

203
158



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

INTEGRACIÓN DE SENSORES PARA
AUTOMATIZACIÓN AERONÁUTICA

TESIS
QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO MECÁNICO ELECTRICISTA
PRESENTA:

JACINTO ELÍAS VAQUERA ROJAS

DIRECTOR DE TESIS: DR. RICARDO PERALTA-FABI

LABORATORIO DE INGENIERÍA AEROESPACIAL
INSTITUTO DE INGENIERÍA

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

MÉXICO, D.F.

FEBRERO 1994





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.

**A mis padres
A mis hermanos
*Quienes siempre me han
ayudado a seguir adelante.***

**A Josefina Búrcenas
*por su gran amistad.***

***A aquellas personas que me
ayudaron y motivaron a
terminar esta tesis.***

INTEGRACION DE SENSORES PARA AUTOMATIZACION AERONAUTICA

ÍNDICE

| | |
|---|----|
| RESUMEN | 3 |
| AGRADECIMIENTOS | 4 |
| 1. INTRODUCCIÓN | 5 |
| 2. ANTECEDENTES | 7 |
| 2.1 Descripción del proyecto Aeronave de Control Remoto. | 7 |
| 2.2 Sistema de adquisición de datos. | 10 |
| 3. SENSORES UTILIZADOS EN LA AERONAVE | 12 |
| 3.1 Introducción. | 12 |
| 3.2 Descripción y electrónica de acondicionamiento de sensores. | 13 |
| 3.2.1 Aceleración. | 13 |
| 3.2.2 Combustible. | 15 |
| 3.2.3 Corriente. | 16 |
| 3.2.4 Inclinación. | 18 |
| 3.2.5 Orientación. | 20 |
| 3.2.6 Posición angular. | 22 |
| 3.2.7 Presión. | 22 |
| 3.2.8 Temperatura. | 26 |
| 3.3 Diseño de circuitos impresos. | 29 |
| 3.4 Circuitos impresos. | 30 |
| 4. PRUEBAS DE LABORATORIO | 35 |
| 4.1 Introducción. | 35 |
| 4.2 Pruebas de funcionamiento. | 35 |
| 5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES | 46 |
| APÉNDICE | 48 |
| REFERENCIAS | 49 |

RESUMEN

Esta tesis trata sobre el diseño de la electrónica de acondicionamiento para diferentes sensores que operan en una aeronave teledirigida. Dichos sensores informan a la computadora de a bordo sobre el estado que guarda la aeronave durante toda la misión. Se describe el principio de operación y la electrónica diseñada para cada uno de ellos, así como también se incluyen los diseños de los circuitos impresos y las pruebas de laboratorio para cada uno de ellos.

AGRADECIMIENTOS.

Agradezco al Dr. Ricardo Peralta todo el apoyo brindado durante la realización de esta tesis; al Ing. Fernando Segura y a M.I. Iván Portugal por sus valiosas asesorías y comentarios; a la Dra. Florencia Serranía y a M.I. Jorge Prado por la revisión; a Ma. Paulina Salas, M.H. Leticia Chávez e Ing. Wilfredo Martínez por su constante motivación para concluir este trabajo; finalmente a M.C. Margarita Navarrete y Wblester Palacios por su ayuda en la realización de dibujos y diagramas.

A todo el personal de el Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial, así como también, al de la Coordinación de Automatización del Instituto de Ingeniería de la UNAM, por ser éstas un factor importante para mi formación. Finalmente a todos mis maestros y compañeros de la Facultad de Ingeniería, quienes compartieron conmigo sus conocimientos y amistad.

A todos sinceramente gracias.

1. INTRODUCCIÓN

Para la realización de maniobras en una aeronave teledirigida se requiere conocer el estado de todas sus variables, como son: altitud, velocidad con respecto al viento, la aceleración en sus tres ejes, inclinación en sus ejes longitudinal y transversal, las temperaturas (ambiente, en gases de escape y en la cabeza del motor), el consumo de corriente, el nivel de combustible, la orientación magnética, las revoluciones por minuto del motor y la posición angular de cada una de las superficies de control (aletas, alerones, timón, etc.).

En esta tesis se presenta el diseño de la electrónica de acondicionamiento que amplifica y adecúa las señales de los sensores, que miden las variables antes mencionadas. Las señales acondicionadas se proporcionan a un sistema de adquisición de datos para ser procesados por la computadora de la aeronave y enviados a una estación remota de control donde se encuentra el piloto.

Para este proyecto se realiza una aeronave sin piloto (teledirigida), por lo cual el uso de instrumentos que impliquen la utilización de indicadores analógicos (v.g: carátulas) es obviamente innecesario. Sin embargo, la utilización de transductores y sistemas de aviación modernos que nos permitan realizar mediciones de manera directa o indirecta de las variables que determinan el estado de la aeronave es absolutamente indispensable. A continuación se listan las señales de los transductores y/o sistemas, que deben ser acondicionadas, para obtener una estimación correcta de cada variable y por ende un control adecuado de la aeronave.

En el capítulo 2 se presenta un breve resumen de los antecedentes que motivaron la realización de esta tesis, la sección 2.1 presenta la descripción del proyecto Aeronave de Control Remoto, mientras que en la sección 2.2 se describe el sistema de adquisición de datos diseñado anteriormente en el Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial, el cual forma parte complementaria de esta tesis.

En el capítulo 3 se presenta de manera explícita y detallada la metodología utilizada para el acondicionamiento de los sensores, así como la electrónica diseñada para su funcionamiento. En ese capítulo se incluyen además los diagramas electrónicos y los diseños de circuito impreso desarrollados para este trabajo.

En el capítulo 4 se explica en detalle las pruebas de laboratorio llevadas a cabo para comprobar el funcionamiento de los sensores. Finalmente en el capítulo 5 se presentan las conclusiones y recomendaciones a seguir para el mejoramiento del funcionamiento de la electrónica diseñada para el acondicionamiento de señales de los sensores.

2. ANTECEDENTES.

2.1 Descripción del proyecto Aeronave de Control Remoto (ACR)

La percepción remota es una técnica exploratoria con largos antecedentes. Comienza con las primeras fotografías y diagramas realizados a bordo de globos y hoy en día incluye aeronaves y satélites con equipo especializado.

A pesar de existir imágenes multiespectrales provenientes de satélites desde 1972, su alto costo ha impedido su amplia utilización por grupos de investigación y de servicios de exploración en países de América Latina. Las imágenes pueden ser obtenidas por medio de aviones convencionales equipados con cámaras electro-ópticas, sin embargo, su costo también es alto debido al mantenimiento y operación de este tipo de aeronaves.

Para bajar considerablemente los costos y hacer accesibles las imágenes a múltiples proyectos y aplicaciones, se inició en 1988 un estudio exploratorio sobre equipos y conceptos alternativos para realizar percepción remota, basados en técnicas al alcance de los institutos y centros de investigación y desarrollo. El estudio indicó la factibilidad de realizar el proyecto en México, haciendo uso de la capacidad complementaria del Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial de la UNAM y la experiencia práctica del Laboratorio de Aeronáutica del ESIME IPN, principalmente [1].

El proyecto ACR consiste en el diseño, construcción, pruebas y operación de una aeronave de control remoto, cuyo objetivo principal es la obtención de diferentes tipos de imágenes, tales como: fotográficas, video en color e imágenes infrarrojas. También incluye el estudio de otro tipo de aplicaciones como son: muestreo y análisis del aire, magnetometría, uso del radar de apertura sintética y exploración de minerales estratégicos, entre otras. En la figura 2.1 se muestra la representación gráfica del proyecto ACR.

A bordo de la aeronave se cuenta con una computadora de vuelo (CV), sensores distribuidos en lugares clave, actuadores en cada superficie de control, electrónica de acondicionamiento de sensores y actuadores contenida en cajas metálicas, bancos de baterías para suministro de energía, antenas y equipo de comunicaciones para

transmisión de telemetría y recepción de comandos, paracaídas pirotécnico, compartimento para cargas útiles (hasta 35 Kg), y como medio de propulsión un motor con capacidad de 40 kW a 6000 rpm's. También están incluidas dos cámaras de video colocadas en la nariz de la aeronave, el video es transmitido en tiempo real a la Estación Terrena (ET) donde se procesa para obtener video estereoscópico, el cual ayudará al piloto en maniobras de despegue y aterrizaje.

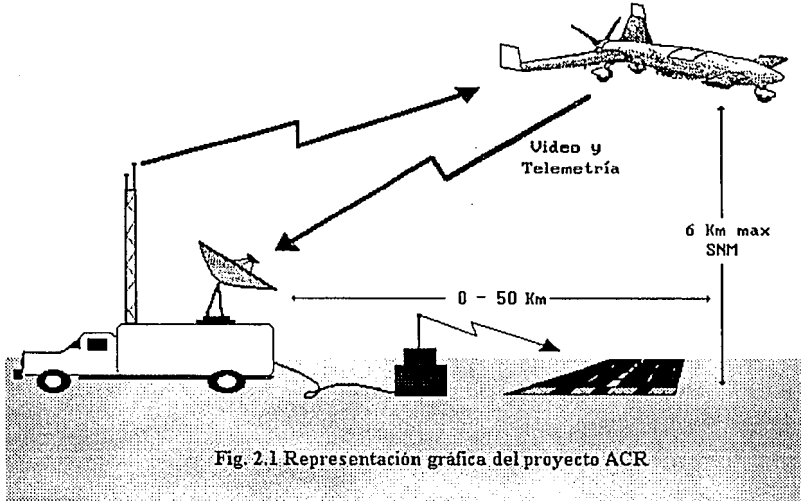


Fig. 2.1 Representación gráfica del proyecto ACR

El control de operaciones de la aeronave se realiza desde la ET, equipada con diversas instalaciones como computadoras, equipo de comunicaciones, pantallas de video, mobiliario y equipos periféricos. En el exterior de la ET se llevan instaladas antenas, plataforma de observación, aire acondicionado y filtrado, tanques de almacenamiento de agua, gasolina y gas, mesa de trabajo, plantas de electricidad, estación meteorológica y cajones de herramientas.

En la estación terrena la consola de mando y operación, a través de un programa, llevará a cabo la adquisición e interpretación de los mandos de control de vuelo y la transmisión de éstos (canal de comandos) a la aeronave. Dentro de la aeronave la CV, por medio del receptor, los decodifica y envía a la tarjeta controladora de servos para realizar el movimiento deseado en cada una de las superficies de

control. De igual manera, en la ACR se registran las lecturas de los sensores y se transmiten (canal de telemetría) a la ET, donde se recibe y se decodifica la información para luego desplegarla en pantallas de video, la cual advertirá al piloto y otros operadores el estado que guardan las variables (ver figura 2.2).

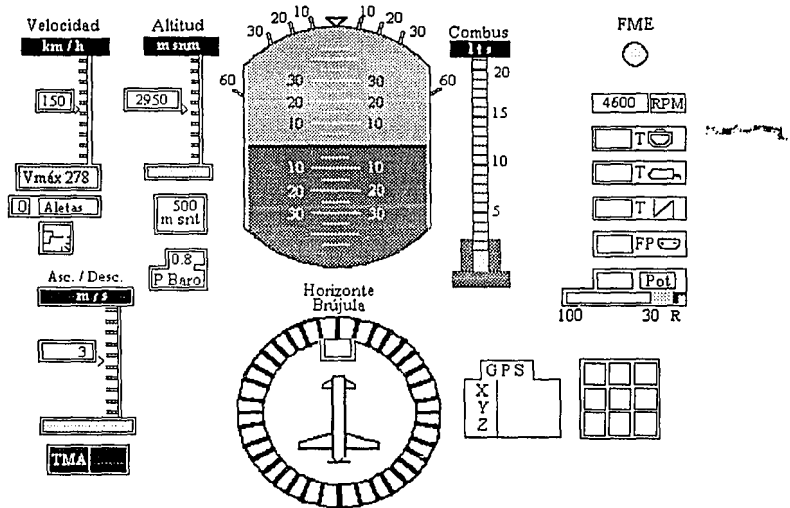


Fig 2.2 Aspecto del tablero de vuelo en pantalla con los datos enviados por la ACR.

Entre la instrumentación de la ACR se incluye un sistema de posicionamiento global (GPS), el cual recibe señales provenientes de satélites y con ellas efectúa, en tiempo real, el cálculo de su posición (altitud, longitud y latitud) [2]. Los datos del GPS forman parte de la telemetría de la aeronave y de esta forma, en la ET se logra una fácil ubicación y seguimiento del ACR en la cartografía especializada de la zona.

La ET puede operar hasta 7 días en forma autónoma, transitar brechas secundarias y carreteras, y ser suspendida sobre patas metálicas para asegurar un apuntamiento preciso de las antenas móviles de control y telemetría. También cuenta con un remolque para transportar la ACR, así como un vehículo de búsqueda y

exploración, equipado con comunicaciones a la ET y un radio localizador del radiofaro de emergencia a bordo siempre de la ACR. De esta forma se tendrá en un futuro próximo un sistema autónomo que permitirá realizar diversas misiones de investigación en múltiples zonas de nuestro país.

2.2 Sistema de adquisición de datos (SAD)

El sistema de adquisición de datos cuenta con las siguientes características:

- 64 canales analógicos para adquisición.
- Convertidor análogo-digital (C A/D) de 12 bits.
- Decodificación flexible en caso de utilizar otras tarjetas SAD.
- Características de redundancia y tolerancia a fallas (TF).
- Algoritmos para reconfiguración automática del sistema.
- Voltaje de entrada para cada canal entre 0 y 10 volts.

En la figura 2.3 se muestra el diagrama a bloques de la arquitectura diseñada para el SAD. En ésta se pueden identificar 3 bloques principales: el de multicanalización (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 duplica y se separa de su similar por medio de bloques de aislamiento, con el fin de darle atributos de TF al sistema y así optimar su desempeño. Los aislamientos se controlan por medio de programación, por lo que en caso de que el C A/D principal presente fallas, la arquitectura pueda reconfigurarse en forma autónoma e inmediata para resolver el problema [3].

El bloque MC, tiene 4 multiplexores con 16 canales cada uno (63 canales para señales y 1 de referencia), con lógica de selección integrada y con terminales de control para su habilitación o deshabilitación.

En el bloque MRC, se utiliza un convertidor de 12 bits, que son adecuados para hacer muestreos suficientemente precisos a cada sensor. Dado que se trata de un convertidor de alta resolución, se utilizan circuitos de muestreo y retén para evitar que la muestra por procesar sufra cambios durante el proceso de conversión.

El bloque de control, se encarga de decodificar las órdenes para realizar: la selección del canal a muestrear, inicio de conversión, lectura del resultado de conversión y activar o desactivar componentes de redundancia.

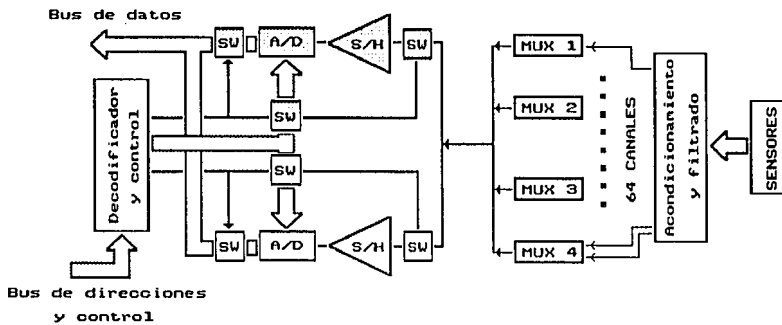


Fig 2.3 Diagrama a bloques del sistema de adquisición de datos.

3. SENSORES UTILIZADOS EN LA AERONAVE.

3.1 Introducción.

Los transductores son dispositivos que convierten energía o información de una forma a otra. Por lo general, se puede efectuar una mejor medición de una cantidad si ésta se puede convertir a otra forma que se pueda procesar con facilidad y exactitud. Si el transductor eléctrico produce una señal sin necesidad de excitación eléctrica, se le llama *transductor activo*. Si el transductor es capaz de producir una señal de salida sólo cuando se emplea en conjunto con una fuente de excitación, se le llama *transductor pasivo*.

Para hacer una medición de una cantidad no eléctrica convirtiéndola a una forma eléctrica, antes se debe seleccionar un transductor adecuado (o combinación de transductores) para llevar a cabo esta conversión. El primer paso en el procedimiento de selección es definir con claridad el intervalo de magnitudes y frecuencias que se espera encontrar. Cuando se ha establecido, se deben examinar los principios del transductor disponible para medir la señal deseada. Si uno o más principios de transducción son capaces de producir una señal satisfactoria, se debe hacer un análisis comparativo para decidir que transductor utilizar, si existe en el mercado o hay que intentar construir el transductor. Si hay transductores comerciales disponibles a un precio razonable, la elección probable es comprar uno de ellos [4].

En general, hay tres elementos principales en la mayoría de los sistemas de medición (figura 3.1). El primero es el *elemento de detección* (o *sensor*), cuyo objetivo es responder a cambios en la magnitud de la cantidad que se esté midiendo. La respuesta del sensor es una señal de salida cuya magnitud es proporcional a la magnitud de la cantidad que se esté midiendo.

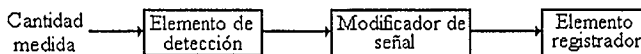


Fig 3.1 Elementos de un sistema general de medición.

El segundo elemento es el *acondicionador de señal*, que recibe la señal de salida del elemento de detección y la modifica mediante amplificación o por adecuación de su forma para desplegarse o registrarse. El tercer elemento de los sistemas de medición es el dispositivo de visualización o de registro (en este caso el sistema de adquisición de datos).

3.2 Descripción y electrónica de acondicionamiento de sensores.

A continuación, se presenta una descripción del principio de operación, y de la electrónica de acondicionamiento diseñada para cada uno de los sensores utilizados, así como también algunos de sus cálculos y los diagramas de la electrónica diseñada.

3.2.1 Aceleración.

La aceleración de la aeronave se mide en cada uno de sus ejes (Alabeo, cabeceo y guiñada), empleando un acelerómetro de silicio micromaquinado. Este sensor contiene una masa, que al ser acelerada se mueve y produce esfuerzos en piezoresistencias; la estructura eléctrica es un puente de Wheatstone, en donde dos resistencias aumentan su valor mientras las otras dos disminuyen debido a la misma aceleración (ver figura 3.2). Internamente tiene topes mecánicos para evitar daños al sensor cuando se utiliza fuera de su intervalo de operación [5].

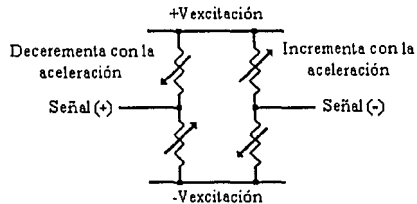


Fig 3.2 Configuración puente de Wheatstone del acelerómetro.

El acelerómetro está contenido en un módulo, junto con el elemento de detección, preamplificador de señal, compensador de temperatura, regulador de voltaje, referencia de voltaje y una salida lineal de ± 2 Volts de corriente directa (vcd) para una aceleración de $\pm 2g$'s. En la figura 3.3 se muestra un diagrama a bloques del módulo.

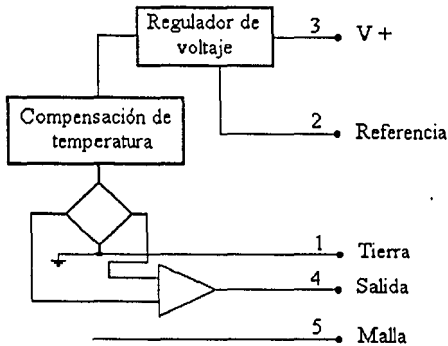


Fig 3.3 Diagrama a bloques del módulo del acelerómetro.

La señal proporcionada por el módulo se acondiciona de manera que la referencia de cero g 's se represente con un voltaje de 5 vcd, mientras que para -2 y $+2$ g 's con 1 y 9 volts respectivamente. En la figura 3.4 se muestra el circuito de ampliación diseñado; éste es un amplificador ($G=2$) no inversor con ajuste fino de ganancia.

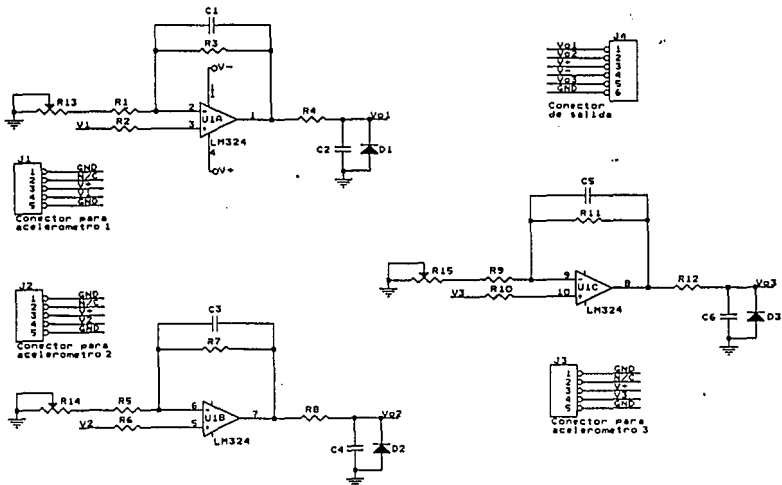


Fig 3.4 Circuito de acondicionamiento para acelerómetros.

A la salida se tiene un **circuito** de resistencia-capacitor-diodo (ver figura 3.4) que cumple con dos funciones: la primera, es para fijar un polo dominante y evitar que la salida oscile cuando se utilice un cable largo como medio de transmisión; la segunda, predispone un voltaje de -0.7 vcd en la salida (los voltajes de entrada máximos absolutos para el SAD son de 14 y -2 volts), cuando el último amplificador se satura negativamente (por falla externa o interna). Así se evita que la entrada del SAD se dañe. Por sus características esta será colocada a la salida de todos los circuitos de acondicionamiento diseñados para este proyecto.

3.2.2 Combustible.

La cantidad de combustible a bordo se mide con un sensor de aviación comercial. Consta de dos tubos conductores concéntricos aislados entre sí y conectados de un extremo a un módulo, mientras que el otro extremo es abierto (en contacto con el combustible). El módulo aplica un potencial relativo al tubo exterior, y dependiendo de la resistencia del medio (combustible) que los separa existe un potencial en el tubo interior, el cual se mide y amplifica por la electrónica que se encuentra en el propio módulo, que además tiene exteriormente dos potenciómetros para ajustar los niveles de lleno y vacío [6].

El sensor sólo puede ser utilizado en la medición de hidrocarburos (Keroseno, gasolina, diesel, aceite, etc.), ajustado (únicamente en la parte superior) y dimensionado según las características del recipiente. La turbulencia inducida en el combustible tiene un efecto despreciable sobre el sistema, pues el combustible se mide entre los dos conductores y éste no puede moverse rápidamente (debido al pequeño diámetro de los tubos) .

La salida es un cambio de corriente comprendida entre 1.1 y 2.4 miliamperes aproximadamente. Estos cambios son acondicionados de manera que los estados de vacío y lleno se representen con un voltaje de 0 y 10 volts respectivamente. Para que los cambios de corriente se reflejen como cambios de voltaje, el sensor es colocado en una configuración puente de Wheatstone (la polarización se realizó con un diodo de referencia de 5 volts), cuyas salidas pasan a un amplificador diferencial para luego pasar a una etapa final de amplificación. El circuito de acondicionamiento diseñado se muestra en la figura 3.5 .

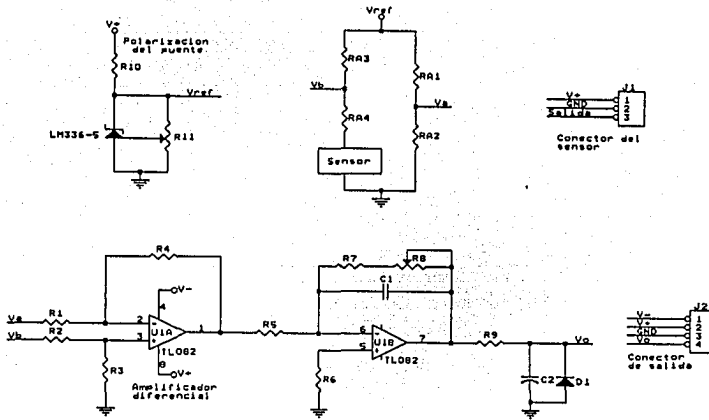


Fig 3.5 Circuito de acondicionamiento para el sensor de combustible.

3.2.3 Corriente.

La medición de la carga/descarga de las baterías (12 amperes máximo para ambas), se lleva a cabo de manera indirecta, aplicando el siguiente principio: toda corriente que fluye a través de un conductor, genera una densidad de campo magnético (B) alrededor de éste. Para medir la densidad de campo magnético, se utiliza el circuito integrado TL173C que contiene un sensor de efecto Hall (La B máxima recomendada es de +/- 50 mT), el cual se puede medir campos magnéticos dinámicos y estáticos [7]. Este sensor es lineal y proporciona una salida de voltaje de 15 V/Tesla alrededor de 5.98 volts, según el sentido de la B. En la figura 3.6 se muestra un diagrama a bloques del circuito integrado.

La ecuación que rige la densidad de campo magnético producida por un conductor recto y largo es la siguiente:

$$B = \mu I / (2 \pi R)$$

Donde :

$$\mu = 4 \pi \times 10^{-7} \text{ [Wb/(A}\cdot\text{m)]}$$

$$I = 12 \text{ [A]}$$

$$R = 0,005 \text{ [m]} \text{ ; distancia del centro del conductor al sensor.}$$

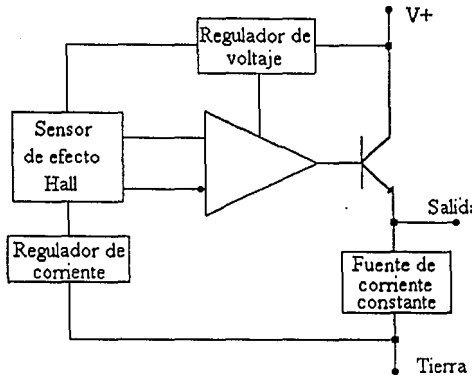


Fig 3.6 Diagrama a bloques del circuito integrado TL173C.

entonces:

$$B = 0.48 \text{ [mT]}$$

La señal de salida del sensor y el voltaje de referencia pasan a un amplificador diferencial, la señal resultante se amplifica y se le añade un nivel de voltaje (corrimiento) para mantener la referencia de cero amperes en 5 V, mientras que -12 y +12 amperes en 0 y 10 volts respectivamente. En la figura 3.7 se muestra el circuito de acondicionamiento diseñado.

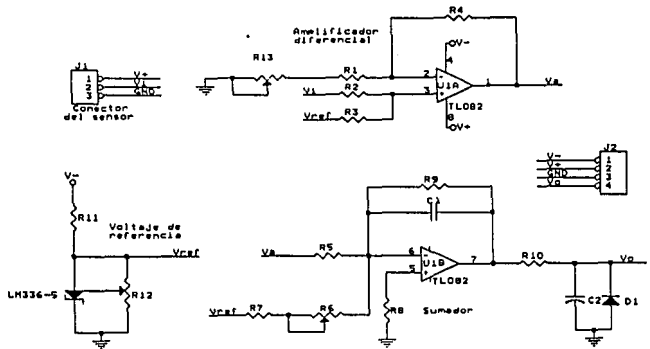


Fig. 3.7 Circuito de acondicionamiento diseñado para el sensor de corriente.

3.2.4 Inclinación.

La inclinación perpendicular de la aeronave respecto al eje longitudinal del fuselaje (alabeo) y alrededor del eje de las alas (cabeceo), se mide por medio de sensores electrofíticos de inclinación de uso aeronáutico. El fabricante proporciona una montura con ambos sensores colocados en forma ortogonal, de tal manera que en un espacio reducido se tiene un dispositivo capaz de detectar tanto el alabeo como el cabeceo de la aeronave. El elemento de detección es un fluido conductor que se encuentra dentro de un tubo de vidrio sellado, conectado exteriormente por medio de 3 electrodos de platino; la longitud del tubo es de 2.54 cms de largo y 6.35 mm de diámetro [8]. Cuando el sensor se coloca en un plano horizontal, el fluido se distribuye de manera homogénea y la resistencia en cualquiera de sus extremos es la misma (ver figura 3.8a), al inclinar el sensor (+/- 60° máximo) se obtiene un cambio de resistencia tal como se muestra en la figura 3.8b.

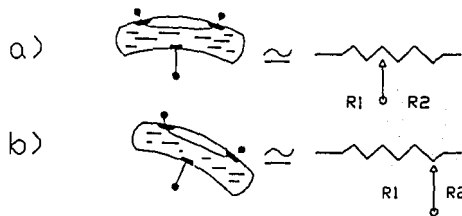


Fig. 3.8 Representación gráfica del sensor de inclinación a) Equilibrio b) Inclinado.

Para polarizar el sensor se usa una señal cuadrada de 5 volts de corriente alterna, sin nivel de CD (ya que éste podría causar una acción de galvanoplastia entre los electrodos y precipitación de las sales conductoras del electrolito) y frecuencia de 1khz, tal como lo recomienda el fabricante. La salida del sensor es una señal del mismo tipo, que cambia linealmente de acuerdo a su inclinación. La señal es rectificadora (onda completa), para luego ser preamplificada, amplificada y finalmente se le añade un voltaje de referencia ajustable, para que la salida sea de 5 VCD cuando la inclinación sea nula, 0 volts para inclinación de + 60° y de 10 volts para - 60°. El diagrama de la electrónica descrita se muestra en la figura 3.9

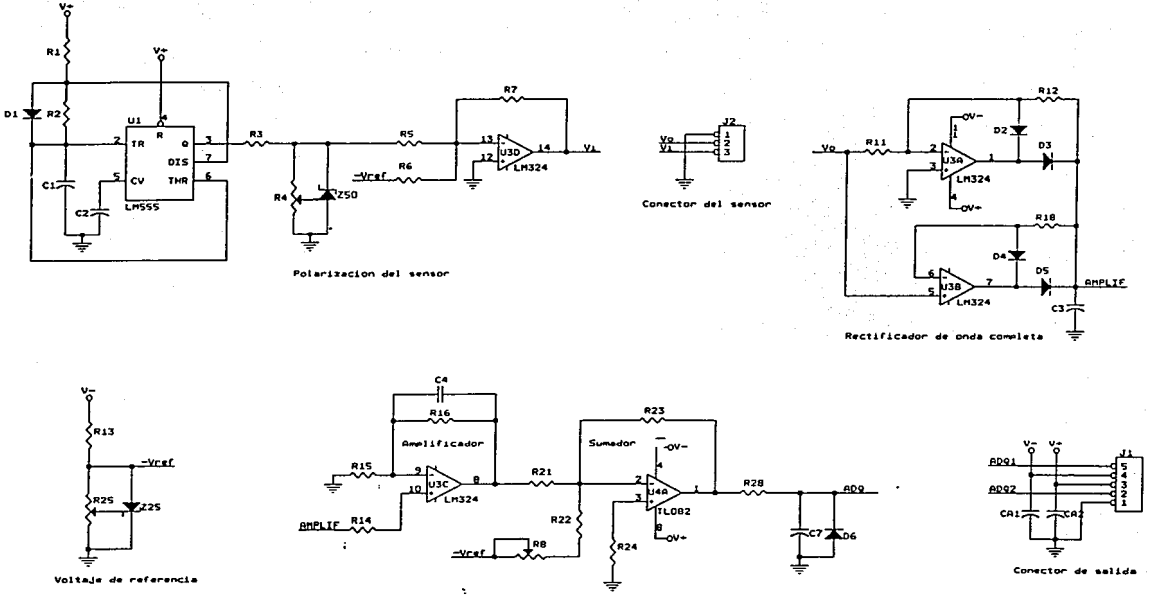


Fig. 3.9 Diagrama del circuito de acondicionamiento para el sensor de inclinación.

3.2.5 Orientación.

Se usó un sensor para aeronáutica comercial que utiliza como transductor una bobina sensible al campo magnético terrestre, de modo que ofrece la orientación de la aeronave respecto al Norte. La bobina se encuentra suspendida en un fluido dentro de un contenedor, que junto con el arreglo mecánico que lo sostiene permite mantener la referencia respecto al Norte, aún en inclinaciones de +/- 45 ° en cualquiera de los ejes de alabeo y cabeceo [9].

El sensor utiliza un magnetómetro toroidal con un núcleo flotando libremente en el centro; éste está compuesto de una bobina de acero inoxidable enrollado con cinta magnética. Una señal de excitación de campo es aplicada al núcleo y el campo magnético terrestre interactúa con éste, produciendo un campo asimétrico de flujo en el núcleo. Este flujo cambiante es detectado por dos arrollamientos y la señal resultante es procesada.

El sensor incluye un sistema de compensación de desviación. Una jaula de Helmholtz es utilizada para corregir las anomalías de campo magnético local. La corrección de la desviación generada de esta manera no es sensible al ángulo de inclinación como lo son todas las brújulas convencionales y electrónicas. El campo magnético lineal generado por el núcleo de Helmholtz compensa cuando el núcleo está inclinado o nivelado.

El sistema que conforma la brújula se resume en tres bloques:

La *circuitería del magnetómetro*, que incluye el manejo de la circuitería estabilizadora y un núcleo con un arrollamiento primario y dos secundarios.

El *circuito de acondicionamiento de señal*, que realiza la suma vectorial de las dos salidas en cuadratura. La señal resultante es filtrada en un pasobanda y pasa a un circuito limitador para eliminar todos los efectos de variación de la intensidad de campo magnético.

El *codificador de ángulo y el microprocesador*, el cual proporciona datos aislados, la corrección de desviación y el formato de conversión de datos para transmisión serial y otros formatos. En la figura 3.10 se muestra el diagrama a bloques de la brújula.

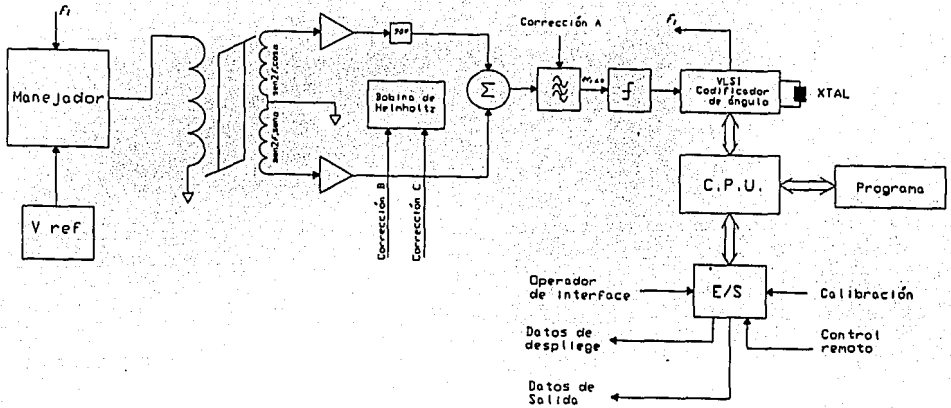


Fig 3.10 Diagrama a bloques de la brújula.

El sistema proporciona 6 tipos de salidas, entre ellas, una señal analógica lineal comprendida entre 0.1 y 5.1 VCD, utilizada en este caso. La resolución de la brújula para esta salida es de 0.1 grados, lo cual indica que para este pequeño desplazamiento se tendrá un cambio de voltaje de sólo 1.388 milivoltos (mv), los cuales no podrán ser leídos por el SAD, en caso de que se conectara directamente, puesto que la resolución de éste es de 2.44 mv/bit. Por tal motivo la señal es amplificada ($G=1.96$) para mejorar la resolución. El circuito de acondicionamiento se muestra en la figura 3.11 .

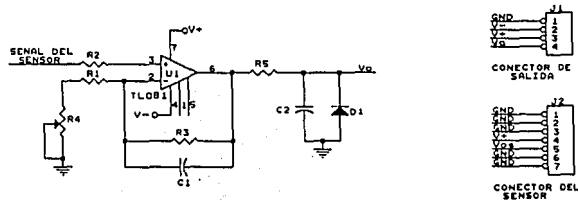


Fig. 3.11 Diagrama del circuito de acondicionamiento para la brújula.

3.2.6 Posición angular.

En el posicionamiento de cada una de las superficies de control de la aeronave, se utiliza un sistema de lazo cerrado. En el lazo de realimentación se utilizó un potenciómetro lineal (de una vuelta), con el fin de convertir el desplazamiento angular en un cambio de voltaje. Los potenciómetros estarán acoplados mecánicamente a los ejes de cada una de las superficies de control, por lo que éstos deberán ser robustos, es decir, deberán soportar vibraciones, humedad y bajas temperaturas, principalmente. Los potenciómetros a usar pueden soportar vibraciones de hasta 10 g's y temperaturas entre -65 y 125 °C, entre otras características [10].

El potenciómetro se polariza de manera que su variación esté entre 0 y 5 VCD (en sus 340 grados de desplazamiento angular), ésta señal se realimenta al circuito de control de posición y a un circuito de amplificación ($G=2$), con el fin de aumentar la resolución del desplazamiento (dado que el desplazamiento máximo en la superficie de mayor movimiento es de 30°). El circuito diseñado se muestra en la figura 3.12

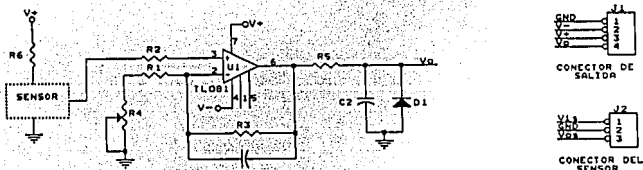


Fig. 3.12 Diagrama del circuito de acondicionamiento para el sensor de posición.

3.2.7 Presión.

Para realizar la medición indirecta de la altura y la velocidad de avance de la aeronave, se utilizan transductores semiconductores de presión. Éstos están constituidos por un puente acoplado a un diafragma [11]. La representación eléctrica del dispositivo es un puente de Wheatstone, donde una de sus resistencias es modificada de acuerdo a los cambios de presión que ocurran en el diafragma (por posibles cambios de altitud o velocidad), el cambio produce un desequilibrio en el puente resistivo y por tanto una transformación en los potenciales de salida, los cuales pasan através de un módulo de compensación de temperatura (ver figura 3.13).

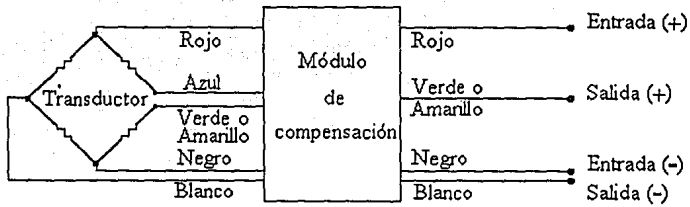


Fig 3.13 Representación de los sensores de presión.

Los sensores son polarizados y conectados a amplificadores de instrumentación para preamplificar la señal, luego la señal resultante pasa a una segunda etapa de amplificación, la cual se diseña de acuerdo a lo siguiente:

Para llevar a cabo la medición de altura en la aeronave, partimos de la siguiente expresión:

$$P = \rho g h$$

entonces : $h = P / (\rho g)$

donde: **h:** Es la altura s.n.m.

P: Es la presión absoluta.

ρ : Es la densidad del aire.

g: Es la aceleración de la gravedad.

Como se puede observar la altura no puede ser medida directamente con un sensor, por lo que se hará uso de cuando menos dos, el de Presión absoluta y el de temperatura ambiente puesto que la densidad depende de ésta. El cálculo para obtener la altura se realizará en la computadora de la ET mediante un programa, el cual queda fuera del desarrollo de este trabajo.

Para llevar a cabo el diseño de la electrónica de acondicionamiento para el sensor de presión absoluta, es necesario conocer los valores de voltaje máximos que proporcionará el sensor, para ello se requiere conocer la presión a una altura de 6000 msnm (que es la altura máxima de vuelo) y a nivel del mar; éstos datos son obtenidos de la tabla 1 del apéndice.

El sensor de presión tiene una sensibilidad de 66.011 mV/bar, por lo que para la altura de 6000 m (47,217 Pa) se tendrá un voltaje de 31.168 mV, y a nivel del mar (101,325 Pa) 66.885 mV, es decir, una variación máxima de 35.717 mV. La señal se acondiciona de manera que para máxima altura la salida sea de 0.5 vcd (para evitar errores por ruido en 0 volts), y a nivel del mar de 10 VCD. La electrónica diseñada se describe a continuación.

La salida del amplificador de instrumentación ($G=100$) oscila entre -3.117 y -6.689 volts; a ésta señal se le añade un nivel de voltaje y se amplifica para que la salida de la segunda etapa sea entre 0 y 3.572 volts, luego pasa a otra etapa de amplificación ($G=2.8$). En la figura 3.14 se muestra el diagrama de la electrónica diseñada.

La velocidad de crucero para la cual está diseñada la aeronave es de 155 nudos, equivalente a aproximadamente 290 km/h. La velocidad de la aeronave se mide utilizando un sensor de presión relativa. Lo anterior se basa en la siguientes relaciones:

$$\begin{aligned}
 P_{\text{total}} &= P_{\text{dinámica}} + P_{\text{estática}} \\
 P_{\text{dinámica}} &= P_{\text{total}} - P_{\text{estática}} \\
 P_{\text{dinámica}} &= 1/2 (\rho V^2) \\
 V &= \text{Raíz cuad. } (2 P_{\text{dinámica}} / \rho)
 \end{aligned}$$

Donde :

- P_{total} : Presión total.
- $P_{\text{dinámica}}$: Presión debida al aire.
- $P_{\text{estática}}$: Presión absoluta.
- ρ : Densidad del aire.
- V : Velocidad de la aeronave respecto al viento.

Para conocer la presión máxima que detectará el sensor, se consideran los valores máximos de cada una de las variables involucradas.

- Esto es : $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ (a nivel del mar).
- $V_{\text{máxima}} = 350 \text{ km/h}$ (como margen de seguridad)
- Por lo tanto: $P_{\text{dinámica}} = 5789.448 \text{ [Pa]}$.
- o bien $P_{\text{dinámica}} = 0.839 \text{ psi}$ (pound per square inch).

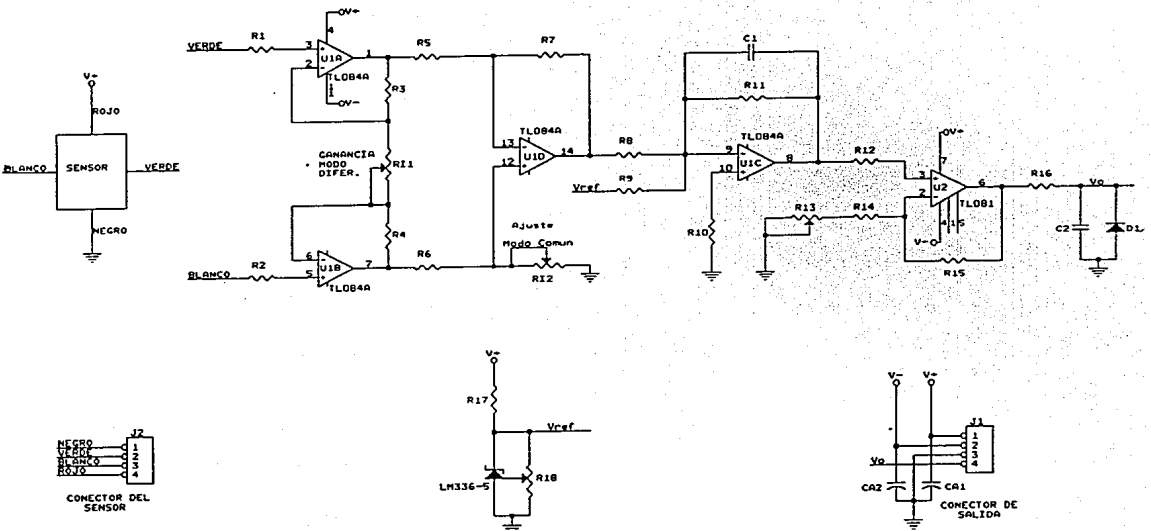


Fig. 3.14 Diagrama del circuito de acondicionamiento para el sensor de presión absoluta.

El sensor de presión relativa tiene una sensibilidad de 2.511 mV/psi, entonces para Pdinámica máxima se tendrá un voltaje de 2.108 mV. Por lo que a la salida del amplificador de instrumentación (G=500) se tendrá un voltaje de aproximadamente 1.054 volts. Luego ésta señal se amplifica (G=10) y se le añade un nivel de voltaje en una segunda etapa, de tal manera que para Pdinámica máx se tenga un voltaje de 10 VCD. En la polarización (10 VCD) del sensor se utiliza el regulador de voltaje LM317LZ. El circuito diseñado se muestra en la figura 3.15 .

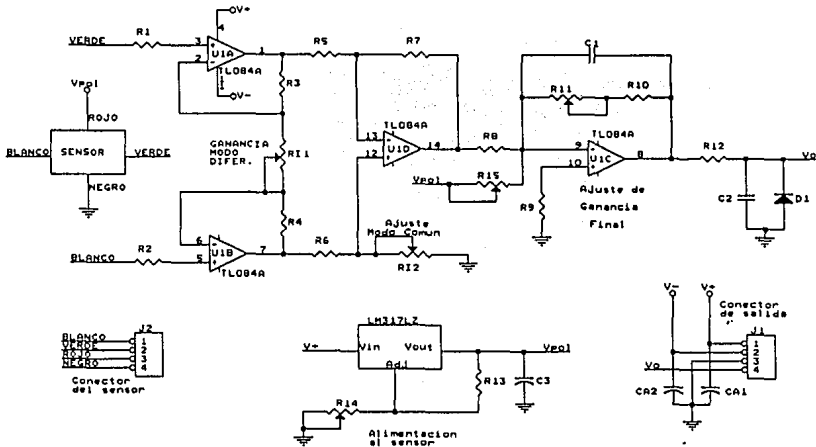


Fig. 3.14 Diagrama del circuito de acondicionamiento para el sensor de presión relativa.

3.2.8 Temperatura.

Como se mencionó anteriormente, la medición de temperatura ambiente servirá para realizar correcciones al cálculo de la altura. Para medir la temperatura se emplea el circuito integrado LM3911 (ver figura 3.16), cuya sensibilidad es de 10 mV/C, y un intervalo de operación de -25 a 85 C [12].

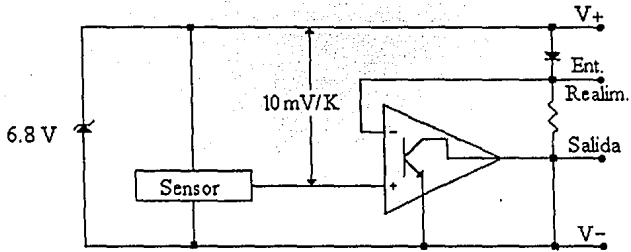


Fig 3. 16 Diagrama a bloques del circuito integrado LM3911.

Al circuito integrado se le añade un arreglo de resistencias para que al tener una temperatura de 0 °C el voltaje de salida sea de 0.5 VCD, mientras que para 50 °C sea de 1 VCD; luego ésta señal se amplifica ($G=10$) de manera que 0 y 50 °C correspondan a 5 y 10 VCD respectivamente. El circuito de acondicionamiento diseñado se muestra en la figura 3.17 .

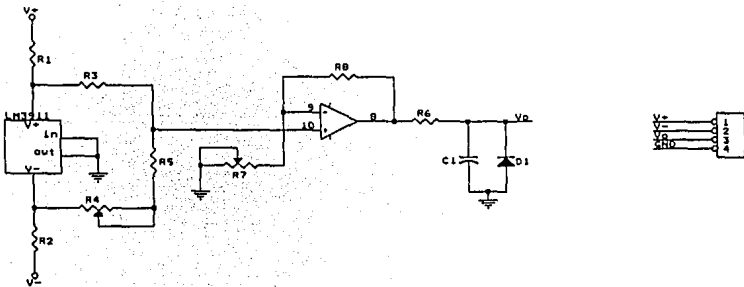


Fig. 3.17 Circuito de acondicionamiento para el sensor de temperatura ambiente.

La máxima temperatura en los gases de escape es de 650 °C, mientras que para la cabeza del motor es de 150 °C. Para medir estas temperaturas, se hace uso de termopares que funcionan bajo el siguiente principio: si se unen dos alambres de metales diferentes y el punto de unión se calienta o se enfría, existirá una diferencia de voltaje entre los extremos, a esto se le conoce como *efecto Seebeck* [4]. Se eligió un termopar tipo K que tiene una aleación de Cromel (níquel-cromo) y Alumel (níquel-aluminio).

La diferencia de voltaje en los extremos del termopar es aproximadamente de $40.8 \mu\text{V}/\text{C}$ [12], ésta señal se amplifica ($G=245$) de manera que a la salida se obtiene una sensibilidad de $10 \text{ mV}/\text{C}$. Al conectar los extremos del termopar al circuito impreso, o bien a la tablilla de experimentos (para las pruebas), ésta unión generará a su vez una diferencia de voltaje debido al mismo principio. Para contrarrestar ésta diferencia, se utiliza un voltaje de referencia de precisión (para añadir un nivel de voltaje) y un sensor de temperatura (LM335) con una sensibilidad igual a la del termopar ($10 \text{ mV}/\text{C}$), para restar el voltaje generado por incrementos en la temperatura. Posteriormente pasa a una segunda etapa de amplificación, donde la ganancia se determina de acuerdo a lo siguiente:

La electrónica se diseña de manera que la máxima temperatura que se mida en los gases de escape sea de 700°C , mientras que para la cabeza del motor sea de 200°C máximo, éstas temperaturas máximas corresponderán a un voltaje de 10 volts. Dicho lo anterior, la ganancia en la última etapa de amplificación para gases de escape es de 1.43, mientras que para la cabeza del motor es de 5. La electrónica diseñada se muestra en la figura 3.18 .

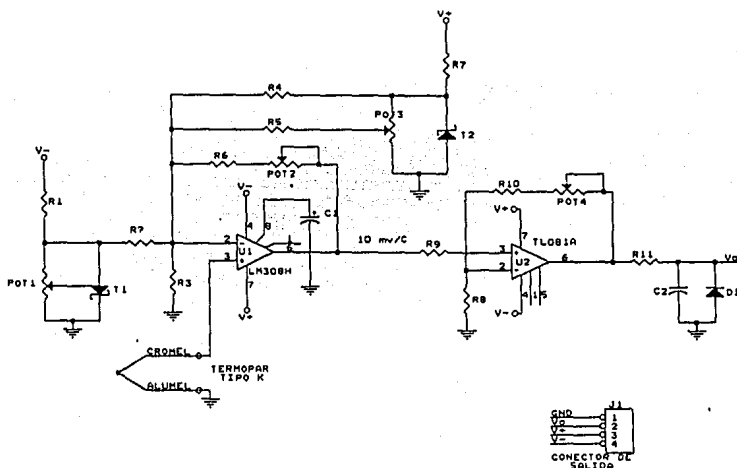


Fig. 3.18 Circuito de acondicionamiento para medición de temperatura con termopar.

3.3 Diseño de circuitos impresos.

En el diseño de circuitos impresos, de una o más capas se debe tomar en cuenta una serie de consideraciones para obtener un arreglo óptimo de los componentes, éstas se describen a continuación.

Previo al diseño.

- 1.- Contar con el diagrama del diseño electrónico completo (incluyendo conectores).
- 2.- Conocer las dimensiones y la forma de los componentes a utilizar.
- 3.- Dimensionar el espacio de trabajo para el impreso (en algunos casos, éste puede estar predeterminado por cuestiones de diseño y compatibilidad).
- 4.- Contar con el diagrama de las terminales de cada uno de los componentes.
- 5.- Realizar un bosquejo de la distribución más adecuada de los componentes, considerando sus interconexiones, forma y dimensiones.
- 6.- Seleccionar un paquete para diseño de circuitos impresos (en este caso se utilizó TANGO).

Durante el diseño.

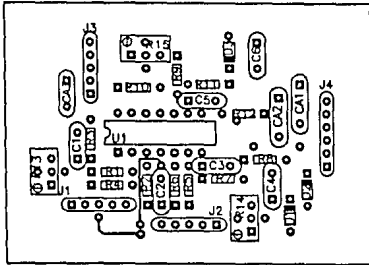
Al ejecutar el programa de diseño, es necesario realizar lo siguiente:

- 1.- Habilitación de las capas a utilizar.
- 2.- Selección de ancho de pista.
- 3.- Delimitar el área de trabajo (i.e. para bus PC, XT, AT, STD, etc.).
- 4.- Colocar componentes de acuerdo a la distribución del bosquejo.
- 5.- Trazar las líneas de polarización, y en su caso ajustar la distribución de los componentes.
- 6.- Trazo de líneas comenzando por las de mayor importancia (ducto de datos, direcciones, interrupciones, etc.).
- 7.- En caso de ser insuficiente el espacio de trabajo, dejar indicados los puentes.
- 8.- Documentación del diseño (i.e. Nombre de: La institución, el proyecto y el/los diseñadores).

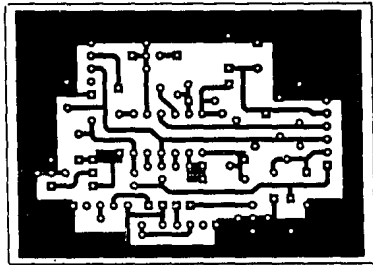
3.4 Circuitos impresos.

A continuación se presentan los circuitos impresos diseñados para cada una de la electrónica de acondicionamiento.

Sensores de aceleración.

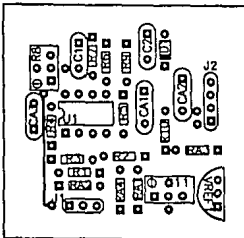


Vista superior

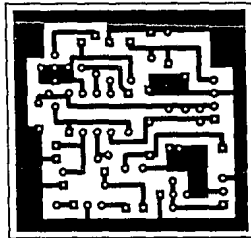


Vista inferior

Sensor de combustible.

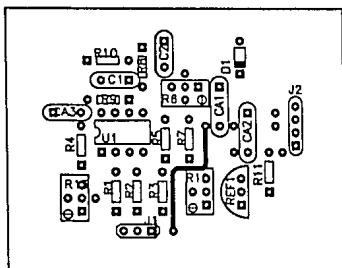


Vista superior

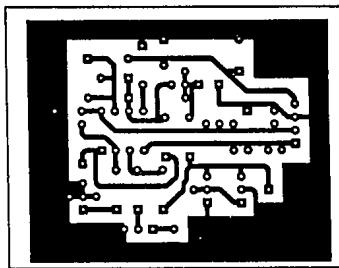


Vista inferior

Sensor de corriente.

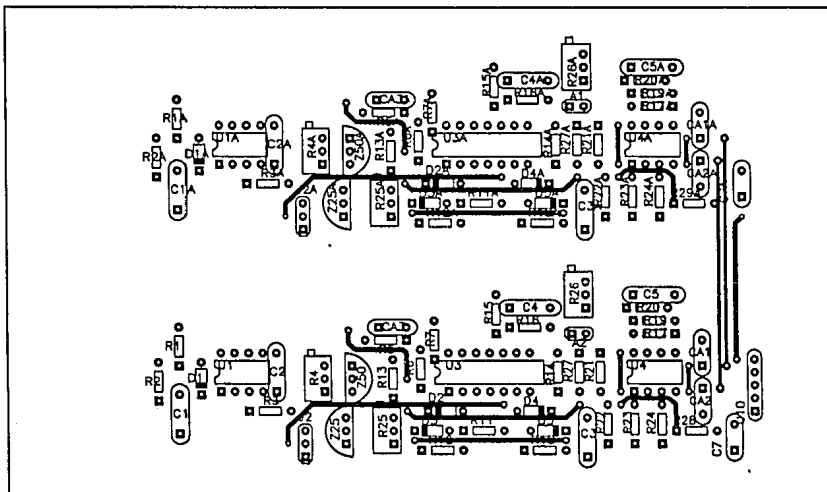


Vista superior

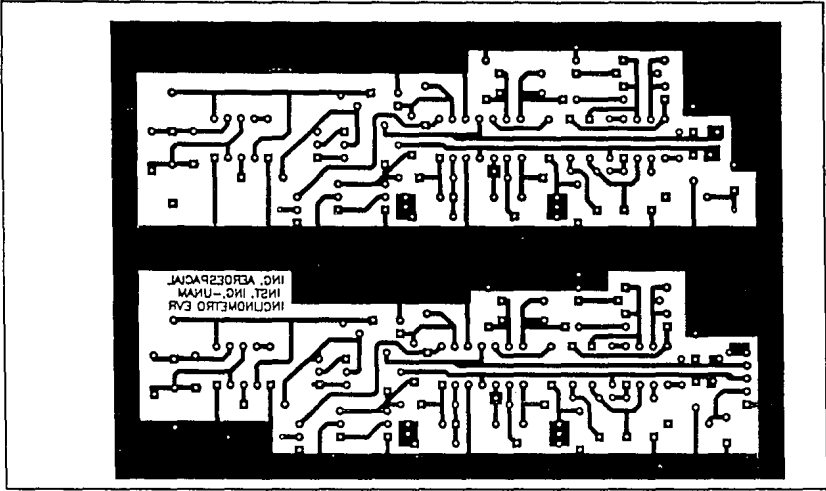


Vista inferior

Sensores de inclinación.

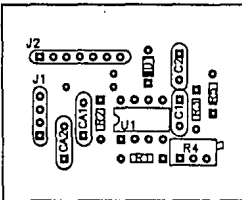


Vista superior

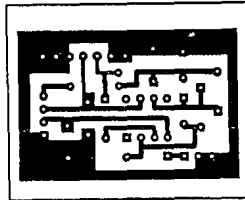


Vista inferior

Sensor de orientación.

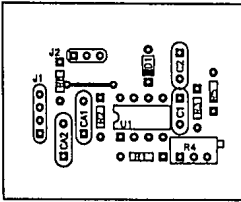


Vista superior

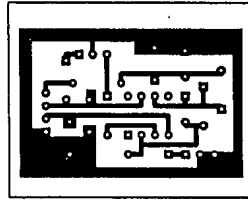


Vista inferior

Sensor de posición.

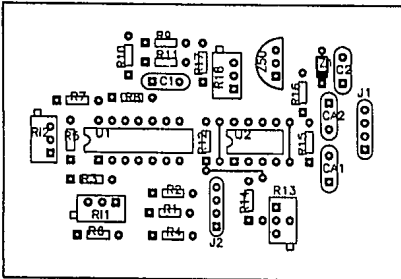


Vista superior

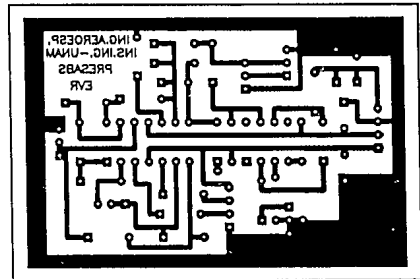


Vista inferior

Sensor de presión absoluta.

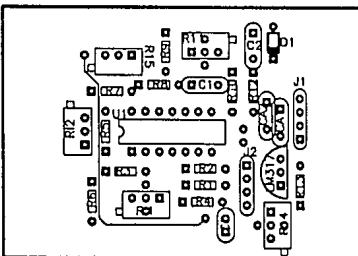


Vista superior

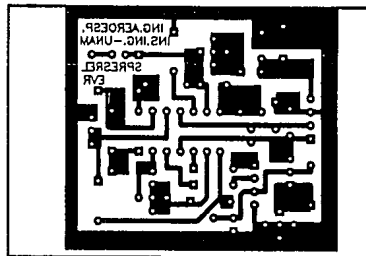


Vista inferior

Sensor de presión relativa.

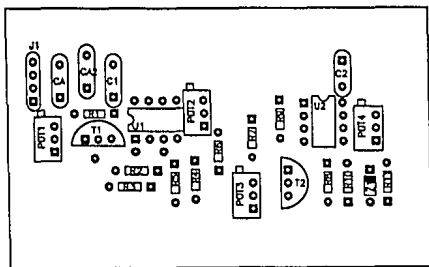


Vista superior

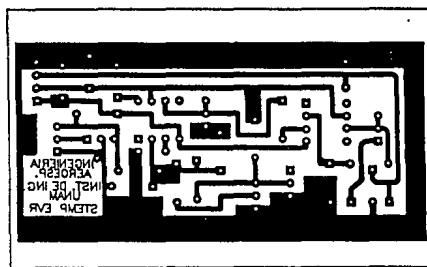


Vista inferior

Sensores de alta temperatura.



Vista superior



Vista inferior

4.- PRUEBAS DE LABORATORIO.

4.1 Introducción.

Cuando se realizan diseños electrónicos, se someten a una serie de pruebas para comprobar su adecuada operación, y en su caso, efectuar las correcciones necesarias para obtener el desempeño que se requiere.

En este capítulo se presenta una breve descripción de las pruebas para evaluar el funcionamiento de las tabletas electrónicas de acondicionamiento de señales acopladas a los sensores de abordó, así como también las gráficas que caracterizan la respuesta obtenida de cada una de estas.

Las pruebas se realizaron en el laboratorio previa calibración correspondiente, no esperando ningún cambio importante por problemas de vibración o temperatura extrema durante su operación en la aeronave.

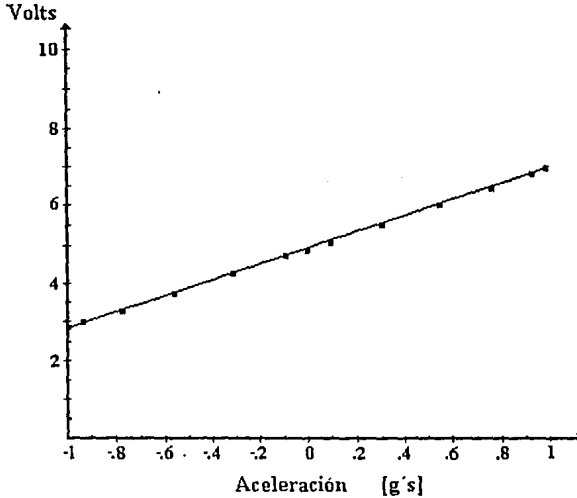
4.2 Pruebas de funcionamiento.

Sensor de aceleración.

Alambrado el circuito de acondicionamiento en la tablilla de experimentos se suministra un voltaje de 1 vcd, con el objeto de llevar a cabo el ajuste de ganancia del amplificador ($g=2.03$). Terminada la calibración en el circuito de acondicionamiento, se procede a conectar el sensor.

La realización de la prueba se lleva a cabo de la siguiente manera: primero, se colocan dos sensores de aceleración en una placa metálica rectificadora, con la finalidad de calibrar contra una referencia, ambos con el eje de medición perpendicular a la aceleración de la tierra. Con la placa en posición horizontal se procede a inclinar ésta gradualmente en sentido antihorario hasta llegar a la posición vertical, luego se regresa a su posición inicial y se inclina nuevamente en sentido horario, en cada uno de estos eventos se realizaron las lecturas de voltaje correspondientes para cada acelerómetro. Los resultados son mostrados en la siguiente gráfica.

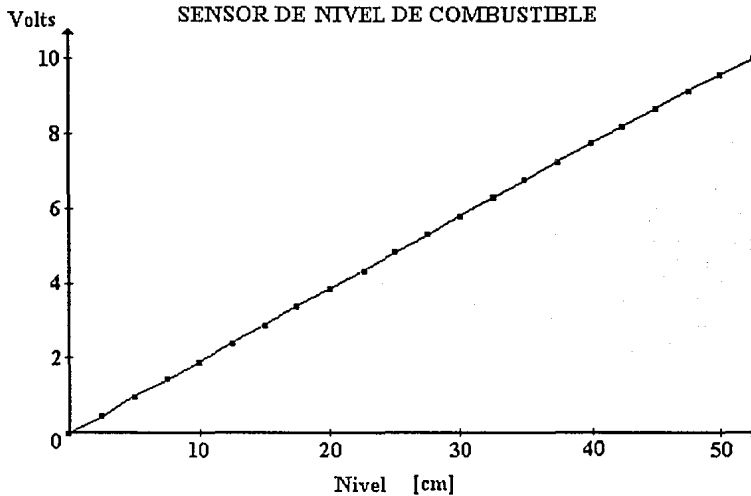
SENSOR DE ACELERACION



Sensor de Combustible.

Para realizar la prueba correspondiente a la medición de combustible, se preparó en un recipiente una mezcla de gasolina NOVA y aceite con una relación 1:50, tal y como la que utilizará el motor de la aeronave.

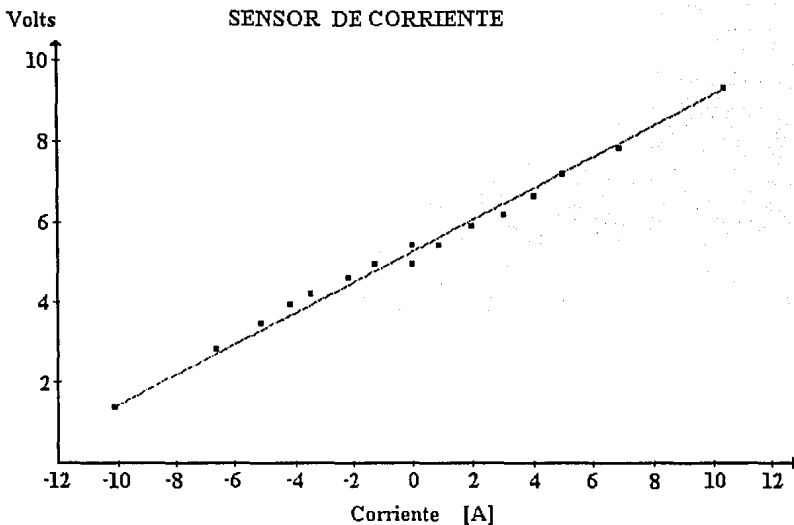
El sensor de combustible se conecta a la electrónica de acondicionamiento para realizar la calibración, se lleva a cabo colocando el sensor en la parte superior del recipiente de tal manera que evite contacto con la mezcla, manteniéndolo así hasta ajustar la ganancia de manera que la salida del amplificador diferencial indicara cero volts. Posteriormente, el sensor fue sumergido gradualmente a incrementos de 2.5 centímetros, y se tomaron las lecturas correspondientes de voltaje para cada intervalo, la curva de respuesta se muestra en la siguiente gráfica.



Sensor de Corriente.

Para realizar las pruebas de medición de corriente, se conecta una serie de resistencias a un banco de baterías, utilizando cable de calibre similar al que se utiliza en la aeronave. A través del cable se pasa un anillo de plástico que contiene el sensor de Efecto Hall, para la medición de la corriente de manera indirecta (densidad de campo magnético).

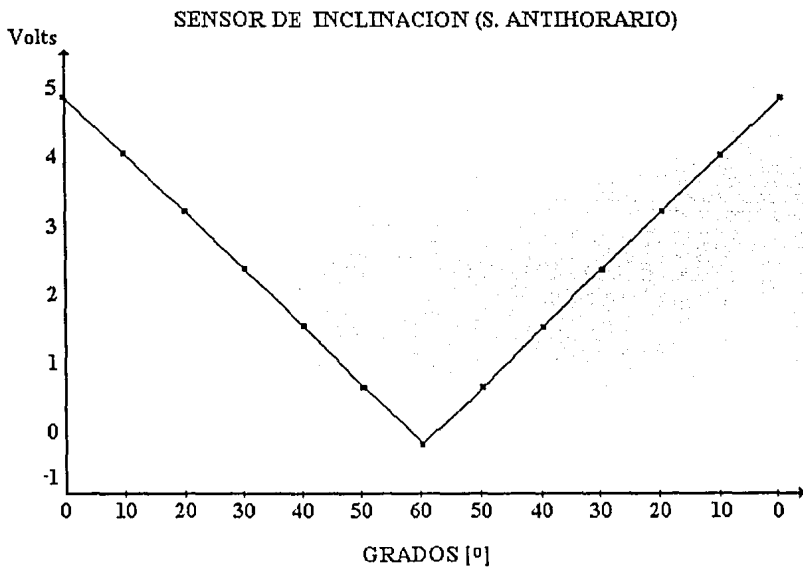
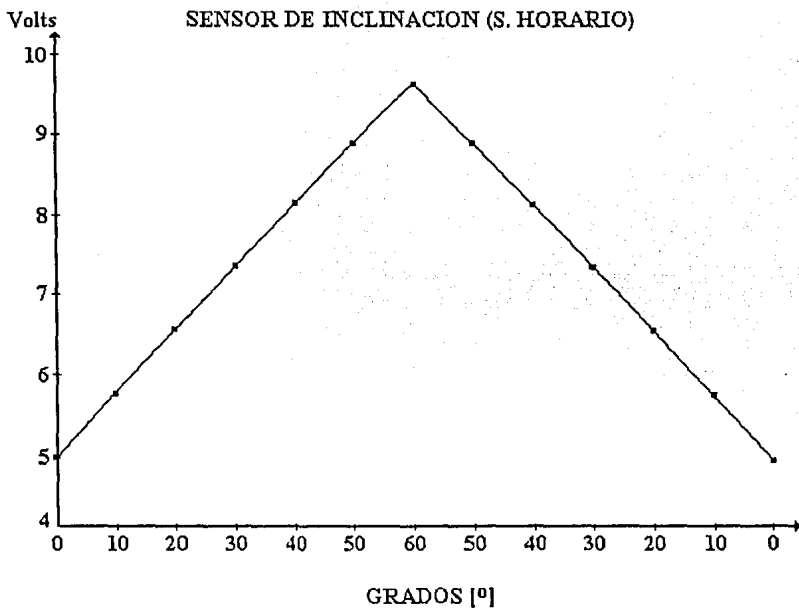
La prueba consiste en incrementar la corriente de 0 a 10 amperes y desconectar el cable; se invierte el sensor (con el fin de cambiar el sentido de medición de la corriente); por último se incrementa la corriente nuevamente de 0 a 10 amperes. En cada uno de los puntos se realizaron las lecturas de voltaje correspondientes, dando como resultado la próxima gráfica.



Sensor de inclinación.

El circuito de acondicionamiento fué integrado por etapas directamente en el circuito impreso. Primero se preparó la etapa de alimentación al sensor y se ajustó la amplitud de la señal, luego la etapa de rectificación y finalmente la de amplificación y ajuste de referencia (5 Vcd).

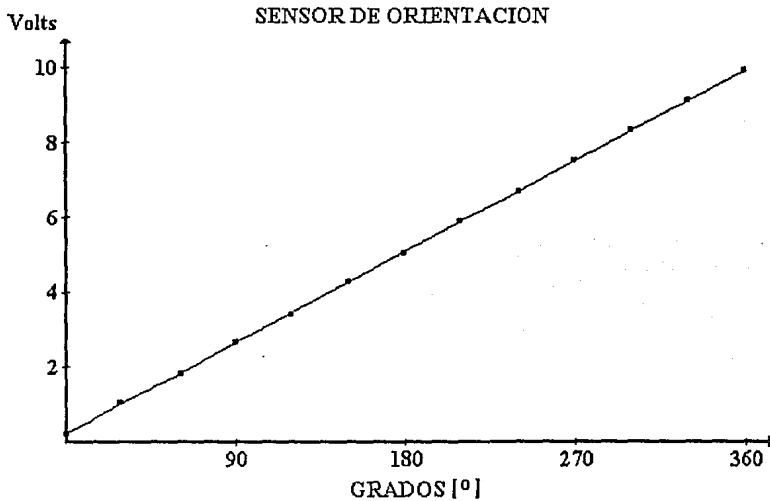
Para realizar las pruebas de inclinación del sensor, se utilizó un banco de pruebas que varía de manera precisa el ángulo de inclinación mediante tornillos milimétricos; además del sensor de inclinación bajo prueba, se colocó otro sensor del mismo tipo (con el módulo de acondicionamiento de señal del fabricante) con el fin de usarlo como control. Las pruebas de inclinación se efectúan de 0 a 60° con incrementos de 10 grados, luego se decreta de 60 a 0° a la misma tasa, después, se realizó el mismo procedimiento pero para - 60 grados. En cada inclinación se realizó su respectiva lectura de voltaje resultando la gráfica que a continuación se muestra.



Sensor de Orientación.

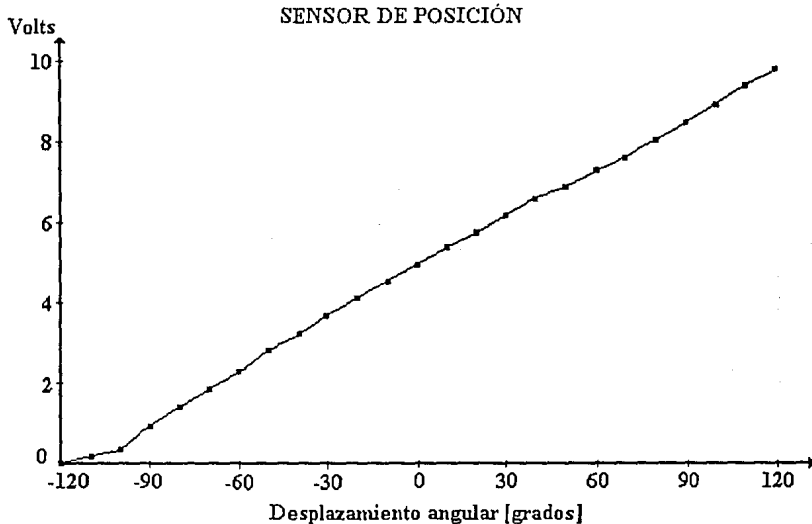
Este sensor consiste en una brújula, que al ser conectada al circuito de acondicionamiento, queda polarizada y configurada para autocompensación y amortiguamiento (período promedio de 4.5 segundos), sin necesidad de ajustes posteriores.

En el circuito de acondicionamiento, una vez polarizado y ajustada su ganancia ($G=1.96$), se procede a conectar la brújula. La prueba consiste en girar 360° en el sentido horario, a intervalos de 30 grados, tomando en cada punto las lecturas correspondientes de voltaje. Esta prueba se realiza lejos de metales ferrosos, y campos magnéticos artificiales, con el fin de minimizar el error de lectura.



Sensor de posición angular.

Este sensor consiste en un potenciómetro de una vuelta. El circuito de acondicionamiento del sensor de posición se alambra y prueba junto con el circuito de control de posición de motores. El potenciómetro se acopla mecánicamente a la flecha de un motor de prueba (en la aeronave el potenciómetro será acoplado en el eje de giro de la superficie de control). El cursor del potenciómetro se conecta a la entrada de realimentación del circuito de control y también al circuito de acondicionamiento. En la prueba se realizaron desplazamientos angulares a incrementos de 10 grados, dentro de un intervalo de +/- 120 grados. En cada punto se realizaron las lecturas correspondientes de voltaje.

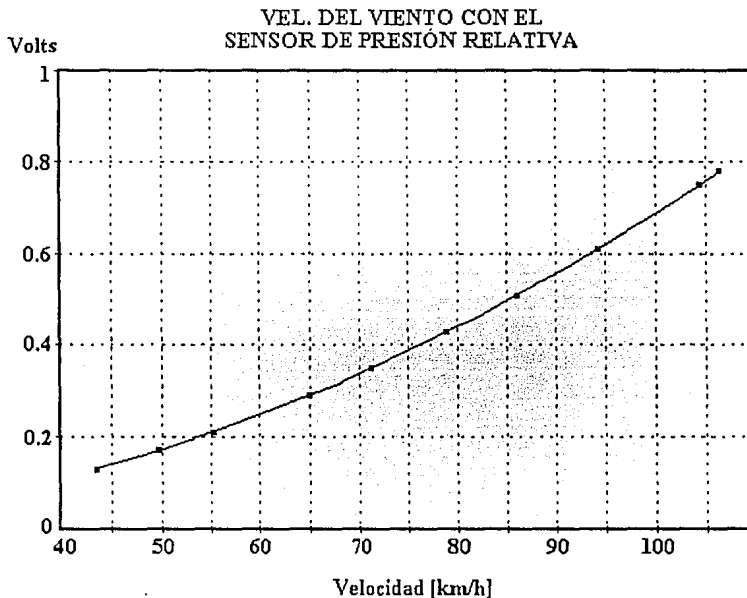


Sensores de presión.

Los circuitos de acondicionamiento para ambos sensores de presión se alambran, y se ajustan de acuerdo a las necesidades de amplificación de cada uno de ellos.

La primera etapa es un amplificador de instrumentación (A.I.) en el cual, primero se suministró una misma señal en las entradas, y se ajusta el potenciómetro de modo común, para que la salida del A.I. proporcione un voltaje de salida cercano a cero; a continuación se aplicó una señal diferencial entre las dos entradas, y se ajustó el potenciómetro de modo diferencial de acuerdo a cada sensor (ganancia de 100 para presión absoluta y 500 para la presión relativa).

Previo a la prueba de velocidad en el túnel de viento, se realizó el acoplamiento entre el tubo de pitot y el sensor de presión relativa, así como también, los ajustes necesarios en el circuito de acondicionamiento.

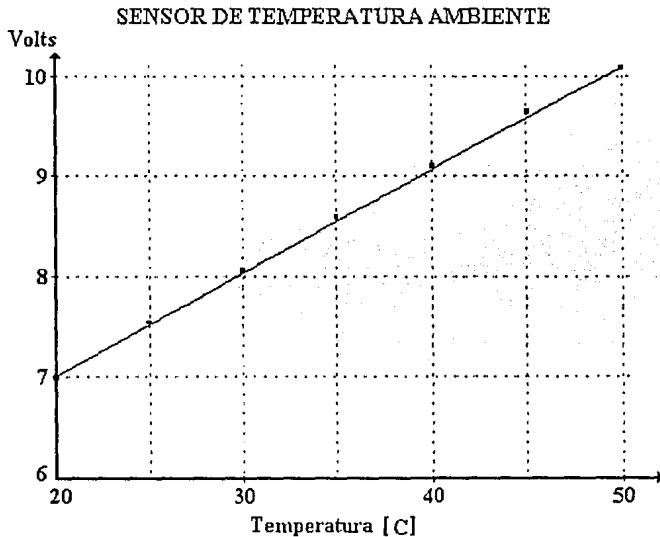


La prueba consiste en tomar las lecturas de voltaje a la salida del circuito de acondicionamiento a diferentes velocidades, dentro del intervalo de 43 km/h (aprox. 12 m/s) a 105 km/h (aprox. 29 m/s).

La única prueba que se realizó con el sensor de presión absoluta, consistió en medir la presión en el laboratorio., y se aplicaron diferentes voltajes al circuito de acondicionamiento, para simular otras alturas.

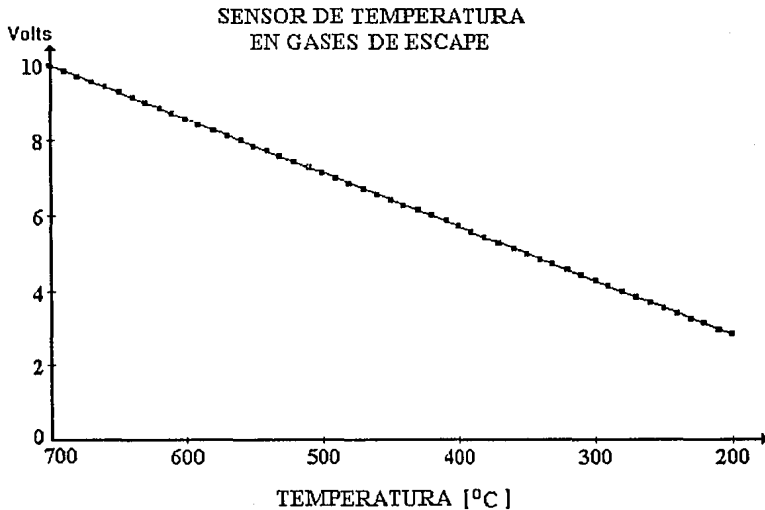
Sensores de Temperaturas.

Una vez alambreado el sensor de temperatura ambiente, se procedió a realizar su calibración a una temperatura de 20 C, posteriormente se incrementa a razón de 5 C hasta llegar a 50 C, en cada incremento se registraron las lecturas de voltaje correspondientes.

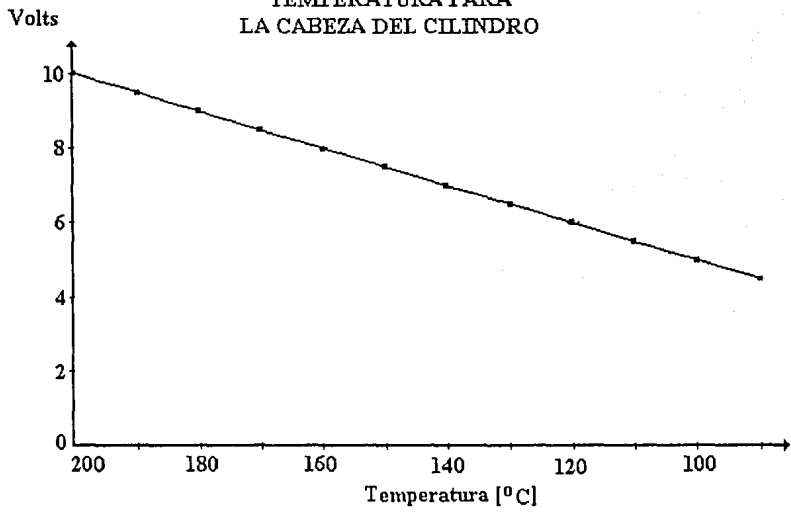


Alambrados los circuitos de acondicionamiento para la medición de temperaturas en el motor, se procedió al ajuste de ganancia de amplificación ($G=245$) del termopar, así como también, se compensó contra variaciones de temperatura, y finalmente, en la última etapa de amplificación se ajusta la ganancia según el intervalo de la temperatura a medir (en los gases de escape, o en la cabeza del motor).

Para realizar la simulación de las temperaturas en los gases de escape y la cabeza del motor, se utilizó una mufla con control de temperatura. La prueba consistió en introducir el termopar en la mufla, y se procedió a bajar la temperatura de 800 a 200 C. Posteriormente, se decrementa de 200 a 100 C. En ambos casos con pasos de 10 C, realizando las lecturas de voltaje en cada uno de éstos puntos.



TEMPERATURA PARA
LA CABEZA DEL CILINDRO



5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Del trabajo de tesis aquí presentado podemos concluir lo siguiente:

- 1) Se ha diseñado, construido y probado la electrónica de acondicionamiento de los diferentes sensores que en buena medida determinan el estado de operación de una aeronave teledirigida.
- 2) La electrónica de acondicionamiento fué configurada y montada en tarjetas impresas, diseñadas específicamente para cada sensor, utilizando CAD.
- 3) Para cada sensor y electrónica asociada se determinó el lugar idóneo de colocación dentro de la aeronave.
- 4) Este trabajo quedará completamente terminado cuando la electrónica y los sensores sean montados en la aeronave, y se realicen las pruebas in situ, ya que generalmente se presentan problemas de ajuste que no se preeven antes de integración.
- 6) La brújula y los inclinómetros serán utilizados también en la obtención del vector de apuntamiento de un sistema para registrar imágenes de video obtenidas desde la aeronave, para aplicaciones de percepción remota multiespectral. Esto es un producto colateral de esta tesis.

RECOMENDACIONES.

- 1) La electrónica de acondicionamiento debe estar lo más cerca posible de los sensores y debe estar colocada dentro de contenedores metálicos; como medio de aislamiento térmico y para evitar interferencia electromagnética.
- 2) Para la conducción de señales es deseable contar con cables no mayores de 5 metros de largo, blindados y aterrizados en uno de sus extremos.

3) La salida de cada uno de los módulos de acondicionamiento cuenta con un filtro RC, con una frecuencia de corte ajustable y que deberá ubicarse una década antes de la frecuencia de oscilación.

4) Realizar montaje y calibración por etapas antes de conectar sensores y/o sistemas.

5) Se anticipa , con base en consideraciones de operación, que la ubicación más adecuada de los sensores puede ser la siguiente:

5.1) La brújula opuesta al motor.

5.2) Los inclinómetros en el centro de gravedad, así como también colocar un elemento aislante en su base, para evitar que el inclinómetro responda a la vibración (recordar que el elemento de medición es un fluido). Además la experiencia nos ha llevado a pensar en giroscopos verticales, en dos planos, y diseño redundante.

5.3) Los acelerómetros, termómetros, etc. se recomienda:

a) En los circuitos impresos armados, colocar hule de silicón en los componentes para evitar averías por vibración resonante.

b) Los circuitos integrados utilizados deben ser de grado industrial o militar, o ser respaldados con doble o triple redundancia física y programática.

En las pruebas del sensor de corriente se observó que el sensor de efecto hall tiende a magnetizarse (dado que el campo magnético no es alterno) y por lo tanto la referencia no se mantiene fija, por ésta razón no se recomienda el uso de este sensor, aún y cuando mantenga la linealidad (con corrimiento de la referencia).

En cuanto a los sensores de presión, estos son de un intervalo muy grande en comparación con el valor máximo esperado, además de no ser los más adecuados para uso aeronáutico, por lo que se sugiere adquirirlos en el intervalo adecuado y para uso aeronáutico

APÉNDICE

TABLA de Atmósfera estándar.

| Altitud m | Temperatura K | Presión N/m ² | Densidad kg/m ³ |
|--------------|------------------|-----------------------------|-------------------------------|
| 0 | 288.16 | 101325 | 1.2250 |
| 300 | 286.21 | 97773 | 1.1901 |
| 600 | 284.26 | 94322 | 1.1560 |
| 900 | 282.31 | 90971 | 1.1226 |
| 1200 | 280.36 | 87718 | 1.0900 |
| 1500 | 278.41 | 84560 | 1.0581 |
| 1800 | 276.46 | 81494 | 1.0269 |
| 2100 | 274.51 | 78520 | .99649 |
| 2400 | 272.57 | 75634 | .96673 |
| 2700 | 270.62 | 72835 | .93765 |
| 3000 | 268.67 | 70121 | .90926 |
| 3300 | 266.72 | 67489 | .88153 |
| 3600 | 264.77 | 64939 | .85445 |
| 3900 | 262.83 | 62467 | .82802 |
| 4200 | 260.88 | 60072 | .80222 |
| 4500 | 258.93 | 57752 | .77704 |
| 4800 | 256.98 | 55506 | .75247 |
| 5100 | 255.04 | 53331 | .72851 |
| 5400 | 253.09 | 51226 | .70513 |
| 5700 | 251.14 | 49188 | .68234 |
| 6000 | 249.20 | 47217 | .66011 |
| 6300 | 247.25 | 45311 | .63845 |
| 6600 | 245.30 | 43468 | .61733 |
| 6900 | 243.36 | 41686 | .59676 |
| 7200 | 241.41 | 39963 | .57671 |
| 7500 | 239.47 | 38299 | .55719 |
| 7800 | 237.52 | 36692 | .53818 |
| 8100 | 235.58 | 35140 | .51967 |

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

REFERENCIAS.

- [1] R. Peralta : "Aeronave de Control Remoto para Teledetección" , Instituto de Ingeniería - PUIDE/UNAM.
- [2] User Guide: "Magellan OEM GPS Module", Magellan Systems Corporation, 1992.
- [3] I. Portugal : "Diseño del Equipo de Adquisición de Datos y Control de Servos para una Aeronave no Tripulada", tesis de Maestría, DEPI, UNAM, 1992.
- [4] Stanley Wolf, Richard F.M. Smith: "Guía para Mediciones Electrónicas y Prácticas de laboratorio", Primera edición, Prentice-Hall Hispanoamericana, 1992.
- [5] "Technical Note TN-008 Silicon Accelerometers", ICSensors.
- [6] Data Sheets, Westberg MFG. Inc.
- [7] Data Book: "Linear Circuits", Texas Instrument, 1984.
- [8] George W. Beltzer: "Engineering Application Notes for Electrolytic Level Sensor", Spectron Glass and Electronics, Inc.
- [9] KVH ROV 1000 Heading Sensor Data Sheet, KVH Industries, Inc.
- [10] "Resistive Products Selector Guide", Beckman Industrial.
- [11] Data Sheets, Entran Sensors.
- [12] Databook: "Data Acquisition Linear Devices", National Semiconductor, 1989.