

11
28j



**UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTONOMA DE MEXICO**



**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN**

**"DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA ELECTRICO
DEL CESSNA CITATION II S550"**

FALLA DE ORIGEN

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A :
L U I S C O N D E L O P E Z

ASESOR: ING. JOSE JUAN CONTRERAS ESPINOSA

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEX.

1995

FALLA DE ORIGEN



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis está protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.



UNIVERSIDAD NACIONAL
AVENIDA DE
MEXICO

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

U. N. A. M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES - CUAUTITLAN



DEPARTAMENTO DE
EXAMENES PROFESIONALES

ASUNTO: VOTOS APROBATORIOS

DR. JAIME KELLER TORRES
DIRECTOR DE LA FES-CUAUTITLAN
P R E S E N T E .

AT'N: Ing. Rafael Rodríguez Ceballos
Jefe del Departamento de Exámenes
Profesionales de la F.E.S. - C.

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

"Descripción General del Sistema Eléctrico del Cessna Citation II
5550"

que presenta el pasante: Luis Conde López
con número de cuenta: 8709911-7 para obtener el TITULO de:
Ingeniero Mecánico Electricista

Considerando que dicha tesis reúne los requisitos necesarios para ser discutida en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VOTO APROBATORIO.

A T E N T A M E N T E .

"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautitlán Izcalli, Edo. de Méx., a 21 de Noviembre de 1994

PRESIDENTE	Ing. Esteban Corona Escanilla	<u>E. Corona</u> 29/11/94
VOCAL	Ing. J. Juan Contreras Espinosa	<u>J. Contreras</u> 30/11/94
SECRETARIO	Ing. Jose Luis Buenrostro Rodríguez	<u>J. Buenrostro</u> 21/11/94
PRIMER SUPLENTE	Ing. Ramón Osorio Galicia	<u>R. Osorio</u> 21/11/94
SEGUNDO SUPLENTE	Ing. Juan González Vega	<u>J. González</u> 21/11/94

A MIS PADRES LUIS CONDE Y MARIA DEL PILAR LOPEZ.

Gracias por indicarme el camino correcto cuando tomaba el camino equivocado, gracias por ser estrictos cuando en su momento fué necesario que lo fueran y gracias por darme todo su apoyo y comprensión cuando lo necesité. Quiero decirles que todos los esfuerzos que juntos han realizado hasta ahora no han sido en vano, prueba de ello es que hoy uno de sus hijos obtiene el título de Ingeniero Mecánico Electricista.

Queridos Padres, si Dios me diera la oportunidad de volver a nacer dándome la oportunidad de escoger a mis padres, no dudaría un momento en escogerlos a ustedes. Espero tener la dicha de tenerlos a mi lado durante muchos años más para compartir juntos, como hasta ahora lo hemos hecho, todos los momentos importantes de mi vida. A Ustedes mas que a nadie les dedico mi tesis con todo mi cariño. Los quiero mucho.

A MI HERMANO ARIFF CONDE.

Me siento muy orgullosos de tí, estoy seguro que serás un gran Arquitecto si sigues estudiando como hasta ahora lo has hecho. Tus calificaciones son excelentes y quiero expresarte todo mi apoyo para que sigas así y me superes académicamente. Me daría mucho gusto que obtuvieras la medalla Gabino Barreda que yo no obtuve en mi paso por la Universidad.

A MI HERMANA SUSANA CONDE.

Que ocupas un lugar especial mi corazón. Eres la menor de los tres hermanos que somos y eres la consentida. Aún eres una niña pero pronto serás una señorita. Sé que triunfarás en la vida porque tiene cualidades que tus hermanos no tenemos. Al igual que a Ariff , te brindo todo mi apoyo para que alcances las metas que te fijas.

Recuerdo lo orgullosa que te sentías de mí cada vez que se me entregaba un Diploma. Yo quiero que tú también obtengas Diplomas. No vas mal en la escuela, pero sí te apuras un poquito más sé que lo lograrás fácilmente.

A MI ASESOR ING. JOSE JUAN CONTRERAS ESPINOSA.

Ingeniero, recuerdo que recibí de Usted mi primer clase de la carrera; fué un Lunes a las 9:00 A.M. En su presentación, después de escribir su nombre en el pizarrón, se dirigió al grupo diciendo "Jóvenes, dentro de cinco años seremos colegas". Al finalizar el curso, después de dar a conocer las calificaciones, mencionó "Los que aprobaron... felicidades y los que no les recomiendo que se pongan a estudiar o que se dediquen a otra actividad, desgraciadamente no todos nacimos para ser ingenieros".

Hoy Ingeniero, quiero decirle que además de amigos, somos colegas. Gracias por sus valiosos consejos y apoyo que me han servido para salir adelante y gracias también por ser mi asesor de tesis. Quiero externarle la alta estima y respeto que le tengo.

A MI ABUELO LINO CONDE.

Recuerdo que alguna vez comentaste que jamás imaginaste ver a tus hijos llegar a la edad adulta. Hoy uno de tus nietos ha terminado su carrera de Ingeniero Mecánico Electricista.

Gracias por tus consejos y comentarios que me han levantado el ánimo más de una vez. Espero que Dios te conserve a mi lado durante muchos años más para compartir contigo momentos importantes de mi vida.

A MI ABUELA ESTHER PEDRAZA.

Quien nunca se ha olvidado de la familia Conde López y quien me brindó su apoyo sobre todo en mi adolescencia. Hoy quiero compartir contigo este momento y , al igual que mi abuelo Lino, espero tenerte a mi lado muchos años más para seguir compartiendo momentos gratos como este.

A LILIA Y HECTOR LOPEZ.

A la Tía, que te tengo un gran cariño, y a Héctor, a quien siempre vi como un primo y no como mi Tío por la corta diferencia de edades, porque junto con mi abuela también me brindaron su apoyo cuando lo necesité. Tuvieron detalles que no se me olvidarán.

A SERGIO Y JOEL CONDE.

Sergio gracias por el apoyo brindado hasta ahora. Jamás imaginé recibir el apoyo de alguno de los hermanos de mi Padre como lo tú lo estás haciendo. Varios de los cambios que has hecho en tu vida personal son un buen ejemplo a seguir y quiero felicitarte por aceptar tus errores del pasado, ya que para ello se necesita valor y madurez.

A tí Tío Joel por que también me has dado valiosos consejos para salir adelante. Ahora Tío, también como colegas.

A M.I. ANTONIO VILLAVICENCIO Y SU ESPOSA YOLANDA.

A quienes aprecio por sus valiosos consejos y apoyo que me han servido para salir adelante no sólo en los estudios a lo largo de mi carrera, sino también para cimentar las bases que me permitirán realizar mis estudios de Posgrado en el extranjero. Sé que confían en mí. Yo, por mi parte, no los defraudaré.

A PRISCA FRAGOSO.

Quien siempre me brindó la oportunidad de obtener los beneficios que podría obtener por mi calificaciones. Recuerdo el su gran apoyo y consuelo cuando en cuestión de horas se canceló la beca para estudiar en UCLA y Berkeley. Usted fue una de las personas de quien mas apoyo recibí en ese momento tan decepcionante para mí. Por ello quiero compartir con Usted este momento tan significativo para mí, y al mismo tiempo, externarle el gran aprecio y respeto que le tengo.

A XAVIER RODRIGUEZ.

Mi mejor amigo, con quien he compartido momentos de alegría y tristeza, de éxitos y fracasos. Estos últimos no pesan tanto cuando los compartimos y los éxitos se hacen más alegres. Sé que estas tesis las podríamos estar realizando juntos, me hubiera gustado mucho, pero desgraciadamente no es así. Confío en triunfarás en la vida con estudios profesionales o sin ellos, puesto que renunciaste a ellos no por falta de capacidad intelectual.

Quiero expresarte todo mi apoyo y al mismo tiempo agradecerte la valiosa ayuda que me brindaste para la elaboración de mi tesis. Espero que nuestra amistad siga como hasta ahora por muchos años más.

A CELIA AHUMADA.

Porque últimamente hemos compartido momentos maravillosos que nunca compartimos cuando pasamos por la Facultad. Espero verte titulándote pronto. Sabes que cuentas con todo mi apoyo y que me daría mucho gusto ayudarte. Sé que por tu trabajo no es fácil, pero con un poco de esfuerzo confío en que puedes hacerlo.

A LA SEÑORA MARY, ADRIANA Y JESABEL.

Gracias por el tiempo que me brindaron. Su ayuda y cooperación fué muy útil para afinar detalles importantes de esta tesis.

Jesabel pronto estarás haciendo tu tesis, si en algo te puedo ayudar, lo haré con mucho gusto.

INDICE

Introducción.....	1
1. Descripción General del Cessna Citation II S550	
Introducción.....	5
Fuselaje.....	6
Controles de Vuelo.....	7
Motores.....	10
Sistema de Protección Contra Fuego.....	13
Sistema Hidráulico.....	18
Sistema Neumático.....	20
Sistema de Frenos.....	21
Sistema de Presurización.....	24
Sistema de Oxígeno.....	27
Sistema de Deshielo.....	28
Dimensiones.....	30
Motores.....	32
Pesos.....	32
Capacidades.....	33
Velocidades.....	34
Operaciones Autorizadas.....	34
Aterrizaje y Despegue.....	35
Límites de Operación.....	35

2. Generador y Unidad de Control del Generador

Introducción.....	39
El Generador en Derivación.....	41
Partes Constitutivas del Generador.....	46
Indicadores.....	51
Funciones de la Unidad de Control del Generador.....	53
Secuencia Eléctrica al Arranque del Motor.....	57

3. Sistema de Batería

Introducción.....	61
Batería y Celdas.....	64
Rangos de Batería.....	68
Estado de Carga.....	70
Aplicación en la Aeronave.....	71
Carga a Corriente Constante.....	72
Carga a Potencial Constante.....	75
Control de la Batería.....	76
Indicadores de la Batería.....	77
Sobrecalentamiento de la Batería.....	78
Sistema de Potencia Externa.....	79

4. Sistema de Distribución	
Introducción.....	84
Barras Colectoras.....	85
Tipos de Cables.....	86
Sistema de Barras.....	89
Distribución de Corriente Directa.....	91
Paneles Principales de Interruptores.....	98
Cargas Estáticas.....	99
Continuidad Eléctrica.....	101
5. Sistema de Corriente Alterna y Utilización de la Energía Eléctrica	
Introducción.....	105
El Inversor Estático.....	106
Operación del Sistema de C.A.....	109
Sistema de Iluminación.....	112
Sistema Anti-hielo.....	118
Sistema de Comunicaciones.....	122
Sistema de Navegación.....	126
Apéndice.....	134

INTRODUCCION

El Cessna Citation II S550 es un avión de carácter privado diseñado bajo normas establecidas para la aviación comercial, es decir, sus características de operación, construcción y mantenimiento, entre otras, son similares a las de cualquier avión de tipo comercial.

En cuanto al sistema eléctrico, todos los aviones cuentan con sistemas auxiliares de suministro de energía eléctrica para el caso de falla de la fuente principal, todos cuentan también con un sistema de barra caliente de batería y dependiendo del tipo de aeronave y de hasta que punto se emplea la energía eléctrica para operar sus sistemas y componentes, el principal suministro de energía eléctrica puede ser en forma de corriente directa (C.D.) ó de corriente alterna (C.A.).

Los aviones de tipo comercial (cuya capacidad es superior a los 60 pasajeros) utilizan en su mayoría corriente alterna en sus sistemas. Algunas de estas aeronaves tienen como fuente principal de energía eléctrica alternadores trifásicos generalmente uno asociado a cada motor (turbina) del avión y conectados en paralelo. Como sabemos, cuando dos o más alternadores se van a conectar en paralelo se deben cumplir las siguientes condiciones antes de su conexión:

- La fuerza electromotriz (f.e.m.) de salida de todos los alternadores debe ser la misma.
- La frecuencia de la señal de salida debe ser la misma.

- La secuencia de fases debe ser la misma en todos los alternadores.
- Todos los alternadores deben estar sincronizados (cada uno de ellos en fase con los demás).

Par reunir estas condiciones es necesario utilizar unidades de velocidad constante que mantienen la misma velocidad angular del alternador a diferentes ajustes de potencia del motor asociado. Se debe utilizar además sistemas de detección de defasamiento entre las señales de voltaje de salida debido a una variación de velocidad accidental y otros sistemas adicionales que hacen que el tamaño y complejidad de estos sistemas aumente.

El sistema eléctrico del Cessna Citation II S550 funciona principalmente con corriente directa (C.D.) y al emplear generadores de C.D. monofásicos reduce considerablemente los componentes necesarios para un sistema que opera principalmente con C.A. La corriente alterna necesaria para los sistemas del avión se obtiene mediante dos inversores estáticos de estado sólido, que reciben como señal de entrada 28 Volts de C.D. y entregan corriente alterna de 26 y 115 Volts a una frecuencia de 400 Hz.

Este trabajo describe de manera general el sistema eléctrico del S550 sin profundizar en desarrollos teóricos ni matemáticos.

En el Capítulo 1 se describe en forma general las principales características del avión así como de algunos de los sistemas con que cuenta. Algunos de estos sistemas tienen como finalidad garantizar un vuelo seguro bajo diversas condiciones atmosféricas o en situaciones de emergencia (falla de alguno de los sistemas principales).

En los Capítulos 2 y 3 se describen las fuentes de energía eléctrica primaria y secundaria respectivamente. Se exponen los principales componentes y principios de operación de los generadores y la batería así como los sistemas de protección contra sobrevoltaje y sobrecorriente cuando se utiliza la unidad de potencia externa para el ciclo de arranque de motores. Para el caso de la batería se tratan los diferentes métodos de carga empleados, los cuales varían de acuerdo al estado de carga en que ésta se encuentre.

El Capítulo 4 trata el sistema de distribución de energía eléctrica describiendo las características que deben reunir los materiales empleados para la construcción de las barras de distribución, el arrago de éstas en la caja de conexiones y los sistemas que son alimentados por cada una de estas barras de distribución.

Se expone también el problema de las cargas estáticas producidas en la superficie del avión debido a la fricción entre la estructura de éste y partículas de diferente naturaleza suspendidas en el aire así como la manera de disipar estas cargas, reduciendo al mínimo la posibilidad de algún daño tanto a pasajeros como al equipo por posibles diferencias de potencial entre ellos.

En el último capítulo se describe el sistema de suministro de corriente alterna (C.A.) así como los sistemas eléctricos más importantes del avión. Estos sistemas son el sistema de iluminación, el sistema anti-hielo, el sistema de comunicaciones y el sistema de navegación. La operación conjunta de estos sistemas consumen cerca del 90% de la energía eléctrica disponible en condiciones normales de operación (sin sobrecargar los generadores).

Al inicio de cada capítulo se da una pequeña introducción con la finalidad de dar un panorama general del tema a tratar en el capítulo correspondiente.

Para algunos sistemas se describen los controles asociados en la cabina de pilotos con el fin de ilustrar el funcionamiento de estos sistemas bajo diferentes condiciones de operación.

En la última parte a manera de apéndice, se exponen una serie de definiciones y equivalencias como consulta a aquellas personas que les pudiera surgir alguna duda a lo largo de la lectura de este trabajo. Principalmente en términos empleados comúnmente en Aeronáutica, tales como temperatura ITT, velocidad en KIAS, GCU, EPU, entre otras.

Debido a la naturaleza introductoria de este trabajo y a las limitaciones en cuanto a tamaño no se pueden incluir todos los sistemas de la aeronave. Sin embargo los sistemas expuestos pueden considerarse representativos para dar una base útil que pueda servir para estudios más especializados.

CAPITULO 1

DESCRIPCION GENERAL DEL CESSNA CITATION II S550

INTRODUCCION.

El Cessna Citation II está certificado de acuerdo con el FAR parte 25 para el modelo S550, en condiciones de aeronavegabilidad estándar y cuenta con el concepto de construcción a prueba de falla. Se combina la simplicidad de los sistemas con su fácil acceso para reducir los requerimientos de mantenimiento. Bajas velocidades de despegue y aterrizaje, permiten operaciones en aeropuertos pequeños e inapropiados. Motores turbofan de alta relación de empuje (By Pass) constituyen la planta motriz del avión. El Citation II tiene un radio de acción de aproximadamente 1840 millas náuticas (con combustible total) y una velocidad máxima de crucero de 385 nudos.

FUSELAJE.

La distribución del fuselaje desde su parte frontal hasta su parte posterior es:

- El compartimiento de equipaje de nariz , que tiene una capacidad de 17 pies cúbicos.
- El compartimiento de vuelo ó cabina de pilotos . Este compartimiento está equipado con dos controles y dos asientos que pueden moverse verticalmente, horizontalmente y ser inclinados.
- Mamparo de presurización delantero.
- Compartimiento de pasajeros . Este compartimiento cuenta con una toma de aire, luz y máscara de oxígeno para cada ocupante (8 plazas).
- Compartimiento posterior. El compartimiento posterior tiene otro espacio para equipaje de 34 pies cúbicos y un baño.
- Mamparo de presurización trasero.
- Compartimiento de equipo trasero (compartimiento del cono de cola), Este compartimiento contiene los componentes del sistema y equipo además de un espacio adicional para equipaje de 13 pies cúbicos.

CONTROLES DE VUELO.

Este sistema está compuesto por superficies de control, aletas compensadoras, modos de indicación y advertencia, dispositivos mecánicos, hidráulicos y eléctricos para controlar la operación de las superficies en vuelo.

Para sostener a los alerones, elevador y timón de dirección en posición neutral se utiliza un sistema de seguro de controles, incluyendo las palancas de aceleradores que son sostenidas en la posición de CUTOFF (cortado) cuando el avión está estacionado.

Para el control lateral del avión se utilizan los alerones que son operados mecánicamente con la rueda de control. En el alerón izquierdo se encuentra montada una aleta compensadora que también es operada mecánicamente y sirve para ayudar a mover el alerón aerodinámicamente. Los alerones proporcionan un excelente control para todo el desarrollo de un vuelo. El viraje completo de los alerones es de $19^\circ \pm 1^\circ$ hacia arriba y $15^\circ \pm 1^\circ$ hacia abajo. El viraje de la aleta compensadora es de $20^\circ \pm 1^\circ$ hacia arriba y abajo.

Para el control longitudinal se tienen los elevadores que son operados mecánicamente con el movimiento hacia adelante o hacia atrás del bastón de mando. En el elevador del lado derecho se encuentra montada la aleta compensadora que es operada eléctricamente. La carrera completa de los elevadores es de $20^\circ \pm 1^\circ$ hacia arriba y $15^\circ \pm 1^\circ$ hacia abajo. La aleta compensadora tiene una carrera completa de $15^\circ \pm 1^\circ$ hacia arriba y $17^\circ \pm 1^\circ$ hacia abajo.

Para el control direccional del avión se tiene el timón de dirección que produce movimientos alrededor del eje vertical del avión, esta superficie es controlada mecánicamente desde los pedales en cabina. La aleta compensadora está en la parte inferior de la superficie principal y es controlada mecánicamente por la rueda de compensación colocada en el pedestal de palancas del motor. La deflexión total del timón de dirección es de $22^\circ \pm 1^\circ$ hacia el lado izquierdo o al derecho. La aleta compensadora se puede deflexionar $10^\circ \pm 1^\circ$ hacia la izquierda o la derecha.

Los frenos de velocidad se utilizan para controlar rápidamente la velocidad del avión, estas superficies son controladas manualmente con un interruptor eléctrico, pero son actuadas hidráulicamente. Se cuenta también con un dispositivo de seguridad que anula la extensión de estas superficies cuando se tiene un ajuste superior al 85% de N2 en las palancas del acelerador, los frenos de velocidad se retraen automáticamente si las palancas de acelerador se avanzan más allá de este ajuste de potencia. La carrera angular para los frenos de velocidad de la parte superior es de $58^\circ \pm 2^\circ$.

Los flaps incrementan el levantamiento del aire cuando están parcialmente extendidos e incrementan la resistencia al avance para ayudar a reducir la velocidad cuando están completamente extendidos. Los flaps son actuados hidráulicamente y son controlados mecánicamente. La carrera de los flaps es de 0 a 40° y cualquier posición intermedia puede ser seleccionada a través de una manija de mando.

El sistema de piloto automático proporciona un control adicional sobre los alerones, elevadores y timón de dirección. Servomecanismos montados en el avión sirven para mover las superficies de control cuando se opera con piloto automático. Las superficies de control de vuelo se muestran en la figura 1.1.

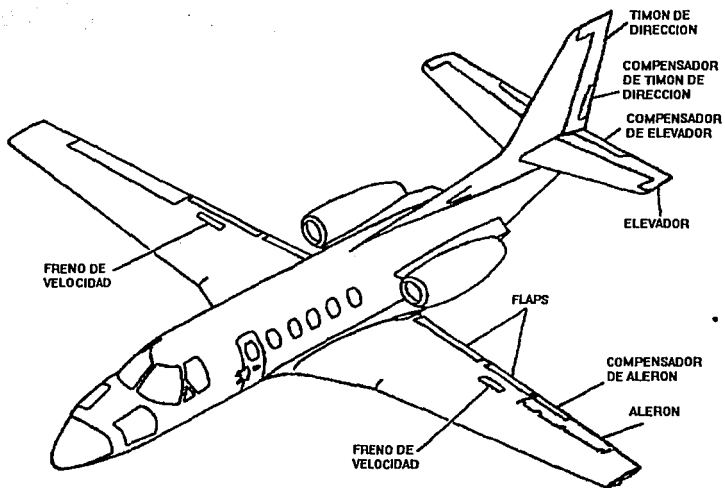


Figura 1.1 Superficies de Control de Vuelo

MOTORES.

Los motores turbo-reactores producen empuje por medio de la aceleración de una masa de aire. Lo que determina el empuje de salida es el número de veces que la masa de aire incrementa su velocidad. Para generar una cantidad determinada de empuje de tracción, un pequeño volumen de aire puede ser acelerado a una muy alta velocidad (turbojet), ó una relativamente gran cantidad de aire puede acelerarse a una baja velocidad (turbofan).

En un motor turbojet, el aire que entra se comprime, se mezcla con combustible, se quema y se expulsa a una muy alta velocidad. En un motor turbofan, sólo una parte del aire que entra se quema, el aire caliente a través de una turbina mueve al abanico, el cual acelera una gran cantidad de aire a baja velocidad. Este aire es desviado alrededor del motor y no se mezcla con combustible ni se quema. La relación de la masa total de aire desviado con la cantidad de aire que entra a la sección de combustión se conoce como índice de relación de desviación (By Pass Ratio).

El JT15D-4 desarrollado para el S550 por la compañía Pratt & Whitney es un motor turbofan con un índice de relación de desviación de 2.5:1 que produce 2500 libras de tracción estática. Un sistema de flechas concéntricas soporta los rotores de turbina y el abanico. La flecha interior conecta el abanico (N1) y la etapa axial del compresor de baja presión de la parte frontal del motor a las dos turbinas de baja presión posterior. La flecha exterior conecta el compresor centrífugo (N2) con la turbina de alta presión delantera. Los principales accesorios de la turbina así como su ubicación se muestran en la figura 1.2.

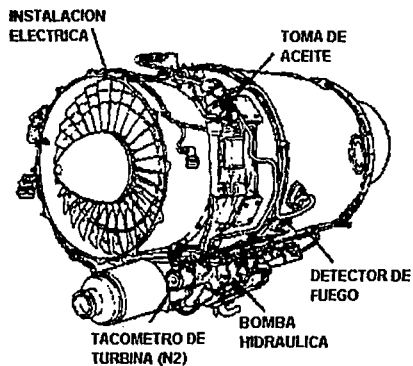
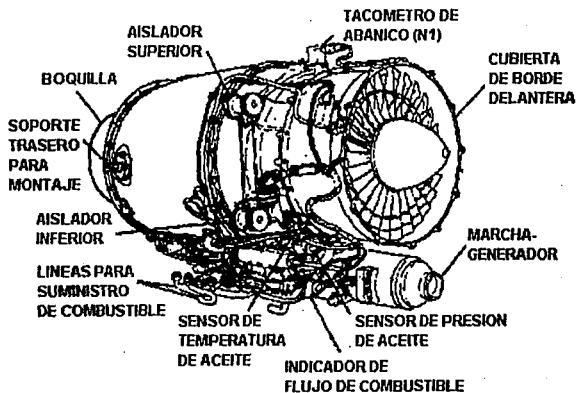
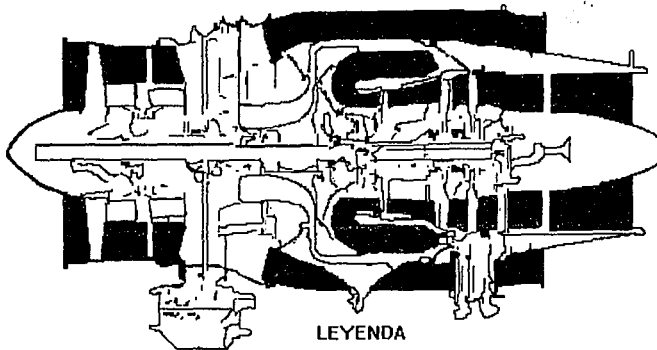


Figura 1.2. Accesorios de la Turbina JT15D-4

Todo el aire que entra pasa a través del abanico. Inmediatamente atrás de éste el flujo de aire es dividido por un ducto concéntrico. La mayor cantidad de flujo de aire total es desviado alrededor del motor a través del ducto exterior y es expulsado hacia la parte posterior. El aire que entra al ducto interior, pasa a través de los álabes guía hacia la etapa de compresión axial y luego a través de una segunda etapa de álabes guía es comprimido por el compresor centrífugo, el aire con alta presión entonces pasa a través de un difusor y se mueve hacia atrás a la sección de combustión. Este flujo de aire a través de la turbina se muestra en la figura 1.3a y las áreas de alto riesgo debido a la temperatura y velocidad del aire en las proximidades de la turbina se muestra en la figura 1.3b.

El sistema de ignición está compuesto por una caja excitadora, dos cables de ignición y dos bujías. Trabaja con una alimentación de corriente eléctrica que puede ser de 9 a 30 Volts. La caja excitadora está localizada en la posición de las 5 horas de las manecillas del reloj. Su función es transformar la entrada de corriente directa en una salida de alto voltaje de C.D. por medio de un circuito de estado sólido. Cuando la energía que se almacena en un capacitor alcanza el nivel equivalente de 4 Joules, el capacitor descarga la energía hacia las bujías y se produce la ignición. El voltaje de salida hacia las bujías es aproximadamente 3000 Volts a 3 Amperes, recibiendo una alimentación de 28 Volts de C.D. El sistema está organizado de tal forma, que si una de las bujías falla la restante quedará funcionando.

La cámara de combustión es de diseño para flujo en sentido contrario para ahorrar espacio y reducir las dimensiones del motor. Una parte del aire que entra a la cámara se mezcla con combustible y se quema, el aire restante entra por la parte inferior de la cámara para efectos de enfriamiento.



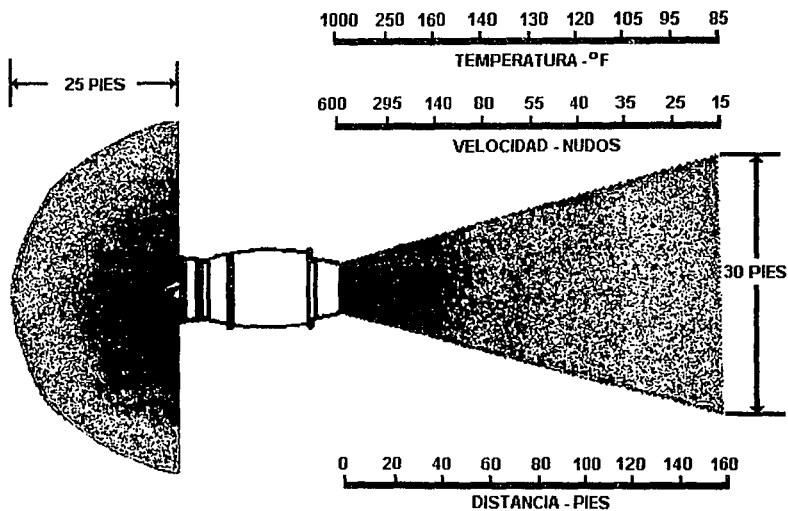
LEYENDA

■ AIRE DESVIADO

□ FLUJO PRIMARIO DE AIRE

▨ AIRE DE COMBUSTION

a. Flujo de Aire en la Turbina



b. Zonas de Alto Riesgo en la Turbina

Figura 1.3. Flujo en la Turbina y Zonas de Alto Riesgo

El combustible se introduce a través de 2 conjuntos múltiples con 12 narices de descarga cada uno. La mezcla es inicialmente encendida por dos bujías de ignición, las cuales están colocadas en las posiciones de las 5 y las 7 horas de las manecillas del reloj dentro de la cámara de combustión. Después del arranque, la combustión se mantiene por sí sola, los gases calientes se expanden en dirección inversa y pasan a través de los álabes guía hacia la turbina de alta presión. La potencia generada por esta sección de la turbina es transmitida por la flecha exterior para hacer girar el compresor centrífugo (N2). La corriente de gases en expansión continúa su camino y se enfrenta a dos etapas de turbina de baja, estas extraen energía de la corriente de gases para mover el abanico (N1) que es el elemento que impulsa la corriente de aire por el ducto de desviación para producir hasta 2/3 partes del empuje del motor.

SISTEMA DE PROTECCION CONTRA FUEGO.

Los dispositivos para la detección de fuego están instalados en ambos motores, el sistema de detección está formado por un circuito cerrado que utiliza un elemento sensor y una unidad de control de detección de fuego para cada motor. La advertencia de fuego es indicada por medio de unas luces colocadas sobre la parte superior del tablero de instrumentos.

El sistema está compuesto por dos depósitos de agente extintor, líneas de descarga y controles para la descarga de las botellas para cada motor.

DETECCION.

El cable sensor de fuego es un tubo de acero inoxidable flexible que contiene un conductor en el centro sumergido en un material semi-conductor compactado. El semi-conductor sostiene al conductor en el centro del tubo sobre el motor, este cable está conectado a una unidad de control de detección que hace que se ilumine una luz roja ENG FIRE colocada en la parte superior del tablero en el caso de que una condición de fuego ó sobrecalentamiento ocurra. La luz se encenderá cuando el cable sensor registre una temperatura de 500 °F (260 °C).

En operación normal, la resistencia del cable sensor disminuye conforme la temperatura aumenta, cuando el cable se calienta y su resistencia cae abajo del punto de alarma de fuego se actuará un relay de fuego, deshabilitando al circuito de cierre para discriminación de corto por medio de la desconexión de su salida y al mismo tiempo energizando al indicador de advertencia de fuego. Si la resistencia del cable continúa bajando, el circuito de discriminación de corto operará pero no habrá efecto alguno en la alarma ya que la salida del circuito de cierre está desconectada.

Si el cable central del sensor por alguna causa se conectara a tierra, la resistencia de ese cable bajaría pasando a través de los puntos de fuego y discriminador de corte casi al mismo tiempo, condición que provocaría que presente un cierre o inactivación automática. Este cierre desconecta al relay y a la alarma de fuego por medio de la polarización de los emisores de los transistores del circuito de alarma a través de los contactos del relay de fuego normalmente cerrados.

El control básico distingue entre un corto circuito y un fuego real por medio del control de reconocimiento por la forma en la cual la resistencia del cable cae. Un cambio instantáneo de la resistencia del cable sensor a un valor abajo de la resistencia de la alarma de discriminación por corto es rechazada como fuego pero aceptada como corto circuito y la indicación de advertencia de fuego no se presentará.

PROTECCION.

Los dos depósitos para extinción de fuego están localizados en el compartimiento de cono de cola, en ellos se almacena el agente extintor bajo presión hasta que se descarga por medio de la actuación eléctrica de un cartucho explosivo.

La forma de los depósitos es de esfera con un volumen de 86 pulgadas cúbicas, fabricadas de acero, tienen un indicador de presión en su interior, una toma combinada para llenado y salida y dos válvulas de descarga.

El agente extintor es monobromotrifluorometano. Estos depósitos están a una presión de 600 ± 75 psi a la temperatura del lugar de instalación con Nitrógeno seco. La actuación del sistema vacía al agente extintor a través de una válvula de descarga al motor seleccionado.

El indicador de presión que tiene cada depósito indica la presión interna de ese recipiente, una tabla de corrección por presión-temperatura está localizada a un costado del indicador de presión, la cual puede variar de acuerdo a la temperatura exterior.

El depósito utiliza un conjunto combinado para llenado y de seguridad (alivio), si la temperatura ambiente aumenta en forma anormal, una válvula check fusible dentro del dispositivo de llenado se funde a 2400 psi ó 210 °F, esto permite que el contenido del depósito se expulse a través del ducto, reduciendo la presión interior. Los controles de descarga permiten al Piloto seleccionar y descargar cualquiera de los depósitos hacia cualquiera de los dos motores. Los interruptores de las botellas extintoras 1 y 2 están localizados en el centro del tablero en su parte superior.

Al presionar cualquiera de los interruptores BOTTLE ARMED un voltaje de 28 Volts se aplica al cartucho correspondiente del depósito seleccionado. La presión resultante de la explosión del cartucho rompe la terminal del conjunto, quitando la fuerza del seguro mecánico sobre la válvula. El agente extintor se descarga a través de la salida hacia la línea de distribución, en ese momento las luces de ese interruptor desaparecen indicando que el agente extintor ha sido descargado.

Las líneas de descarga encauzan al agente extintor hacia el motor seleccionado. Cada motor está alimentado con líneas individuales de descarga en forma de "Y" conectado desde los recipientes, un tubo rígido hacia el motor y tubos de descarga dentro del compartimiento del motor.

Si la luz de advertencia de fuego permanece encendida, indicando que el fuego está aún presente, el interruptor restante BOTTLE ARMED puede presionarse para permitir que el agente extintor del otro depósito sea descargado hacia el mismo motor. El agente extintor no contamina al motor y ninguna limpieza es necesaria de realizar.

OPERACION.

Si se ilumina alguna de las luces ENG FIRE indica que existe una condición de fuego o sobrecalentamiento. La acción del Piloto será verificar que realmente existe sobrecalentamiento o fuego y entonces tomar la acción para extinguirlo.

La luz de advertencia también funciona como interruptor de corte para las válvulas de tapafuego. Levantando la cubierta y presionando la luz de advertencia se cerrarán simultáneamente las válvulas eléctricas de corte de combustible, de hidráulico, se desenergiza la marcha-generator y se arman los circuitos para el vaciado de las botellas extintoras. La actuación de las válvulas y el armado de las botellas se indica por medio de la iluminación de las luces FUEL PRESS LO, HID PRESS LO, FW SHUT OFF y GEN OFF del panel anunciador y las dos luces BOTTLE ARMED colocadas en el panel superior.

Se debe tener energía eléctrica disponible en la barra de extensión izquierda y en la barra de cruce derecha para los motores izquierdo y derecho respectivamente para que el sistema de detección y extinción de fuego trabaje. Presionando el interruptor ENG FIRE se provoca que se cierren las válvulas eléctricas de corte del tapafuego y que se desenergise el relay de campo del generador, al presionar el botón otra vez regresarán a su condición normal los elementos anteriores con excepción del relay de campo del generador el cual deberá reconectarse moviendo el interruptor de control de generador hacia la posición RESET regresándolo después a la posición ON.

SISTEMA HIDRAULICO.

El sistema hidráulico del avión consiste en un sistema central abierto que opera el tren de aterrizaje, frenos de velocidad, empuje de reversa (opcional) y los flaps. Un sistema independiente separado se utiliza para el sistema anti-skid (anti-derrape) y frenos de potencia de las ruedas principales.

En un sistema central abierto, el líquido continuamente circula entre las líneas y el depósito a una presión aproximada de 60 psi. Esta baja presión reduce considerablemente la cantidad de líquido hidráulico requerido en el depósito además de que hay poco incremento de temperatura en el líquido. El poco desgaste de las bombas y pocas fugas en el sistema son beneficios adicionales para el sistema central abierto.

DEPOSITO.

El líquido para el sistema está contenido en un depósito tipo acumulador localizado en el área posterior del cono de cola. La cantidad de líquido es mostrada por medio de una carátula visual en la parte posterior del depósito. Las indicaciones REFILL (llenar), FULL (lleno) y OVERFULL (sobrelleno) corresponden para 0.2, 0.5 y 0.6 Galones respectivamente. El sistema hidráulico completo tiene una capacidad de 3.9 Galones.

Un microinterruptor unido a la carátula visual del acumulador hará que se encienda la luz HYD LEVEL LO en el panel anunciador de la cabina siempre que el nivel del líquido se encuentre por abajo de la posición REFILL.

Para el servicio se requiere equipo capaz de suministrar líquido bajo presión. El sangrado (aligerar una condición de sobrelleno) se realiza abriendo una válvula de alivio localizada en el

depósito, el líquido excesivo se drena hacia el exterior a través de un tubo exterior de ventilación.

BOMBAS HIDRAULICAS.

La presión hidráulica es proporcionada por dos bombas (impulsadas por su respectivo motor) de desplazamiento positivo, cada una montada en la sección de accesorios para cada motor. Cualquier bomba es capaz de suministrar suficiente presión para operar el tren de aterrizaje, frenos de velocidad y las reversas (opcionales). Desde cada bomba, el líquido hidráulico es encauzado a través de filtros al conjunto detector de flujo y a la válvula de desviación.

OPERACION.

Cuando el tren de aterrizaje, los frenos de velocidad o las reversas (opcionales) son actuados, una válvula de desviación en la línea de retorno se cierra logrando así que el sistema se presurice a más de 1500 psi, al mismo tiempo, las válvulas de control de los frenos de velocidad, tren de aterrizaje ó de las reversas abren permitiendo que el flujo circule hacia el sistema seleccionado.

Una válvula de alivio mantiene la presión del sistema en 1500 psi y está colocada en paralelo con la válvula de desviación. La válvula de alivio abre a los 1350 psi y está totalmente abierta a los 1500 psi con 6.6 GPM (Galones por minuto). La luz HYD PRESS ON se iluminará sobre el panel anunciador siempre que el sistema esté con alta presión. Una vez que el ciclo seleccionado se completa, las respectivas válvulas de control cierran, la válvula de desviación abre y el sistema regresa a la baja presión, al estado central abierto. El diagrama de este sistema se muestra en la figura 1.4.

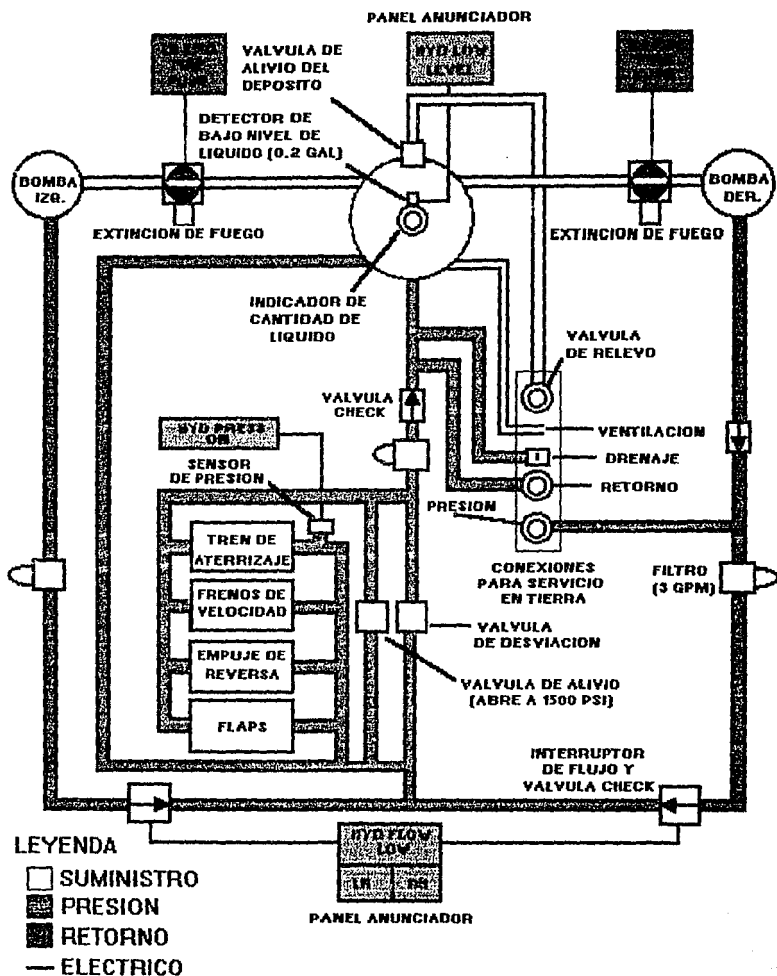


Figura 1.4. Diagrama Esquemático del Sistema Hidráulico

SISTEMA NEUMATICO.

Una botella de aire está localizada sobre el lado derecho del mamparo de presurización delantero para dar extensión de emergencia del tren de aterrizaje y/o frenos de emergencia. la botella tiene una capacidad de 1800 - 2050 psi y puede ser checada en el prevuelo por medio de un calibrador visible en el compartimiento de equipaje delantero del lado derecho. Una válvula de alivio en la botella abrirá a 4000 psi si la botella se sobrepresuriza.

La botella tiene salidas a la línea de ventilación, la línea de extensión auxiliar del tren y la línea de presión de aire de los frenos. La línea de extensión auxiliar está normalmente conectada a la línea de ventilación.

Cuando la perilla tipo collar sobre la flecha de la palanca en forma de "T" AUX GEAR CONTROL se jala, una válvula es reposicionada para dirigir el aire de la botella a través de las líneas de extensión auxiliar hacia el lado de extensión de los actuadores del tren de aterrizaje.

Los frenos de emergencia son controlados a través de una válvula reguladora de presión de tres vías, operada manualmente. El aire de la botella es dirigido al orificio de entrada de la válvula por medio de la línea de presión de aire para frenos.

El orificio de salida está conectado a los frenos y está normalmente interconectado a una línea de escape. Cuando se aplican los frenos de emergencia, la ventilación se cierra, el orificio de entrada abre y el aire de alta presión es aplicado a los frenos. Soltando la palanca de frenos de emergencia, se abre la ventilación para relevar la presión. Esto permite una modulación del sistema para obtener la fuerza de frenado deseada. Cada vez que la palanca es actuada causa que una cantidad de aire a presión sea expulsado reduciendo el suministro

de la botella de emergencia.

La botella de aire para emergencia, cuando está totalmente cargada, contiene suficiente presión para 10 aplicaciones completas de frenos de emergencia aún cuando el tren de aterrizaje haya sido extendido neumáticamente.

SISTEMA DE FRENOS.

Este sistema se incorpora con la finalidad de evitar derrapamientos de llantas a velocidades superiores a los 12 nudos. Este sistema utiliza una señal generada por transductores alojados en el eje de giro de cada rueda. Esta señal varía con la velocidad de giro de la rueda y es transmitida directamente a una caja electrónica de control.

Una súbita desaceleración que indica un posible derrapamiento, origina que la caja electrónica mande a una válvula servo una señal eléctrica para reducir la presión que se está aplicando a los frenos. La reducción de presión permite entonces acelerarse a la rueda nuevamente. Después de esta aceleración los transductores sensan el incremento de velocidad y mandan a través de la caja electrónica una nueva señal a la válvula servo para que vuelva a aumentar la presión hidráulica a los frenos.

Este ciclo completo ocurre en una fracción de segundo y por lo tanto se logra un buen nivel de eficiencia de frenado.

COMPONENTES.

El sistema anti-derrapamiento está compuesto por un transmisor de velocidad de giro de rueda, una caja electrónica, una válvula servo (eléctrica), un acumulador hidráulico, interruptores de presión, depósito de líquido de frenos, interruptor de control de modos, un

ruptor de circuito y 2 luces en el panel anunciador.

El transmisor de velocidad de giro de la rueda es un generador de C.D. acoplado al eje de giro de la rueda.

La señal producida por estos generadores de C.D. se transmite directamente a una caja electrónica de control alojada en el compartimiento del cono de cola.

La caja electrónica de control contiene dos circuitos separados, uno para cada transmisor de velocidad de rueda principal.

Estas señales individuales se comparan dentro del circuito electrónico de la caja y una señal resultante se transmite a la válvula servo. La válvula servo junto con la válvula de frenos de potencia son el elemento de control de fluido del sistema.

FRENOS DE LAS LLANTAS.

Frenos de disco múltiple se tienen instalados en las llantas del tren principal. El frenado puede realizarse por cualquiera de los dos sistemas independientes: El sistema hidráulico de frenos o por el sistema neumático de refuerzo. El frenado normal puede ser aplicado desde cualquier asiento de la cabina. El control de frenos de emergencia está instalado bajo el panel de instrumentos del lado izquierdo solamente.

Cuatro cilindros maestros de los frenos, uno para cada pedal tanto del piloto como del copiloto, están formados en pares. Cuando los pedales son presionados, el líquido es forzado desde los orificios de salida de los cilindros maestros hacia los orificios de entrada de la válvula de frenos de potencia.

La cantidad de presión que llega a los frenos es proporcional a la cantidad de presión ejercida desde la salida de los cilindros maestros mediante los pedales. Con los frenos sueltos una válvula de flujo unidireccional (check) se mantiene abierta, permitiendo al líquido moverse libremente en cualquier dirección.

FRENOS DE ESTACIONAMIENTO.

Los frenos de estacionamiento son una parte del sistema normal de frenos y utiliza válvulas check (unidireccionales) controlables que evitan el retorno de fluido después de que los frenos han sido puestos. Los frenos de estacionamiento son actuados presionando los frenos de pedal y jalando a la vez una palanca de frenos de estacionamiento, localizada en la parte inferior del panel izquierdo de instrumentos. Estos frenos de estacionamiento no deben aplicarse si los frenos están muy calientes, de lo contrario se aumentará el tiempo de enfriamiento debido al menor flujo de aire, existiendo la posibilidad de una transferencia de calor a los frenos provocando que unas válvulas térmicas de alivio abran o fundan las terminales de alivio en los neumáticos causando una pérdida de presión en éstos.

FRENOS DE EMERGENCIA.

En el caso de una falla del sistema normal de frenos hidráulicos se tiene disponible un sistema neumático. La presión neumática requerida está contenida en la botella de aire de emergencia que es controlada por una palanca con una perilla. Jalando esta palanca se aplicará igual presión a ambos conjuntos de frenos del tren de aterrizaje principal, soltando la palanca se relevará la presión. La presión de aire hacia los frenos puede ser regulada para proporcionar cualquier rango de frenado, sin embargo el sistema anti-deslizamiento no se tendrá disponible.

SISTEMA DE PRESURIZACION.

Este sistema consta de un sistema de control de la presurización y un sistema de acondicionamiento del aire. El sistema de presurización controla la cantidad de aire que escapa de la parte presurizada del fuselaje a través de las válvulas de descarga; con esto se intenta mantener la "altitud de cabina" tan cerca del nivel del mar como sea posible.

El sistema de aire acondicionado usa aire de purga del compresor del motor como fuente de aire a alta presión para lograr la presurización y acondicionamiento de la cabina.

Usando el interruptor de selección de fuente de la presurización, el piloto puede seleccionar cualquier motor o ambos, para de ahí suplirse de un volumen controlado de aire de purga para la operación del sistema en tierra o en vuelo.

El aire que será enfriado es dirigido a través de un pre-enfriador en el mismo motor antes de entrar a la máquina cicleadora de aire. Después de circular por esta máquina, el aire pasa a través de un separador de agua y sólo entonces será distribuido a la cabina por medio de ductos en el techo y en el piso de ésta. Un tubo de aire fresco está conectado al aire de impacto en el cono de cola para llevar a la cabina aire fresco en el caso de que la máquina cicleadora de aire quede inoperativa; para incrementar el flujo de aire a la cabina se puede utilizar un ventilador anti-empañante conjuntamente con una válvula divisora de flujo.

El control de la temperatura del aire a la cabina y la presurización se logra con controles neumáticos operados manual o automáticamente, colocados en el panel de control ambiental (figura 1.5). Ambos controles modulan la posición de una válvula mezcladora para permitir que cierta cantidad de aire caliente de purga se mezcle con el aire frío proveniente de la máquina cicleadora de aire para mantener la temperatura deseada de cabina.

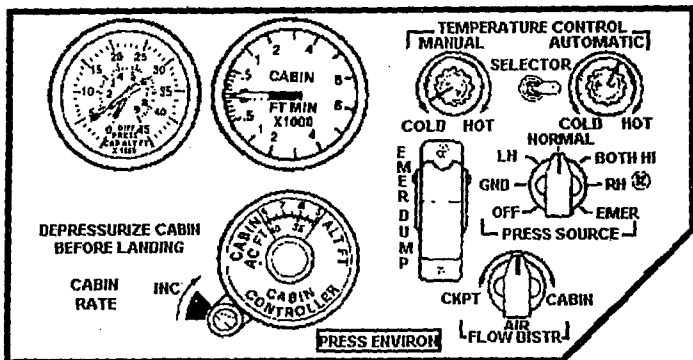


Figura 1.5 Panel de Control Ambiental y Presurización

Para lograr la presurización de una cabina es necesario contar con dos elementos: Primero, una fuente constante de aire. Segundo, un método de control de flujo de aire que entra o que sale de la cabina para así poder obtener la presión diferencial deseada y por consiguiente una "altitud de cabina" diferente a la altitud de vuelo del avión.

En el Citation II S550, el flujo de aire que entra a la cabina es constante (aún cuando se tengan diferentes ajustes de potencia), el flujo de aire que sale hacia el exterior es controlado por dos válvulas de descarga localizadas en el mamparo trasero de presurización. El sistema para controlar la presión en cabina consiste de un controlador de presurización, 2 válvulas de

descarga, 2 reguladores de presión absoluta, 2 válvulas limitadoras de "altitud de cabina", 2 filtros, 2 válvulas solenoides y 2 reguladores de vacío. La presurización de cabina se obtiene al admitir aire a presión al interior del fuselaje y limitando la cantidad que se deja escapar a la atmósfera. El propósito de la presurización es mantener la presión de la cabina del avión tan cerca de la presión del nivel del mar como sea posible. El área o cabina presurizada del avión puede mantenerse al nivel del mar cuando el avión vuela a una altitud de 22840 pies. Las zonas presurizadas del avión se muestran en la figura 1.6.

La "altitud de cabina" puede mantenerse a 8000 pies cuando el avión vuela a 43000 pies. Estas presiones imponen una presión diferencial hasta de 8.7 psi sobre la estructura del avión.

LEYENDA

NO PRESURIZADA

PRESURIZADA Y AIRE ACONDICIONADO

ALIVIO DE LAS VALVULAS DE DESCARGA
(SIN CONTROL DE TEMPERATURA)

MAMPARO DE
PRESURIZACION
DELANTERO

MAMPARO DE
PRESURIZACION
TRASERO

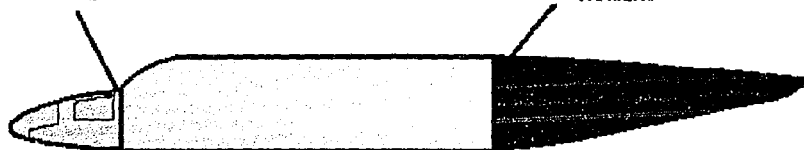


Figura 1.6. Zonas Presurizadas

SISTEMA DE OXIGENO.

Este sistema suministra Oxígeno para las máscaras del tipo de demanda en la cabina de pilotos y para las máscaras del tipo de flujo continuo para pasajeros. El sistema no se usa normalmente puesto que se puede mantener una "altitud de cabina" de 8000 pies para la máxima altitud certificada de vuelo de la aeronave con el sistema normal de presurización.

En el remoto caso de que se requiera suministro de Oxígeno, se cuenta con una botella con capacidad de 22 a 64 pies cúbicos, que se localiza en el compartimiento derecho de equipaje del compartimiento de cono de nariz. Esta botella puede soportar una operación continua por 15 minutos para la tripulación y 6 pasajeros. Un calculo somero de la duración de suministro de oxígeno puede hacerse suponiendo un consumo de 4.3 l/min por ocupante utilizando una botella con 500 litros.

SISTEMA DE DESHIELO.

Este sistema se utiliza en todos los bordes de ataque de las superficies horizontal y vertical de la aeronave.

Con tres válvulas se controla el flujo de aire presurizado para la inflación de las botas neumáticas. Cuando los motores están operando, la presión de aire de purga llega a cada válvula solenoide, dentro de la cual se incorpora un pequeño venturi para producir vacío con la finalidad de sostener las botas pegadas al borde de ataque cuando el sistema no se usa. Cuando el sistema se actúa, las válvulas solenoides son eléctricamente cerradas para inflar las botas. Se cuenta con un regulador de presión para controlar la presión del aire del sistema en 23 psi. En la consola del lado izquierdo se localiza un temporizador que controla la apertura y cierre de las tres válvulas de control, además se tienen dos interruptores de

presión, uno localizado en la línea que lleva el aire a las botas del empenaje y otro en la línea de aire a la bota de semi-ala derecha. Estos interruptores están conectados eléctricamente a la luz SURF DEICE en el panel anunciador, para indicar que el sistema se está presurizando.

BOTAS DE DESHIELO.

El inflado y desinflado de estas botas es controlado por el interruptor de deshielo de superficies SURF DEICE. Este interruptor es de tres posiciones y cargado a la posición OFF con las otras dos posiciones momentáneas SURF DEICE y RESET.

Para operar el sistema los motores deberán estar operando para suministrar aire de purga. Colocando momentáneamente el interruptor en la posición SURF DEICE se aplica corriente eléctrica al temporizador procedente de la barra de extensión izquierda. Al energizarse el temporizador activa a las válvulas, cerrando la puerta de purga y abriendo la puerta de inflación para dirigir el aire de purga para inflar las botas, que se desinflan dejando pasar el aire de purga hacia el exterior por un venturi, para que al producir succión, las botas se mantengan pegadas al borde de ataque.

Cuándo las válvulas están desactivadas, el vacío o succión que se produce, tiene un valor de 2.7 psi, las botas se mantienen pegadas hasta que el temporizador genere un nuevo ciclo de operación que se producirá sólo hasta volver a mover el interruptor de control del sistema a posición SURF DEICE.

El temporizador genera dos ciclos de 6 segundos cada uno. En el primer ciclo, abre la válvula que permite la inflación de las botas del empenaje. Para el segundo ciclo actúan dos válvulas en paralelo, que permiten el inflado de las botas de semi-alas.

La luz SURF DEICE en el panel anunciador se enciende cuando un interruptor de presión en las líneas registra 20 psi, esta luz se enciende aproximadamente 5 segundos en el primer ciclo y 3 segundos durante el segundo ciclo. Cada conjunto de botas se infla completamente en 2 segundos y se desinfla completamente en 10 segundos después de terminar el inflado.

En el caso de que las botas queden infladas o que sea deseable detener el inflado y terminar el ciclo, se deberá colocar el interruptor en posición RESET, esto desactiva al circuito del temporizador e inmediatamente se desactivan las válvulas de control. No es necesario ir a la posición RESET después de cada ciclo.

El deshielo de las superficies deberá usarse cuando se estime que la formación de hielo tenga un espesor entre 0.25 y 0.50 pulgadas. La activación anticipada de las botas puede dar como resultado que la delgada capa de hielo ya formada se traspase al ala. Por el contrario, la activación tardía del sistema puede no tener resultados para remover el hielo de los bordes de ataque. Con una luz de inspección se puede observar el borde de ataque de la semi-ala izquierda para vigilar la formación de hielo durante vuelos nocturnos.

Apoyándose en la tira de desplome que está unida a la bota, se puede determinar el espesor de la formación de hielo. Esta tira de desplome se extiende 0.50 pulgadas arriba de la bota, por lo cual es útil para estimar el espesor de la formación de hielo. Si se presenta una falla del sistema eléctrico, el sistema de deshielo de las superficies no se podrá activar, por ello deberán evitarse las condiciones atmosféricas propicias para la formación de hielo.

DIMENSIONES

(en pies)

Longitud	47.20
Altura	15.00
Envergadura	52.20
Estabilizador horizontal	19.00
Distancia entre ejes	18.20
Distancia entre trenes	17.59
Area alar	0.35 pies cuadrados
CABINA INTERIOR	
Largo	20.92
Alto	4.75
Ancho	4.92

Las dimensiones exteriores del avión se muestran en la figura 1.7.

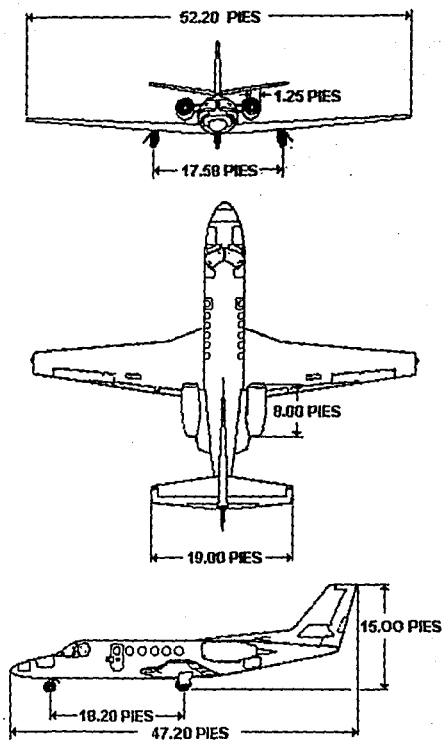


Figura 1.7. Dimensiones del Avión

MOTORES

Tipo	JT15D-4 Turbofan
Fabricante	Pratt & Whitney
Peso vacío	557 libras
Empuje (al despegue)	2500 libras
Relación de desviación	2.5 : 1
Consumo específico	0.562 lb/lb-hr
Máxima RPM de N2	96%
Máxima RPM de N1	104%
ITT máxima para arranque	500 °C
ITT máxima para despegue (limitado a 5 minutos)	700 °C

PESOS

(en libras)

Peso máximo de rampa	13500
Peso máximo en despegue	13300
Peso máximo en aterrizaje	12700
Peso máximo (cero combustible)	9500-11000

CAPACIDADES

Pasajeros	8
Tanque de aceite	2.08 Galones
Aceite utilizable	1.21 Galones
Oxígeno	500 litros a 70 psi
Depósito de líquido hidráulico	0.65 Galones
Líquido hidráulico en el sistema	3.9 Galones
Depósito para líquido de frenos	0.25 Galones
Botella de aire comprimido	1800 - 2050 psi
Botella de Oxígeno	1600 - 1800 psi
Carga y equipaje	1150 libras
Pre-carga de acumulador de frenos	675 ± 25 psi
Combustible utilizable	742 Galones (5008 lb) (2504 lb/tanque)
Combustible total	747 Galones
Presión de neumáticos (tren principal)	108 ± 5 psi
Presión de neumáticos (tren de nariz)	120 ± 5 psi

VELOCIDADES

Velocidad máxima de operación arriba de 28000 pies	0.705 Mach
Velocidad máxima de operación entre 14000 y 28000 pies	277 KIAS
Velocidad máxima de operación abajo de 14000 pies	262 KIAS
Extensión de flaps 15°	202 KIAS
Extensión de flaps 40°	176 KIAS
Velocidad para operación del tren de aterrizaje	176 KIAS
Velocidad mínima de control en vuelo	77 KIAS

OPERACIONES AUTORIZADAS

El Cessna Citation II está autorizado para operaciones de día y de noche y puede realizar también vuelos en condiciones de baja temperatura.

Los giros y maniobras acrobáticas le son prohibidos. Los desplomes intencionales no están permitidos abajo de una altitud de 25000 pies o a velocidades del motor entre el 61% y el 65% de revoluciones de abanico (N1).

ATERORIZAJE Y DESPEGUE

Altitud máxima para aterrizajes y despegues	14000 pies
Componente de viento cruzado	23 nudos
Acumulación máxima de agua en la pista	0.4 pulgadas
Longitud de pista para el despegue	3175 pies con 13300 libras
Longitud de pista para el aterrizaje	2426 pies con 12700 libras

LIMITES DE OPERACION

Temperatura máxima para operaciones	54 °C
Temperatura mínima para operaciones	-54 °C
Altitud máxima de operación	43000 pies
Desbalance máximo entre tanques	600 libras
Arranque con potencia externa	3 arranques en 30 minutos con 30 segundos entre ciclos
Arranque con batería	3 arranques en 1 hora con 30 segundos entre ciclos

Una condición de ITT (temperatura entre etapas de la turbina) cerca de los 500 °C no es normal. La temperatura mínima de aceite al arranque debe ser de -40 °C.

La temperatura entre etapas de la turbina (ITT) es una temperatura calculada y no medida realmente. Se determina multiplicando el aumento de la temperatura del aire que circula a través del ducto de desviación por un factor de 3 y se le agrega el valor de la temperatura de los gases de escape.

Al realizar maniobras de remolque y taxeo se deben considerar las siguientes restricciones:

- El ángulo de giro máximo del tren de nariz es de 95° hacia ambos lados (derecha o izquierda). Si se rebasa este límite se romperán los pernos que fijan el ensamble del tren al cilindro actuador de retracción y expansión.
- No mover el avión durante 15 minutos después de las maniobras de remolque, de lo contrario se puede dañar el indicador de virajes.
- El taxeo puede realizarse con uno o ambos motores.

Las distancias en giros máximos del tren de nariz se muestran en la figura 1.8.

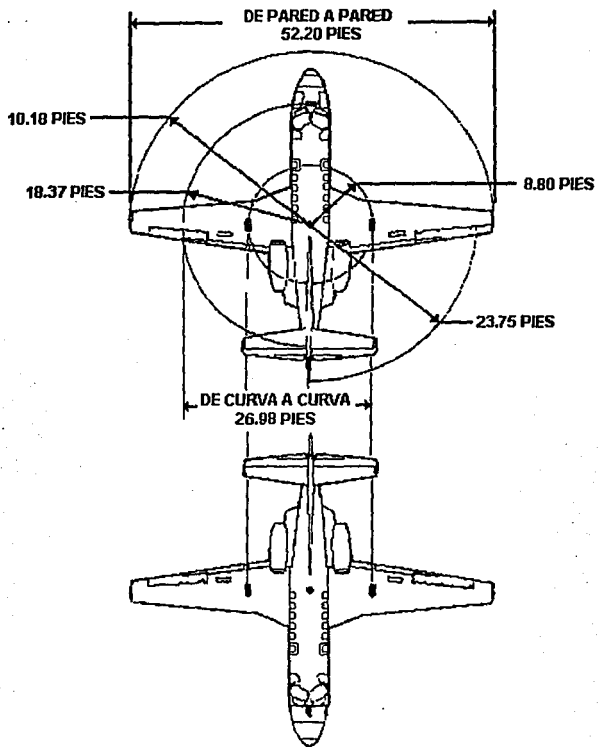


Figura 1.8. Distancias en Giro Máximo del Tren de Nariz

RELACION DE ASCENSO CON PESO MAXIMO

(a máxima potencia)

Ascenso dos motores	3250 pies/minuto
Ascenso un motor	910 pies/minuto

TIEMPO DE ASCENSO RECOMENDADO

ALTITUD (pies)	TIEMPO (minutos)
25000	11
35000	20
39000	30
41000	62
43000	167

CAPITULO 2

GENERADOR Y UNIDAD DE CONTROL DEL GENERADOR

INTRODUCCION.

El sistema de generadores es la fuente primaria de 28 Volts de corriente directa (C.D.) para el avión. Cada generador opera independientemente pero con el sistema de barras de distribución están conectados en paralelo. Estos generadores son enfriados por aire y están montados en la caja de accesorios de su respectivo motor. Cada generador es usado como marcha para el arranque del motor y funciona como generador después que se ha completado el ciclo de arranque.

Los generadores comparten equitativamente la carga eléctrica demandada (± 40 Amperes) bajo operación normal. La repartición equitativa de carga se hace a través de una conexión entre las unidades de control del generador (GCU por sus siglas en Inglés). Están regulados a 28.5 Volts C.D., 400 Amperes y son capaces de soportar una sobrecarga de hasta el 50% de su capacidad, llegando así a 600 Amperes pero sólo durante 5 minutos. La carga máxima de amperaje con todo el equipo eléctrico operando es de 425 Amperes; la carga constante a los generadores es de 325 Amperes arriba de 35000 pies y 400 Amperes abajo de 35000 pies.

La unidad de control del generador (GCU) está instalada en el sistema de generación de C.D., cuenta con un panel de control para cada marcha-generador. El panel de control utiliza circuitos integrados de estado sólido y amplificadores para proporcionar controles de bajo peso. El panel de control incluye regulación de voltaje con división de carga automática de alta precisión, protección de sobrevoltaje y sobreexcitación, protección de corriente inversa,

corte de marcha al arranque del motor, debilitamiento de excitación de campo del generador y control automático de conexión del generador a la línea. La figura 2.1 muestra la instalación de la unidad de control del generador y la marcha generador.

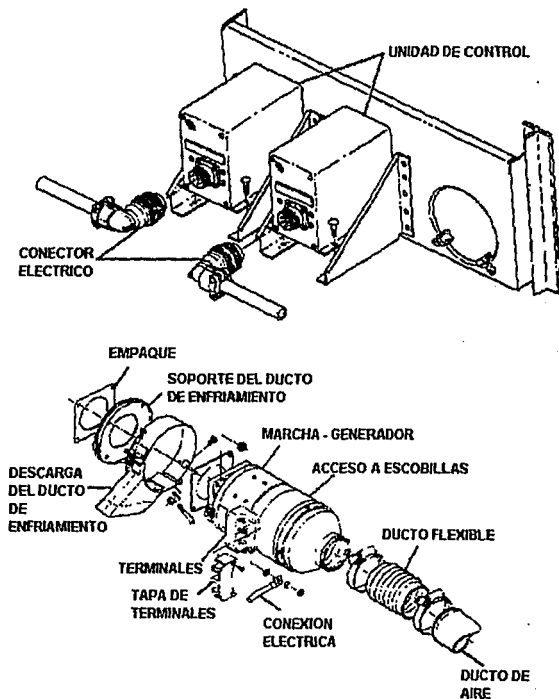


Figura 2.1. Instalación de la GCU y la Marcha-Generador

EL GENERADOR EN DERIVACION.

Los generadores del avión son del tipo shunt o conexión en derivación, por lo que es conveniente mencionar las características más importantes de estos generadores.

En este tipo de generadores, el circuito de campo está conectado en paralelo con el circuito de armadura y, como se muestra en las figuras 2.2a y 2.2 b, consta del devanado de campo en paralelo, arrollado en los polos estacionarios, y de un reóstato de campo.

La armadura del rotor se representa como una fuente de f.e.m. (E_g), una resistencia del devanado de armadura (R_w) y una resistencia (R_b) de las escobillas de carbón y su resistencia en el punto en que hacen contacto con la armadura giratoria. El circuito de la armadura completo consiste de la armadura y dos devanados, el devanado de compensación (R_c) y el devanado de interpolos (R_i), que están en el estator. Así, la parte del circuito de armadura que gira se muestra encerrada en el rectángulo, y la parte del circuito de armadura que permanece fija en el estator, queda fuera del rectángulo.

Por simplicidad, se pueden sumar y agrupar todas las resistencias en serie del circuito de armadura en una sola resistencia (R_a), que se conoce como resistencia del circuito de armadura. En el circuito equivalente de un generador en derivación de la figura 2.2b, el circuito de armadura consiste de una fuente de f.e.m. (E_g) y de una resistencia de circuito de armadura (R_a).

El generador en derivación, cuando tiene carga, está compuesto de tres circuitos en paralelo:

1. El circuito de armadura.
2. El circuito de campo.
3. El circuito de carga.

Puesto que la fuente básica de la f.e.m. y de la corriente es la armadura, el circuito equivalente de la figura 2.2b nos da la siguiente ecuación de la corriente:

$$I_a = I_f + I_l$$

siendo:

I_a : La corriente de armadura que se produce en la misma dirección que el voltaje generado E_g .

I_f : La corriente de campo (V_f/R_f) en el circuito de campo.

I_l : La corriente que pasa por la carga (V_l/R_l).

Para los tres circuitos en paralelo, por definición, existe el mismo voltaje en las terminales de los circuitos de armadura, de campo y de carga, es decir:

$$V_a = V_f = V_l$$

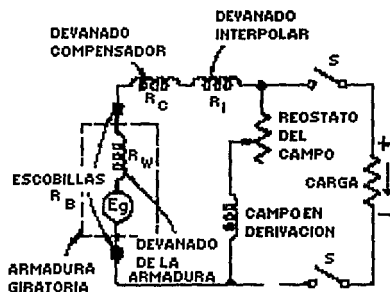
siendo:

V_a : El voltaje entre las terminales de la armadura, es decir:

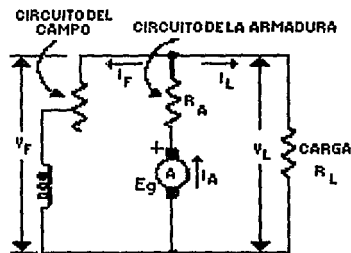
$$V_a = E_g - I_a R_a.$$

V_f : El voltaje entre las terminales del circuito de campo.

V_l : El voltaje entre las terminales de carga.



a. Diagrama Completo del Generador en Derivación



b. Circuito Equivalente del Generador en Derivación

Figura 2.2. Generador en Derivación: Diagrama y Circuito Equivalente

Cuando se hace girar el inducido los conductores cortan el débil campo magnético existente, que es debido al magnetismo remanente del sistema electromagnético. Una f.e.m. pequeña es inducida en el rotor y aplicada al devanado de campo, creando una corriente que circula por él y haciendo crecer así el flujo magnético. Al seguir este fenómeno causa un incremento progresivo de la f.e.m. inducida y de la corriente de campo, hasta que la f.e.m. inducida y la tensión en bornes alcanzan el valor máximo permanente en circuito abierto.

La curva característica de este tipo de generador está representada en la figura 2.3 y en ella puede observarse que la tensión en bornes tiende a caer al crecer la corriente de carga. Esto es debido a la caída de tensión ($R_a I_a$) en el circuito de armadura y también a una disminución del flujo principal, causada por la reacción de armadura. La caída de tensión entre bornes reduce la corriente de campo, con lo que el flujo principal disminuye y, por consiguiente, se produce una nueva caída de tensión en bornes.

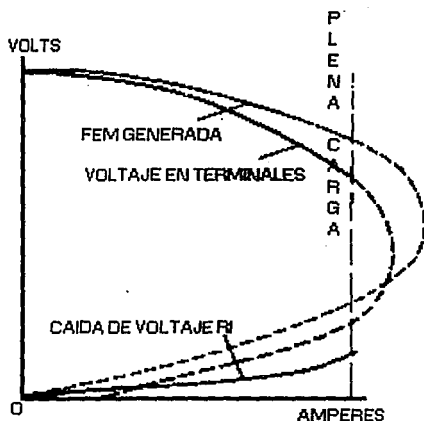


Figura 2.3. Curva Característica del Generador en Derivación

Si se continúa el proceso de incremento de carga, después de haber alcanzado la condición de trabajo a plena carga, la tensión en terminales caerá en un incremento proporcional, hasta que no pueda mantenerse ya la corriente de carga, y entonces ambos caerán a cero. Con excitación reducida, la característica externa del generador conectado en derivación cae mucho más rápidamente. Por lo tanto, el punto en el cual ocurre el descenso brusco de tensión se alcanzará con una pequeña corriente de carga. En la práctica la corriente de campo se ajusta para mantener una tensión constante en todas las condiciones de carga, mediante un regulador de tensión.

PARTES CONSTITUTIVAS DEL GENERADOR.

ESTATOR.

El estator constituye la parte principal del generador y está construido para alojar el sistema electromagnético, formado por los devanados de campo y polos. Los devanados están formados por bobinas arrolladas y conectadas en serie, de modo que al montarlos en las piezas polares, la polaridad del campo producido en los polos por la corriente de las bobinas sea alternativamente Norte y Sur. Los devanados de campo están alojados y aislados en las piezas polares. Las caras de los polos están expuestas a las variaciones del campo magnético causado por la rotación del inducido (rotor), que produce una elevación de la f.e.m. inducida que origina unas corrientes parásitas (corrientes de Foucault) en torno a los polos, la cual crea un calentamiento local y una pérdida de energía. Para minimizar estos efectos los polos son de construcción laminada; las láminas delgadas de hierro dulce están oxidadas, para aislar y ofrecer gran resistencia eléctrica a la f.e.m. inducida.

INTERPOLOS Y DEVANADOS DE COMPENSACION.

Durante el funcionamiento en carga, la corriente que pasa por el devanado del inducido del generador crea un campo magnético que se superpone al campo principal producido por la corriente del devanado de campo. Como las líneas de fuerza no pueden cruzarse, el campo del inducido distorsiona el principal en la medida en que varía con la carga; a tal efecto de distorsión se le denomina reacción de inducido. Si no se corrige, la reacción de inducido produce dos efectos indeseables:

1. Causa una variación en el eje neutro magnético, que es el que pasa por dos puntos en los cuales no se induce ninguna f.e.m. en una bobina, haciendo aparecer un chisporroteo en el conmutador.
2. Debilita el campo principal, causando una reducción de la f.e.m. generada.

Para disminuir estos efectos puede alterarse la posición de las escobillas variando las condiciones de carga, pero un método más eficaz consiste en dotar al sistema electromagnético de unos devanados adicionales, que se conocen como interpolos y devanados de compensación. Los devanados de los interpolos están arrollados en caras de polos auxiliares, localizados a mitad de camino entre los principales, y van conectados en serie con el arrollamiento del inducido. Los devanados son tales que un interpolo tiene la misma polaridad que el polo principal siguiente en el sentido de la rotación, y como los flujos son opuestos a la dirección del flujo del inducido, pueden neutralizarlo en todas las cargas, si los arrollamientos tienen el número requerido de vueltas.

A fin de alcanzar una mayor corrección en la reacción de inducido, los efectos producidos por los interpolos deben ser suplementados, ya que ellos solos no pueden eliminar por completo la distorsión ocasionada en las caras de los polos principales. Los devanados de compensación van, por tanto, conectados en serie con los interpolos y el arrollamiento del inducido, y localizados en ranuras de la base de las caras de los polos principales. De esta forma, las caras de las bobinas permanecen paralelas con las caras del inducido. Los Ampere-vuelta del devanado son iguales a los correspondientes del devanado del inducido, mientras que su flujo es opuesto a la dirección del flujo del inducido.

CONJUNTO DEL INDUCIDO (ROTOR).

El conjunto del inducido comprende el núcleo principal y el devanado principal, el colector y los cojinetes; el conjunto completo está estática y dinámicamente equilibrado.

Los devanados del inducido están constituidos individualmente por un número idéntico de bobinas, alojadas en ranuras de los extremos de las láminas de acero que forman el núcleo del inducido. Las bobinas son de pletina de cobre y como seguridad contra el desplazamiento originado por la fuerza centrífuga, unos alambres de acero o tiras abrazan toda la circunferencia exterior del inducido. Los extremos de cada bobina se llevan al colector, donde se soldan con plata a los segmentos separados. El final de una bobina se conecta en el mismo segmento con el principio de otra. De esta forma, el devanado completo forma un circuito cerrado. Los arrollamientos van siempre impregnados en vacío con barniz de silicona, para mantener una buena resistencia de aislamiento en todas las condiciones.

Como en todos los generadores empleados en aviación, el colector es de diámetro pequeño para minimizar la fuerza centrífuga, y está construido con estrechos y largos segmentos de cobre, que corresponden en número al de las bobinas de campo. Las superficies de los segmentos están barridas por escobillas, las cuales son estrechas y montadas a pares para asegurar el barrido en la zona de contacto, lo cual es una condición esencial para realizar una conmutación efectiva.

El inducido del generador está apoyado en cojinetes de bolas y rodillos. El cojinete de bolas está situado en el extremo del eje motor del inducido, y el de rodillos en el extremo del colector. Esta disposición permite la expansión lateral del núcleo del rotor, como consecuencia de las elevaciones de temperatura del generador, sin exponer los cojinetes al riesgo de ruptura.

CARCASAS EXTERIORES.

Estas carcasas están sujetas con pernos a ambos extremos del estator y contienen los rodamientos del eje del rotor. La carcasa del lado de la transmisión se construye para el ensamble del extremo del generador a la junta de montaje de la transmisión del motor. La tapa del extremo del colector lleva un soporte para el portaescobillas y lleva también un soporte para la fijación de ductos de aire de refrigeración. La inspección y el cambio de las escobillas se realiza moviendo una banda metálica que normalmente cubre unas ventanillas de la carcasa del colector.

PORTAESCOBILLAS.

El conjunto del portaescobillas abarca a éstas y al equipo necesario para mantenerlas en la posición apropiada y también situarlas en el ángulo correcto respecto a la línea neutra magnética. Las escobillas utilizadas en los generadores de aviación son del tipo electrográfitico, construidas con grafito artificial. El grafito se produce partiendo de diversas variedades de carbones naturales, moléndolos en polvo fino, mezclándolos y consolidando la mezcla en la forma deseada mediante la aplicación de una presión mecánica, seguida de una exposición a altas temperaturas en horno eléctrico. Estas escobillas poseen como propiedades la dureza del carbón y la lubricación del grafito. En suma, son resistentes al chisporroteo, ocasionan muy poco desgaste en el colector y su conductividad térmica las protege de las sobrecargas.

El contacto entre escobillas y colector se mantiene por la presión ejercida por los extremos de los muelles ajustables, anclados en los portaescobillas. Estos quedan afectados perjudicialmente por la corriente que pasa por ellos. Por ello se fija un separador o rodillo

aislante en el extremo del muelle que se apoya en la parte superior de la escobilla.

Las escobillas están provistas de cable de conexión de cobre flexible trenzado y moldeado dentro de la propia escobilla en la fabricación. Los extremos libres del cable de unión llevan soldados terminales del tipo de pala o herradura, los cuales se unen a los bornes principales del generador a través de los portaescobillas y sus conexiones. Los componentes principales del generador se muestran en la figura 2.4.

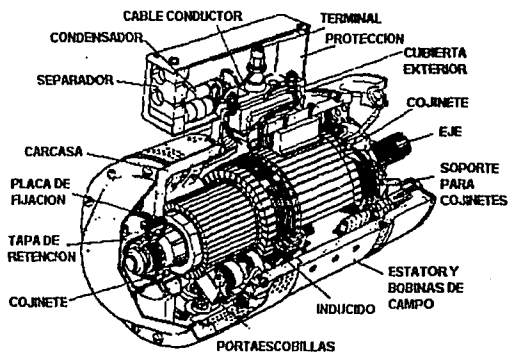


Figura 2.4. Partes Constitutivas del Generador

INDICADORES.

Los indicadores consisten de dos amperímetros y un voltímetro. Los amperímetros funcionan como medidores de carga indicando la carga soportada por cada generador. Estos indicadores tienen una marca roja en los 400 Amperes.

El voltímetro está alambrado a través del interruptor de batería e indica el voltaje de la barra caliente de batería siempre que el interruptor de batería se encuentre en la posición BATT ó EMER. El selector del voltímetro nos permite conocer el voltaje de salida de cada generador (izquierdo ó derecho). Debido a que el voltímetro registra el voltaje más alto en la barra, una lectura precisa del voltaje de uno de los generadores es obtenida sólomente con el generador opuesto fuera de la línea.

Dos amperímetros de C.D. (izquierdo y derecho) localizados en la parte izquierda del panel muestran una indicación visual de la corriente de carga suministrada por el respectivo generador. La figura 2.5 muestra donde se localizan estos indicadores en la cabina.

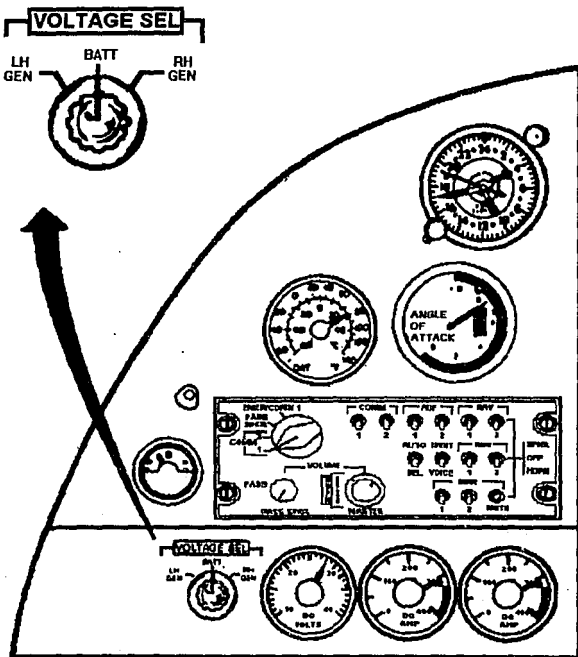


Figura 2.5. Ubicación de los Indicadores en Cabina

FUNCIONES DE LA UNIDAD DE CONTROL DEL GENERADOR

REGULACION DE VOLTAJE.

Esta función se lleva a cabo mediante un circuito comparador - amplificador con un voltaje de referencia regulado; cualquier diferencia entre el voltaje de referencia y el voltaje de salida del generador es amplificada y enviada al circuito comparador, el cual controla la excitación del campo shunt del generador. Para una mayor seguridad se previene que el generador se restablezca con un relevador de campo abierto hasta que el piloto coloque el interruptor de control en la posición RESET. El relay de campo es restablecido automáticamente y el circuito es aislado de tal manera que no funcionará en el momento en que el sistema es restablecido.

GENERADORES EN PARALELO.

El control utiliza un circuito integrado por medio del cual la diferencia de voltaje entre el interpolo del generador y la barra ecualizadora es amplificada, invertida y filtrada. La diferencia de voltaje resultante es entonces enviada al circuito de sobrevoltaje. Este cambio de voltaje alimentado al regulador origina una variación en la salida del regulador.

El circuito ecualizador trata siempre de igualar el voltaje del generador local a través del interpolo y la barra ecualizadora. El relay del circuito ecualizador trabaja junto con el relay de control, y cuando éste es desenergizado el circuito ecualizador también es desconectado, resultando un aislamiento total del generador con falla.

PROTECCION DE FALLA A TIERRA DEL GENERADOR.

Después del cierre inicial del relay de potencia, la detección de falla a tierra se realiza mediante dos transformadores de corriente (TC): Uno de ellos está localizado en la terminal negativa del generador, y el otro se localiza lo más abajo posible del cable alimentador positivo pero antes de pasar por el relay de potencia. El área comprendida entre estos dos transformadores de corriente es conocida como zona protegida. Durante la carga normal de transitorios, un pulso es inducido en cada transformador de corriente. La relación entre los transformadores de corriente es tal que el pulso inducido es polarizado inversamente y por lo tanto es invertido. Si uno de los transformadores de corriente presenta una derivación debido a una falla a tierra, el otro transformador de corriente emite un pulso de corriente a través del panel de control, activando la circuitería de falla a tierra, causando que el relay de campo se abra.

SOBREVOLTAJE Y SOBREXCITACION.

Si ocurre un sobrevoltaje debido a la falla del regulador, una curva de tiempo inverso es generada, la cual causa que el integrador de sobrevoltaje, después de un tiempo predeterminado, abra el relay de campo. Cuando un generador ha sido puesto en paralelo con otros componentes del sistema casi nunca ocurre un sobrevoltaje debido a una carga en el resto del sistema. Un regulador que ha fallado, sin embargo, obliga al generador correspondiente a soportar una carga mayor a la compartida.

El circuito de puesta en paralelo dentro de cada control evalúa cada sistema de reparto de carga con respecto a la barra ecualizadora. Cuando un sistema dado falla y obliga a mantener una mayor carga, se origina una señal de desexcitación que alimenta a su respectivo regulador. Todos los demás sistemas producen una señal de excitación. El sistema que ha

fallado, no es capaz de seguir el comando de desexcitación y una segunda señal, alimentada desde el circuito en paralelo a un punto especial de suma en el integrador de sobrevoltaje, reactiva este sistema. Todos los demás sistemas permanecen activos.

VOLTAJE DIFERENCIAL E INVERSION DE CORRIENTE.

Antes de que un generador se conecte a la barra de carga, la detección de voltaje diferencial permite cerrar solamente si ese generador está dentro de 3/10 Volts de el voltaje de la barra de carga. Este no necesariamente tiene que estar arriba de la barra de carga para permitir el cierre del relay de potencia. El circuito de puesta en paralelo es tan sensible que causa la excitación del generador aún cuando la corriente circulando sea casi cero.

Después de que el generador se ha conectado a la barra actúa automáticamente un detector de corriente inversa. El mismo circuito que evalúa el voltaje diferencial es ahora convertido automáticamente en detector de corriente inversa.

Si un generador no es capaz de mantener un voltaje constante y produce corriente inversa llegando a ser una carga adicional para el generador remanente, es removido de la línea cuando el 10% o más de su porcentaje de carga está presente en el devanado del interpolo. Una vez que el generador ha sido retirado de la barra debido a la corriente inversa, el control no permite que el generador regrese a la línea hasta que, durante un tiempo determinado, el voltaje de salida del generador alcance un nivel adecuado, asegurando la corriente de regreso a la barra.

CIRCUITO DE DEBILITAMIENTO DE CAMPO.

El control incorpora un óptimo debilitamiento de campo. Este circuito entra en modo de regulación de corriente durante el arranque del motor. Esto es, sensa la corriente en el devanado del interpolo de la marcha-generador, el cual a su vez controla el circuito de debilitamiento de campo para mantener una cantidad fija de corriente en los devanados del generador en virtud del control de la excitación del campo shunt. La condición de campo pleno existe hasta que se alcanza un valor de corriente determinado. Cuando la corriente cae por debajo de este valor, la regulación continúa hasta que el circuito de arranque es desenergizado, esto ocurre en el punto de corte de velocidad de la marcha. Durante el modo de arranque del motor, todas las demás funciones de protección del panel de control están deshabilitadas, eliminando cualquier posibilidad de una interrupción.

CORTE DE LA MARCHA.

El circuito de corte de marcha trabaja con el sensado de una entrada de frecuencia variable suministrada desde un monopolio montado internamente en el generador. Este circuito interrumpe automáticamente el modo de arranque. Si el interruptor del generador está en la posición GEN con los interruptores de la marcha apagados, el generador se restablece y genera.

RESTABLECIMIENTO DE UNA BARRA MUERTA.

El control permite la maniobra de restablecer, ésta permite el restablecimiento del relay de campo de una barra muerta sin necesidad de potencia externa. Si se desea restablecer un sistema local estando todos los demás sistemas sin operar, es necesario mover el interruptor del generador a la posición RESET. Si ese generador puede operar, ocurre un restablecimiento permitiendo al relay de campo cerrar y al sistema a alcanzar el voltaje de manera normal.

SECUENCIA ELECTRICA AL ARRANQUE DEL MOTOR.

Antes de arrancar un motor, se deberá revisar la posición del interruptor de batería y la carga de ésta (24 Volts); la energía para cerrar los relays de arranque y energizar el sistema de ignición proviene de la respectiva barra principal de C.D. y de la barra caliente de batería (que se verán más adelante). Para esto se necesita que el interruptor de batería esté en la posición BATT.

Presionando momentáneamente un botón de arranque se cierra el respectivo relay de arranque, la luz blanca del botón de arranque y la luz FUEL BOOST ON en el panel anunciador se encenderán así como también la luz de alumbrado de instrumentos de motor que se ubica abajo de la repisa delantera de la cabina.

Cuando la velocidad angular del motor alcanzan del 8% - 10% de N2, la palanca de acelerador deberá moverse hacia la posición IDLE (inactivo). Para este momento ya deberá haber una indicación de N1. La luz verde arriba del interruptor de ignición deberá encenderse al llegar el acelerador a la posición IDLE, indicando que la caja de ignición está recibiendo energía eléctrica.

En este punto sólo se debe esperar 10 segundos para tener una indicación de ITT como producto de la ignición, en caso contrario, el motor deberá cortarse (apagarse).

Motivado por el incremento de la velocidad angular, la presión de combustible lo hará también. Así, al 30 - 35% de N2 el interruptor de presión de flujo motriz terminará la secuencia de arranque desenergizando el relay de arranque. Cuando este relay abre, quita la energía de la marcha, de la bomba eléctrica de combustible, de la ignición y de las luces de ignición (verde), del botón de marcha (blanca) y de la luz FUEL BOOST ON (naranja).

Si el interruptor de presión de flujo motriz falla para terminar la secuencia de arranque, un interruptor magnético sensibilizador de velocidad que se localiza en la marcha, se activará aproximadamente al 40% de N2 desenergizando la función (o modo) de marcha de la marcha-generador. El resto del ciclo de arranque deberá terminarse manualmente presionando el interruptor STARTER DISENGAGE (corte de marcha).

El S550 está equipado con la capacidad de arranque con asistencia de generador, en la cual se utiliza al generador de un motor ya operando para ayudar a arrancar al segundo. Esto se lleva a cabo cerrando ambos relays de arranque, cuando el segundo encendido se inicia dirigiendo la corriente eléctrica a través de la barra caliente de batería hacia el otro motor.

El segundo motor se arrancará sólo hasta que el primero lo haya hecho, con esto un generador se tendrá disponible. El motor operativo se deberá ajustar al 49 - 50% de N2, esta velocidad angular es necesaria para asegurar un torque adecuado en la flecha del generador operativo.

Para confirmar que ambos relays de arranque han cerrado durante un arranque de este

tipo, se deberá revisar el encendido de las luces de los dos botones de arranque, pero más importante es que las dos luces se extingan a la terminación de la secuencia de arranque (lo cual ocurre del 30 - 35% de N2) indicando que ambos relays de arranque han abierto.

Cuando se realizan arranques con potencia externa los interruptores de generador se colocan en posición OFF hasta que ambos motores estén fuera de la secuencia de arranque. Es posible que si el voltaje de una unidad de potencia externa (UPE) excede 28 Volts ninguno de los generadores se conecte a la línea hasta que la potencia externa sea desconectada puesto que los relays de potencia no cerrarán hasta que el voltaje del generador exceda el voltaje de las barras. Las dos luces GEN OFF del panel anunciador se encenderán cuando el respectivo relay de potencia se abra, lo cual indica que el generador está aislado de su propia barra.

CONDICIONES ANORMALES.

Es importante vigilar los instrumentos asociados con el sistema de energía de C.D. Durante todas las condiciones de vuelo ambos generadores deberán compartir la carga no debiendo haber una diferencia entre ellos mayor al 10% de la carga total.

Muchas pueden ser las causas de una carga desbalanceada entre generadores, es muy importante eliminar la posibilidad de que sea un instrumento el problema. A menudo el desbalance puede corregirse colocando el interruptor del generador con más carga en la posición OFF, esto obligará al generador con menos carga a sobrellevar toda la carga, después regresar el interruptor del generador alto a la posición ON. Si la carga se iguala, el problema se ha resuelto. Sin embargo, de persistir el desbalance y exceder de 40 Amperes, el sistema deberá ser vigilado cuidadosamente y si la condición tiende a persistir o empeorar, el generador alto deberá cortarse y reducir la carga eléctrica.

Otra condición anormal es un sobrevoltaje o falla del campo de excitación del generador, condiciones que motivan que un generador se desconecte de su barra por haber sido afectado el relay de campo. Un bajo voltaje o una corriente inversa también motivan que un generador se desconecte de su barra pero en este caso lo hace por haber sido afectado el relay de potencia. Es importante aclarar que un relay de campo puede reconectarse, no siendo así para un relay de potencia.

Se puede discernir la diferencia entre uno y otro usando el voltímetro del generador afectado, de tal manera que si la lectura del voltímetro indica cero, el relay de campo es el que se ha desconectado. Si la lectura del voltímetro es normal, el relay de potencia es el que se ha desconectado. Dejando el interruptor del generador en la posición ON, el relay de potencia se reconectará por sí mismo si se corrige la condición de bajo voltaje ó corriente inversa.

Una desconexión de los dos generadores a la vez deberá considerarse seria y que muchas pueden ser las causas. Se deben colocar ambos interruptores de generador en posición RESET y luego en ON. Si ningún generador regresa a la línea se debe colocar el interruptor de batería en la posición EMER, el selector de micrófono en EMER COMM, cerrar las válvulas manuales de aire de purga para el parabrisas y aterrizar tan pronto como sea posible.

CAPITULO 3

SISTEMA DE BATERIA.

INTRODUCCION.

Una batería de Níquel-Cadmio es la fuente secundaria de corriente directa (C.D.) para energizar al sistema de barras de distribución antes del arranque o como refuerzo en caso de falla de los generadores. La batería estándar contiene 19 celdas y la batería opcional contiene 20 celdas. La celda adicional agrega capacidad de corriente, lo cual es benéfico durante condiciones de alta demanda de corriente (arranque de motor). La batería, de 24 Volts en terminales y capacidad de entrega de 39 Ampere-hora, se localiza en el compartimiento del cono de cola y se puede acceder a ella a través de la puerta del cono de cola.

El electrolito de una batería de Níquel-Cadmio como las de este tipo, es una solución de agua destilada e Hidróxido de Potasio. El electrolito funciona sólo como conductor y no reacciona con las placas como lo hace en una batería de tipo Plomo-ácido. El estado de carga de la batería no puede determinarse con exactitud con el método de la gravedad específica, puesto que el electrolito no cambia apreciablemente; por esta razón no es aconsejable usar un hidrómetro para conocer el estado de carga de estas baterías. Tampoco se puede determinar la carga mediante una prueba de voltaje debido a que el voltaje permanece constante durante el 90% del ciclo de descarga. Sin embargo, observando el nivel del electrolito puede dar idea del estado de carga de la batería, ya que las placas son porosas y absorben el electrolito cuando se descargan y lo expelen cuando se cargan.

Las placas negativas en la batería son de óxido de Cadmio, las placas positivas son de óxido de Níquel. Durante la recarga, todo el oxígeno es tomado de las placas negativas, quedando sólo Cadmio metálico. El Oxígeno desprendido de las placas negativas es recogido por las positivas para formar dióxido de Níquel. Hacia el fin del proceso de recarga, el electrolito empieza a gasificarse debido a la electrólisis que se lleva a cabo en el mismo; por lo tanto, es necesario el desprendimiento de una ligera cantidad de gas para asegurar la completa carga de la batería.

Durante la descarga se verifica una reacción química similar pero inversa, es decir, las placas negativas gradualmente ganan Oxígeno, tocando a las placas positivas perderlo.

Debido a este intercambio de Oxígeno, la energía química de las placas se convierte en energía eléctrica y el electrolito es absorbido por las placas. Por esta razón, el nivel del electrolito deberá ser revisado sólo cuando la batería está completamente cargada. La instalación y ubicación de la batería en el avión se muestra en la figura 3.1

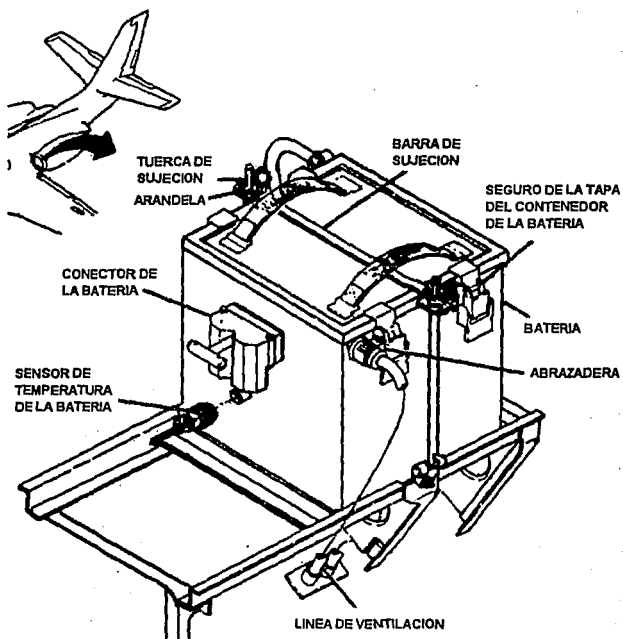


Figura 3.1. Instalación y Ubicación de la Batería en el Avión

BATERIA Y CELDAS.

Las baterías de Níquel-Cadmio presentan algunas ventajas importantes con relación a los acumuladores típicos de Plomo, entre las que conviene destacar:

- Durante el período de descarga mantienen el voltaje prácticamente constante hasta un instante antes de agotarse.
- La relación de energía-peso es superior a los acumuladores típicos.
- No se descargan a circuito abierto, ni se estropean por sulfatación de sus placas.
- No se estropean por someterlas a corriente muy intensa o por descargarlas demasiado.
- Admiten un voltaje de carga superior al nominal.

La batería de Níquel-Cadmio (Ni-Cd) consiste en una caja de acero que contiene un número de celdas idénticas e individuales conectadas en serie. Estas celdas están fijas de lado a lado en la caja de batería sin un aislamiento adicional entre ellas. La interconexión entre celdas es por medio de barras de alta conductividad (Níquel-Plata-Cobre) sobre terminales externas de Cobre-Cromo, cada terminal de la celda está conectada por medio de una terminal sólida flexible a una terminal sobre un lado de la caja de la batería o a la terminal que se extiende a través de la tapa de la batería.

En el interior, las celdas están contenidas herméticamente por cuñas de fijación de plástico. El movimiento vertical de las celdas está restringido debido a unas barras limitadoras de plástico unidas a la caja de la batería, o por material sintético de silicón. La batería tiene ventilación y esto permite el enfriamiento durante la operación y el escape de gases que se producen durante una sobrecarga.

Las celdas son el corazón de la batería. Es ahí donde la reacción química se realiza y transforma la energía química en corriente eléctrica. Los elementos activos de las celdas de Ni-Cd están en dos grupos de placas de Níquel delgadas y porosas. Un grupo está impregnado con hidróxido de Níquel dándole la polaridad positiva. El otro grupo está impregnado con hidróxido de Cadmio para darles la polaridad negativa. En el interior de la celda, las placas de polaridad opuesta están separadas por material sintético que sirve a ambas como un aislante y como depósito para el electrolito. El electrolito, que funciona como conductor para el flujo de iones entre las placas positiva y negativa, es una solución de hidróxido de Potasio y agua. El agua compone el 70% de la solución. Excepto en casos especiales, la gravedad específica del electrolito es 1.306 (lo que significa que el peso de un volumen dado del electrolito es 1.306 veces un igual volumen de agua).

Cada conjunto de placas interiores positivas y negativas están conectadas en su respectivo poste terminal, el cuál sale a través de la tapa del contenedor de las celdas. La apertura para las terminales está sellada con un anillo externo que evita las fugas del electrolito. Cada celda tiene una tapa de llenado que también funciona como válvula de ventilación, la cual permite el escape de gas durante una sobrecarga y al mismo tiempo evita la entrada de aire a las celdas. La disposición de las celdas y otras partes que integran la batería se muestra en la figura 3.2.

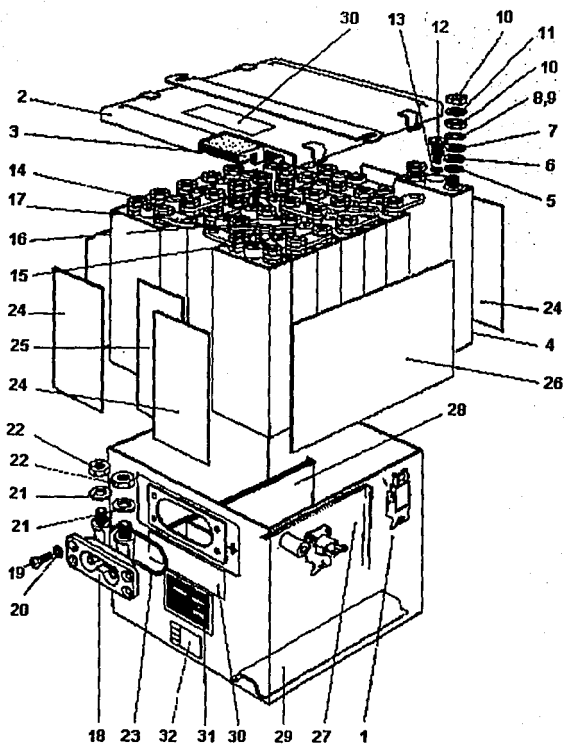


Figura 3.2. Partes Constitutivas de la Bateria

DESCRIPCION.

1. Contenedor.
2. Tapa.
3. Empaque de la tapa.
4. Celda.
5. Anillo de plástico.
6. Arandela.
7. Arandela de muelle.
8. Arandela para el borne positivo.
9. Arandela para el borne negativo.
10. Tuerca.
11. Arandela de muelle.
12. Tapa de ventilación.
13. Anillo de plástico.
14. Conector.
15. Conector.
16. Conector.
17. Conector.
18. Clavija.
19. Tornillo.
20. Arandela cóncava.
21. Arandela de muelle.
22. Tuerca.
23. Anillo de plástico.
24. Cuña.
25. Cuña.
26. Cuña.
27. Aislador-separador.
28. Separador.
29. Separador.
30. Placa de instrucciones de uso.
31. Placa de identificación.
32. Placa de registro de mantenimiento.

Figura 3.2. Partes Constitutivas de la Batería

RANGOS DE BATERIA.

Las baterías de Ni-Cd, como todas las baterías, están normalmente clasificadas por su voltaje de descarga y su capacidad nominal.

Las celdas de Ni-Cd tienen un voltaje de 1.2 Volts. Por lo tanto, el voltaje nominal de la batería es 1.2 veces el número de celdas.

La capacidad se define como la cantidad de electricidad, medida en Ampere-hora (A-H) que puede entregar la batería de un estado de carga a un estado de descarga. La batería se considera descargada cuando el voltaje terminal es de 1.0 Volt por celda multiplicado por el número de celdas.

Sin embargo, debido a que la capacidad depende de la relación de corriente con la cuál una batería se descarga, la relación de descarga debe establecerse de acuerdo a la capacidad A-H para que la relación de capacidad tenga significado.

Por ejemplo, una batería podría estar clasificada a 40 A-H en un rango de 5 horas. Esto significa que si la batería se descarga durante 5 horas se tendrá la capacidad establecida de 40 A-H y la relación de descarga sería de 8 Amperes.

El observar la capacidad de 40 A-H sin ningún tiempo de descarga implica que la batería puede ser descargada con cualquier relación y la corriente multiplicada por el tiempo sería igual a 40 A-H. Esto no es verdad. La batería del ejemplo con una capacidad de 40 A-H y un rango de 5 horas no podrá entregar 40 Amperes por una hora ó 20 Amperes por 2 horas. Para altas corrientes de salida, tendrá menos capacidad. La misma batería en el rango de

una hora tendría sólo una capacidad de 34 A-H. Esto es, con un flujo de corriente de 34 Amperes alcanzaría el promedio de 1.0 Volt por celda en una hora.

Todas las baterías de celdas ventiladas están ajustadas en el rango de una hora de descarga. Una batería SAFT tipo 4076, por ejemplo, descargada a 36 Amperes entregará 36 Amperes durante una hora antes de llegar al promedio de 1.0 Volt por celda. En un rango de 5 horas, la capacidad de la SAFT 4076 sería de más de 40 A-H. En otras palabras, si fuera descargada a 8 Amperes, proporcionaría un flujo de corriente por más de 5 horas antes de que el voltaje se reduzca a 1.0 Volt por celda. Las gráficas que muestran las curvas típicas de descarga se muestran en la figura 3.3.

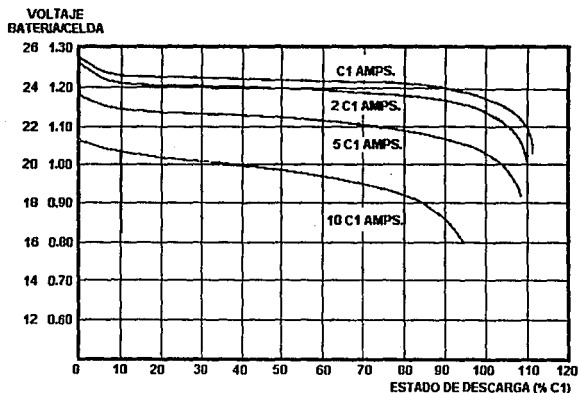


Figura 3.3. Celdas Tipo VP-K. Voltaje en Terminales Contra Estado de Descarga Para Varias Corrientes de Descarga a 68 °F (20 °C)

ESTADO DE CARGA.

A diferencia de las baterías de Plomo-ácido, no existe forma de determinar el estado de carga preciso de las baterías de Ni-Cd, a menos que se descargue la batería a una relación de corriente conocida, checando el tiempo para la descarga y entonces calcular cuál ha sido el estado de carga.

Ni la gravedad específica del electrolito, ni el voltaje terminal de la batería ó el de las celdas individuales es una indicación del estado de carga. A diferencia de las de Plomo-ácido, el electrolito no cambia su densidad ó composición (gravedad específica) con el estado de carga. (La gravedad específica del electrolito cambia con la adición ó pérdida de agua en la solución electrolítica. Debido a que el hidróxido de Potasio tiene una densidad mayor que la del agua, la gravedad específica aumentará si se pierde agua y disminuirá si se agrega agua en exceso).

Debido a que el voltaje terminal permanecerá casi constante en un amplio rango de niveles de carga, su valor no proporciona una indicación válida del estado de carga.

Por lo tanto, la única forma de determinar el estado de carga es descargando la batería a corriente fija y medir el tiempo que toma para que el voltaje caiga a un promedio de 1.0 Volt por celda.

APLICACION EN LA AERONAVE.

Aunque la batería opera en un amplio rango de temperatura sin fallar, lo mejor es instalarla en lugares donde la temperatura esperada normalmente estará entre 60 °F (15 °C) y 90 °F (32 °C). La batería tiene tubos que deben ser conectados al sistema de ventilación de la aeronave. En algunas aplicaciones, la ventilación de la batería se realiza a través de la tapa del compartimiento de batería. Con este tipo de ventilación, el compartimiento de batería previene la concentración de gases que se producen en una sobrecarga. En términos cuantitativos, para una ventilación adecuada el flujo de aire del compartimiento de batería al exterior no debe ser menor de 1 pie cúbico por minuto.

Antes de que la batería se instale en la aeronave debe cargarse utilizando el método de carga a corriente constante. Con la batería instalada en la aeronave, el método más común es el método de potencial constante.

Antes de entrar a los métodos de carga, es importante aclarar que todas las relaciones de carga y descarga están expresados en términos de C1 Amperes, donde C1 es la capacidad de la batería en un rango de una hora. Por lo tanto, una relación de carga ó descarga de 0.1C1, significa una corriente igual a 1/10 de la figura dada para el rango de capacidad de una batería en particular. Por ejemplo, si una batería tiene una capacidad de 36 A-H, la figura para C1 sería 36 Amperes. Consecuentemente para 0.1C1 sería 3.6 Amperes y 0.5C1 sería 18 Amperes.

La carga en tierra de la batería se debe realizar siempre sin la tapa de la batería o con la batería conectada al sistema de ventilación. De otra forma, el gas podría acumularse y formar concentraciones suficientes para provocar una explosión.

CARGA A CORRIENTE CONSTANTE.

BATERIA DESCARGADA COMPLETAMENTE.

Para cargar la batería completamente descargada se pueden utilizar alguno de los siguientes procedimientos:

A. Se carga a 0.1C1 Amperes hasta que el voltaje de la batería alcance un promedio de 1.5 Volts por celda (30 Volts para una batería de 20 celdas). Entonces se continúa cargando con este mismo rango de corriente durante 4 horas adicionales. Cuando se sigue este método, el tiempo para la carga total debe ser por lo menos de 14 horas, pero no más de 16 horas.

B. (1) Se carga a 0.5C1 Amperes durante un mínimo de 2 horas. Si después de este tiempo el voltaje de la batería no ha alcanzado un promedio de 1.55 Volts por celda (31 Volts para una batería de 20 celdas), se continúa la carga en este rango de corriente hasta que el voltaje alcance este nivel. Sin embargo, no debe cargarse con esta relación por más de 2 horas y 30 minutos.

B. (2) Se continúa la carga a 0.1C1 durante 4 horas adicionales.

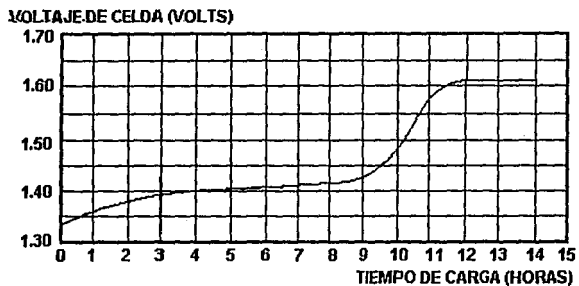
C. (1) Se carga a C1 Amperes por lo menos durante una hora, si después de este tiempo el voltaje de la batería no ha alcanzado un promedio de 1.57 Volts por celda (31.4 Volts para una batería de 20 celdas), se continúa la carga con este rango de corriente hasta que el voltaje alcance este nivel. Sin embargo, no se debe cargar en este rango por más de 1 hora y 15 minutos.

C. (2) Se continúa la carga a 0.1C1 durante 4 horas adicionales.

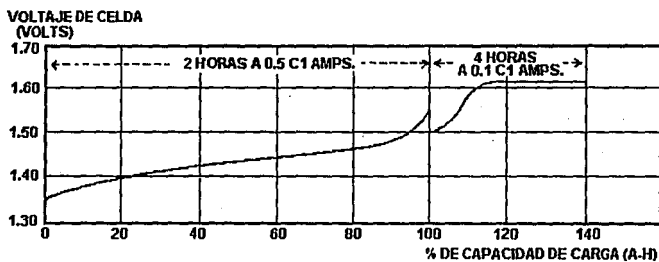
BATERIA PARCIALMENTE DESCARGADA.

A. Si la batería cargada ha permanecido inactiva por más de dos semanas y menos de dos meses, antes de ponerla en servicio debe cargarse en un rango de 0.1C1 Amperes hasta que el voltaje de la batería alcance un promedio de 1.5 Volts por celda (30 Volts para una batería de 20 celdas).

B. Si una batería cargada ha permanecido inactiva por más de dos meses o si su estado de carga actual es desconocido, la batería debe descargarse a una relación que no exceda 0.85C1 Amperes para un voltaje terminal promedio de 1 Volt por celda (20 Volts para una batería de 20 celdas). Entonces debe ser recargada siguiendo uno de los métodos indicados para la carga de una batería completamente descargada.



a. Un Rango de la Curva de Carga a Corriente Constante



b. Dos Rangos de la Curva de Carga a Corriente Constante

Figura 3.4. Curva de Carga a Corriente Constante

CARGA A POTENCIAL CONSTANTE.

La carga a potencial constante significa cargar a voltaje constante aplicado a través de las terminales de la batería.

El método de carga a potencial constante se usa más comúnmente en la aeronave, plantas u otro equipo móvil. Convencionalmente, se usa un motor que impulsa un generador en combinación con un transformador rectificador. Tiene la ventaja de ser capaz de recargar una batería en forma rápida y mantenerla en condición de carga completa mediante un flotador continuo ó sobrecarga durante la operación del generador.

Este método de carga a potencial constante presenta dos desventajas importantes, éstas son:

A: El desequilibrio de la capacidad de la batería puede originarse entre las celdas durante los ciclos de carga-descarga.

B: Una flotación continua ó sobrecarga trae como consecuencia un consumo de agua del electrolito.

Es por estas desventajas que la batería debe reacondicionarse periódicamente.

Si el sistema de voltaje constante puede entregar 10 veces la capacidad en A-H de la batería, entonces requerirá sólo una hora para reestablecer aproximadamente el 90% de la capacidad de la batería. La curva de la figura 3.5 muestra el voltaje de carga a potencial constante recomendado para diferentes temperaturas de las celdas.

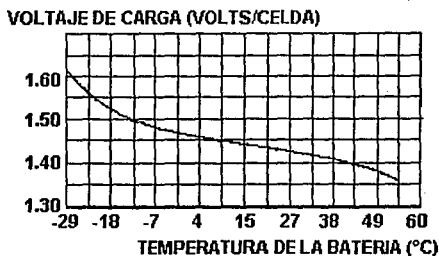


Figura 3.5. Voltaje de Carga de Celdas a Potencial Constante Recomendado Para Diferentes Temperaturas

CONTROL DE LA BATERIA.

Localizado en el panel del Piloto, se encuentra el interruptor de batería que tiene tres posiciones BATT, OFF y EMER. En la posición OFF, el relay de batería está abierto, la batería sólo alimenta a la barra caliente de batería, de la cual se energizan las luces de salida de emergencia, de aviso de pax, de los compartimientos delantero y trasero de equipaje, la ignición al arranque y el voltímetro.

Con el interruptor de batería en posición EMER, el relay de emergencia está cerrado, recibiendo la barra de emergencia la corriente eléctrica de la barra caliente de batería. El relay de emergencia está protegido por un ruptor de circuito (20 Amperes), localizado en la caja de conexiones.

Con el interruptor de batería en posición BATT, todas las barras de C.D. recibirán corriente desde la batería; estando el interruptor en esta posición se cierran los relays de emergencia y de batería, además sólo en esta posición del interruptor la batería recibirá carga de los generadores. Con la potencia externa conectada al avión, la batería recibirá carga sin importar las posiciones del interruptor. Sin embargo, antes de que la unidad de potencia externa pueda energizar las barras principales, el interruptor deberá estar en la posición BATT.

INDICACIONES DE LA BATERIA.

El voltaje de batería se puede leer en el voltímetro, el cual tiene un interruptor de selección de tres posiciones, con las cuales se pueden obtener lecturas de voltaje de cualquier generador o de la batería (figura 2.5); este interruptor está cargado a resorte a la posición BATT, posición en la cual el voltímetro indica el voltaje presente en la barra caliente de batería. Si la batería es la única fuente de C.D. entonces ese voltaje será el de la batería, pero si una unidad de potencia externa (EPU) está conectada o los generadores están operando, la unidad que tenga el más alto voltaje, será la registrada por el voltímetro. Con el interruptor de batería en posición BATT y el voltaje en cualquiera de los generadores RH GEN ó LH GEN, el voltímetro indicará el voltaje más alto de generador ó batería en la línea.

El único método con el cual se puede leer individualmente un generador, es apagando el generador y seleccionarlo con el selector de voltaje; es importante mencionar que al cortar un generador, sólo se queda fuera de la línea y no se interrumpe su excitación de campo.

La figura 3.6 ilustra el interruptor de batería, así como su ubicación en la cabina del avión.

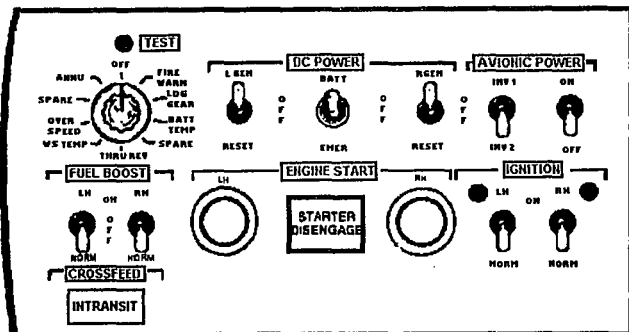


Figura 3.6. Interruptor de Batería

SOBRECALENTAMIENTO DE LA BATERIA.

El sistema de advertencia de sobrecalentamiento de la batería consiste en un sensor de temperatura de la batería y un módulo de temperatura los cuáles advierten al Piloto cuando la temperatura alcanza un valor determinado.

Cuando la temperatura de la batería es de 145 °F a 160 °F, se enciende la luz de advertencia en el panel anunciador, y cuando la temperatura de la batería se encuentra por arriba de los 160 °F la luz de advertencia emite destellos (prende y apaga), aproximadamente tres veces por segundo. El interruptor para prueba se utiliza para checar el buen funcionamiento del sistema, simulando una temperatura de 160 °F o más, la cuál hace que la luz de advertencia emita destellos. El diagrama simplificado del sistema de advertencia de sobrecalentamiento de la batería se muestra en la figura 3.7.

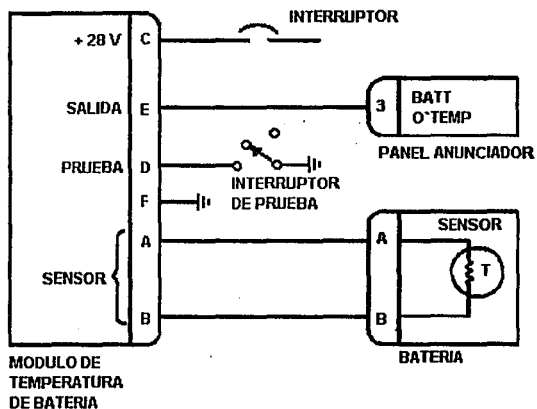


Figura 3.7. Sistema de Advertencia de Sobrecalentamiento de la Batería

SISTEMA DE POTENCIA EXTERNA.

El sistema de C.D. del exterior, está compuesto por un receptáculo de potencia externa en el costado izquierdo del fuselaje y un relay de potencia externa en el lado izquierdo de la caja de conexiones. Estos componentes son los medios para conectar 28 Volts C.D. del exterior al sistema eléctrico del avión, debiendo estar el interruptor de batería en posición BATT.

El relay de potencia externa es del tipo de un polo simple, el cual se utiliza para conectar la corriente del exterior (28 Volts C.D.) a la barra caliente de batería. Al conectar la fuente externa se energiza este relay y se permite el paso de la corriente a la barra caliente de batería.

La unidad de potencia externa (EPU) cargará la batería sin importar la posición del interruptor de batería. Al poner este interruptor en posición BATT se energizan los relays de batería y de emergencia, permitiendo llegar a la corriente del exterior a las barras principales de distribución de corriente.

El relay de potencia externa es desenergizado para retirar la potencia externa de las barras principales. Esto es para evitar que se aplique simultáneamente las corrientes de generador y potencia externa a las barras de distribución. La figura 3.8 muestra el diagrama esquemático del circuito de potencia externa.

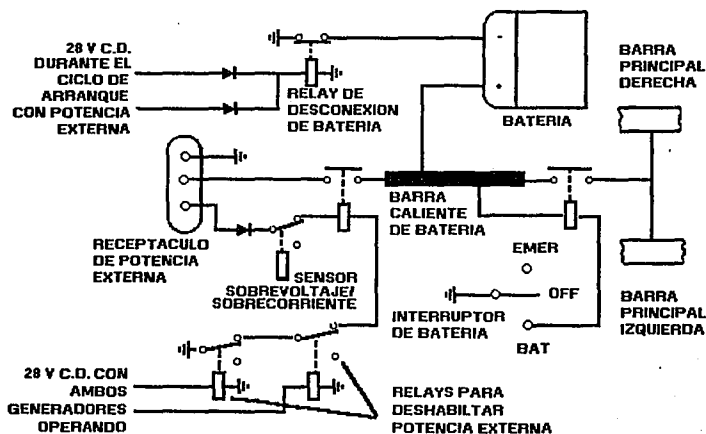


Figura 3.8 Diagrama del Circuito de Potencia Externa

Algunas unidades de potencia externa no tienen protección contra corriente inversa, si la unidad es apagada mientras esté conectada al avión, se puede provocar una rápida descarga y daños a la batería, por lo anterior, la EPU deberá ser desconectada del avión cuando ya se haya apagado.

Las EPU pueden causar excesiva corriente hacia las marchas durante el arranque, esto puede dañar los portaescobillas de los generadores, así como algún equipo de avionics, de luces ó cualquier otro equipo eléctrico. El S550 tiene instalado un sistema de protección contra sobrevoltaje y sobrecorriente en el circuito de potencia externa, el cual consiste en un detector (controlador de voltaje y corriente) y un sensor de corriente.

La detección de un sobrevoltaje la realiza únicamente el detector, cuando el voltaje en el circuito de la EPU excede de 32 Volts C.D. durante 200 milisegundos, la EPU es desconectada del sistema eléctrico del avión. El circuito detector de sobrevoltaje debe ser reestablecido antes de que usar nuevamente la EPU.

La detección de una sobrecorriente la realizan el sensor y el detector, cuando la corriente en el circuito de la EPU, excede de 1200 A durante 1 ± 0.3 segundos la sobrecorriente desconecta la potencia externa del sistema eléctrico del avión abriendo el relay de potencia externa.

Además, el S550 tiene un relay de desconexión de batería entre la batería y su tierra. Su función es interrumpir la energía de la batería del sistema eléctrico durante un arranque con EPU. Así, al presionar el botón de arranque el relay se abre, aislando la batería de la barra caliente; al completarse el ciclo de arranque, el relay automáticamente vuelve a cerrarse. Por lo que la batería no interviene al realizar un arranque con EPU.

Si durante un arranque se detecta una sobrecorriente o sobrevoltaje, el relay de potencia externa abrirá y cuando lo hace, el relay de desconexión de la batería vuelve a cerrar restaurando la energía a las barras principales. Sin embargo, en el lapso en el que el avión está sin corriente eléctrica, los relays de marcha abren y terminan el ciclo de arranque.

En la figura 3.9 se muestra el diagrama del sistema de protección de sobrevoltaje y sobreamperaje.

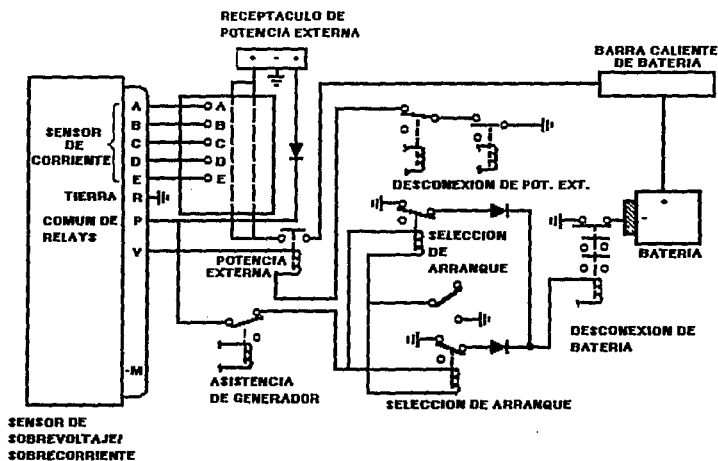


Figura 3.9. Diagrama del Sistema de Protección de Sobrevoltaje y Sobreampereaje

CAPITULO 4

SISTEMA DE DISTRIBUCION

INTRODUCCION.

La distribución de la energía eléctrica (corriente directa) se lleva a cabo mediante un sistema de barras y relays en la caja de conexiones, localizada en el mamparo de presurización trasero de la aeronave, a través de fusibles limitando la corriente a los paneles principales de interruptores. La caja de conexiones es una caja dividida en lados izquierdo y derecho por una pared. La caja de conexiones contiene relays, transformadores de corriente, interruptores, fusibles, conectores, placas de circuitos impresos, derivaciones y terminales.

La caja de conexiones suministra corriente directa (C.D.) a las siguientes barras:

- Barra caliente de batería.
- Barra de batería.
- Barra de emergencia.
- Barra principal izquierda.
- Barra principal derecha.
- Barra de extensión izquierda.
- Barra de extensión derecha.
- Barra de cruce izquierda.
- Barra de cruce derecha.

BARRAS COLECTORAS.

La salida de las fuentes generadoras se aplica a un conjunto de conductores de baja impedancia, conocidos también como colectores, barras colectoras o simplemente barras, las cuales proporcionan medios para aplicar las alimentaciones positivas a los diversos circuitos de consumo; es decir, realizan una función de transporte. Las exigencias y las condiciones anormales pueden considerarse relacionadas en tres zonas principales, que se pueden resumir como sigue:

1. Los equipos consumidores no deben privarse de energía eléctrica en el caso de avería de la fuente de alimentación a menos que la demanda total supere la disponibilidad de energía.
2. Las averías del sistema de distribución deben tener un efecto mínimo sobre el funcionamiento del sistema y constituir un riesgo mínimo de fuego probable.
3. Las averías de los equipos consumidores de energía no habrán de perjudicar a la alimentación de energía a otros equipos.

Estas exigencias se cumplen de una forma combinada mediante la conexión en paralelo de los generadores, incluyendo dispositivos de protección y haciendo que los generadores averiados queden aislados del sistema de distribución (como se vió en el capítulo 3). Otro método adicional es, como se verá más adelante, el de dividir el sistema de distribución en secciones con el fin de alimentarlos desde fuentes distintas.

Al adoptar este método se agrupan los sistemas por orden de importancia y, en general, se dividen en tres secciones: Vital, esencial y no esencial.

Los sistemas vitales son los que se necesitan para realizar un aterrizaje de emergencia sin el tren de aterrizaje útil tales como el alumbrado de socorro y el funcionamiento de detectores y extintores de fuego. Estos sistemas se conectan directamente a lo que se conoce como barra caliente de batería.

Los sistemas esenciales son los que se necesitan para asegurar un vuelo seguro en una situación de emergencia. Se conectan a las barras de C.D. y/o C.A., según sea el caso, de tal modo que se puedan alimentar siempre desde un generador o desde la batería.

Los sistemas no esenciales son aquellos que pueden dejarse sin energía eléctrica en una situación de emergencia con el fin de reducir la carga. Estos sistemas están conectados a las barras de C.D. y/o C.A., según sea el caso, alimentadas por los generadores.

TIPOS DE CABLES.

Los cables empleados en el sistema de distribución del avión están diseñados y fabricados para su empleo en condiciones ambientales específicas. De este modo se asegura el buen funcionamiento de los sistemas tanto de distribución como de consumo, a la vez que se ayuda a reducir al mínimo los riesgos de incendio y daños estructurales en caso de alguna avería. En la tabla 4.1 se presentan detalles de los cables utilizados en el avión, a la vez que en la figura 4.1 se indican los tipos de construcción.

TIPO	CONDUCTOR	AISLAMIENTO Y CUBIERTA	TEMPERATURA DE TRABAJO	APLICACION
NYVIN	Cobre estañado o Aluminio	Compuesto de pvc, trenza de vidrio y Nilon	-75 °C a 65°C	Conexión de servicios generales, excepto donde se necesitan propiedades de gran flexibilidad.
PREN	Cobre estañado o Aluminio	Trenza de vidrio compuesto de policloropreno	-75 °C a 50 °C	Las mismas que NYVIL.
TERSIL	Cobre niquelado o Aluminio	Goma de silicona cintas de poliéster trenza de vidrio fibra de poliéster barniz	-75 °C a 150 °C	Las mismas que NYVIL y PREN.
EFGLAS	Cobre niquelado	Trenza de vidrio	-75 °C a 220°C	En temperaturas altas de funcionamiento y en zonas en que se necesita resistencia a los fluidos corrosivos del avión.
UNIFIRE-F	Cobre niquelado	Trenza de vidrio Feltro de amianto impregnado de barniz de silicona	hasta 240 °C	En circuitos que necesitan funcionar durante un fuego ó después de él.

Tabla 4.1

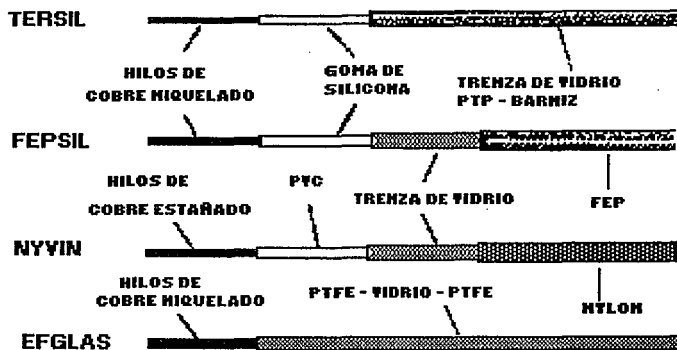


Figura 4.1. Tipos de Construcción de los Cables

Como podemos observar, en la tabla sólo se mencionan dos metales como conductores: Cobre (que puede estar estañado, niquelado o plateado, según la aplicación que se le haya de dar) y Aluminio. El Cobre tiene una baja resistencia específica y se adopta en todos los cables, excepto en los de sección muy grande. Un conductor de Aluminio que tenga la misma resistencia que otro de Cobre sólo pesa 2/3 partes de lo que pesa éste, pero tiene el doble de su sección en área.

Los materiales aislantes utilizados cumplen con varios requisitos estrictos, tales como robustez y flexibilidad en una amplio rango de temperaturas, resistencia a los combustibles, lubricantes y líquidos hidráulicos, facilidad de pelado para su terminación, inflamabilidad y peso mínimo. Todas estas condiciones las cumplen los materiales expuestos en la tabla 4.1:

SISTEMA DE BARRAS.

La corriente directa (C.D.) es distribuida a través de nueve barras. En la caja de conexiones se localizan dos barras principales. La barra de batería y la barra caliente de batería. En la cabina, en el panel de interruptores del Piloto, se localizan dos barras principales de extensión, dos barras de cruce y la barra de emergencia.

Las dos barras principales (derecha e izquierda) son alimentadas normalmente por los generadores derecho e izquierdo y están unidas por medio de la barra de batería. Estas barras también pueden ser alimentadas por la batería ó por la unidad de potencia externa.

Cada barra principal alimenta a su respectiva barra de extensión, la cual distribuye la energía eléctrica a diversos equipos a través de controles e interruptores localizados en la cabina. Las barras de extensión derecha e izquierda se localizan atrás de los paneles de interruptores del Piloto y Copiloto, respectivamente. La barra de cruce derecha se localiza en el panel izquierdo y la barra de cruce izquierda se localiza en el panel derecho. Los cables alimentadores están protegidos en ambos extremos -en la caja de conexiones por tres limitadores de corriente (fusibles) de 80 Amperes y en el panel de interruptores por tres interruptores de 75 Amperes-.

Para lograr un agrupamiento lógico de interruptores (por ejemplo ignición izquierda y derecha), las conexiones se realizan desde la barra principal de extensión derecha ó izquierda a través de interruptores de 35 Amperes a el panel de interruptores del lado opuesto a través de las barras de cruce izquierda y derecha.

La barra caliente de batería está conectada directamente a la batería. Puede ser alimentada por una unidad de potencia externa y, en operación normal, es alimentada por los generadores. La barra caliente de batería es alimentada en cualquier momento una vez que la batería ha sido instalada y conectada.

La barra de batería funciona como una barra de unión entre las barras principales derecha e izquierda y está conectada a estas barras a través de limitadores de corriente (fusibles) de 225 Amperes. Si el interruptor de batería se encuentra en la posición BATT, la barra de batería es alimentada por la barra caliente de batería, de la barra principal derecha ó izquierda si algún generador está operando, ó de la EPU si está conectada.

La barra de emergencia es alimentada a través del relay de emergencia en cualquiera de las dos posiciones del interruptor de batería BATT ó EMER. Esta barra distribuye la energía eléctrica a los servicios esenciales si ocurre una falla en los generadores ó algún desperfecto eléctrico durante el vuelo. Un arreglo o configuración de barras divididas puede seleccionarse. Esto es, si cualquier generador está funcionando con el interruptor de batería en la posición EMER, el generador alimentará el sistema de distribución normal, y la batería alimentará a la barra de batería y a la barra caliente de batería. Es importante recordar que la batería no recibirá carga en este arreglo. El relay de la barra de emergencia está protegido por un interruptor localizado en la caja de conexiones. La figura 4.2 muestra la instalación eléctrica del sistema de distribución de corriente directa en la caja de conexiones, y la figura 4.3 muestra el diagrama de protección del sistema de distribución.

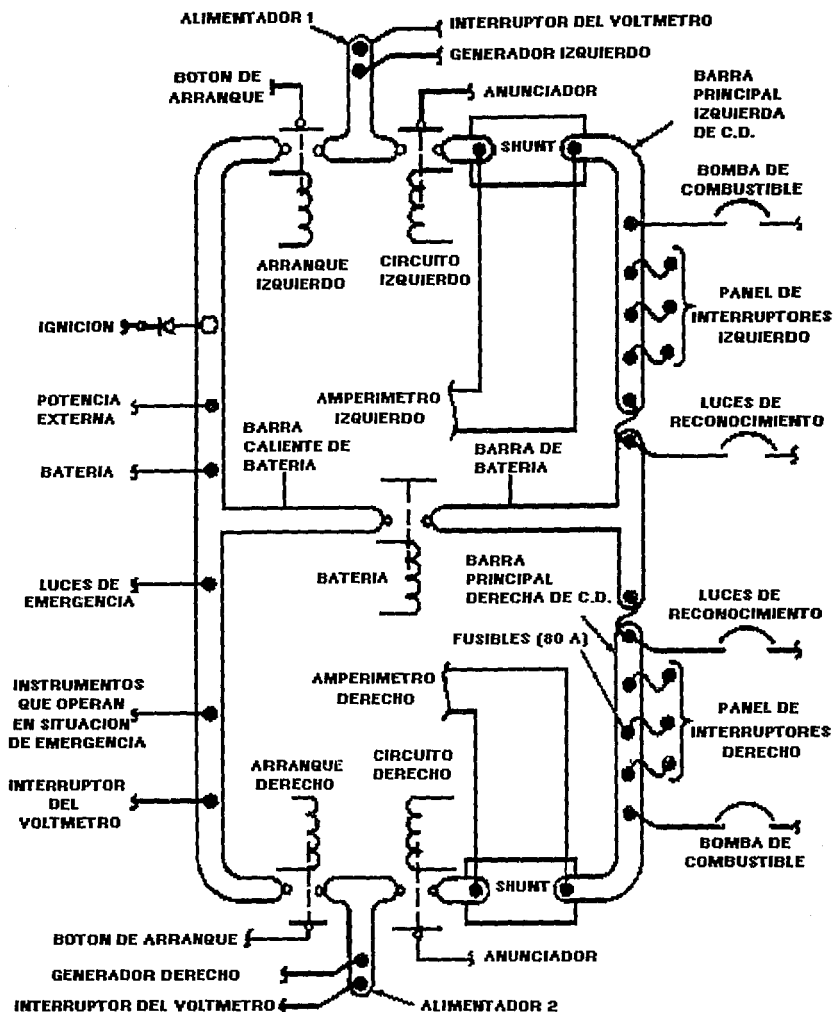


Figura 4.2. Instalación Eléctrica del Sistema de Distribución de C.D. en la Caja de Conexiones

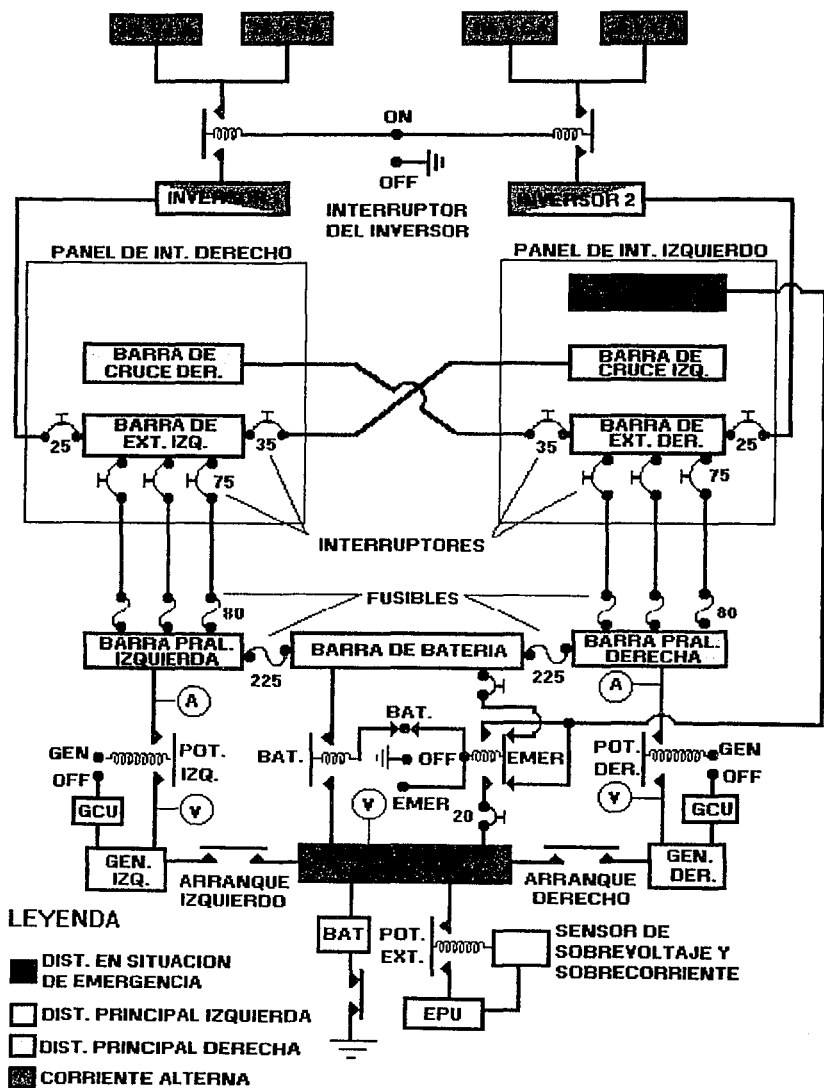


Figura 4.3. Diagrama de Protección del Sistema de Distribución

DISTRIBUCION DE CORRIENTE DIRECTA.

A continuación se enlistan las barras que conforman el sistema de distribución del Cessna Citation II S550 así como los equipos que son alimentados por éstas.

Barra de cruce derecha.

- Bomba de combustible del motor derecho (control de alimentación).
- Ignición del motor derecho (función anti-hielo).
- Detección y extinción de fuego del motor derecho.
- Alarma del tren de aterrizaje (luces, timbre y seguro).
- Frenos de velocidad.
- Calefactor del pitot estático derecho.
- Panel de interruptores derecho.
- Válvula de control de aire para el parabrisas.
- Control de temperatura del aire para el parabrisas.
- Alarma de derrapamiento.
- Válvula de presurización de emergencia.
- Control de temperatura.
- Sistema de monitoreo de temperatura de la batería.
- Calefactor del ángulo de ataque.
- Compensador de elevadores.

Barra principal derecha.

- Luz de aterrizaje y taxeo derecha.
- Bomba de combustible del motor derecho (botón de arranque).
- Luces de cabina.
- Elementos de calefacción anti-hielo de semi-ala derecha.
- Limpieza del inodoro.

Barra de cruce izquierda.

- Instrumentos del motor izquierdo.
- NAV 1.
- RMI 1.
- Audio 1.
- ADF 1.
- DME 1 y/o 2 (opcional).
- Piloto automático, director de vuelo y advertencia de falla de C.A.
- Transponder 1.
- Radio altímetro (opcional).

Barra de extensión derecha.

- Luces anti-colisión.
- Instrumentos del motor derecho.
- Luces de navegación.
- Luces de inspección de alas.
- COMM 2.

- Audio 2.
- Inversor 2.
- Radar.
- ADF 2.
- DME 2.
- Transponder 2.
- Piloto automático, director de vuelo y advertencia de falla de C.A.
- Luces estroboscópicas.
- Empuje de reversa del motor derecho (opcional).

Barra caliente de batería.

- Luces de salida de emergencia.
- Luz del cono de cola.
- Luz del compartimiento de equipaje trasero.
- Voltímetro.
- Faro localizador.
- Ignición de ambos motores (en modo aceleración).

Barra de emergencia.

- NAV 2.
- Sistema de compas.
- COMM 1.
- Luces de navegación de cabina.

Barra principal izquierda.

- Bomba de combustible del motor izquierdo (botón de arranque).
- Luz de aterrizaje y taxeo izquierda.
- Sistema de oxígeno a pasajeros y luces individuales.
- Elementos anti-hielo de semi-ala izquierda.

Barra de extensión izquierda.

- Bomba de combustible del motor izquierdo (control de alimentación).
- Ignición del motor izquierdo (función anti-hielo).
- Detección y extinción de fuego del motor izquierdo.
- Inversor 1.
- Empuje de reversa del motor izquierdo (opcional).
- Control del tren de aterrizaje.
- Panel de interruptores izquierdo.
- Sistema de deshielo.
- Calefactor del pitot estático izquierdo.
- Control del ángulo de ataque.
- Presurización normal (control de las válvulas de flujo de aire).
- Bomba de alcohol para el parabrisas.
- Indicador de temperatura del exterior.
- Alarma de exceso de velocidad.
- Alarma de altitud.

A continuación se describen algunos de los dispositivos más importantes localizados en la caja de conexiones.

RELAY DE BATERIA Y RELAY DE EMERGENCIA.

La corriente directa suministrada por los generadores es distribuida a las dos barras principales, las cuales están puestas en paralelo a través de dos limitadores de corriente y la barra de batería. La corriente suministrada por la batería es distribuida a la barra caliente de batería. La barra caliente de batería suministra corriente directa a la barra de batería a través del relay de batería y la barra de emergencia a través del relay de emergencia. Los relays son operados mediante el interruptor de batería. Con el interruptor en la posición BATT, los relays de batería y de emergencia se cierran. Con el interruptor en la posición EMER sólo se cierra el relay de emergencia.

RELAY DE POTENCIA EXTERNA.

Al conectar una fuente de potencia externa a la aeronave se energiza el relay de potencia externa, conectando la fuente de potencia externa a la barra caliente de batería.

Posicionando el interruptor de batería en la posición BATT se energizan los relays de batería y de emergencia, conectando la potencia externa a las barras de batería, de emergencia y barras principales izquierda y derecha.

El relay de potencia externa se desenergiza para cortar el suministro de potencia externa a la barra caliente de batería cuando cualquier relay de generador se cierra. Esto es para evitar que los generadores y la EPU suministren energía eléctrica a las barras del avión simultáneamente.

RELAY DE ARRANQUE.

En el panel izquierdo del tablero se localizan dos botones de arranque, los cuales al presionarse activan un circuito para cerrar el relay de arranque asociado y permitir el flujo de corriente de la barra caliente de batería directamente a la marcha-generador. Un botón para cortar ó "abortar" el arranque, localizado entre los botones de arranque, se puede utilizar para abrir el circuito de arranque si se desea terminar la secuencia de arranque en forma manual.

RELAY DE GENERADOR.

Los interruptores de generador tienen tres posiciones: GEN, OFF y RESET. Al colocar el interruptor en la posición GEN permite a la unidad de control del generador (GCU) cerrar el relay de potencia y conectar el generador a su barra principal. Con el interruptor en la posición OFF el relay de potencia es abierto, y el generador no alimenta a alguna carga. Colocando el interruptor en la posición RESET (posición en la cual el interruptor funciona como un botón pulsador) se cierra el relay de campo de la unidad de control del generador si éste ha sido abierto.

RELAY DE DESCONEXION DE BATERIA.

El relay de desconexión de batería no se localiza en la caja de conexiones, sin embargo se considera parte de ésta. El relay se localiza abajo de la batería y es utilizado para desconectar la batería del sistema eléctrico del avión durante el arranque cuando la EPU está suministrando corriente eléctrica. La instalación de los dispositivos en la caja de conexiones se ilustra en la figura 4.4.

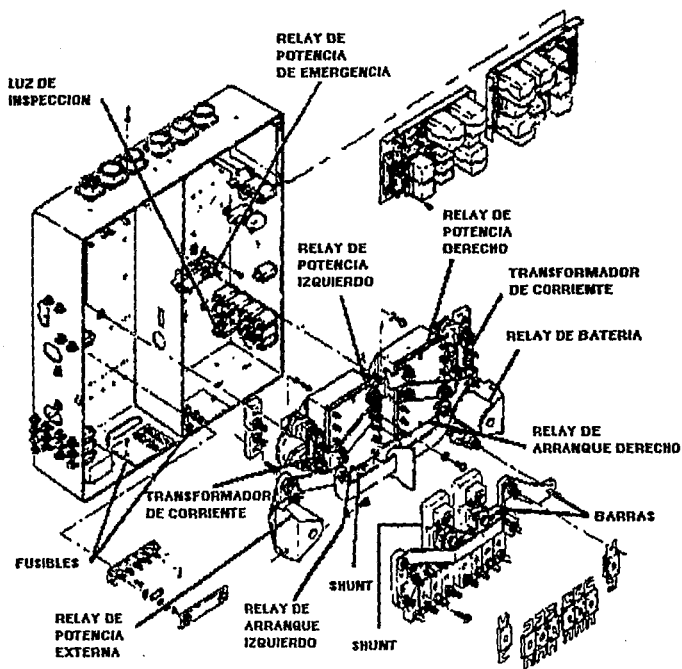
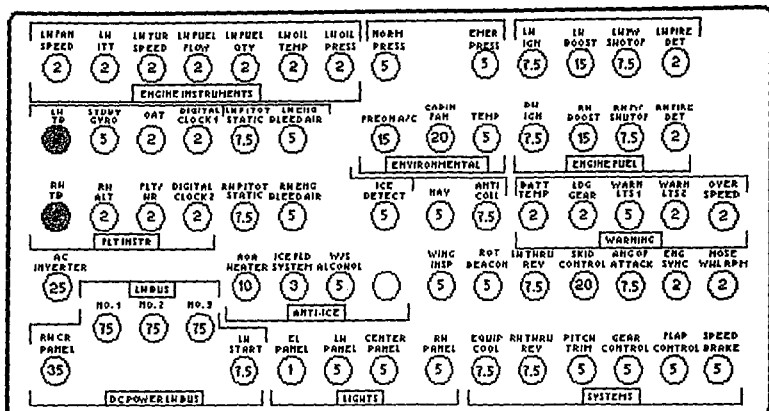


Figura 4.4. Dispositivos de la Caja de Conexiones

PANELES PRINCIPALES DE INTERRUPTORES.

Los paneles de interruptores derecho e izquierdo de la cabina reciben corriente directa de las barras principales derecha e izquierda que se localizan en la caja de conexiones. Cada panel de interruptores está dividido en secciones delineadas conteniendo cada una de ellas un grupo de interruptores. Las secciones están identificadas para indicar la función específica de los interruptores. Ambos paneles, derecho e izquierdo, contienen interruptores para suministrar energía eléctrica a los componentes derecho e izquierdo del sistema. La cantidad de corriente que resiste cada elemento se indica sobre cada uno de ellos. Estos paneles se muestran en la figura 4.5.

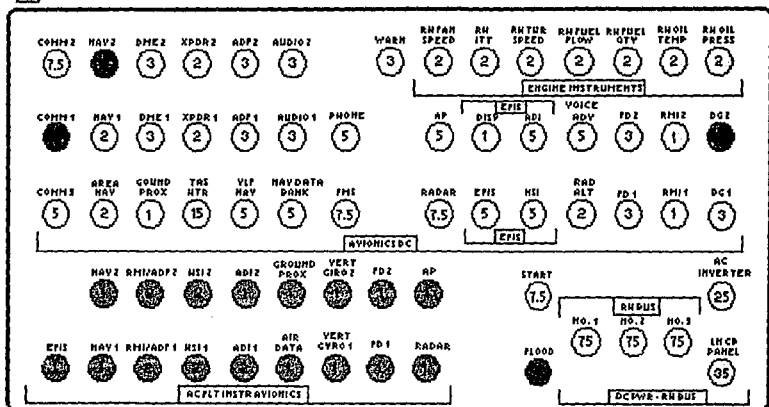


LEYENDA

BARRA PRINCIPAL IZQUIERDA DE C.D.

BARRA DE C. A.

BARRA PRINCIPAL DERECHA DE C.D.



LEYENDA

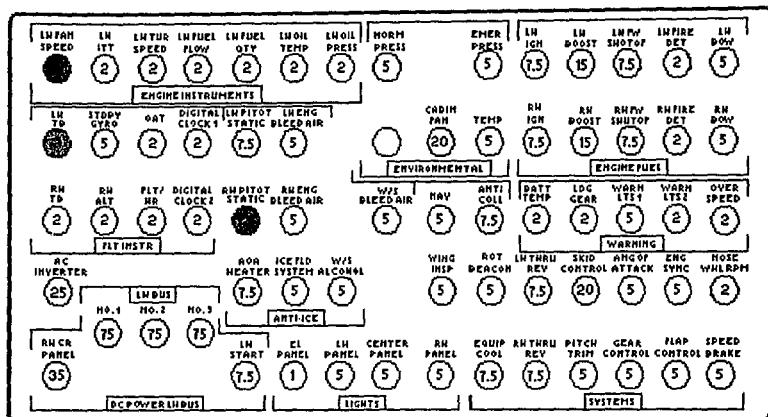
BARRA PRINCIPAL IZQUIERDA DE C.D.

BARRA DE EMERGENCIA

BARRA PRINCIPAL DERECHA DE C.D.

BARRA DE C. A.

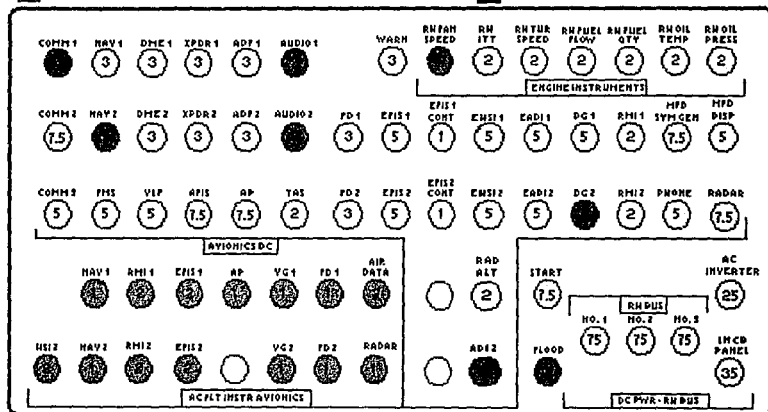
Figura 4.5. Paneles de Interruptores de Piloto y Copiloto (1/2)



LEYENDA

- BARRA DE EXTENSION IZQUIERDA
- BARRA DE CRUCE DERECHA

- BARRA DE C.A.
- BARRA DE EMERGENCIA



LEYENDA

- BARRA DE CRUCE IZQUIERDA
- BARRA DE EXTENSION DERECHA

- BARRA DE EMERGENCIA
- BARRA DE C.A.

Figura 4.5. Paneles de Interruptores de Piloto y Copiloto (2/2)

CÁRGAS ESTÁTICAS.

Durante el vuelo se crea en la estructura del avión energía eléctrica, que se desarrolla de dos formas: Por cargas estáticas de precipitación y por cargas debidas a inducción electrostática. Las primeras aparecen en las superficies exteriores del avión como consecuencia de la fricción con partículas de lluvia, nieve y cristales de hielo, polvo, humo y otros contaminantes del aire. Al recorrer estas partículas el exterior de la estructura del avión dejan en ella cargas negativas y a la vez de ella se desprenden cargas positivas que se van con el aire. Además, otras partículas de impurezas extrañas, que están cargadas, hacen contacto físico con la superficie del avión y le transfieren esas cargas, con lo que crece o disminuye el estado de carga ya existente a causa de la fricción.

Las cargas del tipo electrostático son las inducidas en el avión al volar por campos eléctricos creados por ciertos tipos de formaciones nubosas. Esta condición de carga es el resultado de la descomposición de las partículas de agua, que aumenta la intensidad del campo y crea una tensión tan alta que se produce una descarga en forma similar a un relámpago. Esta descarga puede efectuarse entre bolsas de cargas opuestas de una misma nube, o una sección cargada negativamente y la parte superior de aquella, o entre una bolsa cargada positivamente y tierra. Una nube muy desarrollada puede tener zonas con cargas opuestas entre sí, lo que producirá varios campos eléctricos, tanto en los planos horizontal como vertical, en los que se pueden alcanzar tensiones hasta de 10000 Volts por centímetro. El peligro relativo creado por estos potenciales tan elevados puede apreciarse sin más que decir que por inducción electrostática pueden dejarse pasar por el avión hasta 10 millones de Volts, con corrientes posibles de varios miles de Amperes, cuando éste vuela en la proximidades de las condiciones mencionadas.

Independientemente de cómo adquiera el avión sus cargas estáticas, la diferencia de potencial resultante entre éste y la atmósfera produce una descarga que tiende a ajustar el potencial del avión al de ésta. Por eso la carga se disipa casi al mismo tiempo que se produce.

Sin embargo, existe un riesgo, como es la posibilidad de que se produzcan descargas dentro del avión como consecuencia de las diferencias de potencial entre las distintas partes que componen el aparato y todos los sistemas necesarios para su funcionamiento. Por eso es primordial incorporar un sistema que constituya un camino de baja resistencia entre todas las partes del avión y que al hacerlo:

1. Limite la diferencia de potencial entre todas las partes.
2. Elimine las descargas de arco y los riesgos de incendio.
3. Conduzca las tensiones y las corrientes tan elevadas de modo que puedan descargarse a la atmósfera por los extremos del avión.
4. Reduzca la interferencia con las señales de radio y los sistemas de navegación.
5. Evite la posibilidad de descargas eléctricas a personas en contacto con equipos y partes del avión.

A este sistema se le llama continuidad eléctrica y su descripción se presenta a continuación.

CONTINUIDAD ELECTRICA.

La unión continua se consigue mediante tiras metálicas que conectan entre sí partes metálicas fijas, por ejemplo, los tubos unidos a extremos opuestos de un acoplo no metálico, y con conductores cortos de trenza flexible que unen partes móviles tales como varillas de control, superficies de control de vuelo y componentes colocados en montajes flexibles. En la figura 4.6 se dan algunos ejemplos de tiras de unión o puentes, como también se les conoce.

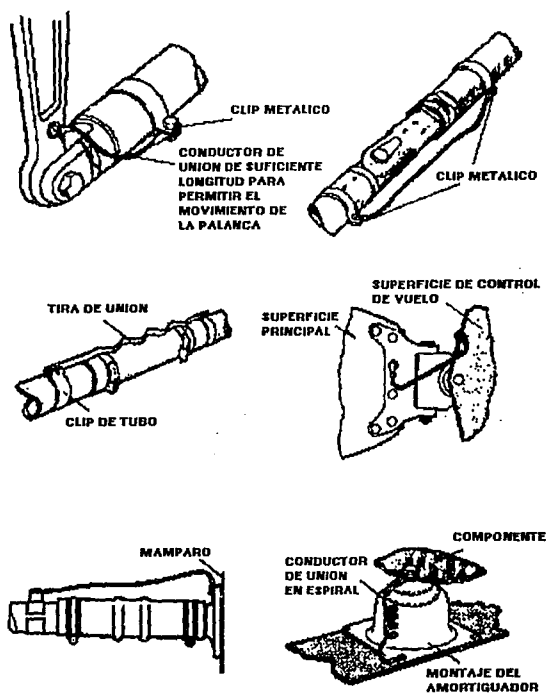


Figura 4.6. Métodos Para Conseguir la Continuidad Eléctrica

La continuidad eléctrica se clasifica como primaria o secundaria; esta clasificación está determinada por la magnitud de la corriente que se espera que se origine debido a las cargas electrostáticas inducidas y a las cargas estáticas de precipitación, respectivamente. Los conductores de continuidad primaria se utilizan para unir componentes principales, como motores, superficies externas (como las superficies de mando de vuelo), entre otras, a la masa metálica principal del avión. Los conductores de continuidad secundaria se usan para unir componentes para los cuales no se requiere específicamente conductores primarios, por ejemplo tuberías que lleven fluidos inflamables, tubos metálicos de conducción de cables, cajas de conexiones, paneles, puertas, etc.

Siempre es posible que en el avión quede alguna carga estática, por lo que una vez aterrizado puede aparecer una diferencia de potencial entre éste y tierra. Por supuesto que esta situación es indeseable, ya que crea un peligro de descarga eléctrica para las personas que entren o salgan del avión y pueda ocasionar chispas entre éste y los equipos de superficie que se le conecten. Para proporcionar un camino de escape apropiado a esas cargas se utilizan hilos de acero cortos y flexibles unidos al eje del tren de aterrizaje principal cuyos neumáticos contienen una goma que les confiere buena conductividad eléctrica y que hacen contacto físico con el suelo en cuanto aterriza el avión.

Durante la maniobra de recarga de combustible se deben extremar las precauciones para reducir al mínimo los riesgos de incendio y explosión a causa de la presencia de cargas estáticas. Puede estar cargado el avión, así como el tanque de combustible, y además al pasar por éste la manguera y la boquilla puede producir potenciales eléctricos. Debido a esto se debe de prevenir la formación de diferencias de potencial que de lo contrario podrían traducirse en la producción de chispas, con el riesgo de inflamación de los vapores del combustible. La igualación de los potenciales se consigue proporcionando una conexión eléctrica entre el avión y el tanque que a su vez se une a tierra, y poniendo la boquilla en

contacto con un punto especialmente destinado a ello en la estructura del avión. Durante la operación de recarga se mantiene siempre el contacto físico entre la boquilla de la manguera del combustible y el tanque. La ubicación de los cables de descarga estática en el avión se muestra en la figura 4.7.

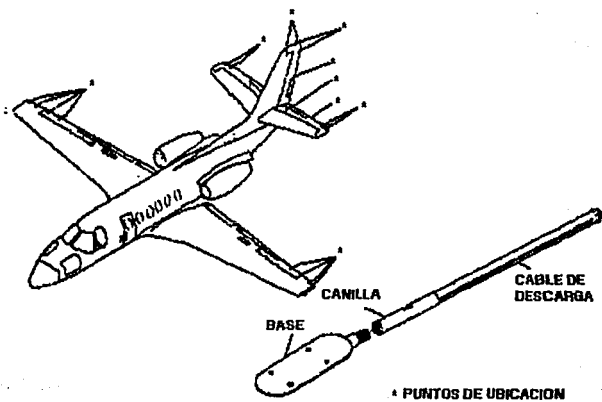


Figura 4.7. Cables de Descarga Estática

CAPITULO 5

SISTEMA DE CORRIENTE ALTERNA Y UTILIZACION DE LA ENERGIA ELECTRICA

INTRODUCCION.

La corriente alterna en el avión es suministrada por dos inversores estáticos de estado sólido. Están montados en la parte trasera del avión (figura 5.1) y su función es transformar la energía de 28 Volts de corriente directa (C.D.) a energía de 115 Volts y 26 Volts pero de corriente alterna (C.A.) a una frecuencia de 400 Hz. El equipo estándar está compuesto por dos inversores de 300 VA.

Además de los inversores usados para proveer corriente alterna a los sistemas del avión, hay 3 convertidores de 5 Volts de C.D. y un inversor de 40-60 Volts de C.A. usados para suministrar corriente al sistema de alumbrado de instrumentos del avión. Los convertidores de 5 Volts de C.D. suministran energía a los paneles de instrumentos izquierdo, central y derecho; el inversor de 40-60 Volts de C.A. abastece a los paneles electro-luminiscentes que iluminan los letreros de los interruptores y ruptores de circuito.

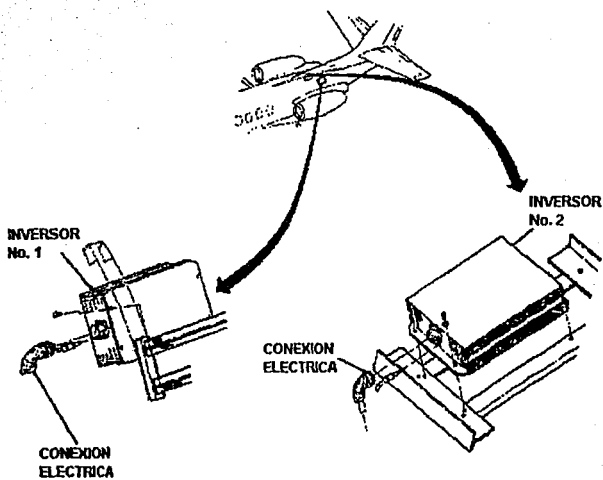


Figura 5.1. Instalación de los inversores

EL INVERSOR ESTATICO.

El funcionamiento de un Inversor estático usado para la conversión de la tensión de directa en alterna monofásica de 115 Volts se indica en el esquema sinóptico de la figura 5.2

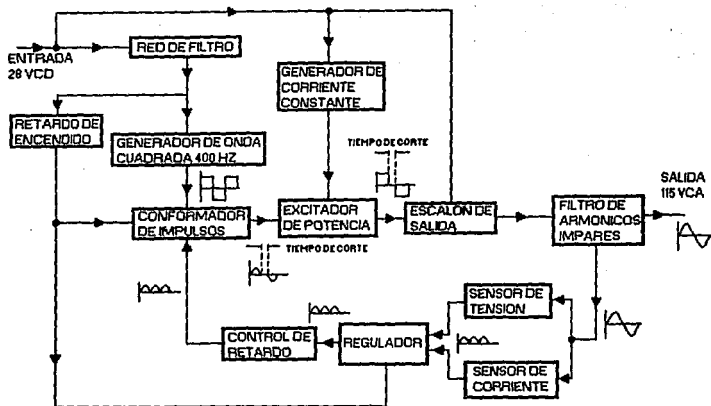


Figura 5.2. Diagrama Esquemático del Inversor Estático

La corriente directa se lleva a los circuitos transistorizados de una red de filtro, un conformador de impulsos, un generador de corriente constante, una etapa excitadora de potencia y la etapa final. Después de eliminar mediante filtrado cualquier variación que se produzca en la entrada, la corriente directa se lleva a un generador de onda cuadrada, que proporciona la primera conversión de la corriente directa en alterna rectangular, al mismo tiempo que establece la frecuencia de funcionamiento buscada, de 400 Hz. Esta salida se aplica a continuación a un conformador de impulsos, que regula la anchura de los impulsos de la señal y modifica su forma de onda antes de pasarlos a la etapa excitadora.

Como se observa en el esquema, la corriente directa necesaria para el funcionamiento del conformador de impulsos se aplica por medio de un circuito de retardo de encendido. La razón es que el conformador de impulsos tiene que retrasar su salida hacia la etapa excitadora hasta que se haya estabilizado la tensión. El excitador aplica una salida simétrica de impulsos modulados en anchura, destinada a controlar la etapa final, y la señal tiene una forma rectangular. Al mismo tiempo, el excitador se cortocircuita cada vez que la tensión baja a cero, es decir, durante el tiempo de corte.

La etapa de salida produce también una tensión rectangular, pero de impulsos de anchura variable. Esta salida se aplica por último a un circuito de filtro, que reduce los armónicos impares (figura 5.3) con el fin de producir una salida de onda sinusoidal de tensión y frecuencia apropiadas para el accionamiento de los sistemas conectados al inversor.

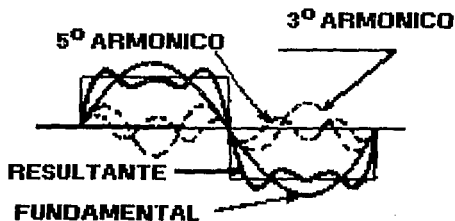


Figura 5.3. Descomposición de una Onda Cuadrada en Armónicos Senoidales

Como en el caso de los generadores, la salida del inversor estático tiene que mantenerse también dentro de unos límites determinados. En el ejemplo ilustrado esto se consigue por medio de un sensor de tensión y otro de corriente, que producen una señal de realimentación de corriente alterna rectificada, la cual controla el tiempo de corte del conformador de impulsos por medio de un circuito regulador y otro de control de corte.

OPERACION DEL SISTEMA DE C.A.

Un interruptor de 20 Amperes localizado en el panel de interruptores izquierdo protege al inversor No. 1, y un interruptor similar en el panel de interruptores derecho protege al inversor No. 2.

El interruptor de control de inversores está en el grupo de AVIONIC POWER, éste es un interruptor de tres posiciones marcadas con INV 1, OFF e INV 2. Por lo tanto, un sólo inversor se usa a la vez para abastecer de corriente alterna (C.A.) a todos los sistemas. El segundo inversor se usa como un refuerzo en caso de falla del otro, con energía de corriente directa (C.D.) aplicada a las barras principales de extensión izquierda y derecha, los inversores se operan como sigue:

A) Para operar el inversor número 1, el interruptor de control se mueve hacia la posición INV 1, esto proporciona una tierra eléctrica al circuito del inversor 1 con lo cual la corriente alterna procedente de este inversor podrá ser dirigida a las barras de distribución de C.A.

B) Para operar el inversor número 2, el interruptor se mueve hacia la posición INV 2, con lo cual la tierra se cambiará al circuito del inversor 2, se energiza un relay de conexión y se cierra el circuito para que la C.A. procedente de ese inversor sea dirigida a las barras de C.A.

El orden de utilización de los inversores queda bajo la discreción del Piloto. Sin embargo, se recomienda realizar el vuelo de "ida" con el inversor 1 y el de "regreso" con el inversor 2.

La fuente de corriente hacia los inversores está protegida por interruptores en los dos paneles de interruptores. El relay de conexión y la luz de advertencia de falla de C.A. también están protegidos por un interruptor marcado AC SWITCH en el panel derecho de interruptores.

La corriente alterna no está disponible desde el inversor 2 cuando el interruptor AC SWITCH está desconectado, por esto, si el inversor 2 está en la línea cuando el interruptor se abra será necesario seleccionar el inversor 1.

La siguiente es una lista del equipo de instrumentos y el tipo de energía eléctrica que necesitan:

1. Sistemas que necesitan C.D. y C.A. para su operación completa:

- Detector de vuelo y Piloto automático.
- RMI de Piloto y Copiloto.
- Radar.

2. Sistemas que necesitan solamente C.D. para su operación completa:

- Sistema de navegación.
- Sistema de comunicación.
- XPDR.
- Sistema de compás de Copiloto.

- ADF.
- DME.
- Indicador de virajes.
- Indicador de ángulo de ataque.
- Aleta de altitud.
- Radio-altímetro (ALT-50).

3. Sistemas que necesitan solamente C.A. para su operación completa:

- Sistema de compás del Piloto.
- ADI.
- Altimetro del Piloto.
- Radio-altímetro (BENDIX).

El diagrama esquemático del sistema de corriente alterna se muestra en la figura 5.4.

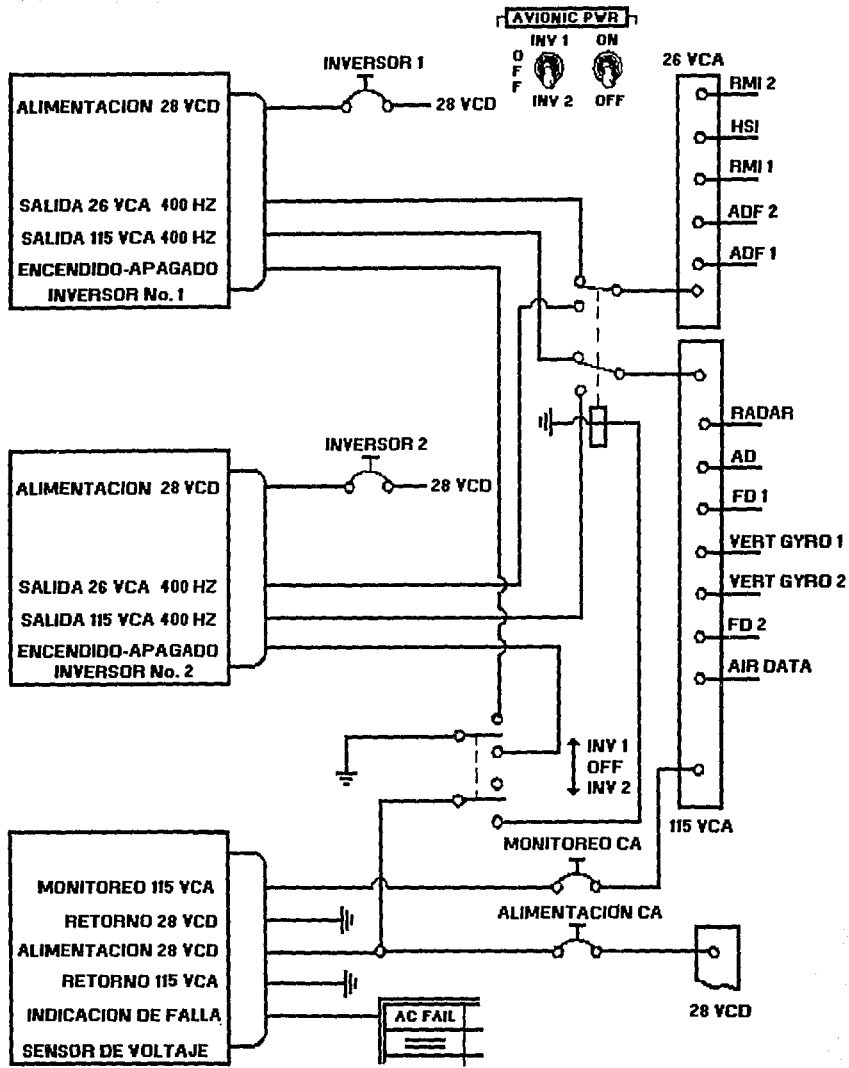


Figura 5.4. Diagrama Esquemático del Sistema de C.A.

SISTEMA DE ILUMINACION.

INTERIOR.

Las cabinas de vuelo y de pasajeros así como el área del cono de cola, constituyen las zonas con iluminación interior.

Cada interruptor tiene paneles electroluminiscentes y cada uno de los instrumentos su propia iluminación, adicionalmente se tienen dos luces de iluminación de cabina controladas por un solo interruptor de reóstato. Estas luces, como se mencionó en el capítulo de distribución, se energizan desde la barra de emergencia para el caso de falla de ambos generadores.

Todas las luces del panel de instrumentos son conectadas por un interruptor maestro, para después de que este se ponga en la posición ON se pueda ajustar su brillantes con reóstatos. Estando este interruptor en posición ON, se ilumina el botón de desconexión de marcha (STARTER DISENGAGE) y disminuye la brillantez del panel anunciador.

ILUMINACION DE CABINA.

Localizadas sobre la parte central del techo de la cabina de mando, existen dos luces para la iluminación de cabina en situación de emergencia. Para la iluminación externa de los instrumentos de motor, se cuenta con una luz colocada en la parte inferior de la repisa de las luces indicadoras de fuego en un motor. Esta luz opera cuando se está dentro de una secuencia eléctrica al arranque o bien, cuando se ha accionado la perilla de FLOOD LIGHTS (luces de navegación). La corriente eléctrica para energizar estas luces procede de la barra de emergencia pasando a través del interruptor FLOOD en el panel derecho de interruptores.

ILUMINACION DE LETREROS.

La iluminación de los letreros se hace con paneles electroluminiscentes, compuestos por una capa de fósforo encapsulada en plástico con dos electrodos en sus extremos. Este tipo de iluminación se usa en los paneles de interruptores, en el panel de control de luces, en el panel de control ambiental, en el panel de tren de aterrizaje y en el pedestal de palancas de motor. Puesto que no se utilizan lámparas incandescentes en estos paneles, con un solo letrero que falle es necesario cambiar todo el panel.

La energía eléctrica para estos paneles, procede del inversor estático que está limitado a trabajar entre 40-60 Volts de C.A.

Los instrumentos son iluminados internamente, y su brillantez puede ajustarse por controles de potenciómetro en el panel de iluminación. La corriente eléctrica la suministran tres convertidores de 5 Volts de C.D. Con un interruptor maestro se controlan las luces internas de todos los instrumentos y también de los letreros. La corriente eléctrica del panel izquierdo procede de la barra de extensión izquierda y para el panel derecho de la barra de cruce derecha.

ILUMINACION DEL COMPARTIMIENTO DE PASAJEROS.

En el techo de este compartimiento existen luces fluorescentes orientables para lectura y también luces indirectas. Las luces fluorescentes indirectas se controlan con un interruptor de tres posiciones: OFF-BRIGHT-DIM, localizado por delante de la articulación de la puerta de entrada.

Cuando el interruptor está en la posición BRIGHT (brillo), la corriente eléctrica llega a dos inversores para hacer brillar las luces. Cuando el interruptor se mueve de la posición BRIGHT hacia DIM hay un retardo de tres segundos para que oscurezcan las luces.

Si el interruptor está en la posición DIM cuando se aplican 28 Volts de C.D. al sistema, las luces automáticamente funcionarán tal como si el interruptor estuviera en BRIGHT, pero sólo durante cinco segundos y después regresan a funcionar en DIM.

La corriente eléctrica para operar estas luces, procede de la barra principal izquierda.

Es recomendable que la operación de las luces fluorescentes en tierra, se limite en la posición BRIGHT, hasta que los motores hayan sido arrancados. Para arranques con batería cuando el voltaje cae a 24 Volts de C.D. estas luces también deberán limitarse a la posición BRIGHT.

Las luces de lectura para los pasajeros están instaladas en una consola sobre el techo de la aeronave, cada una de ellas se puede mover hacia adelante y hacia atrás, siendo controladas por un interruptor adyacente a cada luz.

ILUMINACION DE EMERGENCIA.

Este es un sistema separado e independiente para tener iluminación en caso de falla del sistema eléctrico o condiciones anormales. Los elementos de este sistema son un paquete de baterías, un interruptor y focos que iluminan la entrada de cabina de pasajeros, salida de emergencia y el compartimiento trasero de equipaje.

Las baterías de emergencia normalmente no necesitan recargarse, por que están conectadas a la barra caliente de batería.

Para usar en vuelo las luces de emergencia, el interruptor de pasajeros PASSENGER ADVISORY sobre el panel de luces hará que operen estas luces.

Las luces de iluminación externa a los instrumentos que están montadas debajo de la repisa de controles de fuego en un motor, se iluminarán siempre que un motor esté arrancando o cuando la perilla de FLOOD LIGHTS del panel de iluminación se lleve a la posición ON. Las luces de los compartimientos de equipaje y del cono de cola se alimentan de la barra caliente de batería, por lo que no necesita estar puesto el interruptor de batería para su funcionamiento.

ILUMINACION DEL COMPARTIMIENTO DEL CONO DE COLA.

La lámpara que ilumina este compartimiento se controla con dos interruptores. Uno es un micro-interruptor instalado en la bisagra delantera de las dos que tiene la puerta de acceso a este compartimiento y está conectado de tal forma que corta la corriente de 28 Volts de C.D. hacia la lámpara sin importar la posición del otro interruptor, cuando se cierra la puerta.

El segundo interruptor controla la alimentación de 28 Volts de C.D. hacia la lámpara, cuando la puerta de acceso a este compartimiento está abierta.

ILUMINACION DEL COMPARTIMIENTO DE EQUIPAJE DE NARIZ.

El interruptor y lámpara de este compartimiento están colocados en el travesaño superior donde articulan las dos compuertas de este compartimiento. En la posición normal del interruptor se aplican 28 Volts de C.D. La luz se apaga por medio de dos micro-interruptores que se accionan al cerrar las dos compuertas de este compartimiento.

EXTERIOR.

El alumbrado exterior se subdivide en luces de navegación y anticollisión, luces de aterrizaje y taxeo, luz de inspección de ala y reconocimiento.

LUCES DE NAVEGACION.

Estas luces a su vez se dividen en luces delanteras y traseras de navegación y de anti-collisión. Las luces de navegación y anti-collisión están instaladas en cada punto de ala, ambas luces utilizan la misma base reflectora. Cada sistema tiene un interruptor que controla la alimentación de corriente eléctrica a los focos.

LUCES DE ANTI-COLISION.

Estas luces son estroboscópicas y se encuentran instaladas en cada punta de ala. El interruptor de control alimenta 28 Volts de C.D. a los inversores de las luces, los cuales a su vez alimentan una corriente pulsante a la luz de anti-collisión para dar el efecto de intermitencia. Los faros rojos rotatorios son opcionales y están montados en el empenaje o en la parte ventral del fuselaje.

LUCES DE ATERRIZAJE.

Estas luces tienen una doble función. Durante la aproximación final sirven como luces de aterrizaje y durante el rodaje como luces de rodaje. Cada luz tiene una posición fija, y cada una es controlada por un interruptor situado en el panel de iluminación.

El circuito está interconectado con un micro-interruptor que es accionado por las compuertas del tren de aterrizaje, de tal manera que las luces encienden sólo cuando las compuertas están abiertas, es decir, cuando el tren está extendido.

LUZ DE INSPECCION DE ALA.

Esta luz también tiene una posición fija estando colocada sobre el costado izquierdo del fuselaje por delante del borde de ataque del ala. Esta luz se utiliza para revisar visualmente el borde de ataque del ala en condiciones de formación de hielo. La luz se controla con un interruptor colocado en el panel de iluminación.

LUZ DE RECONOCIMIENTO.

Esta luz (opcional) está montada en el borde de ataque del ala, cerca de la punta. El propósito de esta luz es ayudar a reconocer la posición de la aeronave en áreas de reducida visibilidad.

SISTEMA ANTI-HIELO.

La finalidad de este sistema es evitar la formación de hielo en diversas áreas de la aeronave. Existen diversos sistemas anti-hielo en el avión, todos ellos de carácter preventivo, por lo cual deberán ser activados antes de entrar a una zona con condiciones atmosféricas propicias para la formación de hielo.

Las áreas protegidas por estos sistemas son:

1. Sección interna de borde de ataque de semi-alas.
2. Ducto o toma de aire de entrada al motor y primera etapa de álabes de estator del compresor axial.
3. Parabrisas de Piloto y Copiloto.
4. Tubos pitot, tomas de estática y sensor de ángulo de ataque.

Los dos sistemas anti-hielo de la aeronave son de naturaleza distinta. Uno funciona a base de aire caliente, utilizando aire de purga del compresor del motor (para los parabrisas y el ducto de entrada del motor). El otro funciona a base de corriente eléctrica (para protección de borde de ataque de semi-alas y tubos pitot), que es el que se describe a continuación.

SISTEMA ANTI-HIELO PARA PITOT Y ESTÁTICA.

El interruptor de pitot y estática, controla el suministro de corriente eléctrica a las resistencias de los 2 tubos pitot, 4 tomas de estática y un sistema de ángulo de ataque. Esta corriente eléctrica procede de la barra de extensión izquierda para los sensores del Piloto y la barra de cruce derecha para los sensores del Copiloto.

Cualquier fallo en el sistema se indica por la iluminación de la luz P/S HTR OFF en el panel anunciador. Dos sensores de corriente instalados detrás de las consolas izquierda y derecha, originarán que la luz se encienda siempre que cualquier resistencia eléctrica falle.

En total son ocho resistencias eléctricas en el sistema. Al sistema de ángulo de ataque le corresponden dos, de las cuales, la que calienta la base de la sonda del sensor estará energizada con solo tener el interruptor de batería en posición BATT y sin importar la posición del interruptor de anti-hielo de pitot-estática. La operación del sistema está limitado en tierra a dos minutos sóiamente, ya que el calor excesivo al no disiparse por el flujo de aire en vuelo puede dañar estos sistemas.

Para cada tubo pitot se tienen tres resistencias, haciendo un total de seis. Una resistencia adicional se utiliza para realizar pruebas de funcionalidad. El diagrama esquemático de este sistema se muestra en la figura 5.5.

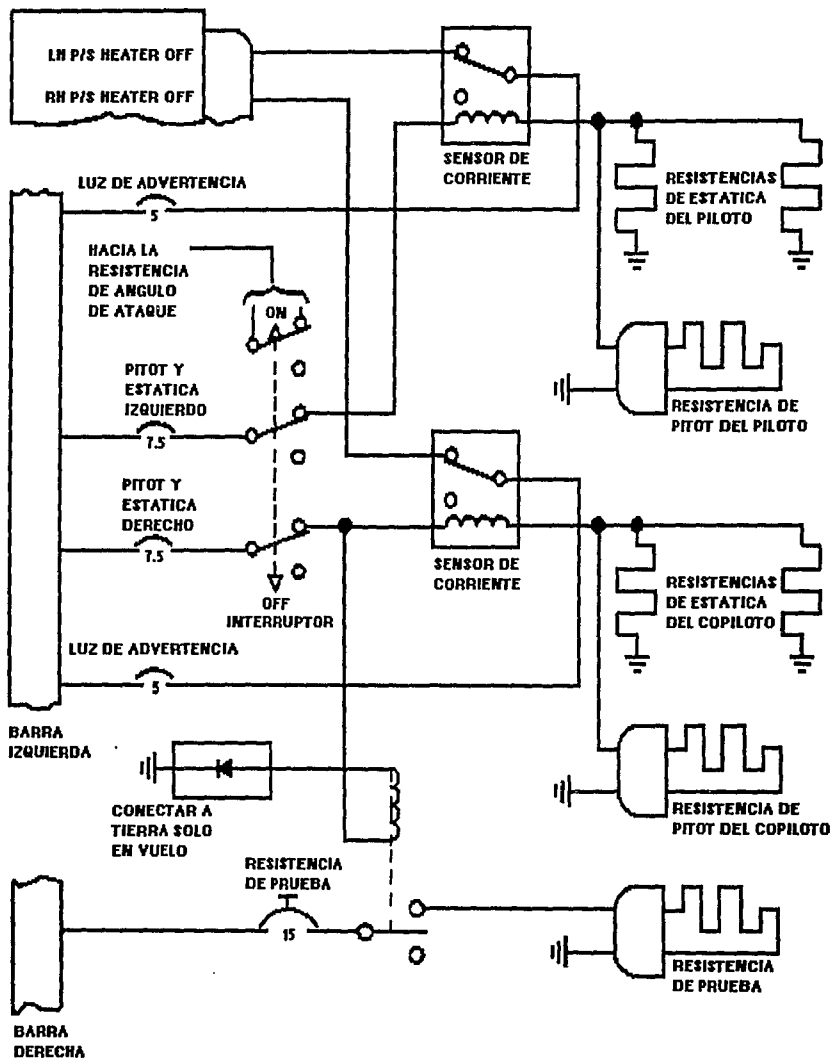


Figura 5.5. Diagrama Esquemático del Sistema Anti-hielo de Pitot y Estática

ANTI-HIELO DE BORDE DE ATAQUE DE SEMI-ALAS.

La longitud de la zona calentada eléctricamente es de 61 pulgadas medidas desde la raíz del ala hacia la punta precisamente por delante del motor. Este sistema estará operando siempre que los interruptores de anti-hielo de motor estén activados, sin importar el ajuste del acelerador.

Cinco resistencias eléctricas están localizadas en la zona del borde de ataque. Cada una de ellas está conectada a un interruptor y un sensor de corriente. Los sensores de corriente están conectados en serie, y su función es detectar cuando menos una resistencia fallida, haciendo que se encienda la luz ENG ICE FAIL en el panel anunciador. Las cinco resistencias están conectadas en paralelo con la finalidad de que al fallar alguna de ellas, las demás continúen trabajando. La corriente eléctrica para estas resistencias procede de su respectiva barra principal (para la semi-ala derecha, de la barra principal derecha y para la semi-ala izquierda, de la barra principal izquierda).

Dos interruptores térmicos y un sensor de temperatura están colocados por debajo de la parte metálica del borde de ataque de la semi-ala, donde sensan la temperatura inmediata de la "piel".

El sensor de temperatura está localizado en la parte más delantera de la zona calentada, donde se presentan las más altas temperaturas, éste sensor activa al relay de control.

Para suministrar corriente a las resistencias eléctricas, el controlador abre al relay a 78 ± 6 °C y lo cierra a 54 ± 6 °C, el controlador está conectado a la luz indicadora ENG ICE FAIL, que se encenderá cuando algún sensor de rompa abriendo el circuito.

Si se cumple la condición de un sensor abierto, el controlador regresará a operar normalmente.

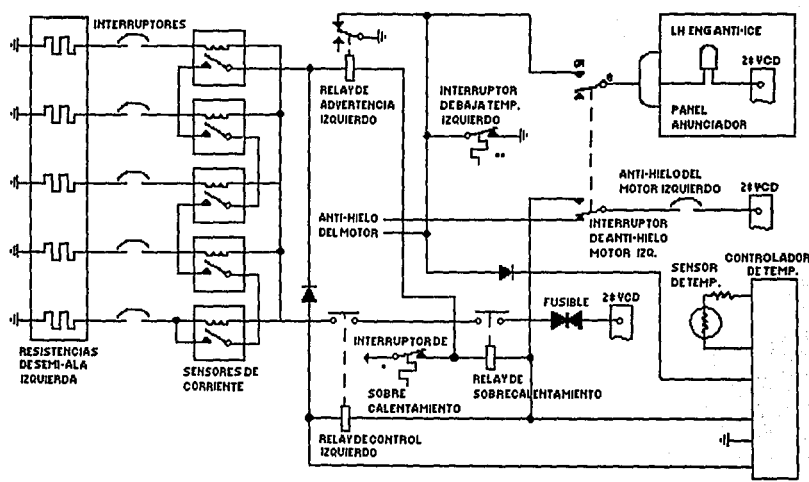
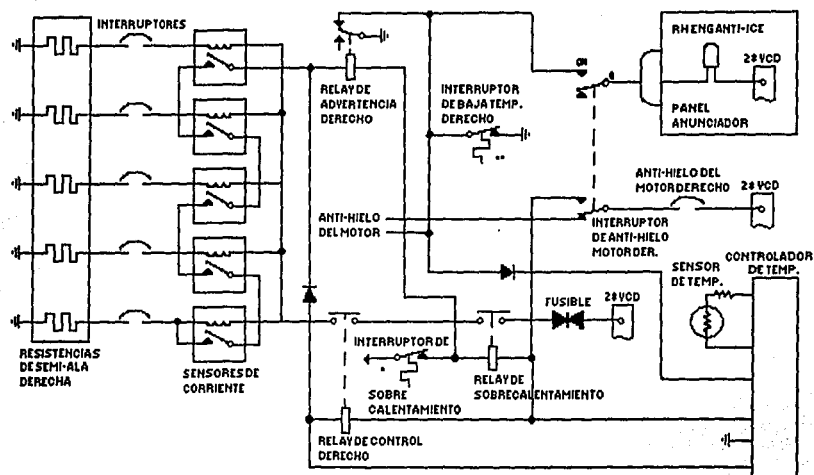
El interruptor térmico de sobrecalentamiento está localizado en la parte más superior de la zona calentada, donde la temperatura de la "piel" no es tan caliente como en la parte más delantera. Si el control de la temperatura falla, el interruptor de sobrecalentamiento controla al relay para suministrar corriente a las resistencias eléctricas, de tal forma que a los 75 °C se abre y se cierra a los 69 °C.

El interruptor de sobrecalentamiento también puede proporcionar una tierra para el relay de advertencia, de tal forma que si este interruptor abre para quitar la corriente eléctrica a las resistencias, el relay de advertencia se desenergiza para encender la luz ENG ICE FAIL.

El interruptor térmico de baja temperatura está situado en la parte más delantera de la zona calentada, este interruptor está ajustado a 16 °C y controla un circuito a tierra para la luz ENG ICE FAIL, al cerrar el interruptor se enciende la luz cuando el interruptor de anti-hielo se activa estando la temperatura todavía abajo de 16 °C.

Cada sección eléctrica de borde de ataque de semi-ala, está protegida con un fusible de 175 Amperes, localizado en la caja de conexiones del sistema eléctrico.

El sistema eléctrico de anti-hielo de semi-alas, se opera colocando el interruptor de anti-hielo en posición ON, momento en el cual se aplica corriente eléctrica a las 5 resistencias, pasando antes por los respectivos interruptores y sensores de corriente. Las resistencias se calientan hasta llegar a una temperatura de 78 °C preestablecida en el controlador ó de 75 °C en el interruptor de sobrecalentamiento. Este sistema se ilustra en la figura 5.6.



* EL INTERRUPTOR ABRE A 75 °C Y CIERRA A 65 °C
 ** EL INTERRUPTOR ABRE A 16 °C

Figura 5.6. Diagrama Esquemático del Sistema Anti-hielo del Borde de Ataque de Semi-alas

Cuando la temperatura alcanza alguno de los dos límites anteriores, se abre un interruptor y desenergiza ya sea el relay de control o el relay de sobrecalentamiento, quitando la corriente eléctrica a las resistencias.

Cuando la temperatura del borde de ataque cae abajo del valor de 54 °C el interruptor del controlador cierra el relay de control y permite el paso de la corriente a las resistencias.

La carga o demanda de corriente es de 150 Amperes por lado y continúa demandando esta cantidad de corriente hasta que la zona calentada alcanza el valor establecido.

SISTEMA DE COMUNICACIONES.

El sistema integral de audio consiste de dos paneles de control de audio, dos receptores en el compartimiento de vuelo y conectores para audífonos y micrófono de Piloto y Copiloto.

Estos paneles de control, que se ilustran en la figura 5.7, realizan el control para transmisión y recepción, comunicación interna y navegación.

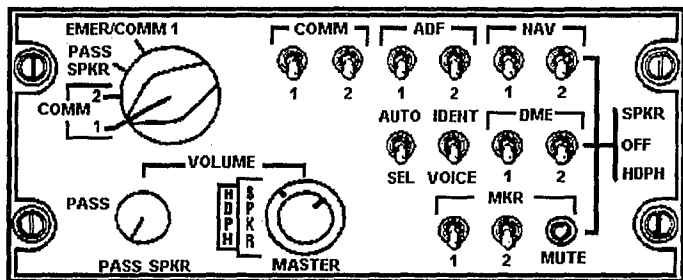


Figura 5.7. Panel de Control de Audio

El selector de micrófono selecciona transmisor 1, 2 o HF para comunicaciones y comunicación tripulación-pasajeros. La comunicación en caso de emergencia también se puede seleccionar con este selector. En el momento en que el amplificador de audio falla o se interrumpe la energía en el panel de control, la posición EMER COMM del selector de micrófono conecta todas las entradas de audio a los audífonos del Piloto y Copiloto, dejando en paralelo el interruptor del transmisor-receptor y el amplificador.

El interruptor de filtro IDENT-VOICE provee un filtro de identificación para cualquier recepción VOR en el receptor NAV 1 o recepción ADF en el receptor ADF 1.

El interruptor de receptor o audífonos permite al operador monitorear varias señales recibidas. Una señal puede ser captada en los audífonos o en el receptor. Para recibir una

señal, el interruptor debe colocarse en cualquiera de las dos posiciones SPKR o HDPH, para receptor o audífonos respectivamente.

Tres reóstatos para el control del volumen están instalados en el panel de control de audio. El control maestro del volumen con dos perillas concéntricas controla el volumen de audio tanto en el receptor como en los audífonos y el otro reóstato controla el volumen del receptor del compartimiento de pasajeros.

OPERACION.

TRANSMISION.

Seleccíonese el transmisor deseado con el interruptor de micrófono del panel de control de audio, seleccione y active un micrófono y verifique que funcione adecuadamente.

El micrófono de mano se activa presionando el botón localizado en el mismo micrófono. El micrófono de los audífonos se opera seleccionando la posición MIC HEADSET del interruptor de micrófono, localizado en el lado izquierdo de la consola para el Piloto y en el lado derecho de la consola para el Copiloto, y presionando el interruptor de micrófono localizado en el bastón de mando.

Para activar el micrófono de la máscara de oxígeno, seleccíonese la posición MIC OXY MASK del interruptor de micrófono de cualquier lado de la consola (izquierdo ó derecho), colóquese la máscara de oxígeno y presione el interruptor PUSH TO TALK (pulse para hablar) localizado en el bastón de mando. Cuándo se selecciona MIC OXY MASK, el sistema de audio suministrará el audio automáticamente a los receptores del compartimiento de vuelo que se ubican por encima de la cabeza tanto del Piloto como del Copiloto, por lo que el uso

de los audífonos no es necesario. En la figura 5.8 se muestra el juego de audífonos y micrófono en cabina.

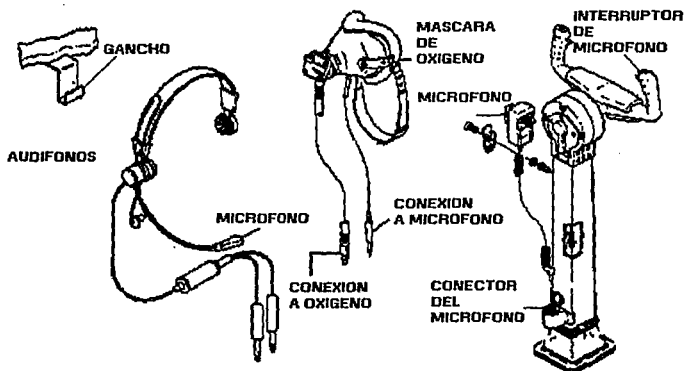


Figura 5.8. Audífonos y Micrófono

INTERCOMUNICACION.

Colóquese el interruptor de intercomunicación de ambos bastones de mando en la posición INPH y hable a través del micrófono para verificar su funcionamiento. La posición de intercomunicación permite la comunicación entre la tripulación. La posición PASS SPKR en el panel de control de audio permite la comunicación de la tripulación hacia los pasajeros.

RECEPCION.

El interruptor de receptor o audífonos tiene tres posiciones: SPKR, OFF y HDPH. En la posición SPKR la señal de audio recibida en el sistema será escuchada en el receptor. En la posición HDPH se escuchará en los audífonos. El control MASTER controla el nivel de volumen tanto para el receptor como para los audífonos. En la posición OFF no se escuchará ninguna señal de audio ni en los audífonos ni en el receptor.

SISTEMA DE NAVEGACION.

Como se mencionó en la sección de comunicaciones, el control de los receptores se realiza también a través de los interruptores en el panel de control de audio.

El sistema de navegación puede dividirse en cinco secciones:

- La sección de datos ambientales de vuelo describe la parte del sistema que sensa las condiciones ambientales y usa los datos para dirigir la navegación.
- El sistema pitot y estática incluye los altímetros, velocidad del aire y otros sistemas como son alarma de altitud y sistemas de reporte.
- El sistema de ángulo de ataque utiliza una sonda para medir las condiciones ambientales para la determinar la posición del avión.
- La sección de posición y dirección abarca la parte del sistema que utiliza giroscopio magnético y fuerzas de inercia. Incluye además sistema de compás (brújula) y sistemas directores de vuelo.

- La sección de ayuda en aterrizaje y taxeo abarca los sistemas que proporcionan una guía durante la aproximación, aterrizaje y taxeo. Estos sistemas incluyen el indicador de pendiente de planeo, localizador y faro indicador.
- La sección que determina la posición independiente abarca los sistemas que suministran información para determinar la posición y son independientes de las instalaciones en tierra. Estos incluyen el sistema de radar.
- La sección que determina la posición dependiente abarca los sistemas que suministran información para determinar la posición y son dependientes de las instalaciones en tierra. Estos incluyen los sistemas de baja frecuencia, VHF y sistemas UHF.
- Los sistemas de baja frecuencia incluyen los sistemas de navegación ADF y VLF.
- Los sistemas VHF constan de receptores de navegación VIR-32A, sistemas de área de navegación, indicadores radiomagnéticos e indicadores de desviación de curso.
- Los sistemas de UHF incluyen el DME y transponder.

A continuación se expone sólo la sección que determina la posición dependiente de las instalaciones en tierra.

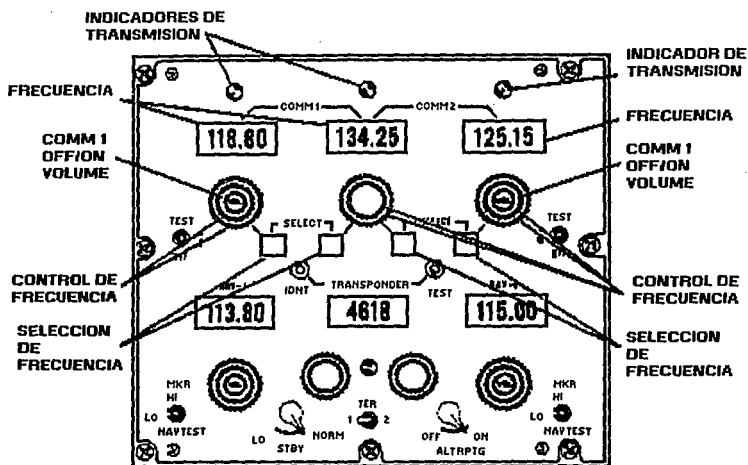


Figura 5.9. Panel de Control de Comunicaciones y Navegación

RECEPTORES NAV 1 Y NAV 2.

Receptores duales de navegación activan VOR, localizador, pendiente de planeo y faro indicador. Los receptores están montados en el interior de la nariz del avión con las cabezas de control estándar ubicadas en la unidad de control. Cada sistema tiene tres perillas de control concéntricas para cada operación del sistema. La perilla interior es el interruptor ON-OFF y control de volumen. Las perillas exteriores son para seleccionar la frecuencia. Un interruptor de tres posiciones para el faro indicador y sistema de prueba también se encuentra en el panel de control (figura 5.9).

Cada sistema tiene 200 canales de operación VOR/LOC, 40 canales de pendiente de planeo y canal DME automático. Salidas múltiples manipulan el director de vuelo HSI, RMI, piloto automático e indicador de desviación de curso.

INDICADORES RADIO MAGNETICOS (RMI).

Los indicadores radio magnéticos (Radio Magnetic Indicators) duales están montados en los paneles de instrumentos derecho e izquierdo. La información registrada en ADF y VOR es mostrada en cada RMI. El indicador de una sola manecilla muestra la información de VOR 1 ó ADF 1. El indicador de doble manecilla muestra la información de VOR 2 ó ADF 2. El indicador del compás para el RMI del Piloto está enclavado al sistema de compás del Copiloto y manipulado por el giro direccional del Copiloto. Así mismo, el indicador del compás para el RMI del Copiloto está enclavado al sistema de compás del Piloto y es manipulado por el giro direccional del Piloto.

LOCALIZADOR AUTOMATICO DE DIRECCION (ADF).

El sistema localizador automático de dirección (Automatic Direction Finder) opera en el rango de frecuencia de 190 a 1749.5 KHz, ajustable a intervalos de 0.5 KHz y proporciona 3120 canales y es usado para determinación automática continua de enlace a una estación de radio.

La sintonía se realiza mediante perillas concéntricas localizadas en el panel de control. La frecuencia seleccionada es desplegada digitalmente en una ventana arriba de la perilla de sintonía. El receptor está montado en el compartimiento de equipaje de nariz, y la antena se localiza en la parte inferior del fuselaje en el área alar. La información del ADF se muestra en cada RMI. El receptor ADF se puede utilizar también para recibir estaciones de radio de

amplitud modulada (AM).

El selector de funciones tiene tres posiciones: OFF, ANT y ADF. En la posición OFF el sistema no recibe energía eléctrica. En la posición ANT suministra lecturas de enlace a estación para los RMI. Cuando se selecciona ANT o si la señal se pierde, el indicador ADF en el RMI permanecerá en posición horizontal.

INDICADOR DE POSICION HORIZONTAL (HSI).

El indicador de posición horizontal (Horizontal Situation Indicator) estándar del Piloto amplía el compás, pendiente de planeo, localizador de desviación y posición relativa del avión a radiales VOR y RNAV. El indicador del compás está graduado con incrementos de 5°, y una línea de referencia se fija en las posiciones de proa y popa. Marcas de Azimuth se encuentran a 45 y 315° de la carátula del compas. Una referencia fija del avión está en el centro del HSI, alineada longitudinalmente con las líneas de referencia.

La perilla de dirección, además de posicionar el indicador de dirección, envía señales internas a la computadora del director de vuelo para posicionar las barras o manecillas en respuesta a la posición del indicador de dirección cuando se selecciona el modo HDG en el panel de control.

Una bandera de dirección HDG (Heading Flag) aparecerá en el instrumento cuando el sistema de compás esté apagado, la señal de dirección del giro no es válida, no hay suministro de corriente eléctrica al indicador ó el error entre la dirección mostrada y la señal recibida es excesivo. Este instrumento se muestra en la figura 5.10.

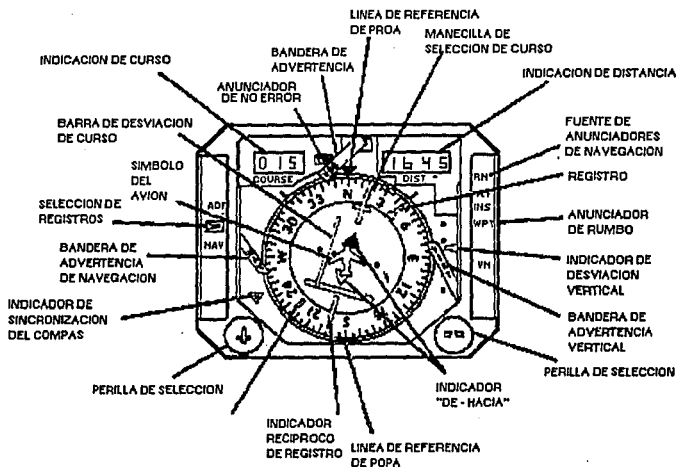


Figura 5.10. Indicador de Posición Horizontal de Cinco Pulgadas

EQUIPO MEDIDOR DE DISTANCIA (DME).

El equipo medidor de distancia (Distance Measuring Equipment) proporciona al Piloto información sobre distancias, tiempos aproximados y velocidad. Dos selectores se utilizan para seleccionar la información deseada, la cual se despliega en forma digital.

El control KTS-MIN-OFF suministra energía eléctrica al sistema siempre que se seleccionen las posiciones KTS o MIN. Colocando el control en KTS proporciona la velocidad del avión en la ventana inferior. Seleccionando MIN proporciona el tiempo en minutos para recorrer la distancia mostrada en la ventana DME MILES a esa velocidad.

RADAR.

El radar opera en una frecuencia de radiaciones de rayos X con un alcance de hasta 200 millas náuticas y tres modos de operación. Una antena plana de 12 pulgadas toma 15 exploraciones por minuto con amplitudes de 60° a cada lado de la línea central del avión. Para controlar y seleccionar el modo de operación se tienen 6 botones.

Con el botón OFF presionado no llega corriente al sistema. En posición STBY la unidad está calentándose pero no está operando, el tiempo mínimo para calentamiento es de 90 segundos. Aún si el Piloto brinca la posición STBY se dará el período de calentamiento.

En la posición NORM la unidad estará operando normalmente para detectar las condiciones del tiempo. Al seleccionar la posición CTR el circuito rechaza todas las señales fuertes que indican una fuerte precipitación haciendo que esas áreas aparezcan oscuras en la pantalla. Cuando aparece un borde brillante alrededor de una zona oscura indica una zona con fuerte turbulencia.

La posición MAP permite usar el radar para reconocer el terreno. La posición TEST comprueba el buen funcionamiento de los circuitos internos del radar encendiéndose la luz FAULT si hay desperfectos internos.

El transmisor de rayos X (antena) funciona en la posición TEST, por lo tanto, este modo deberá seleccionarse solo hasta estar en vuelo.

El control TILT ajusta la inclinación de la antena plana 15° hacia arriba o hacia abajo. El control RANGE selecciona el alcance ya sea en 25, 100 ó 200 millas náuticas con marcas de alcance a los 5, 25 y 50 millas náuticas respectivamente.

Cuando el control GAIN aumenta el tamaño del blanco en la pantalla (mejor solución), se mueve fuera de la posición PRESET, se ilumina la luz VAR GAN indicando que el control GAIN está en manos del operador. En esta forma de operación se reduce la resolución del radar y empiezan a desaparecer aquellos blancos cuya onda de retorno sea más débil (eliminación de ecos falsos).

El radar es alimentado por el inversor 2, la estabilización de su antena se alimenta con referencias de cabeceo y alabeo desde el giro vertical montado en la nariz del avión.

Siempre deberá cortarse el radar cuando no esté recibiendo corriente alterna, es decir, en esta condición sus componentes que usan corriente directa continúan operando pero no reciben enfriamiento y pueden dañarse por calentamiento.

APENDICE

EPU (External Power Unit) Unidad de potencia externa. Fuente de energía eléctrica utilizada principalmente cuando se tiene una alta demanda de corriente (arranque de motores). Estas siglas se han adoptado en el Español para referirse a este dispositivo, por lo que es frecuente entender las siglas EPU y no UPE que son las siglas en Español.

GALON. Unidad de volumen equivalente a 231 pulgadas cúbicas ó 3.80 litros.

GCU (Generator Control Unit). Elemento donde se alojan los dispositivos que regulan todos los parámetros del generador. Estas siglas también se han adoptado en el Español para referirse a este dispositivo, por lo que es frecuente entender las siglas GCU y no UCG que son las siglas en Español.

ITT (Inter Turbine Temperature) Temperatura entre etapas de la turbina. Es una temperatura calculada (indicada) y no medida realmente. Se determina multiplicando el aumento de la temperatura del aire que circula a través del ducto de desviación por un factor de 3 y se le suma el valor de la temperatura de los gases de escape.

KIAS (Knots Indicated Air Speed) Velocidad del aire indicada en nudos. Esta velocidad del aire se registra en los tubos pitot del avión. Nótese que se refiere a la velocidad del aire, no a la velocidad real de la aeronave. Por lo que esta velocidad es relativa.

Si suponemos una velocidad del avión de 300 nudos y una velocidad del aire cuyo flujo es en sentido contrario a la dirección de aquel (viento en contra) la velocidad será de 312 KIAS. Por el contrario, si tenemos la misma corriente de aire en la misma dirección del avión (viento a favor) la velocidad será de 288 KIAS.

MACH. Unidad de velocidad equivalente a la velocidad del sonido en el aire a 20 grados Celsius (340 m/s).

MILLA NAUTICA. Unidad de longitud equivalente a 1852 m.

N1. Velocidad angular de la sección de abanico. La velocidad angular máxima (100%) es de 20000 revoluciones por minuto (rpm).

N2. Velocidad angular de la sección de turbina (compresor centrífugo). La velocidad angular máxima (100%) es de 22000 revoluciones por minuto (rpm).

Para N1 y N2 la velocidad se expresa en porcentaje y no en revoluciones por minuto (rpm) debido a que los indicadores en cabina indican estas velocidades en porcentaje y no en rpm para determinado ajuste de potencia. Por ejemplo si el 100% N1 es de 20000 rpm, entonces una indicación en cabina de el 50% N1 será una velocidad de 10000 rpm.

NUDO. Unidad de velocidad equivalente a una milla náutica por hora.

VELOCIDAD MAXIMA DE CRUCERO. Es la velocidad máxima que puede alcanzar la aeronave a su máxima potencia nominal considerando factores tales como cristales de hielo, polvo y otras impurezas suspendidas en el aire. El principal factor que aquí se considera son las corrientes de aire.

VELOCIDAD MAXIMA DE OPERACION. Es la velocidad máxima que puede alcanzar el avión a su máxima potencia nominal bajo condiciones ideales de operación (resistencia del aire nula).

BIBLIOGRAFIA

- Citation 500 Series. Maintenance Training Manual.
Flight Safety International, Inc.
Volume I.
LaGuardia Airport, Flushing, New York, 1988.
- Citation 500 Series. Maintenance Training Manual.
Flight Safety International, Inc.
Volume II.
LaGuardia Airport, Flushing, New York, 1988.
- Citation 500 Series. Maintenance Schematic Manual.
Flight Safety International, Inc.
LaGuardia Airport, Flushing, New York, 1990.
- Citation 500 Series. Maintenance Manual.
Flight Safety International, Inc.
Wichita, Kansas, 1992.
- Operating and Maintenance Manual.
SAFT America Inc.
Valdosta, Georgia, 1990.
- Bus Control Unit.
Westinghouse.
Los Angeles, California, 1985.

- Avionics Fundamentals.
Aviation Technician Training Series.
Iowa, USA, 1987.
- Manual de Instrucción de Mecánicos.
Gerencia de Transportes Aereos PEMEX.
México, D.F., 1988.
- Manual de Instrucción de Pilotos.
Gerencia de Transportes Aereos PEMEX.
México, D.F., 1988.
- Electricidad en los Aviones.
Manuel Plaza Fernández.
1o Edición.
Madrid, España, 1980.
Editorial Paraninfo.
- Los Sistemas Eléctricos en Aviación.
E. Pallet.
3o Edición.
Madrid, España, 1987.
Editorial Paraninfo.
- Tecnología de la Electricidad.
Aeronáutica Profesional, S.A.
División Adiestramiento.
México, D.F., 1990.

- **Máquinas Eléctricas y Transformadores.**

Irving L. Kosow.

2o Edición.

México, D.F., 1992.

Editorial Prentice Hall.