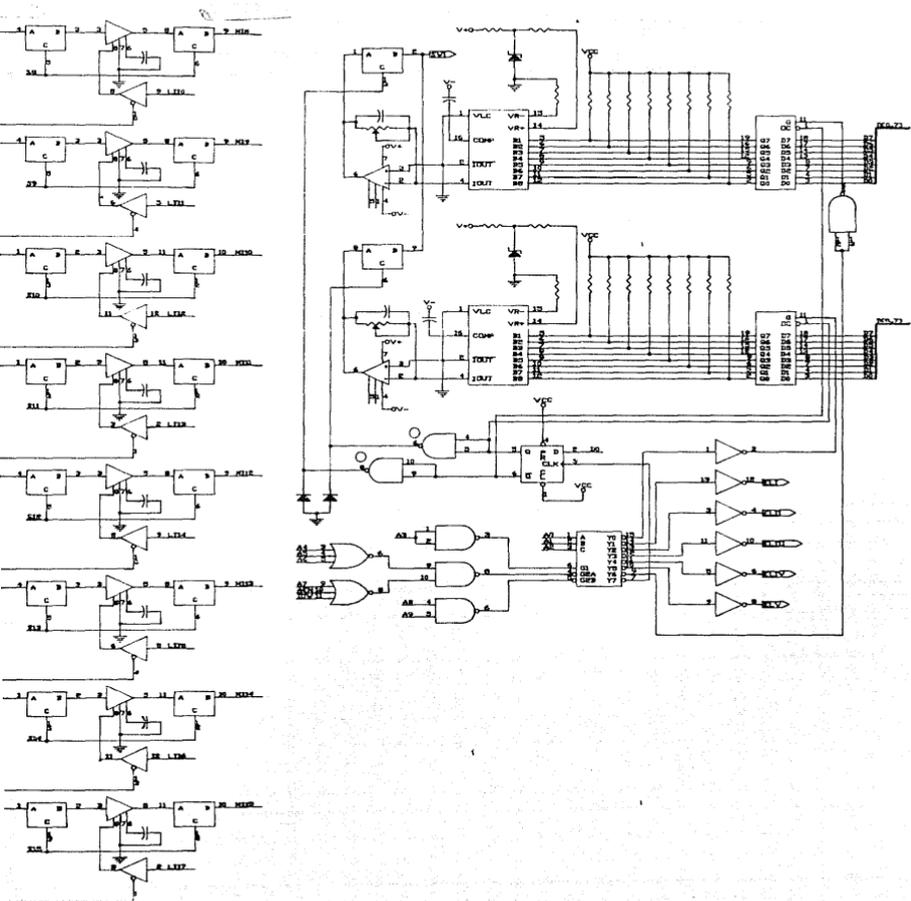
TABLA 3.3

LF 398	Min.	Tip.	Max.	Unidades
Impedancia de entrada		10E10		Ω
Impedancia de salida		0.5	4	Ω
Tiempo de adquisición:				
Ventrada = 0-10 v. Ch=1000 pf			4	μs
Ch=0.01 Mf		20		μs
Razón de descarga Ch=0.1 Mf		3		mv/s
Umbral lógico diferencial	0.8	1.4	2.4	volts.
CONDICIONES:	V+=V-=15 v. 25°C			

La figura 3.2 muestra el diagrama electrónico de la TCS.

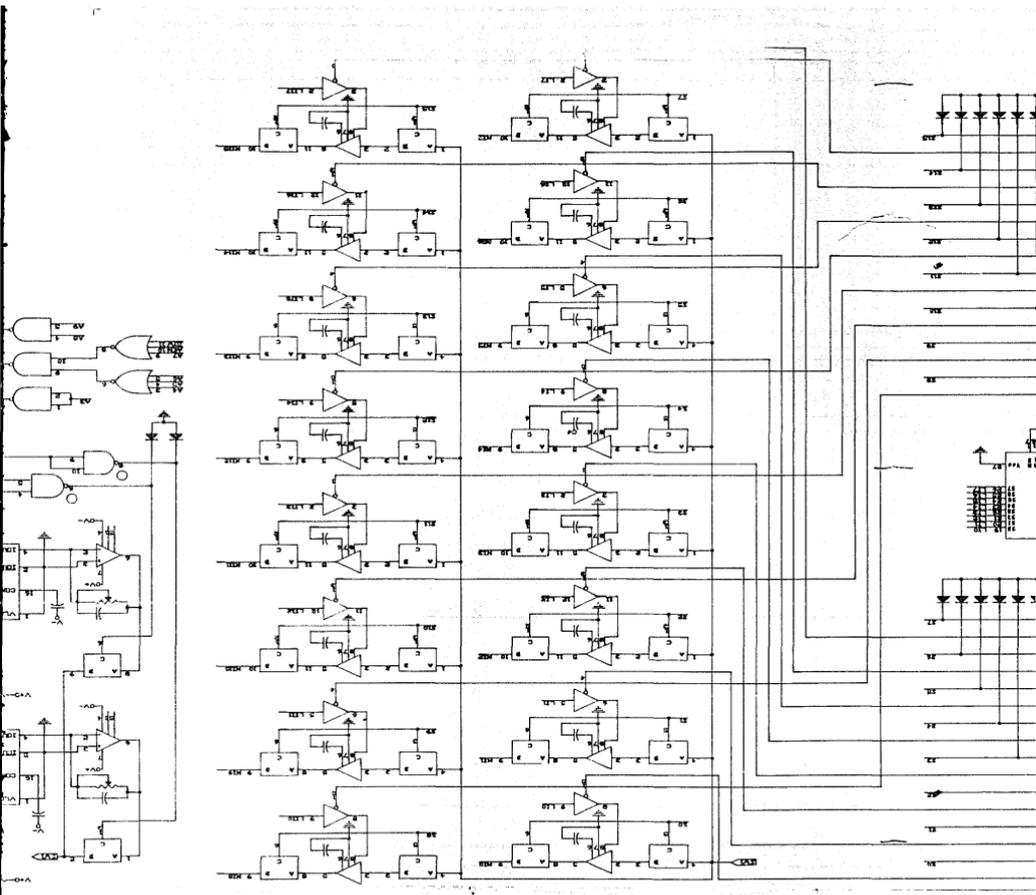
3.4 Comunicación con la CV

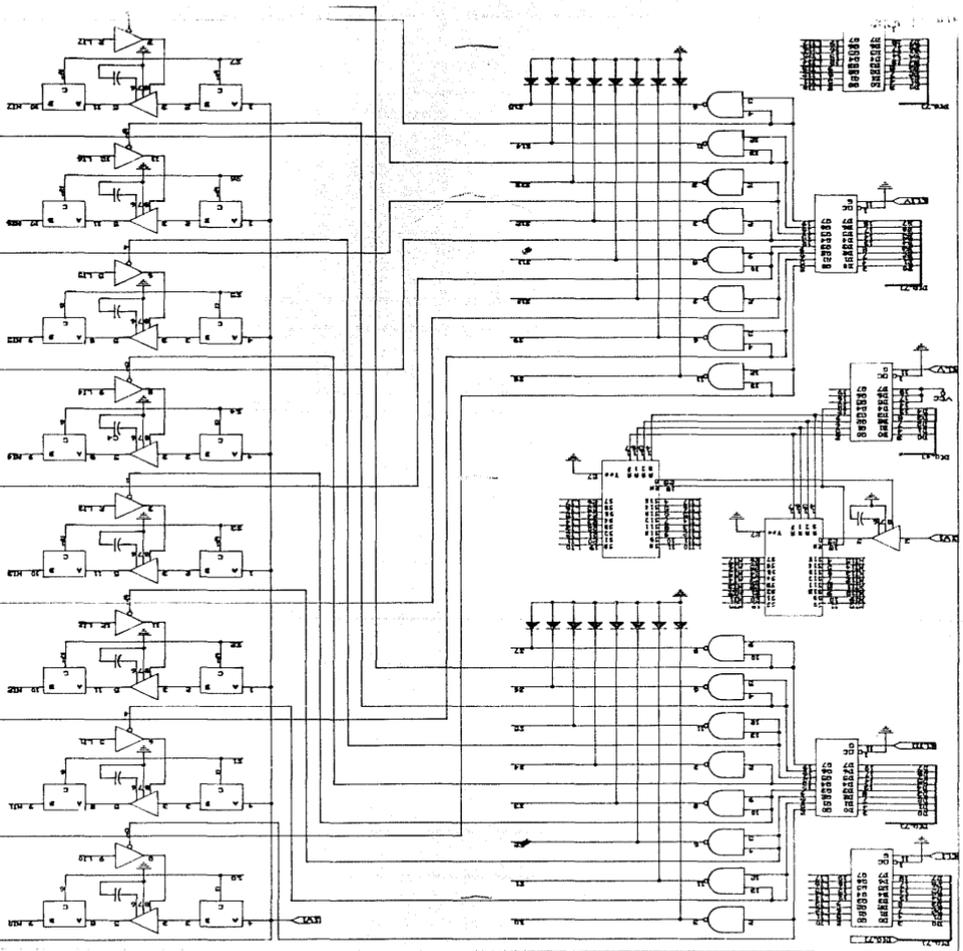
Los comandos de control enviados por la CV hacia la TCS se transferirán a través del ducto de expansión tipo STD; sin embargo las primeras pruebas fueron realizadas para ducto PC en una computadora AT (80286). A través de este ducto (ver Apéndice I) se transfieren los 8 bits a cargarse en los C D/As, las direcciones de los puertos, las acciones de muestreo y retención sobre los circuitos MR, así como las órdenes para activar partes principales y redundantes. En dependencia de los bits de direcciones, datos y control, generados por la CV, en el bloque de control de la interfaz se decodifican líneas para controlar la arquitectura de la tarjeta.



410

Figura 3.2
Diagrama electrónico de la TCS.





3.5 Modos de detección de fallas y reconfiguración

La TCS es la interfaz utilizada por la CV para enviar órdenes a los distintos servo mecanismos de la ACR. Para incrementar la confiabilidad del diseño se introdujeron redundancias en las partes más críticas de la arquitectura, el convertidor D/A y los canales de retención. Las partes de repuesto se encuentran aisladas por conmutadores analógicos de modo que en caso de presentarse fallas se reconfiguran los conmutadores para sustituir partes dañadas por partes en buen estado. El convertidor tiene redundancia simple, en tanto que el canal MR redundante puede sustituir a cualquiera de los 16 canales MR principales de la tarjeta. La interfaz no posee la capacidad directa de detectar fallas en sus componentes electrónicos, ya que de haberse propuesto eso como objetivo habría comprometido la complejidad, el tamaño y el tiempo de desarrollo del equipo.

La técnica indirecta para detectar fallas en la electrónica de la TCS es verificar si las SC u otro de los mecanismos controlados por este medio ejecutan la orden de forma correcta. Todos los servos y actuadores lineales cuentan con indicadores de posición (IP), basados en potenciómetros lineales de alta confiabilidad, acoplados mecánicamente a los dispositivos por controlar. Los IPs generan una salida de voltaje proporcional al movimiento realizado, que es leído por medio del SAD para conocer el estado de funcionamiento de los servos de la aeronave. De esta manera la CV reúne información necesaria para determinar el estado de operación tanto del convertidor como de cada uno de los canales MR de la TCS. Cuando no se obtiene respuesta o cambio de

posición en un servo, la CV intenta solucionar el problema ya sea mediante el cambio del convertidor, mediante la conmutación del canal MR o bien conmutando de servo cuando éste tenga parte redundante. En caso de confirmar una falla en la TCS, la CV se programará para que envíe un aviso al piloto, a través de telemetría por el enlace de comunicaciones, para indicarle los cambios efectuados.

3.6 Reconfiguración automática y asistida

En la mayor parte de los casos es importante que la CV realice de manera automática la detección de fallas y la reconfiguración de los componentes electrónicos del sistema, de esta forma se agiliza la respuesta a fallas y por tanto mejora la robustez de la instrumentación. Los comandos, ordenados por el piloto en la ETM, se transmiten a la CV, en donde ésta los dosifica a los servos por medio de la TCS y posteriormente compara la información leída para confirmar que cada acción indicada sea ejecutada. Cuando la CV detecta diferencias entre los datos comparados quedará a cargo de ella la decisión de sustituir una parte dañada por la redundante (reconfiguración) y comunicar a la ETM la acción tomada.

Aunque la respuesta automática a fallas es un objetivo del proyecto, la operación manual es útil para el desarrollo de pruebas, así como para realizar mantenimiento preventivo y correctivo. Por esta razón, actualmente se desarrollan también programas de reconfiguración asistida. Además, la programación TF que se diseña ofrecerá la posibilidad adicional de que en

determinado momento el piloto, en la ETM, con la ayuda del tablero digital de instrumentos, pueda detectar anomalías en la operación de alguno de los mecanismos en la aeronave ya que el cambio de posición de las SC se refleja en los datos de inclinómetros, altímetro y brújula.

3.7 Programación TF para detección y diagnóstico de fallas

El programa diseñado para realizar las tareas de operación y de TF en la TCS, fue desarrollado en lenguaje de programación 'C', dentro del ambiente del sistema operativo DOS de una computadora AT (ver Apéndice II). El programa se estructuró como una subrutina, para hacerlo transparente a programadores que desconozcan la operación de la interfaz. De esta forma, la CV se deberá programar enfocándose hacia las aplicaciones, sin preocuparse por la detección de errores y la reconfiguración de la tarjeta.

El programa, en su primera etapa, realiza un diagnóstico de las partes principales y redundantes, mediante el cual se indentifican posibles degradaciones del sistema en etapas, previas al inicio de alguna misión.

A continuación se describe la secuencia programada:

a) La CV inicializa la TCS, activando los circuitos principales y desactivando los redundantes.

b) La ETM transmite comandos a la CV, generados por el piloto al accionar mandos de control, con los cuales se ordena el movimiento secuencial de todos los mecanismos instalados abordo de la aeronave.

c) Debido a que los servos y actuadores lineales responden lentamente a las órdenes enviadas por la interface, la CV utiliza al SAD para conocer la respuesta de los mecanismos mediante la verificación del estado de los IPs.

d) Con la información de los comandos transmitidos por la ETM almacenada en memoria, y la adquirida con el SAD, la CV determina el estado de operación de la TCS considerando:

d.1) Si se encuentran errores en los 16 canales, la falla se atribuye al C D/A principal, se reporta el daño a la ETM y se interrumpe la secuencia del programa.

d.2) Si el número de canales con error es menor que 16 se diagnostican fallas en los circuitos MRs correspondientes. Se informa a la ETM y se interrumpe el diagnóstico a la TCS.

e) La CV desactiva el C D/A principal para diagnosticar el redundante; también se desactiva al MR principal para habilitar el de repuesto y repetir los pasos del inciso b) al d) para verificar su funcionalidad.

f) Si la CV no detecta ninguna falla en las partes de la TCS, entonces aísla las partes redundantes y activa los componentes principales para asegurar que la interfaz se encuentre en su modo de operación normal.

Durante la operación de vuelo normal, el programa principal realizará la supervisión continua tanto de la TCS como de las interfaces. A continuación se explica la secuencia utilizada para supervisar y operar la tarjeta:

a) Todos los comandos enviados desde la ETM, por telemetría, son recibidos por la CV; ésta los decodifica y los distribuye en

la TCS. La operación se realiza de manera periódica para mantener el voltaje en los circuitos de MR, de acuerdo a los comandos requeridos.

b) Después de ejecutar los comandos, la CV activa una rutina de diagnóstico, desde la cual lee la información de los IPS tomando en cuenta el tiempo que las SCs requieren para alcanzar sus máximos desplazamientos, los cuales son: 2 segundos para alerones, 10 segundos para las aletas, 2 segundos para los timones y 5 segundos para el canard.

Cuando el piloto opera los mandos de control, los programas de la computadora en la ETM calculan el movimiento requerido para cada uno de los servos o actuadores, de forma tal que las palabras transmitidas al avión son captadas por la CV y esta sólo calcula la trayectoria requerida para alcanzar la nueva posición solicitada al servo correspondiente. Debido a la respuesta lenta de los mecanismos, la programación se estructurará a manera de encuesta para supervisar y controlar durante el tiempo libre a los demás dispositivos por controlar en el avión.

Para la detección de fallas en la TCS se utilizan los siguientes criterios de búsqueda:

b.1) Si los 16 canales reportan falla, se determina que el C D/A principal está en mal estado, en cuyo caso la CV reconfigura la TCS aislando el C D/A dañado y activando la parte redundante. Con posterioridad se comunica a la ETM la acción tomada.

b.2) Cuando se detecta un canal en mal estado, el circuito de MR correspondiente a dicho canal se declara

inoperante y entonces la CV procede a reconfigurar la TCS, desactivando el MR dañado y activando la parte de repuesto. Luego se indica a la ETM la operación realizada.

b.3) Si el número de canales con error es menor que 16 y mayor de uno, se diagnostican fallas en los circuitos de MRS correspondientes. Se envía un aviso de emergencia a la ETM y se indica al piloto la necesidad de regresar al sitio de control o, en el peor de los casos, se señala la necesidad de activar el sistema de aterrizaje de emergencia, el cual consiste en apagar el motor y soltar el paracaídas pirotécnico.

Cuando alguna o todas las partes redundantes han sido activadas, el sistema se degrada y está más expuesto a cualquier otra falla, entonces, es decisión del piloto continuar o suspender la misión.

3.8 Diseño del circuito impreso

El diseño electrónico de la TCS cuenta con 52 circuitos integrados. Las pruebas de funcionamiento se realizaron en una tarjeta para PC utilizando la técnica de "wire wrap" (ver Figura 3.3). Para el prototipo final se diseñó un circuito impreso con conector tipo ducto PC. El diseño de la tarjeta se realizó con el apoyo de paquetes especializados para desarrollar impresos de varias capas debido a la alta densidad de componentes e interconexiones entre la electrónica. Se necesitaron 3 capas para poder cubrir todos los requerimientos de la interfaz descrita.

Se tuvo cuidado en el trazado de las líneas de tierras y de



Figura 3.3
Prototipo de la Tarjeta de Control de Servomecanismos

señales digitales y analógicas, las cuales deben distribuirse de manera tal que se encuentren lo más separadas posible para disminuir el ruido. Se incluyeron también capacitores de desacoplamiento en las fuentes de alimentación y en cada circuito integrado. Adicionalmente se agregaron pistas de guarda alrededor de cada uno de los bornes de salida de los capacitores de retención de cada etapa MR [7], con el fin de disminuir el error en los voltajes a retener.

En el siguiente capítulo se describirán las pruebas de funcionamiento a las que fueron sometidas tanto la tarjeta SAD como la TCS.

PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO

4.1 Introducción

En los capítulos previos se describió el diseño y la construcción de dos subsistemas electrónicos para instrumentación aeronáutica; el SAD y la TCS. En este capítulo se explicará el tipo de pruebas de funcionamiento realizadas al equipo fabricado.

Como se ha mencionado, el proyecto ACR se encuentra en proceso de desarrollo, cada uno de sus subsistemas se encuentran actualmente en etapa de construcción y validación. En cuanto a los sensores de navegación, ya fueron seleccionados y adquiridos, sin embargo aún está en desarrollo la electrónica adicional para filtrado y amplificación de señales. Lo mismo sucede con los servomecanismos y actuadores, para los cuales, en la actualidad, se diseña la electrónica de potencia asociada. Por esta razón la presente tesis no incluye pruebas de funcionamiento con la instrumentación de la aeronave, sin embargo, se mencionan las pruebas de evaluación, validación, así como los resultados obtenidos tanto con el sistema SAD como con la TCS.

En el siguiente y último capítulo se mencionan las conclusiones de la presente tesis, así como una serie de recomendaciones tendientes a mejorar, aún más, la tolerancia a fallas en la instrumentación de la aeronave.

4.2 Pruebas realizadas a la tarjeta SAD

Al inicio, la tarjeta SAD fue desarrollada en tarjetas experimentales ("project-board"), lo cual permitió un rápido avance y mayor versatilidad para realizar pruebas y cambios. En la Figura 4.1 se muestra el arreglo utilizado para la evaluación

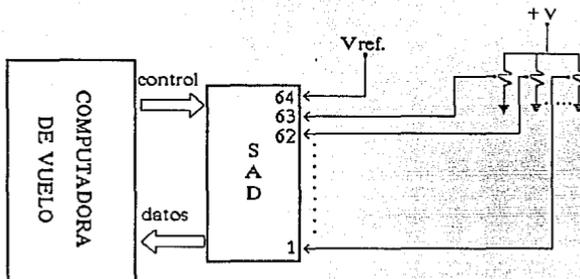


Figura 4.1
Esquema utilizado para evaluar el SAD
tolerante a fallas de la ACR

del SAD, en donde se puede apreciar la señal de referencia, usada para fines de autodiagnóstico, la cual se conecta al canal 64 de la tarjeta. Se observan también potenciómetros conectados a las entradas del SAD, los cuales se usaron para simular sensores de navegación, motor, así como los indicadores de posición.

Las pruebas realizadas a la tarjeta fueron las siguientes:

a) Para medir el ancho de banda del SAD se conectó un generador de funciones en uno de sus 64 canales de entrada y se le introdujeron señales senoidales y cuadradas. Se elaboró un programa de prueba mediante el cual se efectuó el muestreo de 100

puntos del canal mencionado. Los datos leídos se guardaron temporalmente en RAM y con ellos se generó un archivo, el cual posteriormente se grafica en la pantalla de la computadora para analizar los resultados obtenidos.

b) Se efectuaron numerosas pruebas de funcionamiento continuo, leyendo los 64 canales, durante períodos de hasta 24 horas sin observarse ningún tipo de problema.

La tabla 4.1 muestra las características principales del sistema SAD

Simulación de fallas

La detección de fallas en el sistema SAD fue hecha de la siguiente forma:

a) Se elaboró una subrutina de diagnóstico y reconfiguración (ver Figura 4.2), de la tarjeta SAD, basada en la lectura de un canal que contiene una señal de referencia. Quitar la señal de referencia equivale a encontrar fallas en el C A/D principal, lo cual activa las rutinas de reconfiguración y avisos de fallas, observándose que los programas, después de detectar la falla, proceden de manera eficiente a reconfigurar automáticamente al SAD.

b) Para validar los programas de detección de fallas en los sensores conectados a las entradas de los multicanalizadores, se simularon éstos por medio de potenciómetros. La programación desarrollada permite identificar fallas cuando se detectan cambios abruptos de impedancia en los potenciómetros. De las pruebas realizadas, simulando errores, se observó que se realizan correctamente tanto la reconfiguración automática como

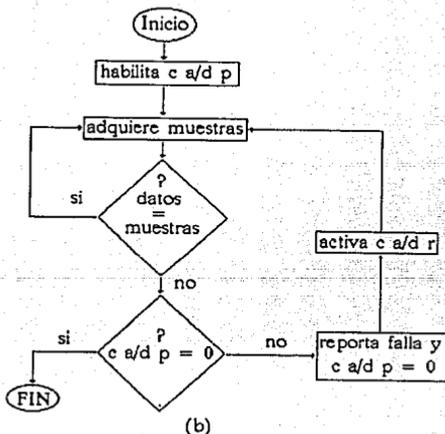
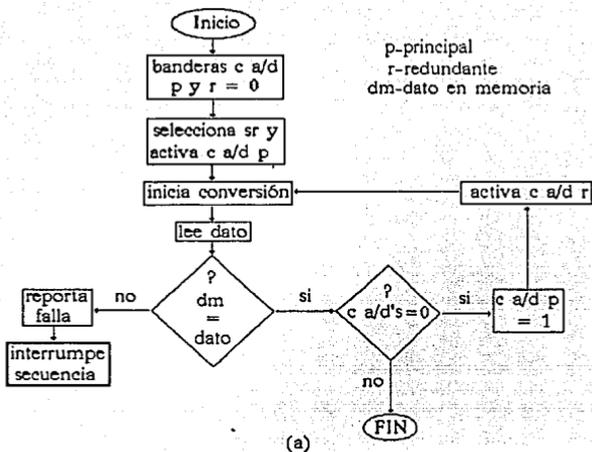


Figura 4.2
 Diagrama de flujo para diagnóstico previo
 al inicio de una misión (a) y durante la misión (b)

TABLA 4.1

S A D	VALORES	UNIDADES
Vcc	11.96	volts.
Vee	-12.08	volts.
Vlógico	5.01	volts.
Icc	30	ma
Iee	-40	ma
Ilógica	350	ma
Potencia disipada	2.59	watts.
Ventrada max.	10	volts.
Voltaje lógico "1"	4.24	volts.
Voltaje lógico "0"	149.1	mv
Duración del pulso de inicio de conversión	780	ns
Tiempo de muestreo para: Una senoidal de f=100 Hz Vpp=9.2 v	55.55	µs/mues.
Vpp del ruido en:		
Vcc	90	mv
Vee	90	mv
Vlógico	160	mv
Ruido a la salida del SAD con:		
carga de 50	2	bits
carga de 47 KΩ	3	bits

CONDICIONES: Las pruebas fueron hechas en una computadora Vectra 386 con reloj del procesador de 8.3 Mhz. a 20 °C. Las cargas conectadas al SAD se hicieron mediante un cable de 50 cms.

el reporte de errores.

c) La reconfiguración manual se simuló con éxito mediante el envío de órdenes por el teclado de la computadora para realizar las tareas de activación de partes redundantes del SAD.

4.3 Pruebas realizadas a la tarjeta TCS

Para lograr un diseño compacto y eficiente en la arquitectura de la interfaz TCS, se propusieron desde un principio una serie de

alternativas de programación para la detección y diagnóstico de sus posibles fallas (ver Figura 4.3), con lo cual se redujo de manera notable la cantidad de componentes electrónicos involucrados. Por esta razón, la tarjeta TCS requiere de la participación del SAD para poder realizar las tareas de diagnóstico. La programación que desarrollen futuros usuarios para operar la TCS en su modo TF, deberá contar con instrucciones para direccionar el SAD, en cuyas entradas se tendrán conectados los IPs. De esta manera el programador contará con una referencia para determinar si la orden enviada a través de la TCS ha sido ejecutada por el servo rotacional o el actuador lineal en cuestión.

Las pruebas de funcionamiento de la TCS fueron realizadas con un servo rotacional, que consume 2.5 watts sin carga. Para su operación se utilizó una de las salidas de nuestra interfaz (ver Figura 4.4) conectada a un circuito integrado (MC33030) para controlar y manejar motores de c.d. el cual cuenta con las siguientes características:

- *Monitoreo de control de posición.
- *Detector de ventana con banda muerta y centrado propio.
- *1.0 Amp. de corriente.
- *Detector programable de sobre corriente.
- *Retardo programable de sobre corriente.
- *Monitoreo de sobre voltaje.

Los elementos pasivos externos que se utilizarán para operar el circuito fueron los siguientes:

Vcc	12 volts
Roc: resistencia para control de sobre corriente (600 ma)	10 K Ω
Cdl: Capacitor para retardo de sobre corriente (1.36 seg.)	1 Mf
Rp: Potenciómetro de alambre lineal	5 K Ω

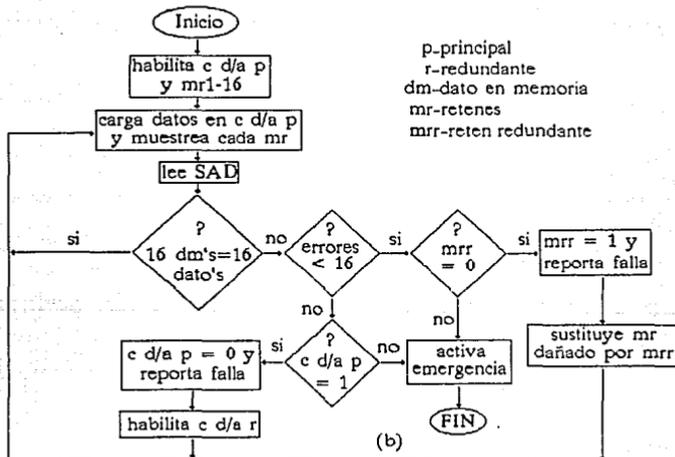
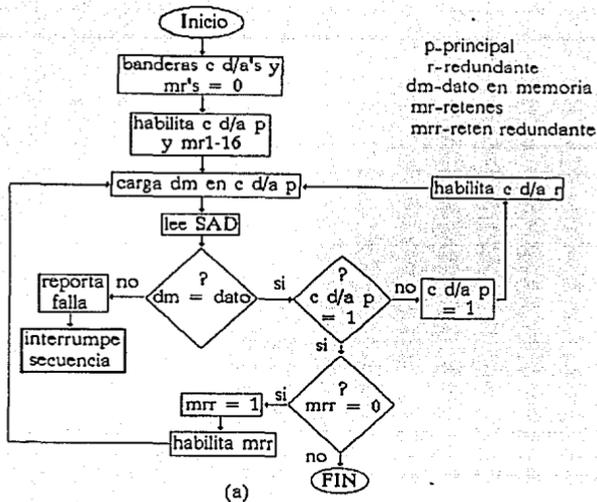


Figura 4.3 Diagrama de flujo para el diagnóstico previo al inicio de una misión (a) y supervisión durante la operación normal de la TCS (b)

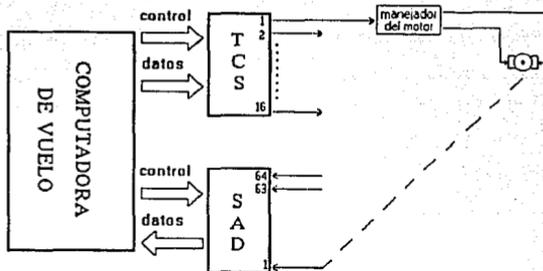


Figura 4.4
Esquema utilizado para la evaluación
de la TCS tolerante a fallas de la ACR

Las pruebas a las que fue sometida la interfaz fueron las siguientes:

a) Se realizaron pruebas al C D/A principal y redundante, que generaron como salida una corriente proporcional al dato binario colocado a su entrada. La corriente se controla por medio de una resistencia variable, con la cual se ajusta, además, el voltaje equivalente.

b) El desempeño de los circuitos de MR fue bueno; sin embargo, se espera mejorarlo al tener todo el sistema en circuito impreso para así disminuir las fugas en los capacitores de retención y lograr que los voltajes puedan sostenerse por más tiempo. Actualmente la TCS se encuentra alambrada en una tarjeta tipo "wire-wrap"; no obstante, las pruebas realizadas son suficientes para afirmar que su operación es eficiente.

c) A través del teclado de una computadora, se enviaron

instrucciones a la TCS para controlar el movimiento del motor en distintas direcciones. Esta operación fue programada posteriormente en la computadora para efectuar pruebas de funcionamiento continuo por varias horas. Las pruebas fueron exitosas, constatándose el buen desempeño de toda la interfaz.

En la tabla 4.2 se muestran los parámetros características de la TCS.

Cabe hacer notar que las pruebas fueron hechas con un motor comercial y no con uno de calidad aeronáutica, los cuales cuentan de manera integrada con controles de posición e incluso algunos incluyen ya la etapa de potencia y actualmente se encuentran en proceso de selección para posteriormente realizar su adquisición, las características requeridas son mostradas en la tabla 4.3.

Simulación de fallas

Los programas para supervizar y diagnosticar en tiempo real el comportamiento de la TCS serán integrados dentro del programa central de control de la ACR, los cuales permitirán a la CV tomar decisiones de manera automática cuando se detecte alguna anomalía de funcionamiento.

Para propósitos de validación de la arquitectura diseñada y para observar el desempeño de la programación TF desarrollada para la interfaz se realizaron simulaciones de posibles fallas, las cuales se describen a continuación:

a) Se desconectó físicamente el C D/A principal, de forma tal que los programas escritos permitieron efectuar la operación de reconfiguración automática para activar el C D/A redundante y, además, observar en el monitor de la computadora el reporte de la

TABLA 4.2

T C S	VALORES	UNIDADES
Vcc	11.93	volts.
Vee	-11.85	volts.
Vlógico	5.11	volts.
Icc	125	ma
Iee	-105	ma
Ilógica	220	ma
Potencia disipada	3.85	watts
Modo retención:		
Voltaje de salida mínimo	-5.0	mv
máximo	5.05	volts.
Tiempo de descarga	1.049	mv/seg
Pulso de retención:		
Duración	2.9	ms
Amplitud	155	mv
Pulso de muestreo:		
Duración	167	µs
Amplitud	2.9	volts.
Ruido Vpp:		
Vcc	350	mv
Vee	260	mv
Vlógico	240	mv

CONDICIONES: Las pruebas fueron hechas en una computadora Vectra 386 con reloj del procesador de 8.3 Mhz. a 19°C. Las cargas conectadas al TCS fue el circuito MC33030.

TABLA 4.3

SUPERFICE	POTENCIA (watts)	PAR	VELOCIDAD	CARRERA
Motor rotatorio:				
Canard	8.4	212 lb.plg	3.33 rpm	+/-20°
Aleron	14.2	238 lb.plg	5.0 rpm	+/-30°
Actuador lineal:				
Aleta	4.7	150 lb	0.007 mts/seg	0.0706 mts
Timón	4.7	45 lb	0.021 mts/seg	0.0419 mts

falla detectada.

b) Se extrajo un circuito MR del sistema para verificar que la programación TF realiza la detección de la falla, la prueba fue exitosa. Con posterioridad, y de forma automática, los programas activaron la parte de repuesto y por último enviaron el reporte de las tareas realizadas en la pantalla de la computadora.

c) Se desconectó el motor de c.d. para observar la lógica de las decisiones realizadas por los programas elaborados. Como resultado se determinó una falla externa a la interfaz. Adicionalmente, se observa en el monitor de la computadora el aviso de dejar la tarea de reconfiguración al piloto para que él active las partes redundantes externas correspondientes. Esta decisión puede programarse para ser ejecutada de manera automática.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 Conclusiones

Del presente trabajo de tesis podemos concluir lo siguiente:

a) Se diseñó y realizó un sistema de adquisición de datos de 64 canales y otro para el control de hasta 16 servomecanismos con elementos redundantes en su arquitectura y atributos de TF. El trabajo constituye el primer intento nacional de diseño de instrumentación electrónica de calidad aeronáutica y espacial.

b) El equipo construido cumple con los requerimientos del proyecto ACR: lograr que los sistemas diseñados sean compactos, modulares y confiables.

c) Las tarjetas diseñadas son totalmente controladas por programas, lo cual permitió reducir su densidad de componentes electrónicos, así como su volumen y peso.

d) El haber logrado un diseño modular permite que las labores de mantenimiento sean rápidas.

e) La supervisión de ambas tarjetas, por medio de programas, permite detectar y localizar componentes dañados, optimizando así las labores de mantenimiento en el aire y en tierra.

f) Se utilizaron programas especializados para el diseño de los circuitos impresos, logrando de esta manera obtener un producto de alta calidad.

g) Parte de la electrónica a utilizarse en la automatización de la ACR será utilizada en la serie de satélites experimentales SATEX, que se desarrollan en la UNAM con el patrocinio del IMC

[8]. El equipo desarrollado en esta tesis será utilizado directamente en la instrumentación del primer SATEX.

h) La aplicación del equipo desarrollado no se restringe a la instrumentación aeronáutica o espacial, sino que se extiende también al sector industrial para controlar procesos de alto riesgo y costo, en los que su operación no debe ser interrumpida ni siquiera ante la presencia de fallas.

5.2 Recomendaciones

Para la continuación de este trabajo se recomienda:

a) Para analizar completamente el comportamiento de las arquitecturas diseñadas (análisis cuantitativo de confiabilidad) se recomienda iniciar el trabajo de modelado de las arquitecturas para realizar un estudio estocástico, completo, de confiabilidad.

b) La eficiencia de las tarjetas diseñadas se puede incrementar con nuevos diseños en donde la detección de fallas no sea tarea de la programación, sino que por medio de circuitería adicional se pueda realizar automáticamente la detección, el diagnóstico y la reconfiguración de partes. Esto con la finalidad de reducir las labores de supervisión por parte de la computadora y aumentar el potencial de control sobre la aeronave; como pueden ser las operaciones de piloto automático.

c) Los problemas de espacio en las tarjetas, debido a la alta densidad de componentes, puede ser resuelto mediante el diseño de circuitos impresos que permitan conectar componentes de montado de superficie en ambas caras de la tarjeta.

d) En vista de que uno de los objetivos de la

instrumentación aeroespacial es el de reducir al máximo posible el peso del equipo, se sugiere iniciar el desarrollo de circuitos integrados de propósito particular con el objeto de reducir el número de componentes, así como el peso y volumen ocupados.

e) Se desarrollará un sistema experto, el cual será operado a través de una pantalla sensible al toque que conducirá al usuario, de manera amigable, a través de menús gráficos durante las secuencias de reconfiguración. Agilizando de esta manera las actividades de supervisión y mantenimiento de la ACR.

A P E N D I C E I

ORGANIZACION DE LAS SEÑALES EN EL DUCTO PC

No. Terminal	Nemónico	Modo de Acceso	Descripción
A1	I/O CH CK	entrada	Revisión de canal
A2	D7	ent/sal	
A3	D6	ent/sal	Bus
A4	D5	ent/sal	de
A5	D4	ent/sal	datos.
A6	D3	ent/sal	
A7	D2	ent/sal	
A8	D1	ent/sal	
A9	D0	ent/sal	
A10	I/O CH RDY	entrada	Inserta ciclos de espera.
A11	AEN	salida	
A12	A19	salida	
A13	A18	salida	
A14	A17	salida	
A15	A16	salida	
A16	A15	salida	
A17	A14	salida	Bus
A18	A13	salida	de
A19	A12	salida	direcciones.
A20	A11	salida	
A21	A10	salida	
A22	A9	salida	
A23	A8	salida	
A24	A7	salida	
A25	A6	salida	
A26	A5	salida	
A27	A4	salida	
A28	A3	salida	
A29	A2	salida	
A30	A1	salida	
A31	A0	salida	
B1	GND	salida	Tierra
B2	RESET DRV	salida	Restablecimiento del sistema.
B3	+5 Vcd	salida	Alimentación.
B4	IRQ2	salida	Solicitud de interrupción.
B5	-5 Vcd	salida	Alimentación.
B6	DRQ2	entrada	Solicitud de acceso directo a memoria.
B7	-12 Vcd	salida	Alimentación no usado.
B8			

B9	+12 Vcd	salida	Alimentación.
B10	GND	salida	Tierra.
B11	MEMW	salida	Escritura a memoria.
B12	MEMR	salida	Lectura de memoria.
B13	IOW	ent/sal	Escritura a puertos.
B14	IOR	ent/sal	Lectura de puertos.
B15	DACK3	salida	Reconocimiento de acceso directo a memoria.
B16	DRQ3	entrada	Solicitud de acceso directo a memoria.
B17	DACK1	salida	Reconocimiento de acceso directo a memoria.
B18	DRQ1	entrada	Solicitud de acceso directo a memoria.
B19	DACK0	salida	Reconocimiento de acceso directo a memoria.
B20	CLK	salida	Reloj.
B21	IRQ7	entrada	
B22	IRQ6	entrada	Solicitud de interrupción al microprocesador.
B23	IRQ5	entrada	
B24	IRQ4	entrada	
B25	IRQ3	entrada	
B26	DACK2	salida	Reconocimiento de acceso directo a memoria.
B27	TC	salida	Contador.
B28	ALE	salida	Señal de sincronía.
B29	+5 Vcd	entrada	Alimentación
B30	OSC	salida	oscilador
B31	GND	salida	tierra.

ORGANIZACION DE LAS SEÑALES EN EL DUCTO STD

LADO COMPONENTES

No. Terminal	Nemónico	Modo de Acceso	Descripción
1	+5 Vcd	salida	Alimentación.
3	GND	salida	Tierra digital.
5	-5 Vcd	salida	Alimentación.
7	D3	ent/sal	
9	D2	ent/sal	Parte baja del
11	D1	ent/sal	bus de datos.
13	D0	ent/sal	
15	A7	ent/sal	
17	A6	ent/sal	Parte baja del
19	A5	ent/sal	bus de
21	A4	ent/sal	direcciones.
23	A3	ent/sal	
25	A2	ent/sal	
27	A1	ent/sal	
29	A0	ent/sal	
31	WR	salida	Escritura a memoria o puerto.
33	IORQ	ent/sal	Selector de dirección de puerto.
35	IOEXP	ent/sal	Expansión de puertos.
39	STATUS 1	salida	Estado del CPU
41	BUSAK	salida	Reconocimiento del bus.
43	INTAK	salida	Reconocimiento de interrupción
45	WAITRQ	salida	Solicitud de espera.
47	SYSRESET	salida	Restablecimiento del sistema.
49	CLOCK9	salida	Reloj del procesador.
51	PCO	salida	Salida de la cadena de prioridad.
53	AUX GND	salida	Tierra auxiliar.
55	AUX +12 Vcd	salida	Alimentación auxiliar.

ORGANIZACION DE LAS SEÑALES EN EL DUCTO STD

LADO SOLDADURA

No. Terminal	Nemónico	Modo de Acceso	Descripción
2	+5 Vcd	salida	Alimentación.
4	GND	salida	Tierra digital.
6	-5 Vcd	salida	Alimentación.
8	D7	ent/sal	
10	D6	ent/sal	Parte alta del
12	D5	ent/sal	bus de datos.
14	D4	ent/sal	
16	A15	ent/sal	
18	A14	ent/sal	Parte alta del
20	A13	ent/sal	bus de
22	A12	ent/sal	direcciones.
24	A11	ent/sal	
26	A10	salida	
28	A9	salida	
30	A8	salida	
32	RD	salida	Lectura a memoria o puertos.
34	MEMRQ	salida	Selector de dirección a memoria.
36	MEMEX	ent/sal	Expansión de memoria.
38	MCSYNC	salida	Reloj CPU.
40	STATUS O	salida	Estado del CPU.
42	BUSRQ	entrada	Solicitud del bus.
44	INTRQ	entrada	Solicitud de interrupción.
46	NMIRQ	entrada	Interrupción no mascarable.
48	PBRESET	entrada	Restablecimiento mediante tecla de presión.
50	CNTROL	entrada	Temporización auxiliar.
52	PCI	entrada	Entrada de la cadena de prioridad.
54	AUX. GND.	salida	Tierra auxiliar.
56	AUX.-12 Vcd	salida	Alimentación.

A P E N D I C E II

Se muestran los listados de los programas para evaluar el SAD y la TCS, tolerante a fallas, desarrollados en lenguaje de programación 'C'.

```

/*PRUEBA DE LA TARJETA AD*/
/*DE 12 BITS VERSION CON REDUNDANCIAS*/
/*Y GENERACION DE CICLOS DE ESPERA*/
/*CON SEÑAL DE REFERENCIA EN EL CANAL 47, OBTIENE LA CAPACIDAD*/
/*DE RECONFIGURACION AUTOMATICA*/

#include <stdio.h>
#define TEMP 0xff
#define TEST 47 /*CANAL CON EL VOLTAJE DE REFERENCIA*/
#define VRI 1900 /*UMBRAL INFERIOR PARA EL VOLTAJE DE REFERENCIA*/
#define VRS 2100 /*UMBRAL SUPERIOR PARA EL VOLTAJE DE REFERENCIA*/

unsigned int RESUL, ALESC, CADP, CADR;

main ()

{
    unsigned int NPORT, MUEST[500];

    /*EXAMINA AD'S*/

    testad();

    /*ADQUISICION DE MUESTRAS*/

do{
    for (NPORT=0;NPORT<47;NPORT++) /*ESCRIBE DIRECCION Y HABILITA MUX*/
        {
            outp (0x282,NPORT);
            MUEST[NPORT] = leead();
        /*
            printf ("\nCanal No. %d Dato = %d",NPORT,MUEST[NPORT]);*/
        }

        /*EXAMINA A/D PRINCIPAL*/

        vad();

    }while(1);
}

/*RUTINA DE ACCESO A LA TARJETA AD DE 12 BITS*/

leead ()

{
    unsigned int CONV, R8MSB, R4LSB;

    /*INICIA LA CONVERSION*/

    outp (0x280,TEMP);

    for (CONV=0;CONV<100;CONV++)
        ;

    /*LECTURA Y CORRIMIENTO DE BITS*/

    R8MSB = inp(0x280);
    R4LSB = inp(0x281);
    R8MSB = ((R8MSB & 0xff)*16);
    R4LSB = ((R4LSB & 0xff)/16);

```

```
return (R4LSB | R8MSB);
```

```
/*FUNCION PARA EXAMINAR EL S A D T F ANTES DEL VUELO*/
```

```
testad()
```

```
{  
  CADP = 0; CADR = 0;
```

```
  outp(0x283,0x00);          /*SELECCIONA A/D PRINCIPAL*/
```

```
  outp(0x282,TEST);         /*SELECCIONA CANAL DE TEST*/
```

```
  RESULT = leead();
```

```
  if ((RESULT > VRI) && (RESULT < VRS)) /*EXAMINA A/D PRINCIPAL*/
```

```
  {
```

```
    CADP = 1;
```

```
    printf ("\nConvertidor A/D principal en buen estado");
```

```
  }
```

```
  else
```

```
  {
```

```
    printf ("\nF A L L A en A/D principal");
```

```
    putchar(7);
```

```
  }
```

```
  outp(0x283,0x01);          /*SELECCIONA A/D REDUNDANTE*/
```

```
  RESULT = leead();
```

```
  if ((RESULT > VRI) && (RESULT < VRS)) /*EXAMINA A/D PRINCIPAL*/
```

```
  {
```

```
    CADR = 1;
```

```
    printf ("\nConvertidor A/D redundante en buen estado");
```

```
  }
```

```
  else
```

```
  {
```

```
    printf ("\nF A L L A en A/D redundante");
```

```
    putchar(7);
```

```
  }
```

```
  if ((CADP == 1) && (CADR == 1)) /*SI AMBOS A/D EN BUEN ESTADO*/
```

```
  {
```

```
    outp(0x283,0x00);         /*SE ACTIVA EL A/D PRINCIPAL*/
```

```
    CADR = 0;
```

```
  }
```

```
  else
```

```
    exit();                  /*DE OTRA MANERA EL PROGRAMA*/
```

```
    /*NO PUEDE CONTINUAR*/
```

```
/*FUNCION ENCARGADA DE EXAMINAR EL SADTF CADA QUE*/
```

```
/*SE TRANSMITE UN BLOQUE DE TELEMETRIA*/
```

```
vad()
```

```
{
```

```
  outp(0x282,TEST);
```

```
  RESULT = leead();
```

```
  if (CADP == 1)              /*VERIFICA EL ESTADO DEL A/D PRINCIPAL*/
```

```
  {
```

```
    if ((RESULT > VRS) || (RESULT < VRI))
```

```
    {
```

```
      outp(0x283,0x01); /*SI EL A/D PRINCIPAL ESTA FUERA*/
```

```
CADP = 0; CADR = 1; /*DE RANGO ACTIVA EL REDUNDANTE*/
putch(7);
printf ("\nFalla en el A/D principal");
printf ("\nActivado el A/D redundante");
RESUL = leead();
```

```
if ((RESUL > VRS) || (RESUL < VRI))
{
    printf ("\nFalla en ambos A/D's");
    printf ("\nEmergencia activada...");putch(7);
    exit();
}
}
```

```
else
```

```
if (CADR == 1)
{
    if ((RESUL > VRS) || (RESUL < VRI))
    {
        printf ("\n Falla en ambos A/D's");
        printf ("\nEmergencia activada...");putch(7);
        exit();
    }
}
}
```

```
}
```

```

/*PROGRAMA PARA LA OPERACION DE LA TARJETA*/
/*CONTROLADORA DE LOS SERVOS DEL ACR */
/*TOLERANTE A FALLAS Y CON LA OPCION */
/*DE RECONFIGURACION AUTOMATICA */

#define TEMP 0xff
#define VSUP 2100
#define VINP 1900

unsigned int DATO[16], SERVO[16], NRETEN, S, J, SH, CDAP, CDAR,
CONT, NPORT, MR, MRR, DAT, CONV, R8MSB, R4LSB, SS;

main()
{
/***** P R O G R A M A P R I N C I P A L *****/

    inicia();
    tdamr();
    inicia();

    CDAR = 0;

/*GENERA UNA SECUENCIA DE DATOS PARA CARGAR */
/*EN LOS CIRCUITOS DE MUESTREO Y RETENCION (CMR)*/

    DATO[0] = 255;

    for (S=1;S<16;S++)
        DATO[S] = DATO[S-1]-15;

/*****/

    do {
        /*getche();*/
        for (S=0;S<16;S++)
        {
            if (CDAP == 1)
                outp (0x300,DATO[S]);
            else
                if (CDAR == 1)
                    outp (0x306,DATO[S]);

            retiene();
            printf("\n NRETEN = %x",NRETEN);
        }

/*
        tda();*/
/*
        tmr();*/

    }while (1);

/*****/
/*****/

}

/*HABILITA CIRCUITOS DE MUESTREO Y RETENCION*/
/*Y DESABILITA REDUNDANCIA */

```

```

inicia()
{
    outp (0x303,0x00);
    outp (0x304,0x00);
    outp (0x305,0x00);
}

```

```

/*****

```

```

/*FUNCION QUE EXAMINA EL ESTADO DE LOS D/A's Y LOS CIRCUITOS*/
/*DE MR ANTES DEL INICIO DE UNA MISION. CUANDO UNA FALLA ES */
/*DETECTADA EN CUALQUIERA DE ESTOS DISPOSITIVOS, UNA ALARMA */
/*ES ACTIVADA Y SE REPORTA EL DANO, ASI COMO SE INTERRUMPE */
/*LA SECUENCIA DE LA PROGRAMACION*/

```

```

tdamr()
{
    CDAP = 1; CDAR =1;          /*PRENDE BANDERAS*/
    MR =1; MRR = 1;
    DAT = 0xff;                /*DATO DE REFERENCIA*/
    outp (0x307,0x01);        /*SELECCIONA D/A REDUNDANTE*/
    outp (0x306,DAT);        /*CARGA PALABRA A CONVERTIR EN EL D/A*/

    for (S=0;S<16;S++)       /*CARGA EL VOLTAJE DE REFERENCIA EN LOS*/
        retiene();          /*CMR*/

        tcmr();

    if (CONT == 16)          /*REPORTA FALLA EN EL D/A REDUNDANTE CUANDO*/
    {                          /*NINGUN CMR RECIBE LA SENAL DE REFERENCIA */
        putch(7);
        printf ("\nFalla en el D/A redundante");
        putch(7);
        CDAR = 0;
    }
    else
        rcmr();

        outp (0x307,0x00);    /*SELECCIONA D/A PRINCIPAL*/
        outp (0x300,DAT);    /*CARGA PALABRA A CONVERTIR EN EL D/A*/

        for (S=0;S<16;S++)
            retiene();

            tcmr();

        if (CONT == 16)      /*REPORTA FALLA EN EL D/A PRINCIPAL CUANDO*/
        {                      /*CUANDO NINGUN CMR RECIBE LA SENAL DE */
            putch(7);        /*REFERENCIA */
            printf ("\nFalla en el D/A principal");
            putch(7);
            CDAP = 0;
        }
        else
            rcmr();

        if (MR == 1)
        {
            outp (0x303,0x01); /*AISLA CMR No. 0 */
            outp (0x305,0x10); /*HABILITA CMR REDUNDANTE COMO No. 0*/
        }
    }
}

```

```
outp (0x282,31); /*SELECCIONA EL CANAL 31 DE LA TADTF*/
/*O SEA EL CANAL 0 DE LA TCSTF */
```

```
if ((leead() > VSUP) || (leead() < VINFL))
{
    MRR = 0; putch(7); /*REPORTA FALLA EN EL CMR*/
    printf ("\nFalla en el circuito de MR redundante");
    putch(7);
}
}
```

```
if ((CDAP == 0) || (CDAR == 0) || (MR == 0) || (MRR == 0))
    exit();
}
```

```
/******
```

```
/*VERIFICA ESTADO DE LOS RETENES PRINCIPALES*/
```

```
tcmr()
{
    CONT = 0; S = 0; /*getche();*/

    for (NPORT=31;NPORT<47;NPORT++)
    {
        outp (0x282,NPORT); /*LEE EL CANAL DE C/U DE LOS RETENES*/
        /*CON LA AYUDA DE LA TADTF */
        if ((leead() > VSUP) || (leead() < VINFL))
        {
            SERVO[CONT] = S; /*AQUI DEBEN ESTAR LOS 16 VALORES*/
            CONT++; /*DE LOS CONTROLES DE POSICION */
        }
        S++;
    }
}
```

```
/******
```

```
/*REPORTA CIRCUITOS DE MUESTREO Y RETENCION*/
/*CON FALLAS */
```

```
rcmr()
{
    if ((CONT > 0) && (CONT < 16))
    {
        putch(7);
        for (S=0;S<CONT;S++)
            printf ("\nFalla en el circuito de MR No. %d",SERVO[S]);
        putch(7); MR = 0;
    }
}
```

```
/******
```

```
/*AISLA CIRCUITO DE MUESTREO Y RETENCION EN*/
/*MAL ESTADO Y ACTIVA REDUNDANTE */
```

```
acmr()
{
    if (SH <= 7)
```

```

    {
        if (SH == 0)
            outp (0x303,0x01);
    else
        {
            cuadrado (SH);
            NRETEN ^= 0x00;
            outp (0x303,NRETEN);
        }
    }

    if ((SH > 7) && (SH <= 15))
    {
        SH -= 8;
        if (SH == 0)
            outp (0x304,0x01);
    else
        {
            cuadrado (SH);
            NRETEN ^= 0x00;
            outp (0x304,NRETEN);
        }
        SH += 8;
    }
    SH = 0x10 | SH;
    outp (0x305,SH);
}

```

/******

/*RUTINA PARA REALIZAR LA FUNCION DE MUESTREO Y RETENCION*/

```

retiene()
{
    SS = S;

    if (SS <= 7)
    {
        if (SS == 0)
            NRETEN = 1;
    else
        cuadrado (SS);

        outp (0x301,NRETEN);
        for (J=0;J<100;J++)
            outp (0x301,0x00);
    }
    if ((SS > 7) && (SS <= 15))
    {
        SS -= 8;

        if (SS == 0)
            NRETEN = 1;
    else
        cuadrado (SS);

        SS += 8;
        outp (0x302,NRETEN);
}

```

```
for (J=0;J<100;J++)
```

```
    outp (0x302,0x00);
```

```
}
```

```
}
```

```
/******
```

```
/*RUTINA PARA OBTENER POTENCIAS DE DOS*/
```

```
cuadrado (CS)
```

```
unsigned int          CS;
```

```
{
    unsigned int      X,Y;
```

```
    Y = 1;
```

```
    for (X=1;X<=CS;X++)
        Y *=2;
```

```
    NRETEN = Y;
```

```
}
```

```
/******
```

```
/*LA REVISION PERIODICA DEL D/A PRINCIPAL ES HECHA AQUI*/
```

```
/*ASI COMO LA OPCION DE RECONFIGURACION AUTOMATICA EN */
```

```
/*CASO DE FALLA. */
```

```
/*ESTA RUTINA SE ACTIVARA DESPUES DEL TIEMPO QUE LE */
```

```
/*TOMA AL SERVO OCUPAR LA POSICION QUE SE LE ORDENA */
```

```
tda()
```

```
{
    if (CDAP == 1)
```

```
    {
        tcmr();
```

```
        if (CONT == 16)
```

```
        {
            putch(7); printf ("\nFalla en el D/A principal");
            CDAP = 0; CDAR = 1;
            outp (0x307,0x01); /*ACTIVA D/A REDUNDANTE*/
            putch(7); printf ("\nD/A redundante activado");
        }
```

```
    }
```

```
else
    if (CDAR == 1)
```

```
    {
        tcmr();
```

```
        if (CONT == 16)
```

```
        {
            putch(7);
            printf ("\nFalla en el D/A redundante");
            CDAR = 0; putch(7);
            printf ("\n Emergencia activada");
            exit();
        }
```

```
}  
}  
}
```

```
/******  
*/
```

```
/*REVISION PERIODICA DE LOS CIRCUITOS DE MR*/  
/*EN CASO DE FALLA LA RECONFIGURACION */  
/*AUTOMATICA ES ACTIVADA */
```

```
tmr()  
{  
  if (MR == 1)  
  {  
    tcmr();  
  
    if (CONT != 0) /*REPORTA MR's EN MAL ESTADO*/  
    {  
      SH = SERVO[CONT-1];  
      putch(7);  
      printf ("\nFalla en el circuito de MR No. %d",SH);  
  
      acmr();  
  
      MR = 0;  
      printf ("\nCircuito de MR redundante activado");  
      putch(7);  
    }  
  }  
  else  
  if (MR == 0)  
  {  
    tcmr();  
    if (CONT != 0)  
    {  
      putch(7);  
      printf ("\nFalla en el circuito de MR No. %d",SERVO[CONT-1]);  
      putch(7);  
      printf ("\nEmergencia activada");  
      exit();  
    }  
  }  
}
```

```
/******  
*/
```

```
/*RUTINA DE ACCESO A LA TARJETA A/D DE 12 BITS*/
```

```
leead ()
```

```
{  
  /*INICIA LA CONVERSION*/  
  outp (0x280,TEMP);  
  for (CONV=0;CONV<100;CONV++)  
  ;
```

```
/*LECTURA Y CORRIMIENTO DE BITS*/
```

```
R8MSB = inp(0x280);  
R4LSB = inp(0x281);  
R8MSB = ((R8MSB & 0xff)*16);  
R4LSB = ((R4LSB & 0xff)/16);  
return (R4LSB | R8MSB);  
}
```

```
/***/
```

G L O S A R I O

Eje de alabeo:

Es el movimiento del avión alrededor del eje longitudinal del fuselaje, el cual es producido mediante el control de los alerones.

Eje de cabeceo:

Es el movimiento de la aeronave alrededor del eje de las alas. En la ACR este movimiento se controla con el canard, con el cual se producen cambios de la altitud de vuelo.

Eje de quiñada:

Es una línea imaginaria que pasa a través del centro de gravedad, perpendicular a los ejes de alabeo y cabeceo.

Alerones:

Son dos superficies de control localizadas en el borde de fuga de cada ala, las cuales se mueven inversamente para producir el alabeo del avión, en la dirección del alerón que se encuentra levantado.

Canard:

Estabilizador horizontal ubicado en la nariz del avión. Sus movimientos producen elevación o pérdida de altura de la aeronave.

Aletas:

Superficies de control ubicadas en el borde de fuga de cada ala; se utilizan para reducir la velocidad y aumentar la sustentación del avión.

Timones:

Superficies de forma vertical ubicadas en las puntas de las alas usadas para realizar la operación de guiñada del avión. Su movimiento produce un giro en el avión en el plano formado por los ejes de alabeo y cabeceo. Durante giros normales éstas superficies se utilizan conjuntamente con los alerones.

REFERENCIAS

- [1] Serlin, O: "Fault-Tolerant Systems in Commercial Applications", IEEE Computer Magazine, August 1984.
- [2] R. Horst and S. Metz: "New System Manages Hundreds of Transactions/Second", Electronics, April 1984.
- [3] C. B. Peterson, et.al.: "Two Chips Endow 32-bit Processor with Fault-Tolerant Architecture", Electronics, April, 1983
- [4] Ernest O. Doebelin: "Measurement Systems: Application and Design", Mc Graw-Hill Book Company, 1966.
- [5] I. Portugal, E. Vicente, R. Peralta, E. Vaquera: "Instrumentación a Bordo de una Aeronave Dirigida a Control Remoto", XIII Reunión Académica de Ingeniería Electrónica, 1991.ca, 1991.
- [6] Data Book: "Data Conversion Products", Analog Devices, 1989/90.
- [7] Data Book: "Data Acquisition Linear Devices", National Semiconductor, 1989.
- [8] Peralta, R. et al.: "Experimental Satellite Series (SATEX): A Development Effort of Several Research Institutions in México", COSPAR, La Haya, Holanda, Junio 1990.

- [9] Donald H. Middleton, General Editor: "Avionic Systems" Longman Scientific & Technical, 1989, 1, 1989.
- [10] A. Avizienis: "Dependable Computing: From Concepts to Design Diversity", IEEE Proc., Vol 74, No. 5, May, 1986.
- [11] Mc Ruer, Ashkenas and Graham: "Aircraft Dynamics and Automatic Control", Princeton, New Jersey, 1973.
- [12] EHJ Palett: "Aircraft Instruments", Longman Scientific & Technical, 1990.
- [13] Michael A. Markowski: "Ultralight Aircraft", Ultralight Publications, Inc., 1983.
- [14] Lewis C. Eggebrecht: "Interfacing to the IBM Personal Computer", Howard W. Sams & Co. A Division of Macmillan, Inc., 1987.