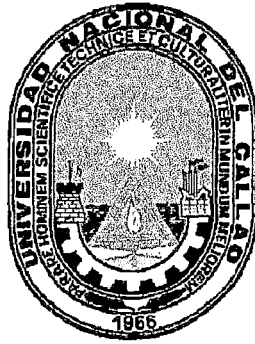


T-6213-C23

**UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
FACULTAD DE INGENIERIA ELECTRICA Y
ELECTRONICA**



TESIS

Para optar el título de Ingeniero Electricista

Tema:

1753

**"OPTIMIZACION EN EL PROGRAMA DE
MANTENIMIENTO DEL SISTEMA ELECTRICO EN EL
HELICOPTERO SH-3D"**

AUTOR: Bachiller Pedro CANO Guerrero

ASESOR: Ing. Julio VENERO Villafuerte

CALLAO – 2001

*A mis padres José y Fortunata, con
inmenso cariño que no alcanza a
ser sin duda, tan grande como su
merecimiento*

Quiero expresar aquí mi profundo reconocimiento al Ing. Julio Venero Villafrute por su apoyo incondicional y valiosas sugerencias, para el logro del presente trabajo.

Un reconocimiento especial merece el señor Nicolay Rosano Vilca por el apoyo técnico e intelectual en la redacción del presente trabajo.

Para finalizar deseo expresar mi sincero agradecimiento a las personas que de una u otra manera colaboraron en la realización de este trabajo.

INDICE

	Pag.
LISTA DE FIGURAS	5
RESUMEN	7
I. INTRODUCCIÓN	8
1.1 Descripción	9
1.2 Objetivos	10
1.3 Justificación	10
1.4 Delimitación	11
II. MARCO CONCEPTUAL	12
2.1 Características generales de la Aeronave	12
2.2 Conceptos básicos de Aerodinámica.	14
2.3 Energía Eléctrica en Aeronáutica.	31
2.3.1 Instalación Terrestre	31
2.3.2 Instalación Eléctrica en Aeronáutica y sus Accesorios.	32
III. PRINCIPIOS DE FUNCIONAMIENTO E INSTALACIÓN DE LOS SISTEMAS.	45
3.1 Sistema de alimentación de corriente alterna y corriente continua.	49
3.2 Sistema Iluminación	71
3.3 Sistema detector de incendios	75
3.4 Sistema de vibraciones	78
3.5 Sistema giroscópico	82
3.5.1 El giróscopo	83
3.5.2 Giro vertical	88
3.5.3 Giro direccional	91
3.6 Sistema de estabilización automática	94
3.7 Sistema de instrumentos del motor	99
3.7.1 Instrumentos de presión hidráulica y del aceite.	102

3.7.2	Instrumentos de temperatura	103
3.7.3	Instrumentos de RPM	105
3.7.4	Instrumentos de cantidad de combustible.	109
IV.	DISEÑO Y ORGANIZACIÓN DEL MANTENIMIENTO AERONAUTICO	115
4.1	Organización del mantenimiento aeronáutico	115
4.2	Regulaciones Aeronáutico del Perú	120
4.3	Procedimiento de Mantenimiento Vigente	121
4.4	Niveles de Mantenimiento	121
4.5	Tipos de Mantenimiento	123
4.6	Planes de mantenimiento	124
4.7	Publicaciones Técnicas	126
4.8	Programa de capacitación	131
4.9	Plan de implementación de las oportunidades de mejora.	133
V.	ANALISIS Y MEJORAMIENTO EN INSPECCION, MANTENIMIENTO Y REPARACION DE LOS SISTEMAS.	142
5.1	Sistema de alimentación de corriente alterna y corriente continua.	146
5.2	Sistema Iluminación.	158
5.3	Sistema giroscópico	159
5.4	Sistema de estabilización automática	175
5.5	Sistema de instrumentos del motor	179
VI.	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	188
VII.	BIBLIOGRAFÍA	191
VIII.	ANEXOS	192

LISTA DE FIGURAS

- 1.- Vista panorámica del helicóptero SH-3D
- 2.- Perfil del plano aerodinámico
- 3.- Relación entre el ángulo de ataque y el ángulo de paso.
- 4.- Movimiento del plato aerodinámico
- 5.- Fuerzas de acción en el helicóptero
- 6.- Efectos de tierra
- 7.- Nomenclatura de alambres
- 8.- Claves de identificación de alambres
- 9.- Conectores en miniatura
- 10.- Conectores AN (MS) típicos
- 11.- Diagrama en bloques del sistema AC y DC
- 12.- Vista panorámica del generador
- 13.- Diagrama esquemático del generador de corriente alterna
- 14.- Diagrama en bloques del panel supervisor
- 15.- Circuito regulador de voltaje
- 16.- Relay de control del contactor de los amplificadores Trip y Reset
- 17.- Relay de control del generador amplificador y del circuito Shut-Down
- 18.- Diagrama del inverter
- 19.- Diagrama en bloques del sistema DC
- 20.- Diagrama esquemático del transformador rectificador
- 21.- Instalación de Batería al absorbedor de vibraciones
- 22.- Diagrama del sistema detector de incendios
- 23.- Esquema del sistema de vibraciones
- 24.- Vista frontal del indicador de vibraciones
- 25.- Diagrama en bloques del sistema giroscópico.
- 26.- Componentes internos del Giróscopo
- 27.- Vista del indicador de Giro Vertical
- 28.- Vista de indicador de situación horizontal
- 29.- Panel de instrumentos
- 30.- Indicador de presión de aceite

- 31.- Sistema de indicación de temperatura de la turbina de potencia
- 32.- Sistema de indicación de la temperatura del aceite
- 33.- Sistema de indicación de R.P.M.
- 34.- Instalación de los sensores en un depósito de combustible no lineal
- 35.- Circuito del sistema de medición de combustible tipo capacitivo
- 36.- Esquema de bajo nivel de combustible.

RESUMEN : PROYECTO DE TESIS

TITULADO : Optimización en el Programa de Mantenimiento del Sistema Eléctrico en el helicóptero SH-3D

El método de estudio que se realiza en el presente trabajo es de tipo analítico, explicativo y descriptivo.

El programa de mantenimiento está destinado a mantener conservar y cuidar de la forma más económica posible, cada uno de los sistemas que compone la aeronave, dichos sistemas cumplen funciones específicas que en conjunto funcionan sincronizadamente en todas las condiciones de vuelo, y a falta de uno de ellos, se paraliza el funcionamiento del resto y por lo tanto deja inoperativo el sistema.

Por lo tanto proponemos su modificación en el sistema de mantenimiento, actualizar los manuales de inspección y mantenimiento de acuerdo a experiencia, realizar una mejor selección del personal de acuerdo al nivel de eficiencia propuesto, modernización del control de calidad, optimización en el sistema de adquisición de material urgente, implementar al taller de mantenimiento aeronáutico una sección de ingeniería, desarrollo e investigación y un laboratorio de calibraciones.

Aplicar la toma de decisiones en mantenimiento y reparación de máquinas eléctricas y sistemas de instrumentos.

Implementación de un banco de prueba de attitude heading system y realizar las modificaciones en el sistema ASE (Sistema de Estabilización Automática).

El mantenimiento adecuado en taller de cada equipo eléctrico se realiza a base de un procedimiento completo de pruebas, destinado a revisar completamente un subconjunto del equipo y aplicar procedimiento de localización de fallas, destinados a circunscribir la dificultad a una pieza o circuito dentro de un subconjunto. Los defectos descubiertos durante las pruebas detalladas se deberá corregir inmediatamente mediante el uso de tabla de localización de fallas o la aplicación de procedimiento de ajuste y alineación.

I. INTRODUCCION

En el presente trabajo se da la información necesaria para asegurar un apropiado mantenimiento del sistema eléctrico del helicóptero.

El programa de mantenimiento, está destinado a mantener, conservar y cuidar de la forma más económica posible, cada uno de los sistemas que componen una aeronave; estos cumplen funciones específicas que en conjunto funcionan sincronizadamente en todas las condiciones de vuelo, y a falta de uno de ellos se paraliza el funcionamiento del resto, y por lo tanto deja inoperativo el sistema.

Para lograr nuestros objetivos es importante considerar las experiencias en la toma de decisiones, ya que de los logros y los errores cometidos son una guía infalible para el futuro.

El trabajo consta de 5 capítulos; en el primer capítulo se detallan los objetivos, justificaciones y delimitaciones del presente trabajo.

En el Segundo Capítulo, se expone de manera resumida las características generales de la aeronave, los conceptos de Aerodinámica y las diferencias de aeronaves de ala fija y alas rotatorias.

En el Tercer Capítulo presentamos el principio de funcionamiento e instalación de los sistemas eléctricos de una aeronave.

En el Cuarto Capítulo detallamos, sobre el diseño y organización del mantenimiento aeronáutico, se presenta aquí algunas modificaciones administrativas sugerida por la experiencia obtenida.

El Quinto Capítulo, analizamos las acciones técnicas que deberán tomarse para mantener en el futuro la operatividad de los helicópteros SH-3D.

1.1 Descripción:

En aviación, el mantenimiento y reparación de los equipos eléctricos y electrónicos se realiza de acuerdo a los manuales del fabricante. Los detalles que se debe tener en cuenta para reparar en los talleres son los siguientes:

- Número de parte
- Número de serie
- El fabricante
- El modelo
- Sistema que usa
- Las discrepancias

Para cada modelo de equipo, hay un manual de mantenimiento y reparación (overhaul) con el listado de sus componentes, además el manual contiene las herramientas, materiales y equipos de prueba adecuados a emplear.

El especialista a cargo de la reparación usará su conocimiento, criterio y experiencia para efectuar la reparación y los pedidos de repuestos necesarios para la reparación de los equipos y/o próxima reparación.

Cuando se trata de inspección y mantenimiento de 1er y 2do nivel en aeronaves se realiza de acuerdo a las cartillas correspondientes, contiene desde el mínimo mantenimiento diario hasta sus mantenimientos especiales. En dichas cartillas se tiene una descripción concisa de lo que va a ser efectuado. Estas inspecciones están diseñadas para asegurarse que la aeronave esté completamente segura para volar.

A pesar de dar cumplimiento a las inspecciones como manda el fabricante y los planes de mantenimiento vigentes, existen deficiencias en mantenimiento ya

que en algunos incidentes y accidentes se determinaron que, es por la falla del material, por lo que en este trabajo hacemos algunas modificaciones, observaciones y recomendaciones para mejorar el proceso de mantenimiento en el Helicóptero Sikorsky Modelo SH-3D de fabricación norteamericana.

1.2 Objetivos

Objetivo Principal:

- Optimizar el programa de mantenimiento, para mantener en buenas condiciones de operatividad las piezas y componentes de los equipos eléctricos instalados en el helicóptero SH-3D.

Objetivos Específicos:

- Dar cumplimiento a las normas establecidas en los manuales y boletines técnicos emitidos por los fabricantes.
- Elevar y mantener la disponibilidad del equipamiento garantizando la conservación y el pleno funcionamiento de los equipos.
- Contribuir a mejorar los procesos de control de calidad.
- Proporcionar asistencia y consejo partiendo de la experiencia adquirida para todos aquellos que intervienen en el campo.

1.3 Justificación

Se dará el mayor grado de seguridad y confiabilidad al piloto y a la tripulación.

Prevenir el deterioro y el mal funcionamiento de los equipos en un corto tiempo de uso.

La Implementación del presente proyecto originará beneficios económicos, ya que en la actualidad se observa deficiencias en el plan de mantenimiento por diversas causas.

Debido a que la fabricación de las piezas y equipos no brindan un cien por ciento de seguridad o confiabilidad, el mantenimiento se realiza en forma periódica; puesto que en la investigación de algunos accidentes, se determinaron que era causado por fatiga del material y por lo tanto el mantenimiento previene de que no se llegue a los límites de fatiga de los materiales.

Beneficiar a los estudiantes de la UNAC-FIEE, puesto que este trabajo puede servir de base para el desarrollo de diseños que mejoren la calidad de mantenimiento e incentivar la implementación de un laboratorio de aviónica.

1.4 Delimitación

En el presente trabajo nos referimos a aeronaves de ala rotatoria de fabricación norteamericana SIKORSKY del modelo SH-3D.

Actualmente, en el Perú se cuenta con este único modelo del fabricante, es una de las aeronaves más completas y de múltiple uso; por ejemplo se puede emplear en operaciones de transporte, búsqueda y rescate, operaciones especiales, etc.

El sistema eléctrico de estas aeronaves es similar para todos los modelos y algunos de los sistemas es aplicable para cualquier tipo de aeronave.

II. MARCO TEORICO CONCEPTUAL:

2.1 Características generales de la aeronave

El Helicóptero es fabricado por la firma AGUSTA bajo licencia de SIKORSKY. Su peso básico es de 11,500 libras completamente vacío y con un promedio de 13,500 libras (el peso varía de acuerdo a la versión instalada), con un peso máximo al despegue de 21,000 libras. Su estructura inferior es totalmente sellada para darle una flotabilidad de 2 a 8 horas dependiendo del estado del mar.

El helicóptero posee dos turbinas, siendo su potencia de cada turbina de 1,360 HP; las revoluciones del rotor principal es de 185 a 203 RPM y en autorotación 215 RPM.

El combustible se almacena en tres tanques, situados en la parte baja del helicóptero, teniendo una capacidad de 840 galones (5,500 libras).

Tiene 3 sistemas hidráulicos: primario, auxiliar y utilidad de 1500 PSI y 3000 PSI.

Es fabricado con siguientes materiales: aluminio alclad, titanio, plástico acrílico, vidrio reforzado, fibra de vidrio, acero magnesio y aluminio.

Las palas principales del helicóptero son plegable, activado por el sistema eléctrico e hidráulico.

Posee un sistema completo de comunicaciones y sistemas de navegación, por último el corazón del helicóptero que es el sistema eléctrico, que en nuestro caso detallamos y analizamos más adelante (ver figura Nro. 1).

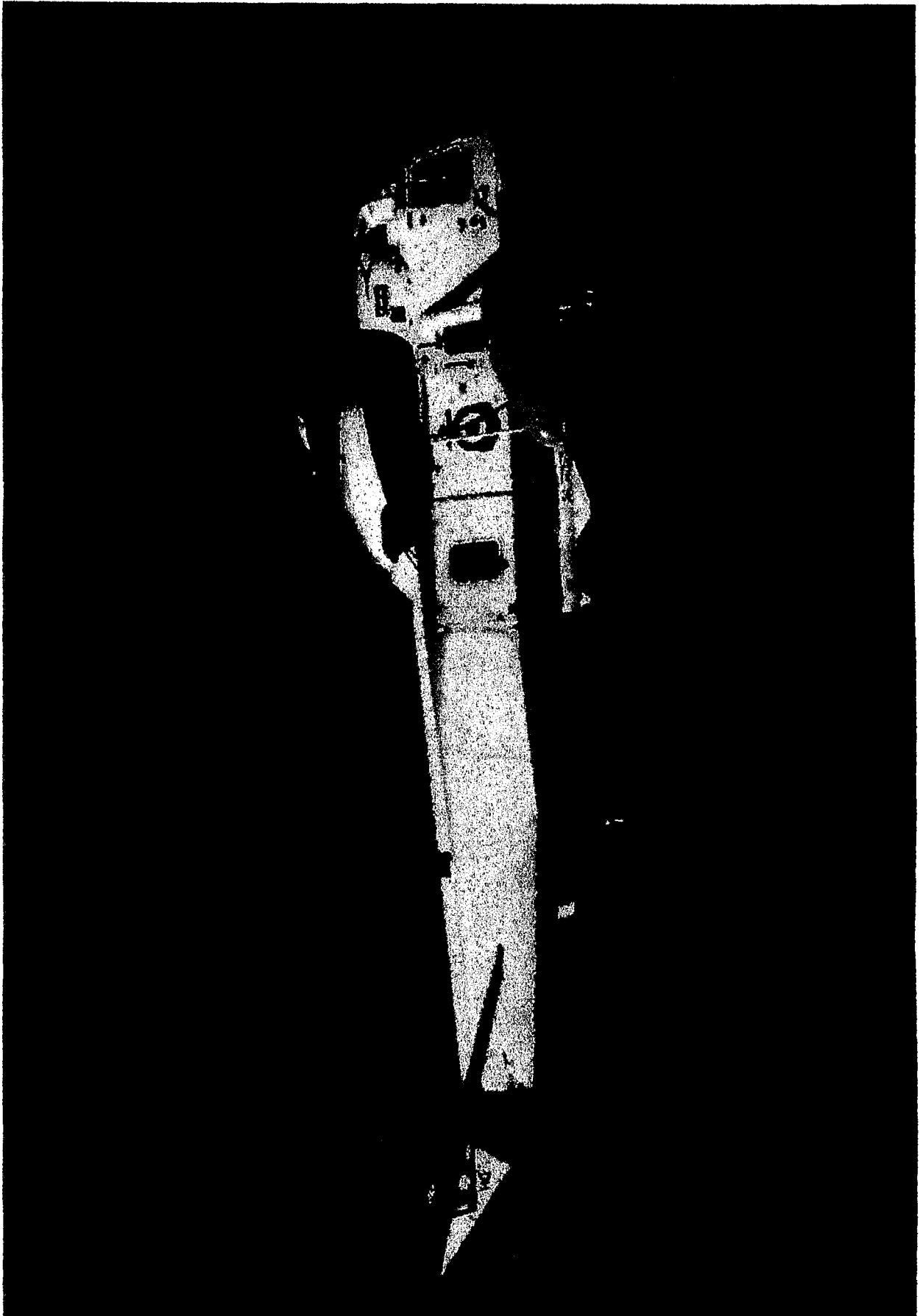


Fig. Nro. 1 Vista Panorámica del Helicóptero SH-3D

2.2 Principios Básicos de Aerodinámica:

Para comprender las diversas fuerzas que actúan sobre el helicóptero en vuelo, es preciso comprender el significado de algunos términos básicos de la aerodinámica; como se crea la fuerza de sustentación; y los efectos que ciertos factores tienen sobre la sustentación.

Plano aerodinámico

El plano aerodinámico es cualquier superficie diseñada para producir sustentación o empuje cuando el aire le pasa por encima. Las alas de los aviones son planos aerodinámicos; también las hélices. Los planos aerodinámicos en un helicóptero son las palas de rotor.

El ala de un avión normalmente es un contorno asimétrico, es decir, la superficie superior tiene más curvatura que la superficie inferior. La pala del rotor de un helicóptero es un plano aerodinámico simétrico ya que tiene la misma curvatura en las superficies inferior y superior. (ver figura N° 2)

En un plano aerodinámico asimétrico, el centro de presión es variable a medida que aumenta el ángulo de ataque, el centro de presión se mueve hacia adelante a lo largo de la superficie del plano aerodinámico; a medida que el ángulo de ataque disminuye, el centro de presión se mueve hacia atrás. En un plano aerodinámico simétrico, el movimiento del control de presión es muy limitado. Las palas del rotor requieren un plano aerodinámico simétrico para mantener un centro de presión relativamente estable; de otro modo, se introducirían fuerzas peligrosas.

Línea de Cuerda

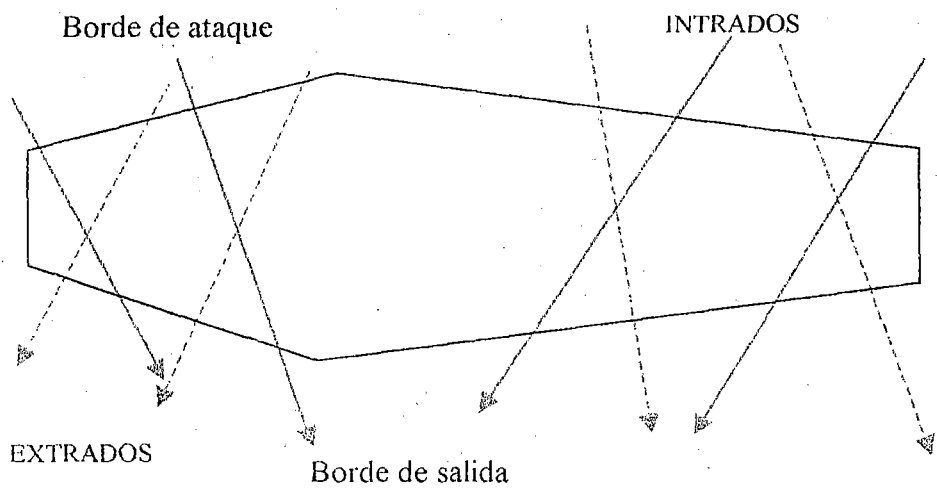
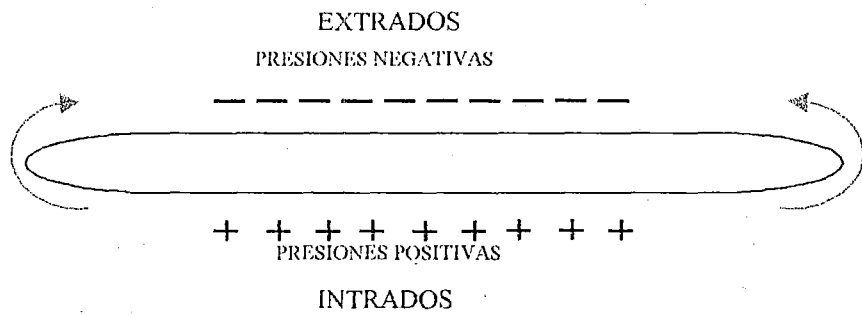
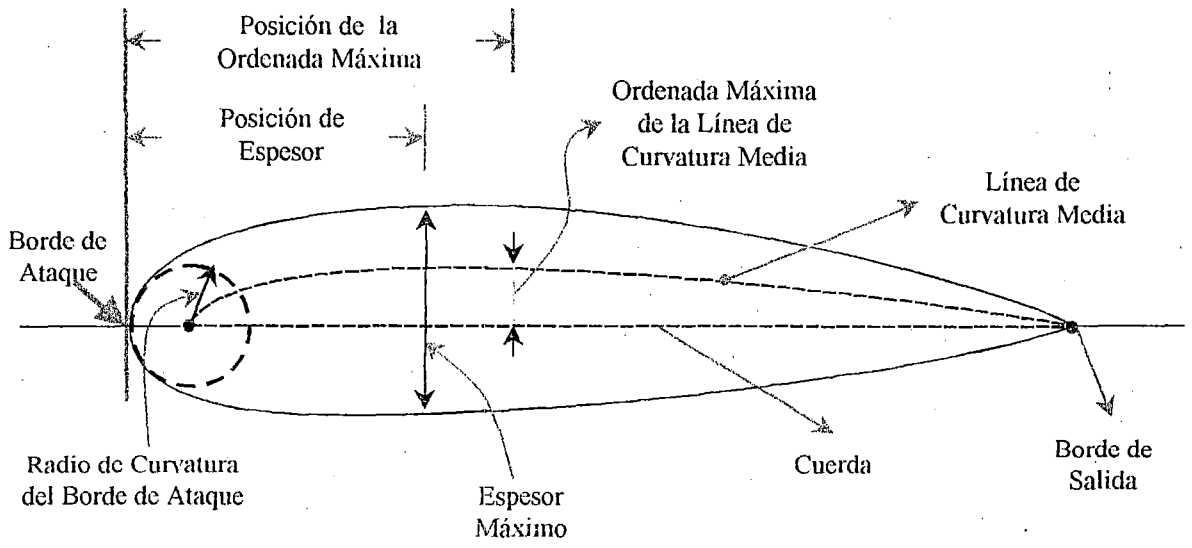
La línea de cuerda de un plano aerodinámico es una línea recta imaginaria que se extiende del borde de ataque al borde de salida del plano aerodinámico.

Viento Relativo

El viento relativo es la dirección del flujo de aire con relación al plano aerodinámico. Si el plano aerodinámico se mueve horizontalmente hacia adelante, el viento relativo se mueve horizontalmente hacia atrás. Si el plano aerodinámico se mueve horizontalmente hacia atrás el viento relativo se mueve horizontalmente hacia adelante. Si el plano aerodinámico se mueve hacia adelante y hacia arriba, el viento relativo se mueve hacia atrás y hacia abajo.

Así, la trayectoria de vuelo y el viento relativo son paralelos pero avanzan en direcciones contrarias. (Los términos “hacia adelante” y “hacia atrás” se usan aquí con relación al eje delantero y al eje trasero del helicóptero).

El viento relativo puede ser afectado por varios factores, incluyendo la rotación de las palas del rotor, el movimiento horizontal del helicóptero, el aleteo de las palas del rotor y la velocidad y dirección del viento.



(Fig. N° 2) Perfil del Plano Aerodinámico

Línea de Curvatura Media

Es una línea equivalente entre el extradós y el intradós. La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil; en definitiva, “fija” la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media, cae por encima de la cuerda, se dice que la curvatura es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.

Ordenada Máxima de la Línea de Curvatura Media

Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media, y la cuerda; este valor y su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en forma de porcentaje de la cuerda.

El Espesor y la Distribución del espesor

Son dos características importantes. El valor del espesor máximo y su posición se expresa en porcentaje de la cuerda. El espesor varía desde un 3% en los muy delgados hasta 24% en los muy gruesos.

El Radio de Curvatura de Borde de Ataque

Define la forma del borde de ataque y en el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de la curvatura media.

Angulo de Paso

El ángulo de paso de la palas del rotor es el ángulo agudo entre la línea de la palas y un plano de referencia determinado por el cubo del rotor principal. El plano de rotación del rotor está paralelo al plano en que se encuentra el cubo del rotor principal.

El piloto puede variar el ángulo de paso con los controles de la cabina (controles de Paso Colectivo y de Paso Cíclico) dispuestos para este fin.

Angulo de ataque

Es el ángulo entre la línea de la cuerda del plano aerodinámico y la dirección del viento relativo (ver figura N° 3). El ángulo de ataque no debe ser confundido con el ángulo de paso de las palas del rotor.

El ángulo de paso la determina la posición de los controles apropiados de la cabina (de paso colectivo y cíclico), mientras que el ángulo de ataque lo determina la dirección del viento relativo.

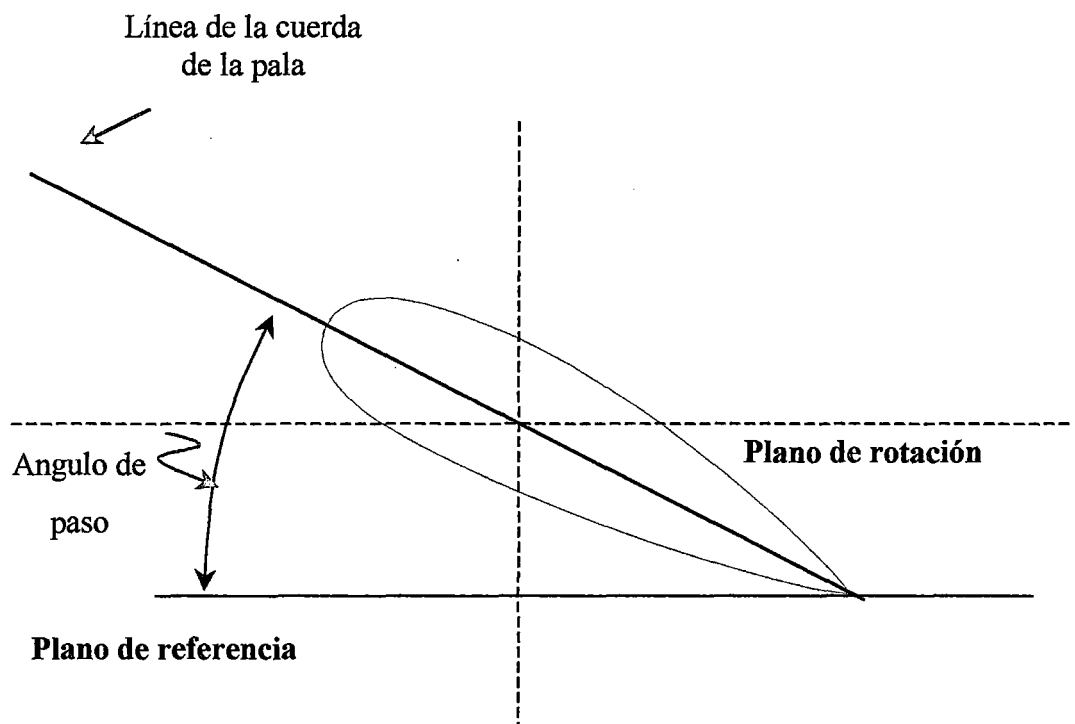
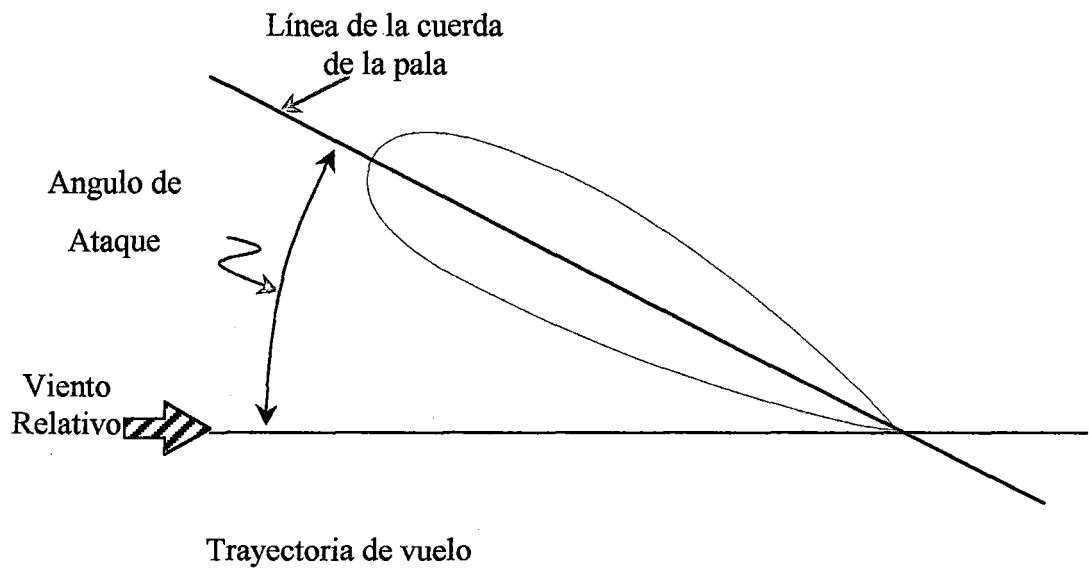
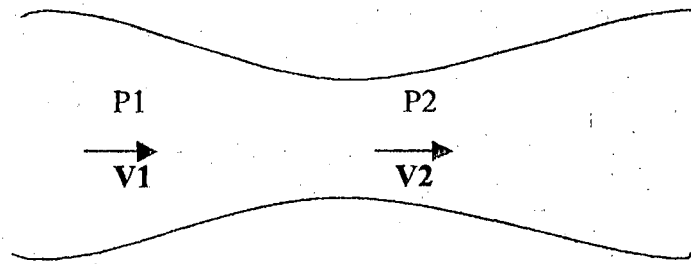


Figura Nro. 3 Relación entre el ángulo de ataque y el ángulo de paso.

Sustentación

La fuerza de sustentación se deriva de un plano aerodinámico mediante el “Principio de Bernoulli” o el efecto de Venturi, a medida que aumenta la velocidad del aire a través de la parte estrecha de un tubo Venturi, la presión disminuye.

Ecuación de Bernoulli:



$$P1 + \frac{1}{2}\rho1.V1 = P2 + \frac{1}{2}\rho2.V2$$

Donde:

P1, P2 = Presión

V1, V2 = Velocidad

ρ = Densidad.

A medida que el aire fluye sobre la superficie superior de un plano aerodinámico, la curvatura del mismo causa un aumento en la velocidad del flujo de aire. La velocidad aumentada del flujo de aire hace disminuir la presión sobre la superficie superior del plano aerodinámico. Al mismo tiempo, el flujo de aire golpea la superficie inferior del plano aerodinámico en ángulo, aumentando la presión.

La combinación de la presión reducida en la superficie superior y la

La combinación de la presión reducida en la superficie superior y la presión aumentada en la superficie inferior da por resultado una fuerza ascendente. Esta es la fuerza de sustentación.

La sustentación viene dada por la siguiente formula.

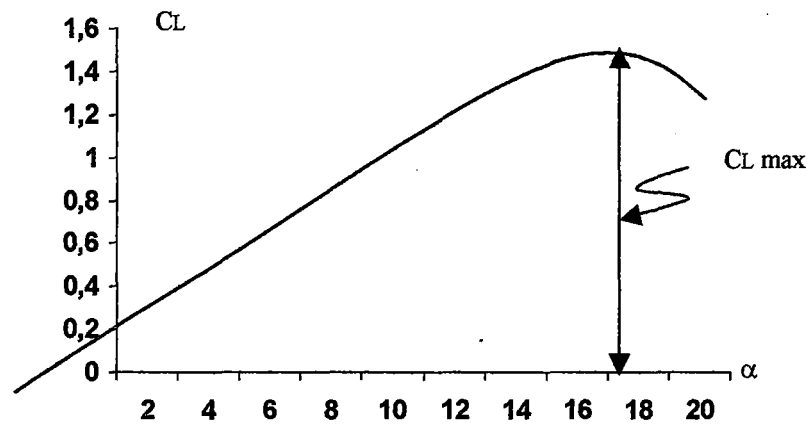
$$L = C_l \cdot q \cdot S$$

donde: L = Sustentación

S = Superficie de las alas

$q = 1/2 \rho \cdot V^2$ (presión dinámica)

C_l = Coeficiente de sustentación (coeficiente sin dimensiones)



Resistencia al Avance

Es el termino que se usa para la fuerza que tiende a resistir el movimiento del plano aerodinámico a través del aire, la fuerza retardadora de la inercia y la resistencia al viento.

La aeronave se ve sometido a una resistencia total al avance que dependerá de las mismas variables q y S que la sustentación. Viene dada por la siguiente formula:

$$D = C_d \cdot q \cdot S$$

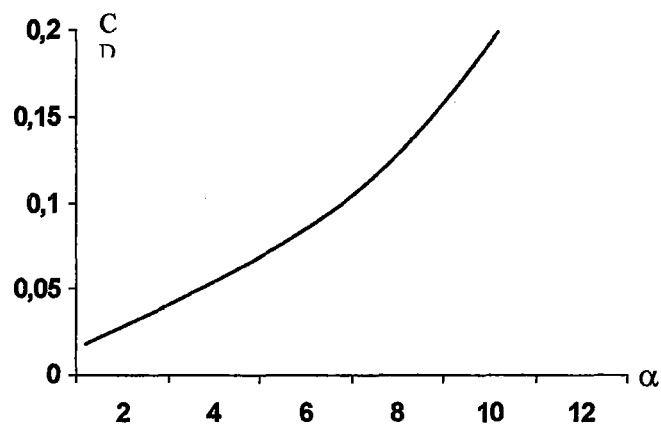
Donde: D = Resistencia

$q = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$ (presión dinámica).

C_d = Coeficiente de resistencia

S = superficie de las alas.

Esta resistencia total al avance, es la suma de una serie de resistencias parciales como son: resistencia de forma, resistencia de fricción, resistencia de inducción y resistencia adicionales.



Sustentación y densidad del Aire

La sustentación varía directamente según la densidad del aire, a medida que aumenta la densidad del aire, aumenta la sustentación y la resistencia al avance;

Debido a los cambios atmosféricos de temperatura, presión o humedad, la densidad del aire puede ser diferente, aún a la misma altura, de un día para otro o de una a otra parte del país.

Sustentación y Peso

El peso total (peso bruto) de un helicóptero es la primera fuerza que debe vencerse antes de que sea posible volar. La sustentación que es la que vence o balancea la fuerza del peso, se obtiene de la rotación de las palas del rotor principal.

Cualquier tipo de vuelo (estacionario, vertical, hacia delante, hacia un lado, hacia atrás), las fuerzas totales de sustentación y de empuje de un rotor son perpendiculares al plano de trayectoria de las palas o plano de rotación del rotor.

El plano de trayectoria de las puntas es el plano circular imaginario descrito por las puntas de las palas del rotor al efectuar un ciclo de rotación (ver fig. N° 4 y 5).

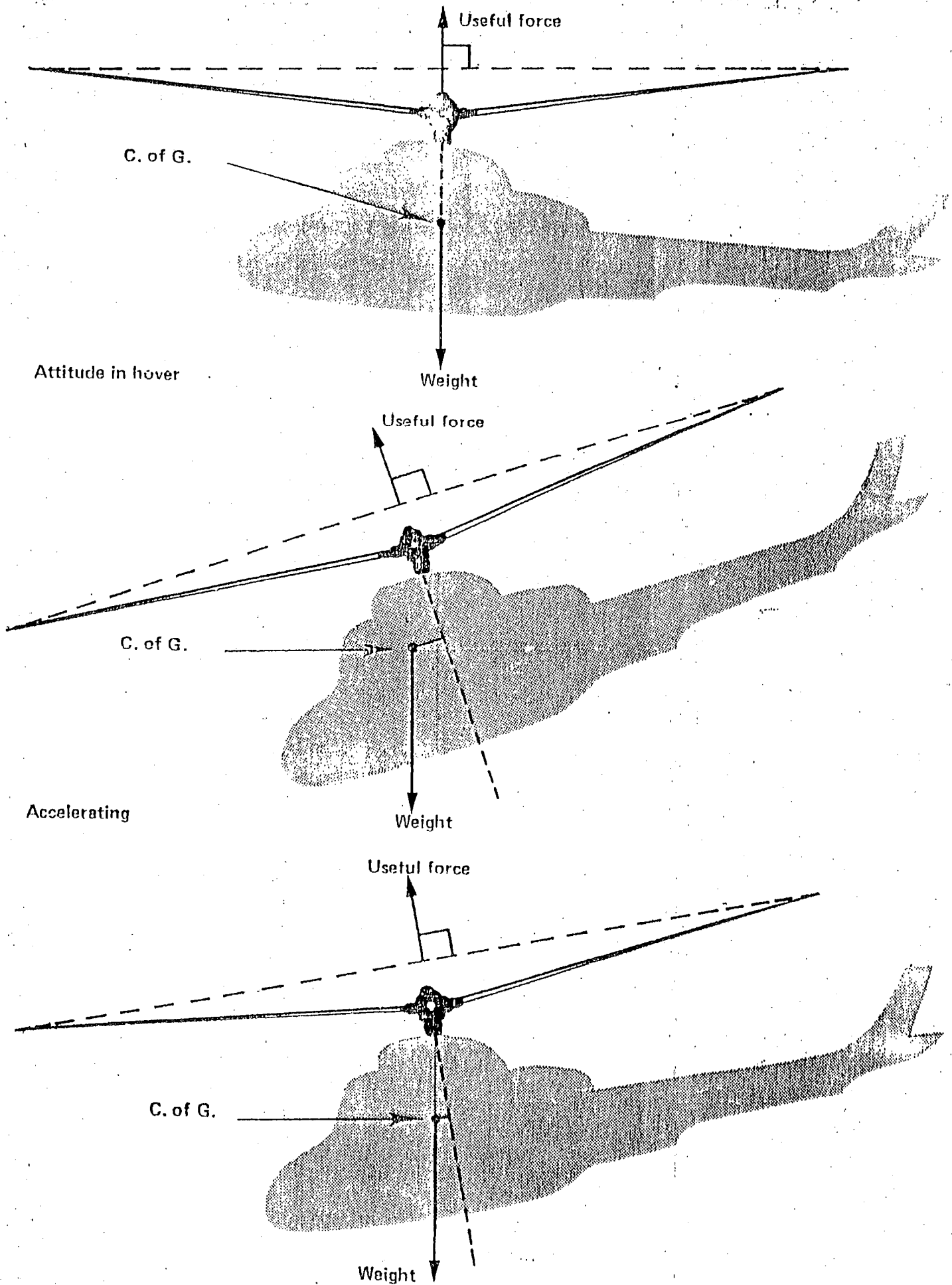


Fig. Nro. 4 Movimiento del plato Aerodinámico

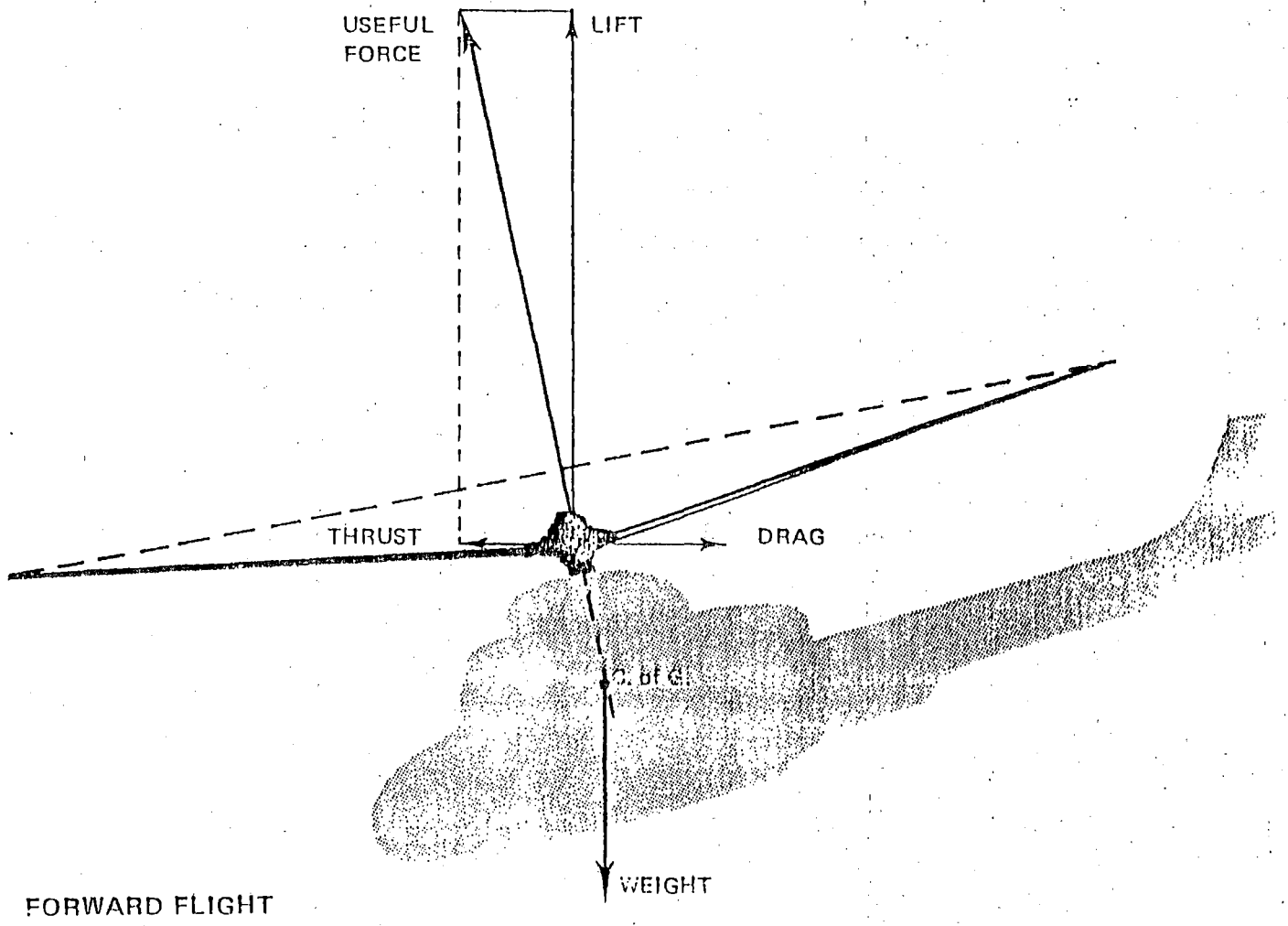
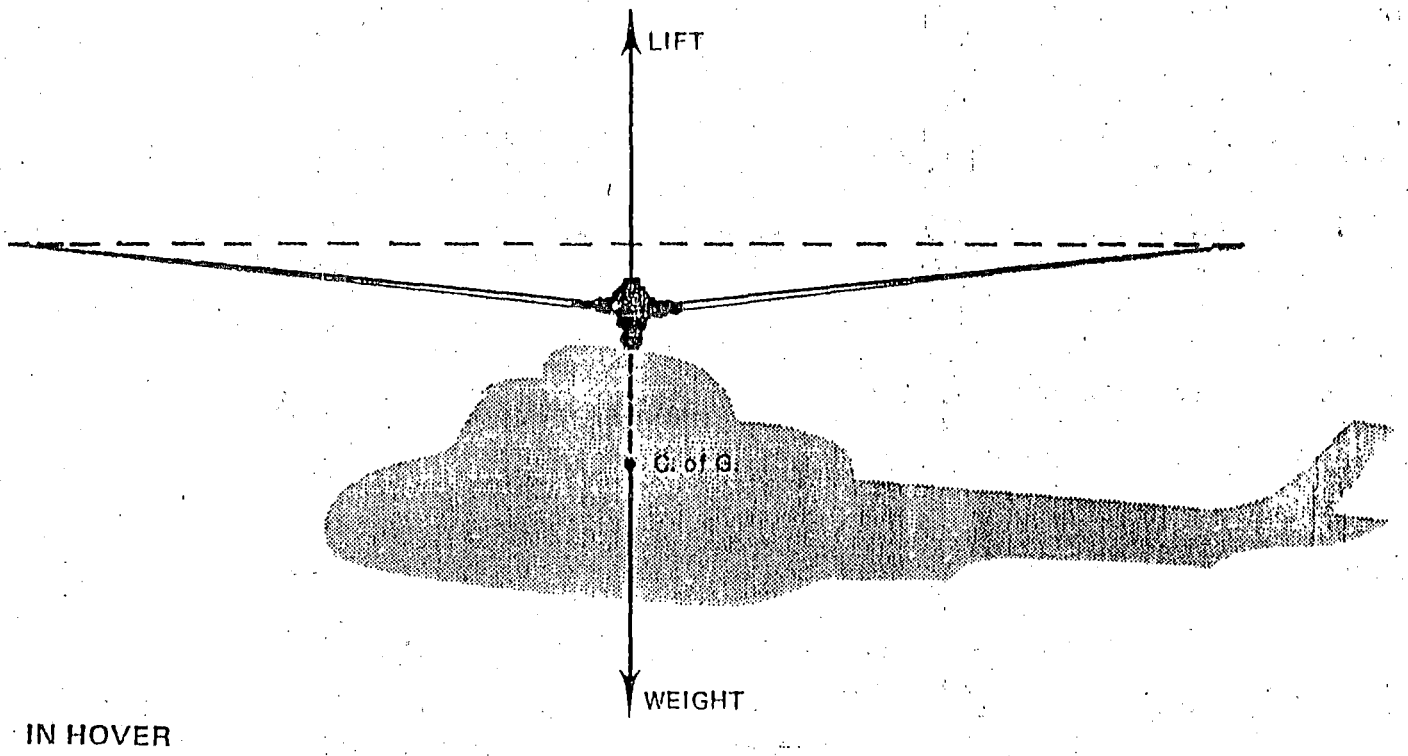


Fig. Nro. 5 Fuerza de Acción en el Helicóptero

a) Fuerzas que Actúan Sobre el Helicóptero

Durante cualquier tipo de vuelo horizontal o vertical, hay 4 fuerzas que actúan sobre el helicóptero:

1. La sustentación,
2. El empuje,
3. El peso
4. La resistencia al avance.

Vuelo Estacionario

El plano de trayectoria de las puntas de las palas es horizontal, es decir, paralelo a la tierra. La sustentación y el empuje actúan directamente hacia arriba; el peso y la resistencia al avance actúan directamente hacia abajo. La suma de las fuerzas de sustentación y empuje debe ser igual a la suma de las fuerzas del peso y la resistencia al avance para que el helicóptero pueda realizar un vuelo estacionario.

Vuelo Vertical

Durante el vuelo vertical sin viento, las fuerzas de sustentación y empuje actúan verticalmente hacia arriba. El peso y la resistencia al avance actúan verticalmente hacia abajo. Cuando la sustentación y el empuje igualan al peso y la resistencia al avance, el helicóptero vuela en forma estacionaria; si la sustentación y el empuje son menores que el peso y la resistencia al avance, el helicóptero desciende verticalmente, si la sustentación y el empuje son mayores que el peso y la resistencia al avance, el helicóptero asciende verticalmente.

Vuelo Hacia Adelante

Para un vuelo hacia delante, el plano de trayectoria de las puntas de las palas está inclinado hacia delante, inclinando así la fuerza total de sustentación y empuje

hacia adelante del plano vertical.

En un vuelo hacia delante, recto y nivelado y sin aceleración, la sustentación es igual al peso y el empuje es igual a la resistencia al avance. (El vuelo recto y nivelado es un vuelo con un rumbo constante y a una altura constante). Si la sustentación es mayor que el peso, el helicóptero sube, si la sustentación es menor que el peso, el helicóptero desciende. Si el empuje es mayor que la resistencia al avance, el helicóptero se acelera; si el empuje es menor que la resistencia al avance, se aminora su velocidad.

Vuelo Hacia un Lado

En el vuelo hacia un lado, el plano de trayectoria de las puntas de las palas está inclinado hacia un lado en la dirección en que se desea volar, inclinando así el total del vector de sustentación todavía está directamente hacia arriba y el peso directamente hacia abajo, pero el componente horizontal o de empuje actúa ahora hacia un lado, actuando la resistencia al avance hacia el lado contrario.

Torsión

La tercera ley de Newton dice así: "Para cada acción hay una reacción igual y contraria". A medida que el rotor principal de un helicóptero gira en una dirección, el fuselaje tiende a girar en una dirección contraria. Esta tendencia a girar del fuselaje es llamada torsión. Como el efecto de torsión sobre el fuselaje es un resultado directo de la energía del motor suministrada al rotor principal. Cualquier cambio en la energía del motor da lugar a un cambio correspondiente en el efecto de torsión. Cuanto más grande es la energía del Motor tanto mayor es el efecto de torsión. Ya que durante la auto rotación no se está suministrando energía del motor al rotor principal tampoco hay reacción de torsión.

Rotor Auxiliar

La fuerza que compensa la torsión y no permite que el fuselaje gire en dirección contraria al rotor principal, es producida por un rotor auxiliar ubicado al extremo del fuselaje posterior. Este rotor auxiliar, llamado generalmente rotor de cola, o rotor de antitorsión, produce una fuerza de empuje en dirección contraria a la reacción de torsión desarrollada por el rotor principal.

Los pedales situados en la cabina le permiten al piloto aumentar o disminuir el empuje del rotor de cola, según sea necesario para neutralizar el efecto de torsión.

Efecto de Tierra

Cuando un helicóptero está realizando un vuelo estacionario cerca del suelo, las palas del rotor estarán desplazando aire hacia abajo a través del disco más rápidamente de lo que se puede escapar de debajo del helicóptero. Esto va formando un cojín de aire más denso entre la tierra y el helicóptero (Ver Figura N° 6).

Este cojín más denso, al cual se le llama efecto de tierra, ayuda a sostener el helicóptero mientras está en vuelo estacionario.

Generalmente es efectivo hasta una altura de aproximadamente la mitad del diámetro del disco del rotor. A una velocidad absoluta de 3 a 5 millas por hora, el helicóptero dejará su cojín de tierra.

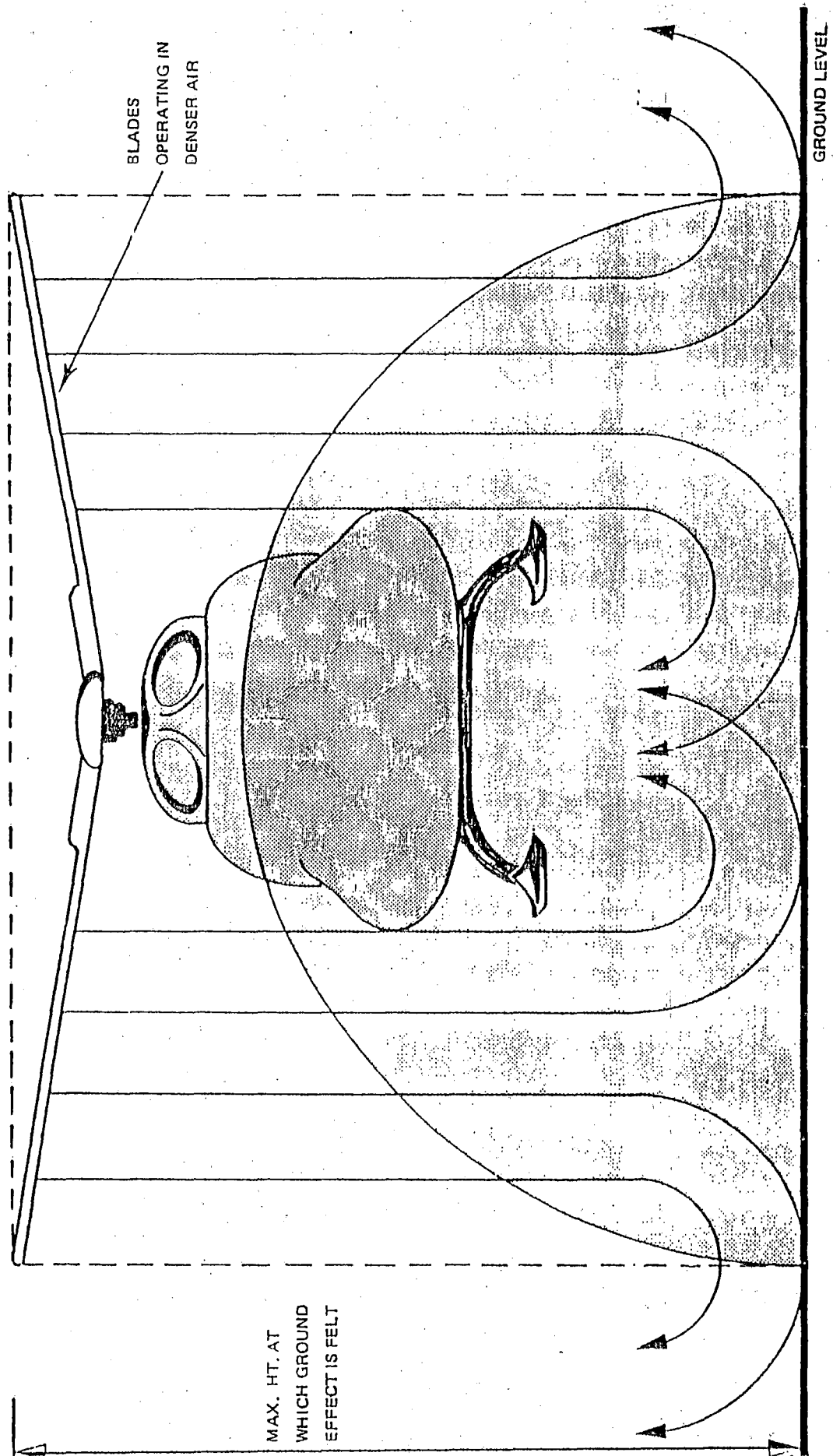


Fig. Nro. 6 Efectos de Tierra

b) Estabilidad de una Aeronave

La estabilidad debe ser desarrollada en una aeronave, desde su etapa de diseño hacia su actual producción y reglaje. Principalmente se clasifican en dos: estabilidad estática y estabilidad dinámica.

Estabilidad Estática: Es la propiedad que tiene una aeronave, cuando el vuelo uniforme ha sido perturbado, se desarrollan fuerzas y momentos que tienden a restaurarlo a su posición original.

Estas fuerzas y momentos crean oscilaciones o vibraciones los cuales son constantes desde su origen.

Estabilidad Dinámica: Es la que absorbe las oscilaciones creadas por las fuerzas y momentos; y gradualmente retorna la aeronave a su posición original (posición de equilibrio), sin tener en cuenta que tipo de movimiento originaba esa tendencia.

c) Ejes de Referencia:

Eje Longitudinal: Es una línea imaginaria que corre desde la nariz hasta la cola de la aeronave pasando por el centro de gravedad.

Eje Lateral: Es la línea imaginaria que corre de derecha a izquierda o viceversa pasando por el centro de gravedad (normalmente se encuentra a 25% de la cuerda media aerodinámica).

Eje Vertical: Es la línea imaginaria que corre de arriba hacia abajo y pasa por la línea de gravedad.

d) controles de Vuelo:

El helicóptero tiene cuatro controles que el piloto tiene que usar durante el vuelo, estos son: el control de paso colectivo; el control del acelerador; los pedales de antitorsión (control de rotor auxiliar o de cola, timón de dirección); y el control de paso cíclico.

2.3 Energía Eléctrica en Aeronáutica

2.3.1 Instalación Terrestre

En aeronáutica el uso de la energía eléctrica es muy variada, y ocupa un lugar importante para el pleno funcionamiento de sus instalaciones y aeronaves.

En las instalaciones terrestres se recibe energía eléctrica de la empresa eléctrica Edelnor, tensión de 10 000 voltios, luego es transformado a 220 voltios por las cuatro subestaciones que se cuenta de capacidades 280, 300, 320, 340 KVA., los cuales se encuentran distribuidos cercano a las cargas que requiere mayor energía.

Posteriormente a través de Motor-Generador, transformadores, rectificadores se tienen:

- 115 Vac, 400 Hz 3 ϕ
- 26 Vac, 400 Hz 3 ϕ
- 28 VDC
- 24 VDC

Todos estos valores se usan en laboratorios, talleres, bancos de prueba, plataformas de vuelo para pruebas en tierra, reparaciones, arranque de motores (turbinas), etc.

2.3.2 Instalación Eléctrica en Aeronáutica y sus Accesorios

Para facilitar su instalación, mantenimiento y reparación, los tramos de alambres y cables eléctricos en aeronáutica están unidos en lugares determinados por empalmes o uniones tales como conectores, bloques terminales, barras colectoras, etc. Antes de conectar los alambres y los cables a estas uniones es necesario cortarlos al largo adecuado, identificarlos, desguarnecerlos de la cubierta aisladora en los extremos y, si fuera necesario, estañarlos (ver anexo A).

Alambre Aislado: Para fines de las instalaciones eléctricas y electrónicas de las aeronaves, un alambre aislado consta de un conductor metálico cubierto de un material dieléctrico o aislador. El alambre aislado usualmente se denomina “alambre”. Los alambres que se usan en las aeronaves contienen conductores retorcidos para mayor flexibilidad. Los aislamientos pueden ser de diferentes materiales y capas para proporcionar aislamiento dieléctrico, protección térmica y resistencia a la abrasión, a la humedad y a los fluidos.

Cables: El término “cable” tal como se usa en las instalaciones eléctricas de las aeronaves, incluyendo lo siguiente:

1. Dos o más conductores aislados, contenidos en una misma cubierta o retorcidos entre sí sin una cubierta común (cable multiconductor).
2. Uno o más conductores aislados cubiertos por una coraza metálica o por una coraza metálica y una cubierta protectora sobre la coraza (cable blindado).
3. Dos conductores retorcidos entre sí (par de cables trenzados)
4. Un solo conductor central aislado con un conductor exterior metálico trenzado (cable coaxial). La concentricidad del conductor central y del conductor exterior se controla cuidadosamente durante la fabricación para

asegurarse de que son coaxiales.

Los cables que se usan comúnmente en las aeronaves son:

MS25313: conductor sencillo o múltiple que usa alambre MS25190.

Blindado con trenza de cobre delgada y revestido con cubierta de nylon.

MIL-C-27500: Conductor sencillo o múltiple que usa cualquier alambre de los indicados en la tabla, protegido con trenza de cobre revestida de níquel o de plata, estañada, según el caso, y revestido con una cubierta protectora apropiada.

MIL-C5756: Conductor sencillo o múltiple, conductor con aislamiento de caucho, cubierta protectora de caucho.

MIL-C-17: Cable coaxial.

Soldadura de estaño: La soldadura que se usa en las instalaciones eléctricas de las aeronaves, es una mezcla de 60% de estaño y 40% de plomo (SN60). Puede ser en forma de barra para derretirla y usarla para estañar, o en forma de soldadura de alambre de núcleo de resina, para usarse con un caudín.

Fundente: Es la resina blanca disuelta a una consistencia de pasta en alcohol desnaturalizado que se usa con la soldadura de estaño.

Conductor: El alambre de conductores trenzados se usa para que haya flexibilidad en la instalación y el servicio. Los estaños de los alambres se aproximan a los calibres AWG pero varían tanto que no es adecuado referirse al alambre de aviación como AWG. En el alambre, para baja temperatura, los hilos están estañados para facilitar su soldadura. En el alambre clasificado a una temperatura de conducción de 200°C se usa plata para revestir los hilos a fin de que el cobre no se oxide y facilitar su soldadura, los alambres para altas

temperaturas usan una capa de níquel es más difícil de soldar que el alambre revestido de plata, pero sirve para hacer conexiones de soldadura satisfactoria si se emplean las técnicas apropiadas. El alambre revestido de níquel tiene menos tendencia a debilitar la soldadura y a quebrarse que el alambre revestido de plata.

Aislamiento:

1. PVC (cloruro de polivinilo): PVC es un aislamiento común para alambres. Tiene buenas propiedades de aislamiento y se extingue automáticamente después de encenderse.
2. Caucho de Silicona: El caucho de silicona su clasificación a servicio continuo es a 200°C y es sumamente flexible. Se extingue automáticamente después de encenderse, excepto en los tramos verticales. La ceniza no es conductora.
3. TFE-Fluocarbono (Politetrafluoetileno): El TFE se usa ampliamente como aislamiento de alta temperatura. No se quema sino que se vaporiza en las llamas. No se derrite a las temperaturas de soldadura. El TFE es resistente a la mayoría de los fluidos.
4. FEP-Fluocarbono (Propileno Etileno Fluorado): El FEP admite en régimen permanente temperaturas de trabajo a 200°C, pero se derrite a temperaturas mayores. Tiene propiedades similares a las del TFE.

Materiales Térmicos y Resistentes a la abrasión que se usan en las capas intermedias y exteriores:

- Trenzas de Vidrio: Se usa extensamente para proporcionar resistencia térmica y resistencia al corte. Sin embargo, puede absorber la humedad y su uso está siendo cada vez menos generalizado.
- Asbestos: El asbesto y otras fibras minerales se usa para proporcionar altas

temperaturas y resistencia a las llamas. Puede absorber mucha humedad, pero se usa el caucho de silicona, el TFE u otras sustancias neutralizadoras.

- Nylon: Se usa ampliamente en los alambres de baja temperatura para resistencia a la abrasión y a los fluidos.
- Polimida: Este es un material nuevo con excelentes características térmicas y de resistencia a la abrasión y al corte.

Cubierta protectoras: Se usan nylon estirado a presión, trenzas de nylon, trenzas de poliéster, FEP-Fluocarbono, y trenzas de vidrio impregnadas de TFE como cubiertas protectoras para proporcionar resistencia a los fluidos y a la abrasión. Se prefieren cubiertas protectoras estiradas a presión y lisas en los alambres que se van a usar con conectores de cierre con anillo aislador (ver figura No 7).

Alambre de conexión: Este alambre normalmente se usa para conexiones en el chasis y otras áreas encerradas. Este alambre se puede usar para la interconexión de alambre en arneses compactos cuando están protegidos con cubiertas moldeadas o trenzadas. El término "conexión" se usa algunas veces para incluir el alambre de interconexión y el término "alambre de chasis" se usa para distinguir el alambre aislado no resistente a la abrasión de los alambres de interconexión.

Alambre de interconexión: El alambre de interconexión está diseñado para soportar todo el ambiente normal del avión (incluyendo el desgaste limitado) sin tener forro, cubierta u otra clase de protección. Sin embargo, ningún aislamiento de alambre soportará un desgaste o abrasión continuos y debe instalarse para reducir a un mínimo dicho abuso.

El alambre de mediana resistencia a la abrasión, tal como el MS18000 y el MS18001, debe instalarse con más cuidado.

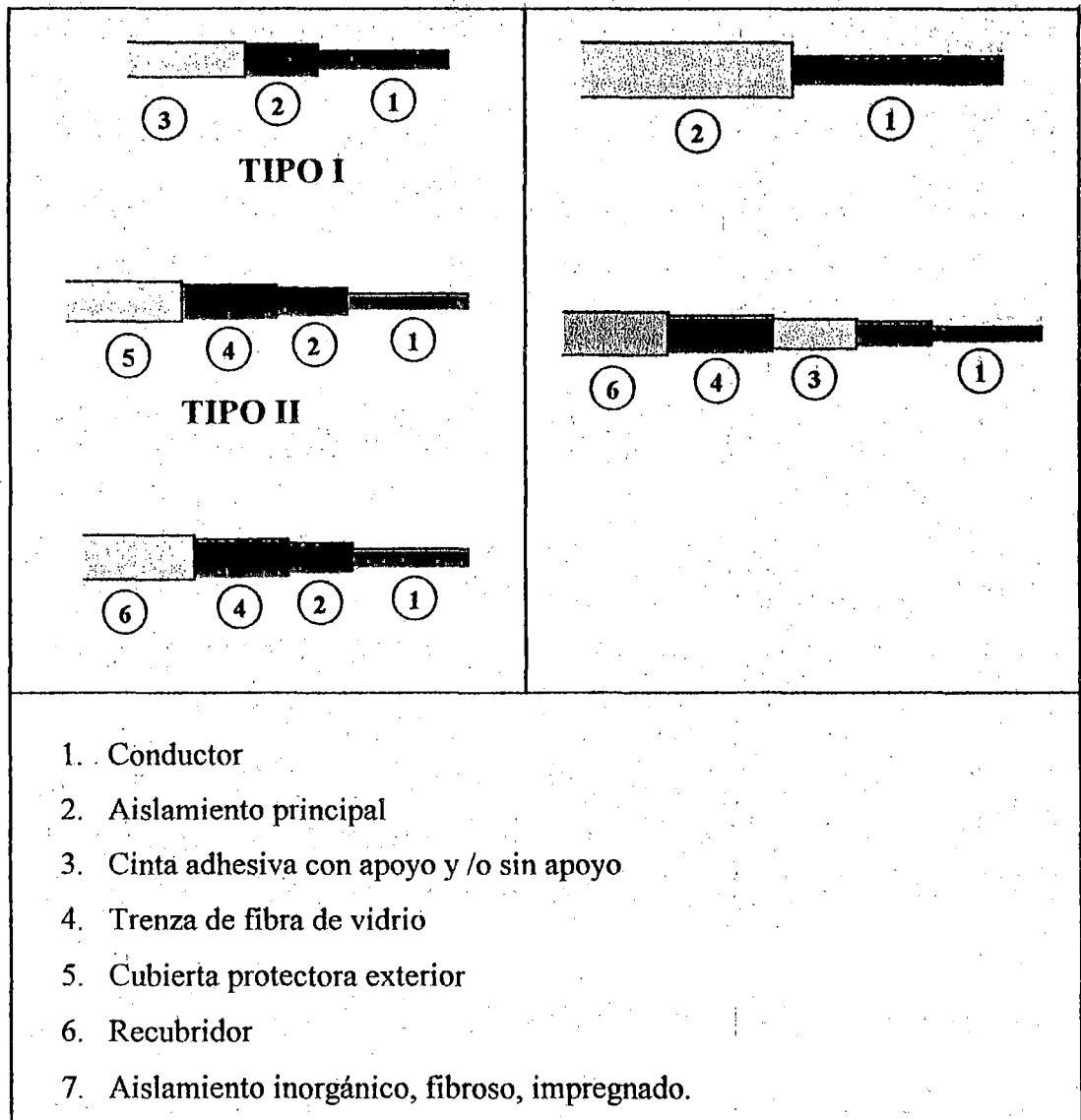


Fig. N° 7 Nomenclatura de alambres

Resistencia al Riesgo: El alambre MIL-W25038 se usa en circuitos como los de detección y extinción de incendios donde se necesitan propiedades aisladoras para las llamas. Este alambre se puede usar también en áreas donde se encuentran temperaturas intermitentes mayores de 260°C. Soportará temperaturas de 400°C (750°F) por periodos hasta de 100 horas en cuyo tiempo irá perdiendo gradualmente su resistencia a la humedad. Su clasificación de servicio continuo (10000 horas) es de 260°C.

Identificación de los Cables y los alambres:

Para facilitar el mantenimiento, cada uno de los alambres y los cables de interconexión que están instalados en la aeronave, está marcado con una combinación de letras y números que identifican el alambre, el circuito al cual pertenece, su grosor y demás información necesaria para relacionar el alambre con el diagrama del circuito. Estas marcas son lo que se llaman la clave de identificación del cable.

- a) **Número de Unidad:** Cuando se instalan dos o más equipos idénticos, en la misma aeronave, se puede prefijar los números de unidad "1", "2", "3", etc. Para diferenciar entre los alambres y cables cuando se desea que el equipo tenga la misma identificación básica del cable.
- b) **Letra de Función del Circuito:** Esta letra se usa para identificar la función del circuito especificada.
- c) **Número de Alambre:** El número de alambre consta de uno o más dígitos, se usa para diferenciar los alambres en un circuito. Se usará un número diferente para el alambre que no tenga una conexión o terminal común.
- d) **Letra de Segmento del Alambre:** Un segmento de alambre es un conductor

entre dos terminales o conexiones. La letra de segmento del alambre se usa para diferenciar entre los segmentos de conductores en un circuito en particular.

e) Número del Tamaño del Alambre: Este número se usa para identificar el tamaño del alambre o cable. Para cables coaxiales y alambres de pares termoeléctricos, no se incluyen el número del tamaño del alambre. Para los alambres de pares termoeléctricos, se usa un guión (-) en vez del número del tamaño del alambre.

f) Letras Indicadoras de Conexión a Tierra, de Fase o de Par Termoeléctricos:

- La letra "N" de cable de conexión a tierra se usa como sufijo, es la clave de identificación del alambre para identificar cualquier alambre o cable que complete el circuito a la red de conexión a tierra (ver anexo B).
- La letra de fase A, B, ó C se usará como sufijo en la clave de identificación del alambre, para identificar la fase de los alambres que está en el alambrado de distribución de energía trifásica de los sistemas de corriente alterna la secuencia de fase será "A-B-C".
- La letra de fase "V" se usará como sufijo en la clave de identificación del cable, para identificar el alambre o cable no conectado a tierra que esté en un sistema monofásico.
- Para el alambre de par termoeléctrico, se usarán los siguientes sufijos según sea aplicable.

CHROM = Cromel

CONS = Constantán

ALML = Alumel

COP = Cobre

AROM = Hierro

g) Para el alambre de aluminio, se agregará aluminio o ALUM como sufijo en la clave de identificación del alambre.

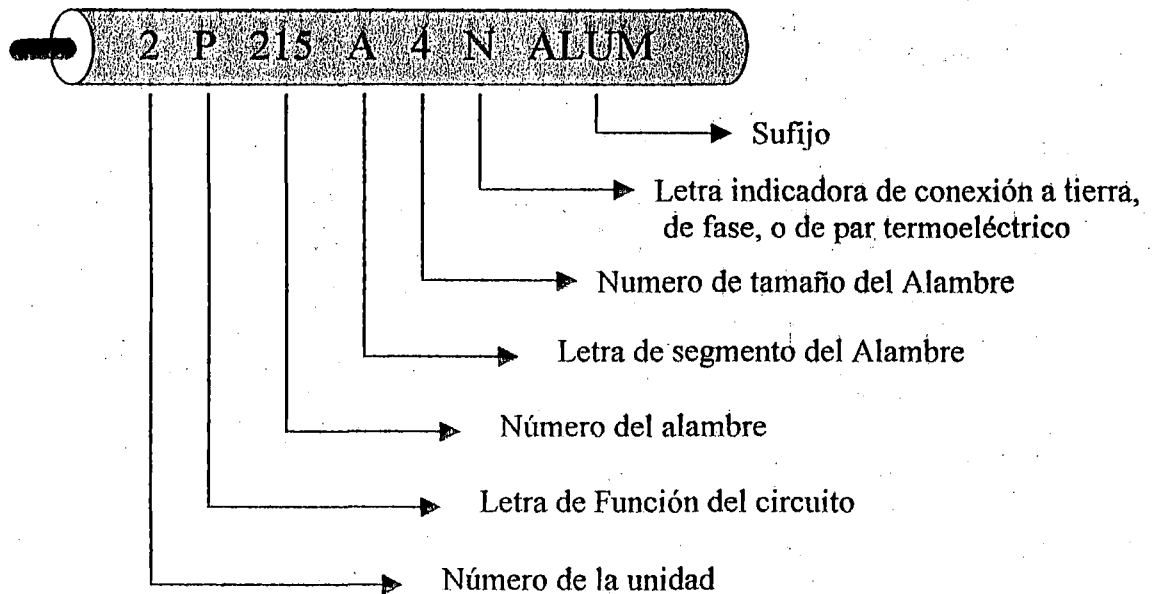


FIG N° 8 Claves de Identificación de Alambres

Identificación de los cables coaxiales: identifica los cables coaxiales estampando la información directamente en el cable o mediante manguitos.

Identificación del cable de par termoeléctrico: El alambre de par termoeléctrico que normalmente es doble (dos conductores aislados, uno al lado del otro), es difícil de marcar en forma legible; se instalan manguitos para su identificación.

Identificación en bloques terminales y en compartimentos: Si fuese posible, marcar los alambres fijados a los tableros terminales y a los terminales del equipo entre la terminación y el punto en el cual el alambre entra a formar el haz de alambres.

Selección de los manguitos de identificación: Para el alambrado de fines generales, se usa manguitos flexibles de vinilo transparente o blanco opaco. Para la aplicación de altas temperaturas (más de 100°C), se usa manguitos de caucho de silicona o fibra de vidrio silicónica. Cuando es necesario que haya resistencia a fluidos hidráulicos sintéticos u otros disolventes, se usa manguitos de nylon transparente o blanco opaco.

Maquinas para marcar la identificación: Para estampar una gran cantidad de alambres largos se usa máquina automática para demarcar. En estas máquinas los alambres de tamaño N° 26 hasta N° 14 avanzan y son estampados automáticamente. Los alambres de tamaño mayor que el N° 14 se hacen avanzar a mano, pero se estampan automáticamente.

Conectores Para Fines Generales: Los conectores proporcionan el medio de conectar y desconectar rápidamente los alambres para simplificar la instalación y el mantenimiento del equipo eléctrico y electrónico (ver anexo C). Cada conector completo se compone de dos partes: un conjunto de enchufe y un conjunto de receptáculo unidos mediante un dispositivo de acoplamiento que es parte del conjunto del enchufe, (ver Figuras 9 y 10).

Estos conectores se clasifican como sigue:

a) **Serie I:** A prueba de extracción, conectado a tierra, máxima temperatura de operación 150°C.

Serie IIA: De baja silueta; alta temperatura; máxima temperatura de operación de 150°C.

Serie IIB: De baja silueta; alta temperatura; máxima temperatura de 200°C.

Los conectores de la series I y II no son intercambiables

b) Tipos:

1. Enchufes

- Recto
- Recto, conectado a tierra
- De línea

2. Receptáculo

- De caja
- De pared
- De contratuerca
- Soldado

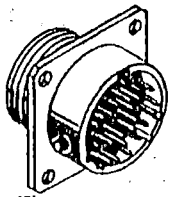
c) Clases

E - Resistencia al medio ambiente

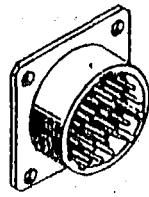
P- Para rellenar, incluye el relleno

T- Resistencia al medio ambiente pero sin accesorios posteriores

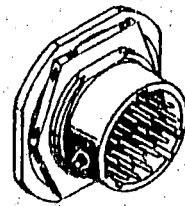
Y- Sello hermético



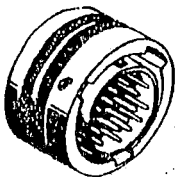
Receptáculo de pared. Tipo soldado: MS3110 y MS3130 Tipo prensado: MS3120 y MS3140



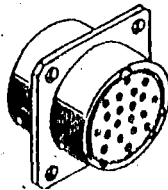
Receptáculo de caja. Tipo soldado: MS3112 y MS3132. Tipo prensado: MS3122



Receptáculo de contratuerca. Tipo soldado: MS3114 y MS3134. Tipo prensado: MS3124 y MS3144



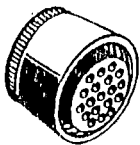
Enchufe recto. Tipo soldado: MS3116. Tipo prensado: MS3126



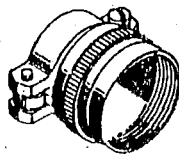
Receptáculo de mamparo. Tipo soldado: MS3119 y MS3139



Enchufe corto. Tipo soldado: MS3137. Tipo prensado: MS3147



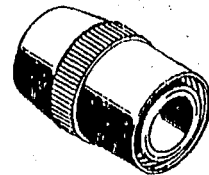
Obturador del aislador de goma Clase E



Abrazadera de alivio a la tensión Clase F

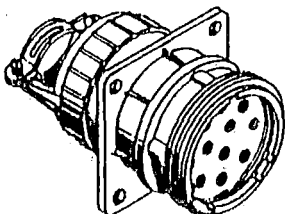


Obturador de relleno Clase P

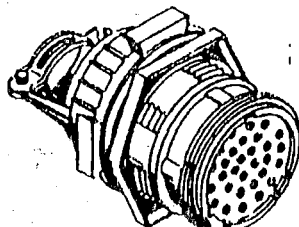


Obturador de glándula Clase J

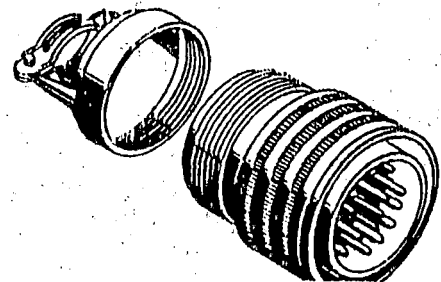
a. Conectores en Miniatura MIL-C-26482 - Contactos soldados y prensados



Receptáculo de pestaña MS24264



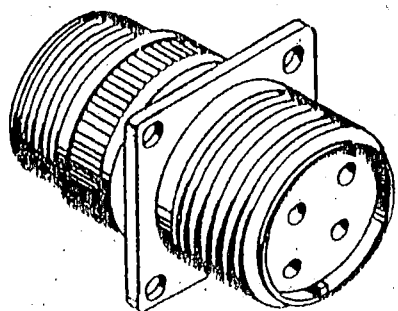
Receptáculo de montaje de un solo orificio MS24265



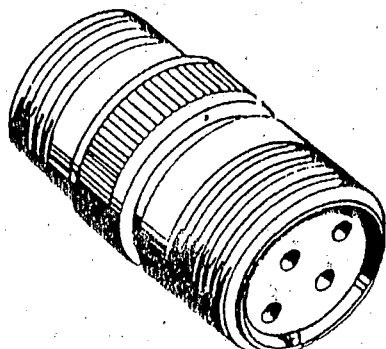
Enchufe recto MS24266

b. Conectores en miniatura MIL-C-26500 - Contactos prensados únicamente

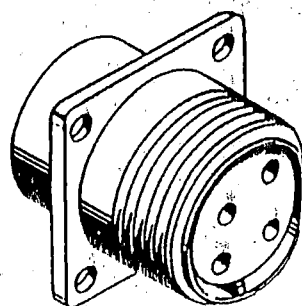
Fig. Nro. 9 Conectores en Miniatura



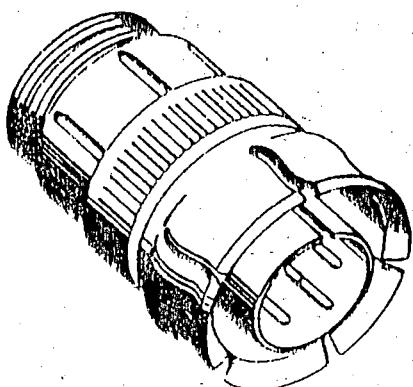
MS3100, MS3400, MS3450
Receptáculo de pared



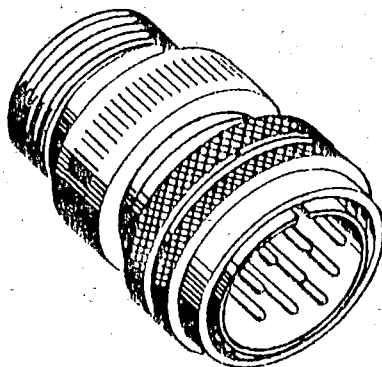
MS3101, MS3401, MS3451
Enchufe para cable



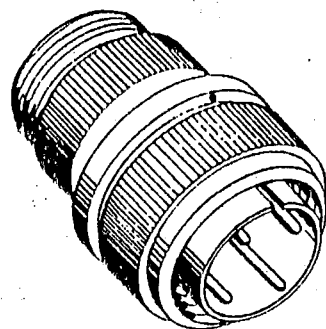
MS3102, MS3402, MS3452
Receptáculo de pared



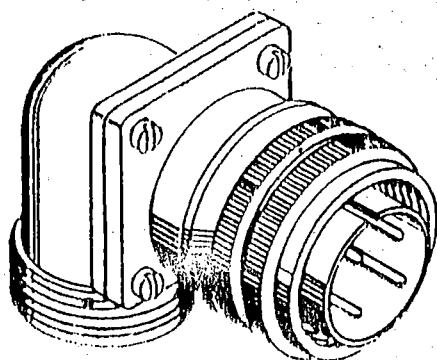
MS3107
Enchufe de desconexión rápida



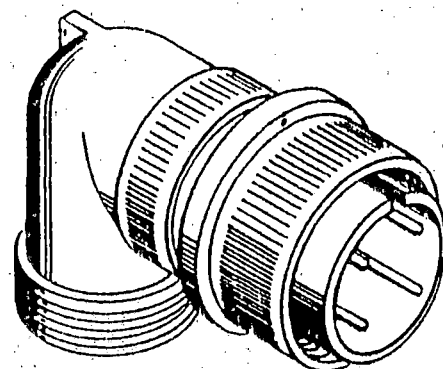
MS3106, MS3406, MS3456
Enchufe recto



MS3106
Enchufe recto
(sin adaptador)



MS3108 (Type)
Enchufe angular



MS3108, MS3408
Enchufe angular

Fig. Nro. 10 Conectores AN (MS) Típicos

Acabados

A- Baño de cadmio

B- Baño de cadmio color aceituna

C- Anódico

D- Estañado derretido

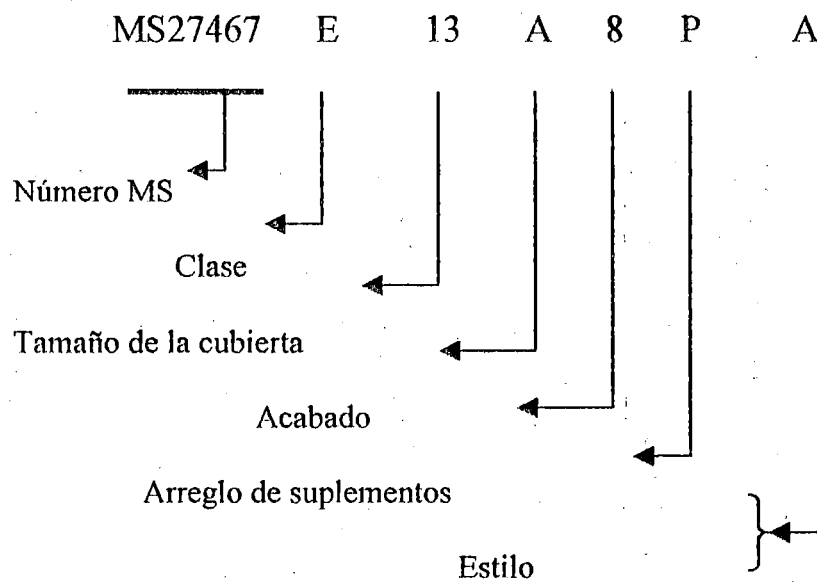
E- Acero inoxidable, sin pestañar

d) Estilos

P- Contactos de clavija

S- Contactos de receptáculos

Los conectores se marcan como sigue:



Polarización y nivel de confiabilidad (no se necesita letra para el nivel 1 normal)

III. PRINCIPIOS DE FUNCIONAMIENTO E INSTALACION DE LOS SISTEMAS

El sistema eléctrico del helicóptero SH-3D consiste en la generación de corriente alterna trifásica, transformación en corriente directa y el suministro de energía a diferentes sistemas como sistemas de indicación (instrumentos), giros, estabilización automática, comunicaciones, navegación y otros.

Inicialmente la energía de corriente alterna es suministrada por dos sistemas de generación de corriente alterna que consisten de un generador sin escobillas, panel supervisor/regulador de voltaje, interruptores de control, luces de avisos de precaución y monitoreo (Ver Figura N° 11).

Los generadores son impulsados por la sección principal de la caja de accesorios para entregar energía por impulso mecánico, cuando está disponible para todas las condiciones de operación. Normalmente, las cargas esenciales de corriente alterna necesarias para vuelo instrumental en nocturno son alimentadas por el generador N° 1, estas cargas incluyen instrumentos eléctricos de vuelo, accesorios eléctricos esenciales para los controles de vuelo, sistema de avisos, luces interiores de emergencias y equipos de comunicación, navegación e identificación.

Cargas esenciales: las cargas esenciales son:

- Indicador de Actitud (piloto y copiloto)
- Estabilización automática
- Antihielo de los motores
- Sistema de navegación

- Sistema giroscópico
- Bomba booster de combustible Nro. 1
- Rectificador Nro. 1
- Sistema de comunicaciones (UHF, VHF, HF)
- Radar altímetro, Radar Doppler
- Sistema de vibraciones
- Presión Hidráulica
- Antihielo de la luna de visualización de vuelo (piloto).

Las cargas de corriente alterna no esenciales son alimentadas por el generador N°

2. La protección contra daños a los equipos mientras están en vuelo o en tierra, por una condición de sobre-voltaje o bajo voltaje, y contra las variaciones de frecuencia durante las operaciones en tierra, es proporcionada por los paneles supervisores /reguladores de voltaje. Una batería alimenta al inverter que aplica energía de corriente alterna a un limitado número de sistemas cuando la energía por impulso mecánico no esta disponible. Un receptáculo de fuente externa A.C. son utilizados para la operación en tierra de equipos operados por Corriente Alterna.

Cargas no esenciales, alimenta a:

- Indicador de actitud (copiloto)
- Antihielo de la luna de visualización de vuelo (copiloto).
- Tomacorrientes para usos particulares.
- Bomba booster de combustible N° 2.
- Rectificador N° 2.

Dos transformadores /rectificadores conectados en paralelos, rectifican las tres fases de energía de corriente alterna en energía de corriente directa. Cada transformador/rectificador es energizado por cada generador de corriente alterna si fallara uno de los T/R, la otra unidad alimentará las cargas esenciales de corriente directa al vuelo (cargas de las barras esencial y primario) y desconectan las cargas de corriente directa no esenciales (cargas de la barra monitora).

Barra monitora de corriente directa, alimenta a:

- Calefacción de la cabina.
- Tomacorriente de usos particulares.
- Control de luces.

Barra primaria de corriente directa, alimenta a:

- Control de la bomba de combustible.
- Sistema de estabilización automática.
- Luces de la cabina y consola.
- Luces de instrumentos de vuelo.
- Barra de comunicaciones N° 2 (UHF, ADF).

Barra esencial, alimenta a:

- Controles de vuelo.
- Sistema de compás.
- Sistema de vibraciones.
- Extinguidor de fuego del motor.
- Indicador de temperatura de aceite.
- Indicador de nivel de combustible.
- Instrumentos de emergencia.

- Inverter.
- Trenes de aterrizaje.
- Luces de posición.
- Panel supervisor.
- Pruebas de las luces de precaución.
- Barra de comunicaciones N° 1 (HF, ICS, otras comunicaciones especiales).

Una batería níquel-cadmio suministrará energía a la barra esencial de corriente directa si ambos generadores y/o transformadores/rectificadores fallarán.

La batería también es utilizada como lastre para absorber las vibraciones mecánicas. Un receptáculo de fuente externa de corriente directa es utilizado para la operación en tierra de equipos operados por corriente directa.

Cuando la fuente externa de corriente alterna es conectada, los generadores energizados son conectados a las cargas y la energía externa alimentará solo las cargas esenciales de corriente alterna.

3.1 **Sistemas de Alimentación de Corriente Alterna y Corriente Continua**

a) Sistema de Alimentación de Corriente Alterna:

Sus principales componentes son:

- Generadores
- Plugs adaptadores
- Paneles supervisores/reguladores de voltaje
- Interruptores de control N° 1 y N° 2
- Luces de aviso de los generadores N° 1 y N° 2

- Receptáculo de fuente Externa
- Relay de secuencia de fase
- Luz de aviso "EXT PWR ON"
- Caja de conexión N° 1 y N° 2
- Contactores de línea principal del generador
- Relay de carga del generador N° 2
- Relay de transferencia de energía corriente alterna.
- Sensor de frecuencia
- Relay de transferencia de energía de corriente directa.
- Inverter
- Autotransformadores
- Transformador de aislamiento
- Disyuntores
- Receptáculo de pruebas
- Receptáculos de utilidad "Aero-13B FLT CKT Tester" y "A.C. util Recp"
- Micro interruptor de desconexión de baja frecuencia del tren de aterrizaje
- Limitadores de corriente

La salida trifásica de los generadores N° 1 y N° 2 son distribuidas a los equipos operados por corriente alterna a través de las barras de corriente alterna monofásicas. El generador N° 1 normalmente alimenta las cargas esenciales y el generador N° 2 a las cargas no esenciales. Si fallará el generador N° 1 el circuito de enlace de barras es activado transfiriendo las cargas de corriente alterna esenciales de vuelo al generador N° 2, y retirando las cargas no esenciales del generador N° 2.

Generadores: Los generadores de 20 KVA suministran energía trifásica a los equipos de corriente alterna y a los transformadores rectificadores (Ver Fig. N° 12). Los generadores son del tipo sin escobillas que usan el acoplamiento inductivo para activar el bobinado de excitación rotatorio. El rotor contiene un imán permanente que excita al bobinado del estator alimentándolo con un circuito rectificador. El Rectificador suministra energía de corriente directa al panel supervisor/regulador de voltaje y a los solenoides de los contactores de línea principal de los generadores N° 1 y N° 2. (Ver Fig. N° 13).

Los generadores son ventilados a través de un ducto flexible de aire el cual se extiende a un orificio en el lado izquierdo de la parte trasera de la cubierta de las alas rotatorias.

Ambos generadores operan cuando uno o ambos motores están operando y los interruptores de control GEN N° 1 y N° 2 están en ON. Durante la operación en tierra, el monitor N° 1 opera ambos generadores a través de la sección de accesorios de la caja de engranaje principal cuando el interruptor ACCESSORY DRIVE esta en ACCESS DR. Cuando falla cualquier generador es indicado por la iluminación de la lámpara GENERATOR N° 1 o GENERATOR N° 2 del panel de precaución.

Panel Supervisor /Regulador de Voltaje

Los paneles supervisores/reguladores de voltaje N° 1 y N° 2 proporcionan protección y regulación de voltaje a los generadores sin escobillas. Ambos paneles son idénticos. Con el interruptor del control GEN N° 1 y N° 2 colocado en OFF-RESET y el generador girando, la corriente directa del rectificador del generador de imán permanente es aplicado a los contactos normalmente abiertos

de los Relays K1 y K2, y a un circuito regulador de voltaje. La energía de corriente directa regulada es aplicada a los circuitos sensores de sobre voltaje, bajo voltaje, baja frecuencia y al circuito de tiempo de retardo, circuito de disparo de control de contactos y a los contactos normalmente abiertos de K5. Colocando al interruptor de control GEN N° 1 o N° 2 en ON energiza a K5, el cual aplica la corriente directa regulada al circuito de control del generador (Ver Fig, N° 14).

El circuito de control del generador energiza a K1 y la energía de corriente directa es enviada al regulador de voltaje y a K4 (Ver Fig. N° 15). El regulador de voltaje de corriente alterna sensa las tres fases de la salida del generador y suministra corriente pulsante al campo de control del generador. La longitud del pulso aumenta cuando en la salida del generador cae debajo de lo normal, y disminuye con un aumento en la salida. La oscilación reguladora es cancelada con la realimentación degenerativa al pulso modulador.

Con la excitación al campo de control del generador, la energía de corriente alterna trifásica es aplicada al panel y a los contactos normalmente abiertos del contactor de línea principal del generador. Con el rango normal de voltaje y frecuencia los circuitos sensores de baja frecuencia y bajo voltaje aplican una señal al circuito de energía disponible.

El circuito de energía disponible indica que la apropiada energía está lista y el circuito de reconexión de control del generador energiza al solenoide reconector de K2 (ver fig. N° 16). K2 es un relay mantenido magnéticamente energizado por un pulso corto. El contactor de línea principal del generador conecta al generador a sus cargas cuando es energizado por el flujo de corriente directa a través del contactor cerrado de K2 y el interruptor de control GEN N° 1. ó N° 2. Cuando K2

esta energizado, la tierra es retirada de los circuitos de tiempo de retardo de bajo voltaje y baja frecuencia y el panel sensa ahora todas las fallas del generador.

Cuando cualquier fase de la salida del generador aumenta a más de 125 voltios, el circuito sensor de sobre-voltaje produce una señal que es amplificada y enviada a un circuito de retardo de tiempo. El retardo de tiempo en cada circuito sensor previene una mala función instantánea que inhabilite el generador.

Si la condición de sobre-voltaje permanece después del tiempo de retardo (menos de 1 segundo), el circuito de control del generador desenergiza a K1 (Ver Fig. N° 17), el cual inhabilita al generador retirando la energía del regulador de voltaje simultáneamente, el circuito de control del generador envía un pulso al circuito de disparo de control del contactor, disparando a K2 y retirando todas las cargas del generador.

En condiciones de bajo-voltaje debajo del rango de 105 – 95 voltios, durante más de seis segundos, inhabilitará al generador y retirará sus cargas; de la misma manera ocurrirá en una condición de sobre-voltaje. El circuito sensor de bajo-voltaje desconecta el circuito de baja - frecuencia para prevenir el reconectado del generador. El circuito sensor de frecuencia monitorea la fase A solo durante la operación en tierra.

Con el circuito sensor de frecuencia operando, una caída de frecuencia debajo del rango de 370 a 380 Hz, produce una señal desde el circuito sensor. La señal de salida es amplificada y retardada por 3 segundos, antes de ser enviada al circuito de control de disparo del contactor.

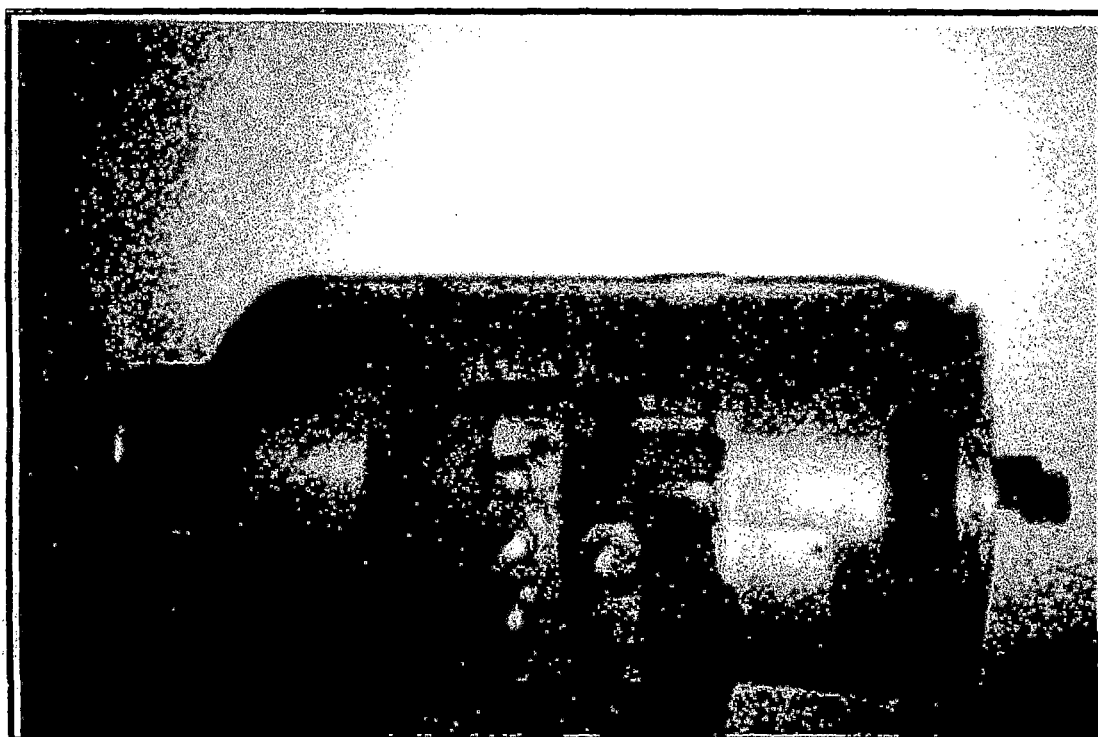


Fig. Nro. 12 Vista Panorámica del Generador

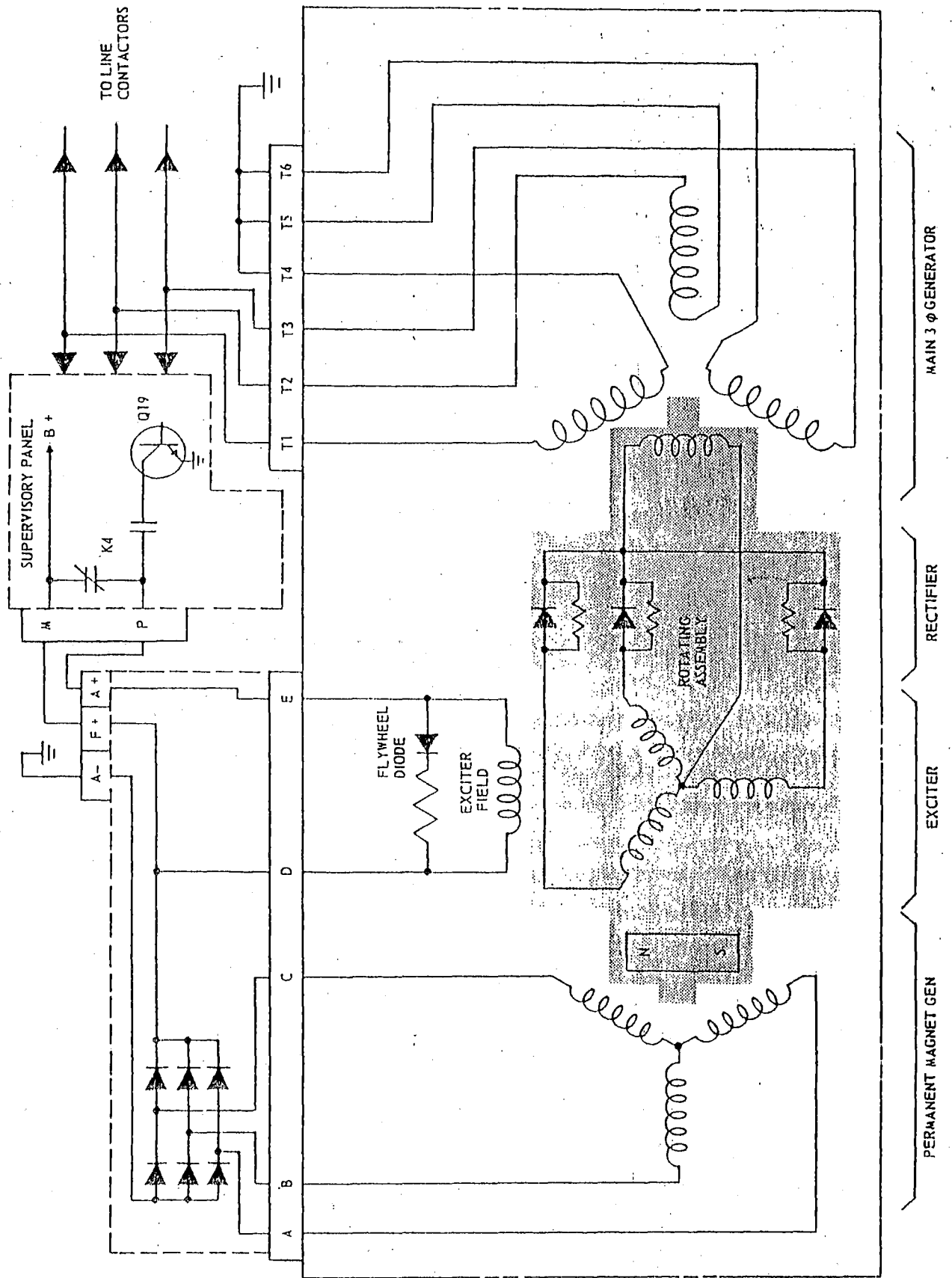


Fig. Nro. 13 Diagrama Esquemático del Generador de Corriente Alterna

Fig. Nro. 14 Diagrama en Bloques del Panel Supervisor

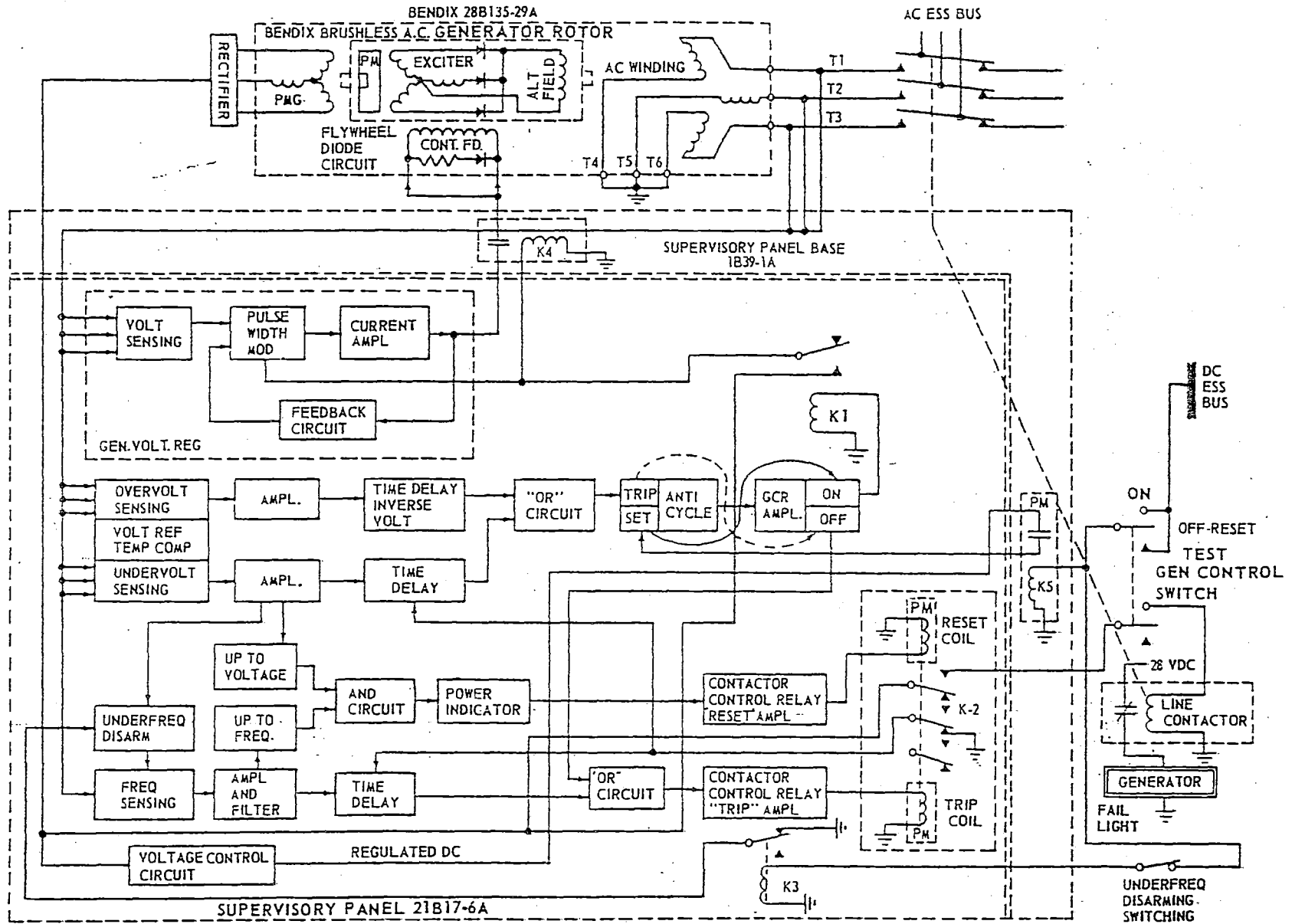


Fig. Nro. 15 Circuito Regulador de Voltaje

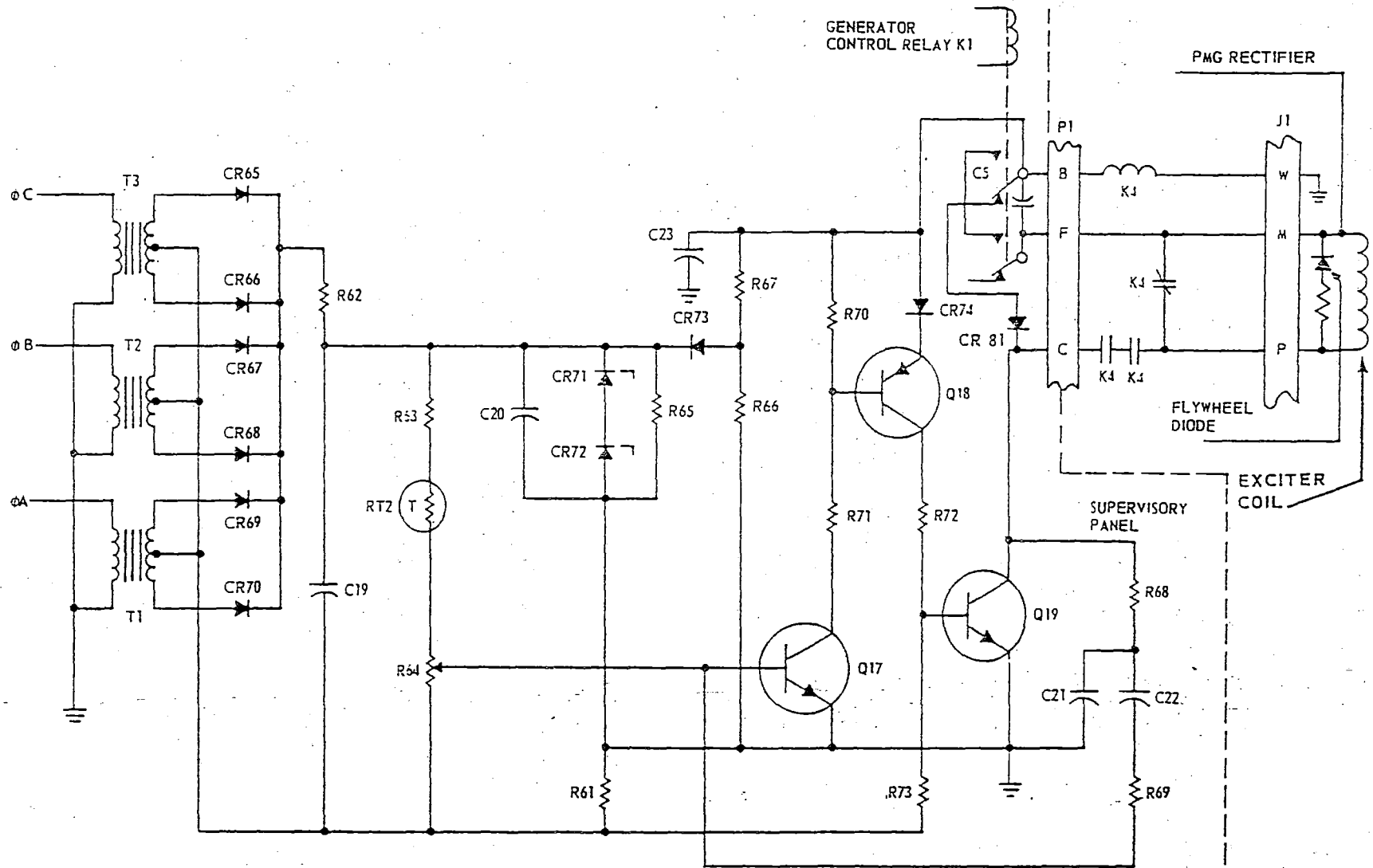


Fig. Nro. 16 Relay de Control del Contactor de los Amplificadores Trip Reset

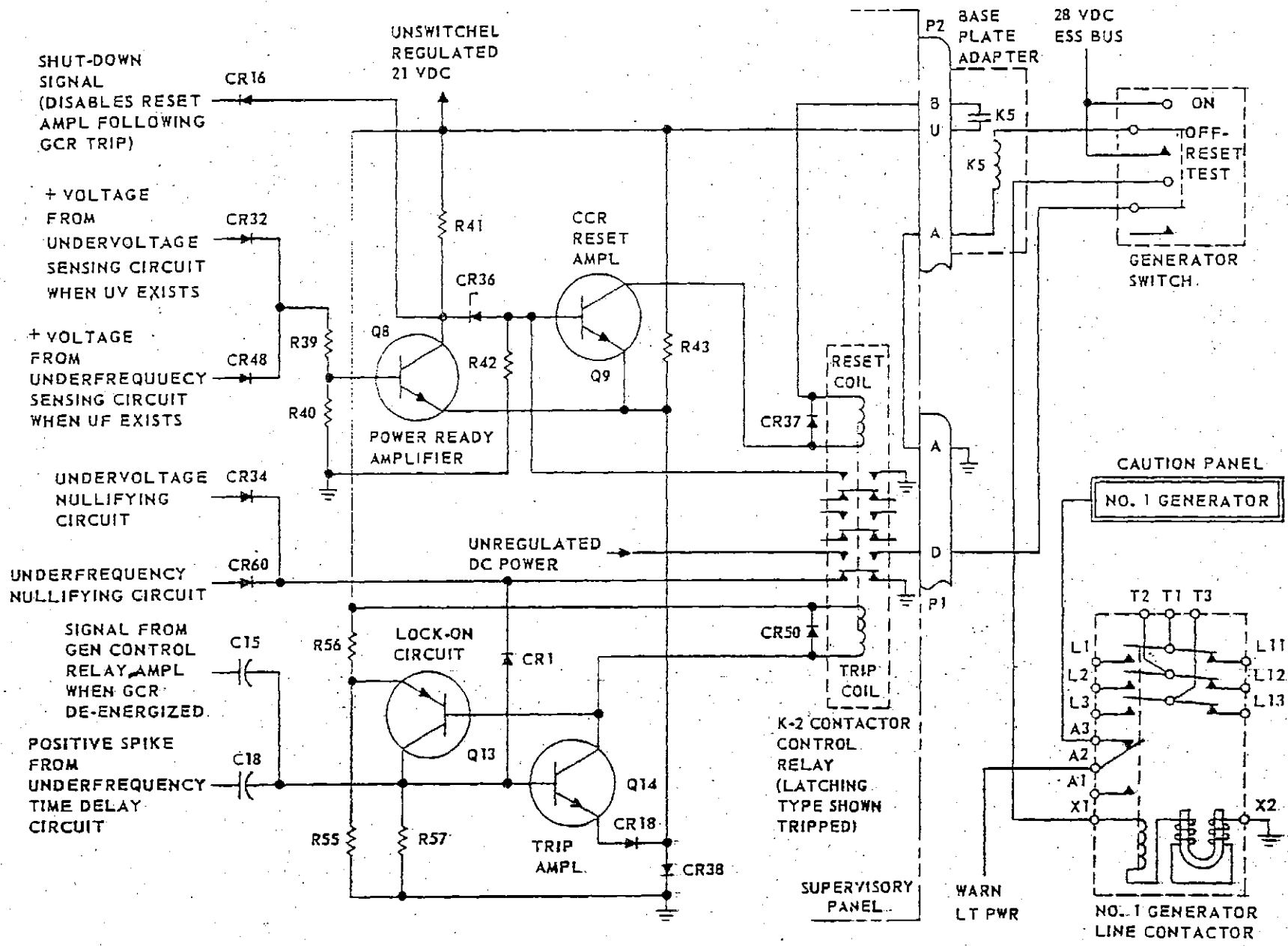
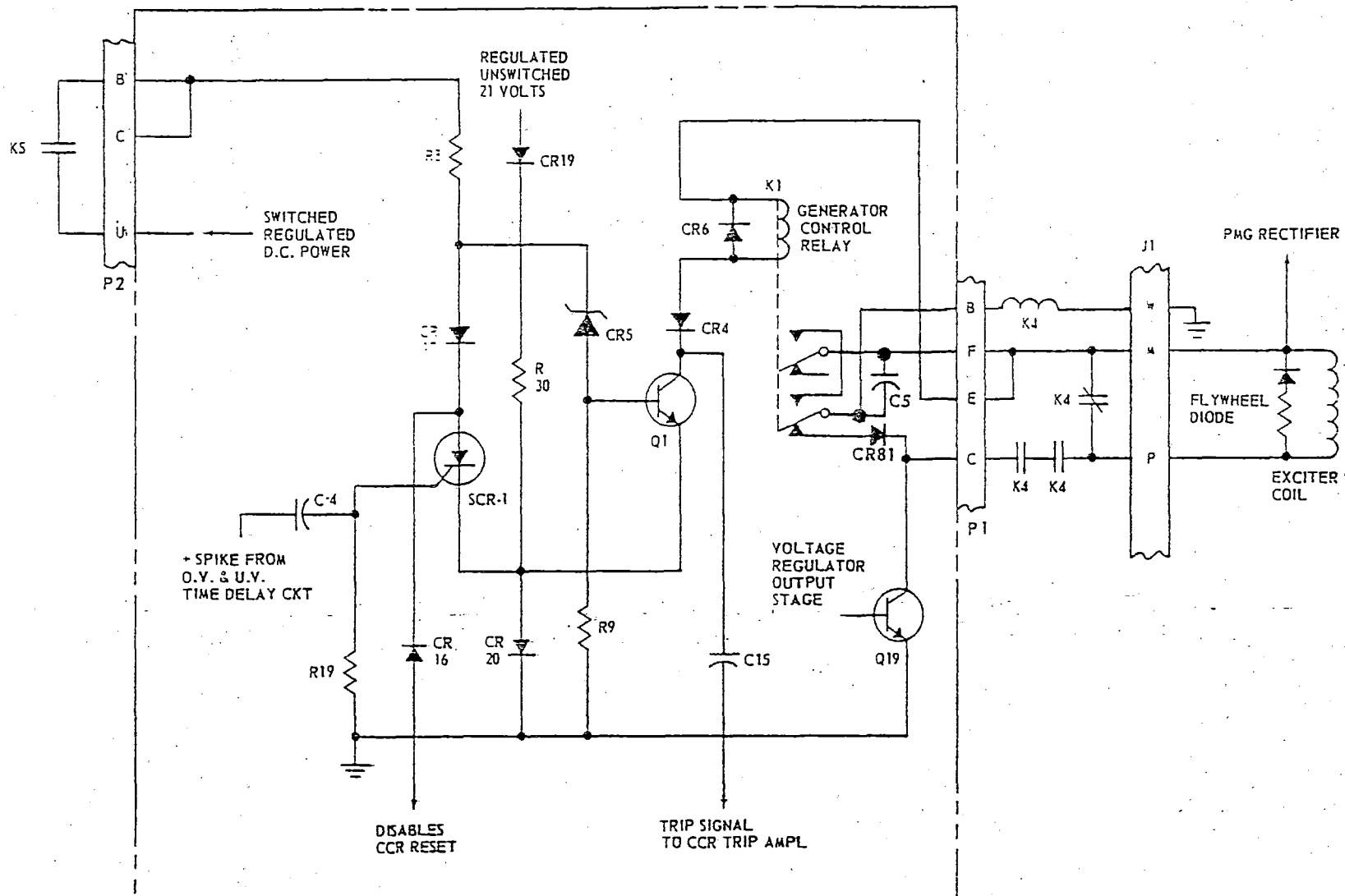


Fig. Nro. 17 Relay de Control del Generador Amplificador y del Circuito Shut-Down



K2 se dispara y todas las cargas son retiradas del generador por el contactor de línea principal. Cuando la frecuencia es normal el generador es reconectado por una señal amplificada del circuito sensor. La señal alimenta al circuito de energía disponible, reconectando K2, y todas las cargas son conectadas al generador.

Relay de secuencia de Fase: Este relay monitorea la fuente externa de corriente alterna para que mantenga su apropiado sentido de rotación.

Con una fuente externa, el relay completa el circuito para energizar el contactor de línea principal del generador N° 2, si todas las fases de la fuente externa están presentes y en la apropiada rotación. Con el contactor de línea principal del generador N° 2 energizado, la fuente externa es enviada a las cargas del generador N° 1 a través de los contactos normalmente cerrados de contactor de línea principal del generador N° 2 y al relay de cargas del generador N° 2.

La energía de corriente directa para energizar el relay de cargas se obtiene a través de los contactos auxiliares del contactor de línea principal del generador N° 2.

Con el relay de cargas energizado, la fuente externa de corriente alterna es enviada a las cargas del generador N° 2. El relay de secuencia de fase completa el circuito a la luz EXT PWR ON en el panel de aviso, indicando que la fuente externa de corriente alterna ha sido aplicada.

Contactores de Línea Principal del Generador:

El contactor principal del generador N° 1 es energizado por corriente directa del rectificador generador de imán permanente a través del panel supervisor regulador de voltaje cuando el interruptor de control GEN N° 1 esta en ON (ver anexo D). Cuando es energizado completa el camino de voltaje de corriente

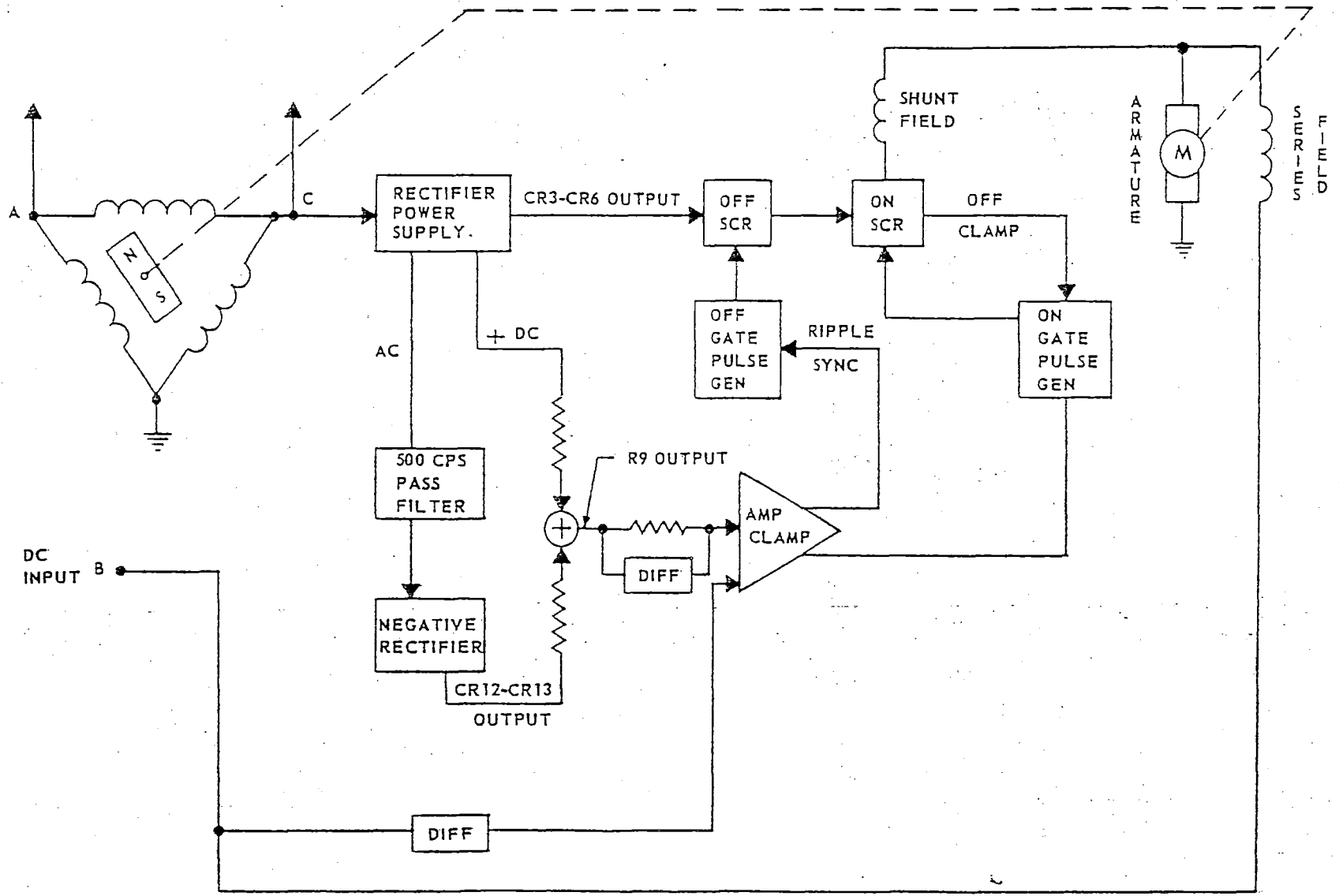
alterna entre el generador N° 1 y sus cargas retirando la energía a la lámpara N° 1 GENERATOR del panel de precaución.

Cuando es desenergizado, conecta las cargas de generador N° 1 al contactor de línea principal del generador N° 2, y abre el camino de voltaje corriente directa entre la barra esencial y el relay de cargas para retirar las cargas del generador N° 2. También cuando es desenergizado, completa el camino de voltaje corriente directa de la barra esencial a la lámpara N° 1 GENERATOR del panel de precaución. El contactor de línea principal del generador N° 2 tiene los solenoides energizados y mantiene una posición neutra cuando está desenergizado.

Cuando está en la posición neutral, los 28 voltios de corriente directa es aplicado a la lámpara del generador Nro. 2 del panel de precaución y al relay de carga a través de los contactos auxiliares del contactor de línea principal del generador Nro. 1 que está desenergizado. Cuando es energizado por una alimentación en el terminal Y1, el contactor completa el circuito entre el generador Nro. 2 y sus cargas, a través del relay de cargas, y retira la energía de la lámpara del generador Nro. 2 del Panel de precaución.

Inverter: El inverter (Ver Fig. N° 18), regulado a 115VAC, 100 V.A., trifásica, 400Hz, tienen su sistema de control de voltaje electrónico interiormente. Solo la fase A y la fase C son, usadas. La fase B es puesta a masa en la carcasa del inverter. Opera cuando los generadores y la fuente externa de corriente alterna están desconectados, y proveen energía corriente alterna a los instrumentos del motor, prioritarios y durante el arranque el inverter es alimentado por la batería.

Fig. Nro. 18 Diagrama del Inverter



Sensor de Frecuencia:

El sensor de frecuencia de un relay de salida es controlado por una unidad sensora de estado sólido (circuito resonante). La unidad sensora monitorea una frecuencia de entrada entre 0 y 420, del generador N° 1. Una salida de frecuencia normal del generador N° 1 permite que la unidad sensora energize al relay de salida. El relay energizado retira la energía de corriente directa a la luz de aviso TAIL TAKE-OFF del Panel de precaución. Una frecuencia que cae por debajo de 382 a 386 Hz. causa que se desenergize el relay de salida, encendiendo la luz TAIL TAKE-OFF del Panel de precaución.

b) Sistema de Alimentación de Corriente Directa

Este sistema está compuesto por los siguientes componentes:

- Transformadores/Rectificadores (T/R)
- Receptáculo de fuente externa
- Rectificadores
- Luces de precaución del rectificador N° 1 y N° 2
- Relay de fuente externa
- Luz de aviso EXT PWR ON
- Batería
- Interruptor de batería (ON/OFF)
- Relay de la barra de batería
- Relay de corte de corriente inversa (R.C.C.R.)
- Relay de la barra primaria
- Relay de la barra monitora
- Rompe circuitos

- Receptáculo de utilidad
- Relay de control del winche auxiliar
- Limitadores de corriente

La energía de corriente directa regulada es suministrada por la batería, el receptáculo de fuente externa 28VDC y dos Transformadores/Rectificadores de 28 V.D.C. cuando los generadores están funcionando o la energía es recibida del receptáculo de fuente externa de corriente alterna, toda la energía de corriente directa es suministrada por los T/R. Se usa la fuente externa para suministrar energía para el arranque de los motores o para pruebas en tierra.

Primero la energía de corriente directa es suministrada por dos (2) T/R. de 200 amperios normalmente alimentados por el generador N° 1. La conexión y operación de ambos T/R son idénticas. La energía de corriente directa trifásica del contactor de línea principal del generador N° 1 es aplicada al T/R (T1) a través del disyuntor rectificador N° 1, los secundarios de T1 son conectados, también las salidas de un secundario están invertidas en fase con respecto a los otros, para proveer seis fases de salida de T1. Las seis fases de salida de T1 son rectificadas por diodos de silicon resultando una salida de corriente directa con una frecuencia ripple de 2400Hz. El transformador interfase T2 es conectado en el lado de tierra (retorno) de los secundarios de T1 para equalizar (compensar) las corrientes instantáneas suministradas por los secundarios de los dos transformadores. La acción de T2 da como resultado en una disminución de la corriente pico media a través de cada elemento rectificador. La extensión de los bobinados de T2 y los elementos rectificadores asociados doblan el ripple de frecuencia en la salida cuando se conecta la carga. En consecuencia, la cantidad de ripple presente

cuando las unidades están suministrando energía de corriente directa es disminuida. Los capacitores de paso son instalados en la entrada trifásica para prevenir el acoplamiento de picos transitorios y ruidos dentro del alambrado del helicóptero. Un ventilador es conectado para refrigerar los elementos rectificadores y sus componentes asociados, y la salida del rectificador es filtrada (Ver Fig Nro. 19).

Transformadores/Rectificadores: Los T/R N° 1 y N° 2 están regulados a 200 amperios, 28 VDC, son empleados para rectificar los 115/200 voltios entregados por el generador N° 1 a 28VDC.

El voltaje de corriente alterna es reducido, rectificado y filtrado para un voltaje de corriente directa constante. Si alguna unidad fallara causando un flujo de corriente inversa, la barra monitora es retirada automáticamente por el R.C.C.R apropiada.

En Helicópteros modificados, una disminución de la salida de los T/R causaría que el apropiado R.C.C.R. retire a la barra monitora. La unidad restante alimentaría a las barras esencial y primaria, pero no podría sobrecargarse a más de 200 amperios. Si esta unidad también fallara, la barra primaria es retirada automáticamente por el apropiado R.C.C.R cuando fallan ambos T/R, la barra esencial es alimentada por la batería cuando el interruptor BAT es colocado en ON (Ver Fig. Nro. 20).

Fig. Nro. 19 Diagrama en Bloques del Sistema de Alimentación DC

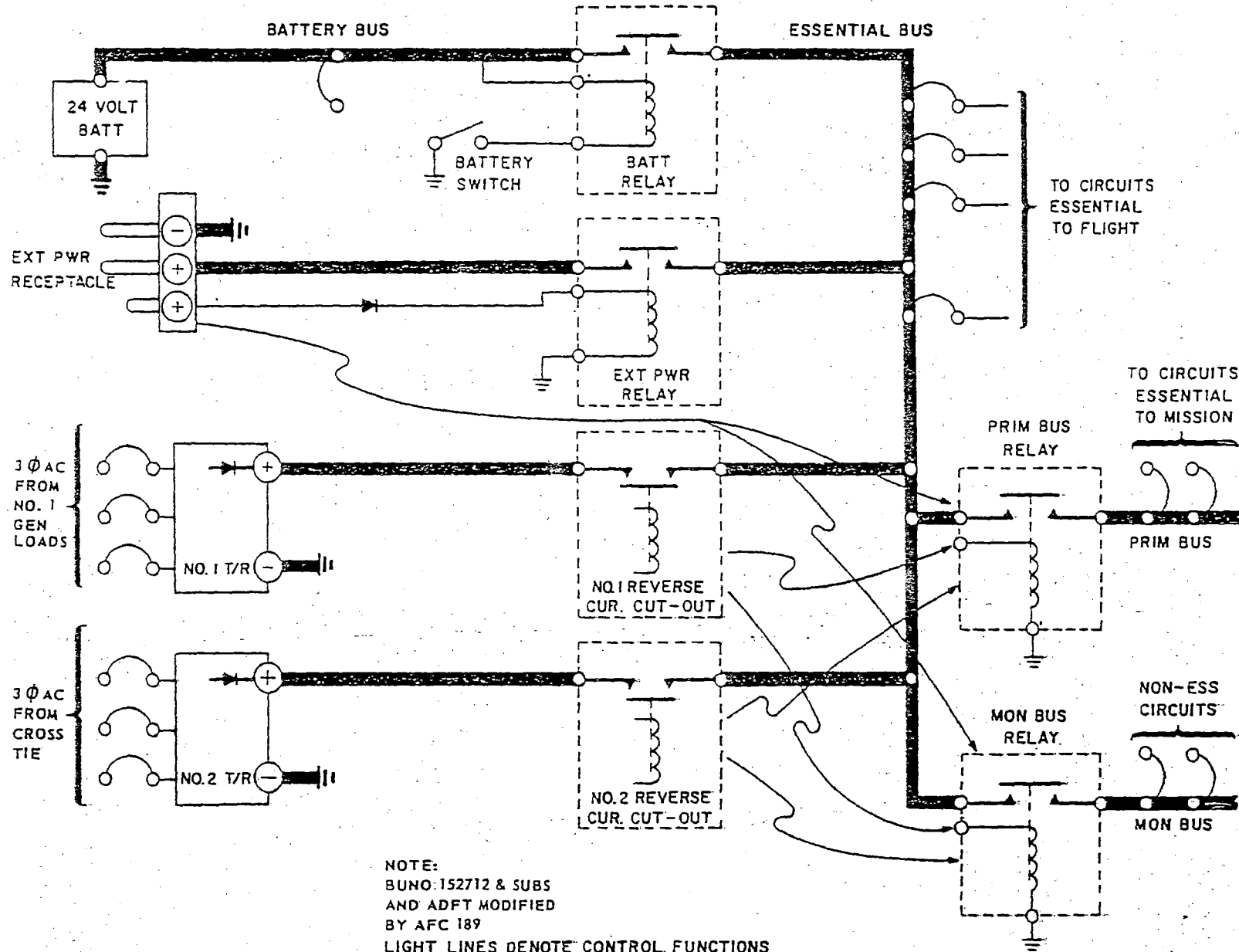
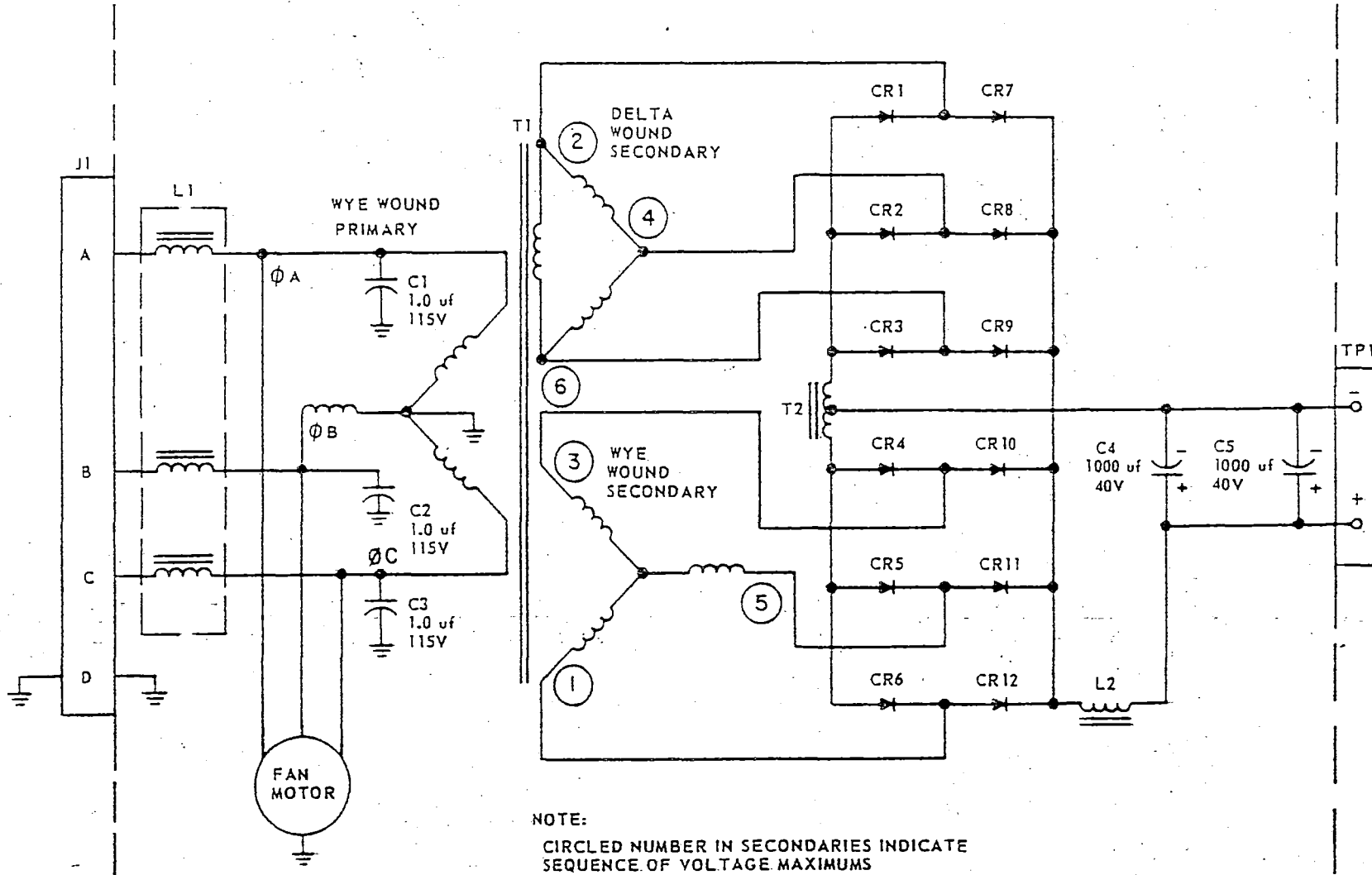


Fig. Nro. 20 Diagrama Esquemático del Transformador Rectificador



Receptáculo de Fuente Externa:

El receptáculo blindado conecta una fuente externa de 28 VDC al sistema de distribución de corriente directa el receptáculo tiene dos pines positivos y un pin negativo. Cuando la fuente externa es conectada al helicóptero por el receptáculo de fuente externa, un pin positivo suministra energía para alimentar al relay de fuente externa, relay de barra primaria, relay de barra monitora y la lampara EXT PWR ON del panel de aviso. La luz EXT PWR ON se enciende cuando se conecta la fuente al receptáculo de fuente externa.

Cuando la fuente externa, barra primaria y barra monitora (los relays), son energizados, la energía es aplicada a todas las barras de corriente directa por medio de otro pin positivo. El pin negativo es conectado a masa del helicóptero.

La fuente externa es empleada para efectuar las pruebas operacionales de los equipos eléctricos y electrónicos, los trabajos de mantenimiento en línea y para el arranque de las turbinas.

Batería:

Los 24V.D.C. de la batería Niquel-Cadmio suministra energía de corriente directa para emergencias. En conjunto con los platos de giro, sirve también como un peso vibratorio para absorber la vibración mecánica. La batería es asegurada al absorbedor de vibraciones mecánicas sobre las placas reguladores (ver Fig. Nro. 21). La conexión eléctrica se realiza por medio de un plug de desconexión rápida que contiene un pin positivo y un pin negativo. El pin positivo conecta al relay de batería y barra de batería, y al interruptor de batería por el relay de batería. El pin negativo es conectado a masa del helicóptero.

La capacidad de la batería es medida en amper-hora, la cual es equivalente al producto de la corriente en amperios y el tiempo durante la cual la batería es suministrado esa corriente. La capacidad de la batería es determinada por su construcción o la medida de la batería es determinada por el amper-hora requerido. El amper-hora esta basado en anticipación a la corriente demandada tales como el arranque del motor.

Relay de corte de corriente inversa:

Los R.C.C.R. N° 1 y N° 2 previenen contra un flujo de corriente de la barra esencial a los T/R, si fallara alguno de los T/R el puente N° 52 del R.C.C.R. N° 2 que completa el camino de corriente directa al relay de la barra monitora es retirado. El camino de corriente directa es entonces completado por los contactos normalmente abiertos del relay de cargas del generador N° 2. Bajo estas condiciones ambos contactores de línea principal deben ser energizados para completar el camino de corriente directa con la falla de cualquier contactor de línea principal abrirá el camino de corriente directa, desenergizando al relay de la barra monitora y retirando las cargas de la barra monitora. Los R.C.C.R. también detectan una disminución en la salida de los T/R. La falla es indicada por la iluminación de las lámparas rectificador N° 1 ó rectificador N° 2 del Panel de precaución. Los relays completan el circuito con el cual se energiza a los relays de la barra primaria y monitora. Con la falla de cualquier unidad el R.C.C.R. asociados abrirá el circuito de relay de la barra monitora, retirando las cargas de la barra monitora. Con la falla de ambas unidades, la corriente que fluye a los relays de las barras primaria y monitora es retirada, y también son retiradas sus cargas.

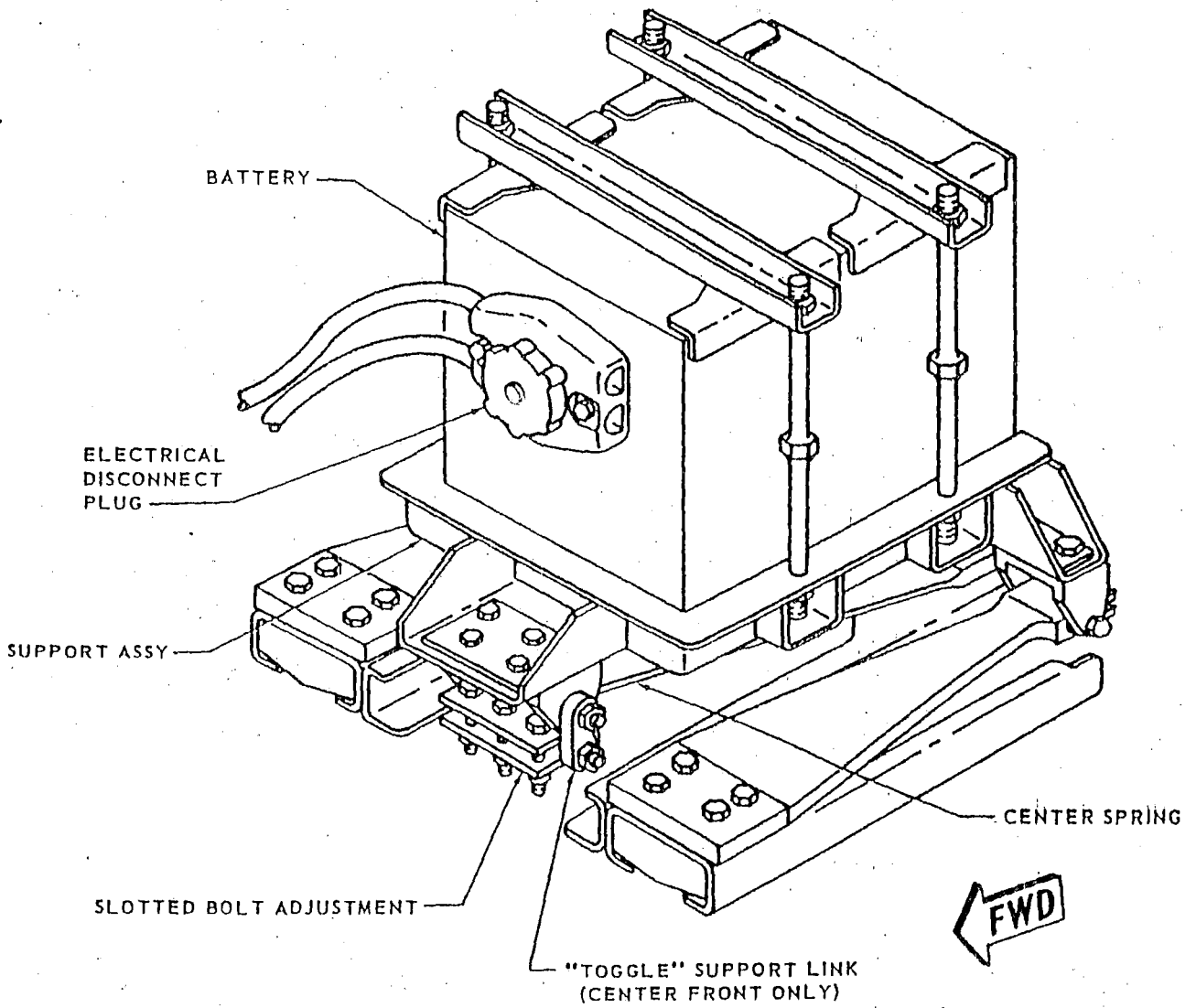


Fig. Nro. 21 Instalación de Batería al Absorbedor de Vibraciones

3.2 Sistema de Iluminación

La iluminación del Helicóptero está dividida en dos partes. Iluminación exterior, que incluyen luces para navegación y señalización, aviso e inspección. Iluminación interior, que incluyen luces para los instrumentos, consola y paneles, y la iluminación general de las cabinas de piloto y tripulación.

a) Iluminación Exterior:

Las luces exteriores incluyen luces de navegación y señalización, luces de tren abajo y seguro, luz de limitador de caída (droop stop), faro de búsqueda (controllable spot lights), luces anticolidión, beacon rotatorios, luces de estacionamiento (hover lights) y los proyectores de iluminación (flood lights).

La operación de las luces exteriores es controlada en el panel de control superior y de las palancas de control del colectivo de los pilotos.

Luces de Señalización y Navegación: Estas luces consisten de las luces de posición de lados y luz de posición de cola.

Las luces de posición de lados están compuestas por una luz roja. En el lado saliente sponson izquierdo, y una luz de posición de cola es una luz blanca colocada al borde del pylon (parte final superior de la cola del helicóptero). La operación de las luces están controladas por cinco interruptores EXTERIOR LIGHTS del panel de control superior.

El master Switch, el interruptor SIDE pos, interruptor TAIL pos, interruptor keying y el interruptor steady/flash.

El master switch controla la energía a los interruptores de luces exteriores y cuando es colocado en ON, conecta energía a los interruptores de posición. Los

interruptores SIDE pos y TAIL pos controlan la operación de las luces de navegación, estas pueden ser encendidas simultáneamente presionando el interruptor keying, que energiza el relay keying de las luces de posición, en la caja de conexión de relays N° 4, completa el camino del voltaje de corriente directa entre el disyuntor y las luces de posición.

El interruptor steady/flash controla el modo de iluminación de las luces de navegación y señal. Con el interruptor colocado en steady, la luz se enciende constantemente; en flash, la luz se enciende intermitentemente.

Los 28 V.D.C. son suministrados por la barra esencial a través del disyuntor pos its del panel de control superior.

Luces de Tren Abajo-Asegurado, Colocados en los trenes de aterrizaje izquierdo y derecho, se encienden cuando los trenes están abajo y asegurado.

El relay LDG (Gear Down Light) es energizado cuando el exterior lights master switch es colocado en ON.

Con el relay LDG energizado, los 28 V.D.C., son aplicados a las luces abajo asegurado. La tierra para las luces es a través de dos interruptores limitadores (down) cuando el tren de aterrizaje principal está abajo y asegurado.

Los 28 V.D.C. son suministrados por la barra esencial a través de los contactores de relay del panel superior.

Luz de Limitados de caída (droop stop): La luz de droop stop, está en el lado delantero de la transmisión, permite al piloto y al observador de tierra observar la posición de los droop stop en la noche.

Los 28 V.D.C. son suministrados por la barra esencial a través del disyuntor rotor Head Lts. del panel de control superior y por el interruptor rotor Head Lts.

Faro de Búsqueda (Controllable spot lighth): El faro de búsqueda se encuentra dentro del fuselaje delantero y puede ser extendido, retirado y girado.

Es controlado por los interruptores Master/Off/Retract de la palanca colectiva de los pilotos.

Es un interruptor de 4 vías a tensión resorte ext/Ret/L/R opera a los motores de extendido, retracción y giro.

Proyectores de iluminación (Flood Lights): Son dos proyectores de iluminación, están ubicados en la puerta del compartimento electrónico, son operados cuando el interruptor Flood LTS/OFF/Hover LTS de la palanca del colectivo es colocado en flood LTS, o simultáneamente con los hover lights cuando es colocado en Hover LTS.

Los 28 D.V.C. son aplicados por la barra monitora a través de los disyuntores flood Hover LT cont y FLD LTS de la caja de conexión N° 1.

b) Iluminación interior:

Las luces interiores consisten en la iluminación de las cabinas, de los pilotos y tripulación, iluminación del panel de control y consola, iluminación del panel de instrumentos, iluminación de los paneles de consola del operador del sonar y del operador del winche.

Iluminación de la Cabina de Pilotos: Son unas luces empotradas, que proporcionan iluminación interior a las cabinas de pilotos y tripulación.

Estas luces contienen una lampara roja y una lampara blanca que son controlados desde los interruptores del panel de control superior. Una luz manejable, con una extensión de cordón en cada lado del panel de control superior, y es operado por su propio interruptor incorporado.

Iluminación del panel de Instrumentos: Las luces cubiertas del panel y los instrumentos son proporcionadas a todos los paneles de información e instrumentos. Las luces para los instrumentos de vuelo, los que no son de vuelo y para el panel de información son controlados por los controles del panel de interruptores superior, los cuales controlan a los reóstatos.

Los 28 V.D.C. son suministrados por la barra primaria a través de los disyuntores FLT-inst pilot, FLT-inst copilot y NONFLT inst del panel de control superior. La lampara roja de la luz empotrada de la cabina de pilotos es una luz de emergencia para instrumentos y es controlada por el control instrument emer LTS.

Unidad de Control de Oscurecimiento: Son dos unidades de control de oscurecimiento en el área de la cabina superior delantera, son usados para controlar la intensidad de las luces indicadoras de función. La unidad oscurecedora N° 1, controla la intensidad de la luz de las luces indicadoras de bombas de combustible, indicador doppler, y del control manual de tren de aterrizaje.

La unidad oscurecedora N° 2, controla la intensidad de las luces del panel de control especial y del panel de seguros de los mismos.

3.3 Sistemas Detector de Incendios en la Turbinas

El sistema de detector de incendio emplea dos detectores de fuego duplicados; uno para cada compartimento del motor. Cada sistema consiste de los siguientes componentes: una unidad de control, un circuito sensible, indicadores y un circuito de prueba (Ver Fig. Nro 22).

La Unidad de Control: Es el corazón del sistema detector, contiene un amplificador magnético, el cual dirige el circuito sensible y provee energía a las luces indicadoras en caso de alarma (incendio). Una unidad de control es necesaria para cada circuito sensible y grupos de indicadores.

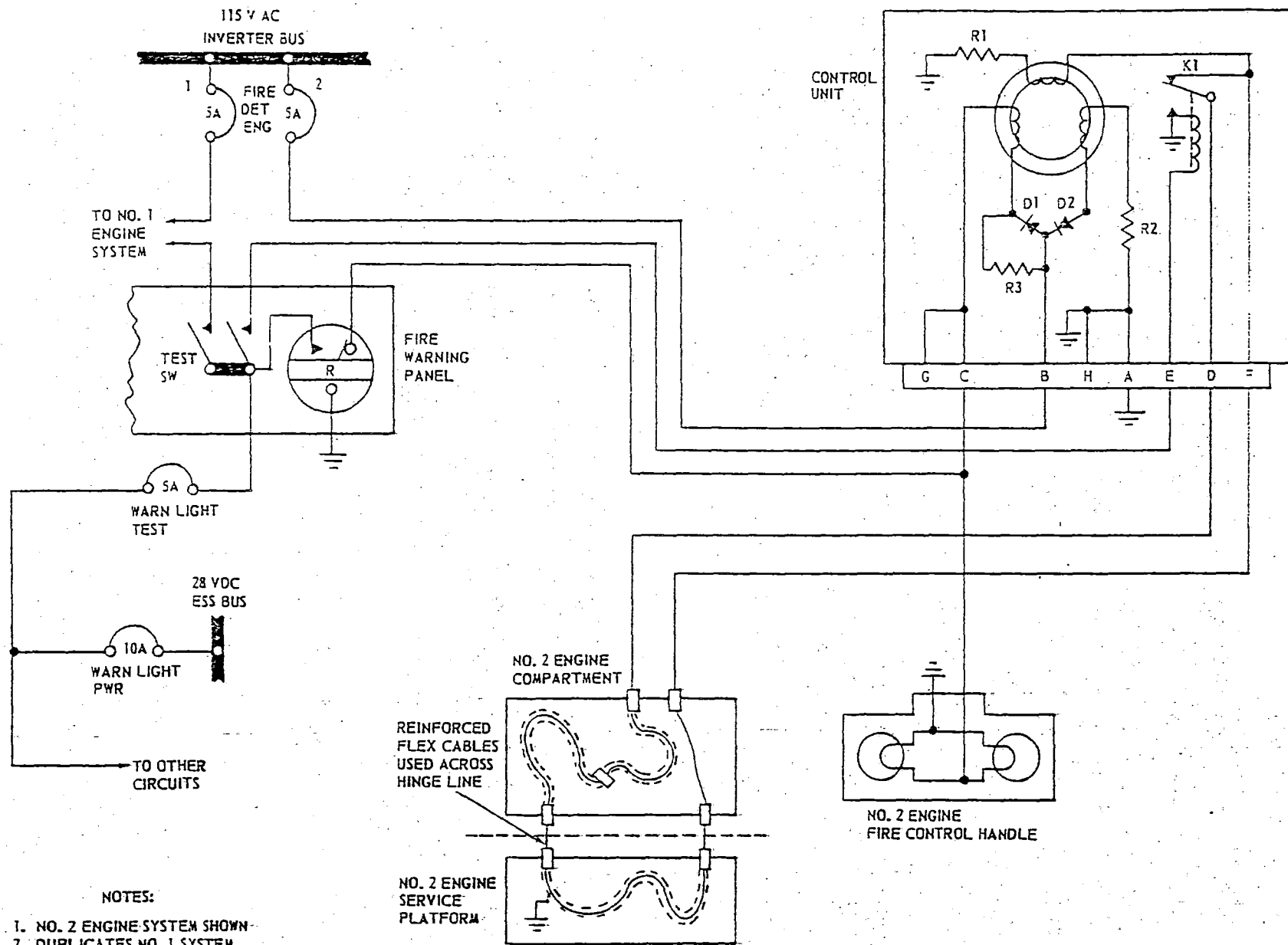
Circuito Sensible: Consta de elementos sensibles, conectores, materiales de montaje y cables de interconexión. El circuito sensible se extiende alrededor del motor y las zonas con posibilidad de fuego o condiciones de sobre temperatura.

Los Indicadores: Consiste de una luz en el panel de instrumentos del piloto para cada sistema, y luces en la maneta de control de fuego para cada motor.

Interruptor de Prueba: Solo en el panel de instrumentos de los pilotos probaran los circuitos sensibles, las unidades de control y los indicadores de ambos sistemas simultáneamente.

Los elementos sensibles consisten de un conductor de níquel puro, colocado dentro de un tubo de INCONEL (aleación de níquel de alta resistencia, alta temperatura y a la corrosión, con el 80% de níquel, de 12% a 14% de cromo y el resto de hierro).

Fig. Nro. 22 Diagrama del Sistema Detector de Incendios



NOTES:

1. NO. 2 ENGINE SYSTEM SHOWN-
2. DUPLICATES NO. 1 SYSTEM.

El material aislante que mantiene el conductor de níquel al centro del tubo de inconel está saturado con una sal inorgánica, la resistencia de la cual es alta cuando está fría, pero cae bruscamente cuando alcanza el valor crítico de temperatura (575°f). Un valor crítico de temperatura puede ser estabilizado empleando un tipo diferente de composición salina. Cuando el elemento sensible, el tubo de inconel, está unido a masa y el conductor interno de níquel es prácticamente metido a masa cuando el elemento sensible alcanza el valor crítico de temperatura.

La resistencia de aislamiento entre el conductor interno y el tubo externo debe ser de no menos de 50-M Ω . Cuando es medido con temperatura ambiente, y menos de 100 Ω . Si se mide el valor crítico de temperatura (575°f). La conexión a masa del conductor central causará la activación del circuito de alarma. No es necesario que todos el elemento sensible alcance o supere la temperatura crítica. Prácticamente es suficiente que un punto cualquiera del elemento sensible alcance la temperatura crítica para conectar a masa. (Bajo los 100 Ω) el conductor interno.

La sección de alimentación del amplificador magnético consta del diodo D1, en paralelo con la resistencia R3, ambos conectados en serie con el arrollamiento "P", que a su vez se encuentra en serie con la carga, que en nuestro caso está formado por las tres lámparas de las luces de alarma. Se observa que el diodo D1, el arrollamiento de potencia y la carga están en serie con la alimentación de 115 v. Cuando el elemento sensible está expuesto a un sobrecalentamiento o condición de fuga, su impedancia cae rápidamente, produciendo una aumento del flujo de corriente en el arrollamiento de control con el consecuente

desbalanceamiento de la condición de igualdad entre el arrollamiento de RESET y el arrollamiento de potencia. Cuando sucede este desbalanceamiento, tenemos un aumento de flujo de corriente en los dos arrollamientos de potencia, causará que se encienda la lámpara indicadora señalando la existencia de condiciones de peligro. El grado de desbalanceamiento del amplificador magnético y en consecuente aumento de corriente que el arrollamiento de potencia (por lo tanto, de la corriente de encendido de la lámpara) está limitada por la resistencia R1 en serie al arrollamiento de control.

3.4 Sistema de Vibraciones

El sistema asiste al piloto en obtener una óptima performance y una condición visual constante de las condiciones de stoll de las palas. (Ver Fig. Nro.23).

Esto se completa con un medidor de carga vibratoria en el lateral derecho del servocilindro primario (rotor principal). Las condiciones que influyen en estas cargas son las revoluciones por minuto (RPM), peso bruto del helicóptero, altura, temperatura, factor de carga, velocidad y actitud del fuselaje con respecto a la velocidad del viento.

El sistema consiste de:

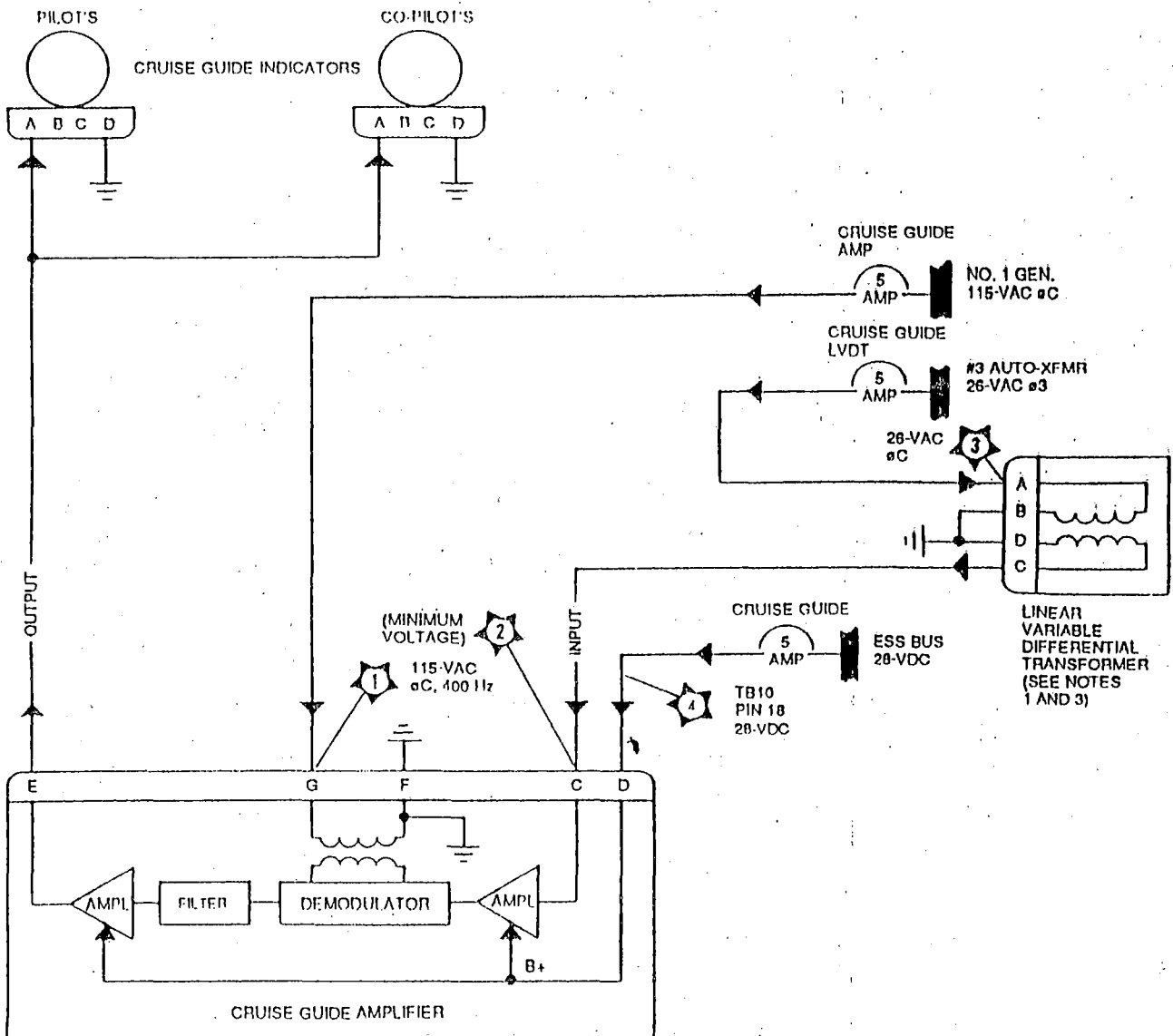
- Un transformador lineal variable
- Un amplificador
- Dos indicadores

La operación del transmisor que se encuentra en el servocilindro lateral derecho siente un desplazamiento del pistón del servocilindro cada vez que una pala pasa sobre este.

Una señal es transmitida hacia el amplificador, la amplitud de esta señal es proporcional a la carga vibratoria, la señal es amplificada, demodulada y filtrada a 17.5 ciclos de frecuencia aproximadamente. Esta ganancia es amplificada y enviada a los indicadores.

En el indicador, el área blanca indica la condición de normal operación y el área roja un próximo stoll de las palas (Ver Fig. Nro. 24).

El transformador lineal variable (transducer), es parte integral de cada servocilindro primario.



NOTES

1. CONNECTION MADE TO RIGHT LATERAL PRIMARY SERVOCYLINDER ONLY (ON PRIMARY SERVOCYLINDERS NOT MODIFIED BY DCC 40 AND DCC 40, REV. A, PART 2).
2. INTERNAL CIRCUITRY FOR REFERENCE ONLY.
3. ON PRIMARY SERVOCYLINDERS MODIFIED BY DCC 40 AND DCC 40, REV. A, PART 2, LINEAR VARIABLE DIFFERENTIAL TRANSFORMER IS REMOVED.

Fig. Nro. 23 Esquema del Sistema de Vibraciones

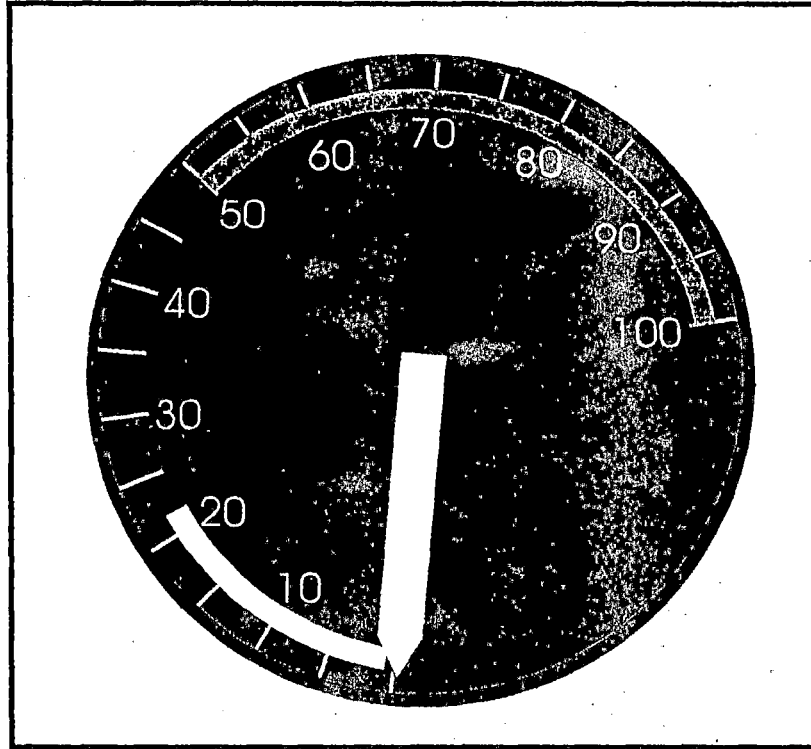


Fig. Nro. 24 Vista Frontal del Indicador de Vibraciones

3.5 Sistema Giroscópico

Para poder realizar el vuelo con la precisión necesaria, el piloto debe contar con información, para ello se requiere de instrumentos de posición, actuación y navegación.

Durante la fase de aproximación a una pista en un aeropuerto es fundamental que el piloto sepa, entre otras cosas, qué está manteniendo la posición de aproximación correcta. Tal información puede obtenerse del indicador del indicador de situación horizontal y de un indicador del sistema ILS (Instrument Landing System) especial que responde a las señales de los haces vertical y horizontal emitidas por los transmisores de un sistema de aterrizaje por instrumentos ILS situado en el aeropuerto.

El sistema giroscópico comprende de:

Amplificador: Proporciona el tiempo, la interrupción y el voltaje necesario para el ciclo de arranque, el voltaje de erección durante la operación del sistema.

Adaptador y compensador compás: Obtiene la información de rumbo desde la válvula de flujo y del giróscopo, estas señales son procesadas de acuerdo al modo de operación seleccionado en la caja de control y proporciona una salida de rumbo para el RMI y otros.

Caja de control: Tiene tres posiciones FREE, SLEVE, COMPAS. Proporciona funciones de interrupción, señales de compensación en latitud y señales de retorno al sistema. También monitorea y proporciona una indicación visual de la

sincronización entre el rumbo del giro y la señal proveniente de la válvula de flujo.

Válvula de flujo: Proporciona la información de rumbo de acuerdo a las líneas magnéticas de la tierra que cortan las bobinas arrolladas en forma de estrella de la válvula de flujo ocasionando una señal que es enviada al adaptador y en el modo de operación sleeve es comparada con la señal de giro.

3.5.1 El Giróscopo

Como dispositivo mecánico, el giróscopo puede definirse como un sistema que contiene una rueda de metal pesado, o rotor, montada universalmente de modo que tenga tres grados de libertad:

- a) libertad de inclinación alrededor de un eje perpendicular a través de su centro (eje de giro $XX1$).
- b) libertad de inclinación alrededor de su eje horizontal en ángulo recto al eje de giro (eje de inclinación $YY1$).
- c) Libertad de giro alrededor de un eje vertical perpendicular a los ejes de giro e inclinación (eje vertical de giro $ZZ1$).

Los tres grados de libertad se obtienen montando el rotor en dos anillos pivotados concéntricamente, denominados cunas interior y exterior. Al conjunto completo se le conoce como sistema cardánico de un giróscopo libre o espacial (Ver Fig. 25, 26).

Cuando al rotor se le hace girar a gran velocidad, el dispositivo se transforma entonces en un verdadero giróscopo que posee dos propiedades fundamentales e importantes:

Inercia o rigidez giroscópica y precesión. Estas dos propiedades dependen del principio de conservación de cantidad de movimiento angular, lo que significa que la cantidad de movimiento angular de un cuerpo alrededor de un punto dado permanece constante a no ser que se aplique una fuerza para cambiarla.

La cantidad de movimiento angular es el producto del momento de inercia (I) y la velocidad angular (ω) de un cuerpo con referencia a un punto dado el centro de gravedad en el caso del giróscopo.

RIGIDEZ:

Es la propiedad del giróscopo que resiste cualquier fuerza que tiende a cambiar el plano de rotación de un rotor. Esta propiedad depende de tres factores: la masa del rotor, la velocidad de rotación, y la distancia en la que la masa actúa desde el centro, esto es, el radio de giro.

PRECESION:

Es el cambio angular de la dirección del plano de rotación bajo la influencia de una fuerza aplicada. El cambio de dirección se produce no en línea con la fuerza aplicada, sino siempre en un punto separado 90° en la dirección de rotación.

El régimen de precesión depende también de tres factores:

- 1.- la fuerza y dirección de la fuerza aplicada.
- 2.- el momento de la inercia del rotor.
- 3.- la velocidad angular del rotor.

Cuanto mayor es la fuerza, mayor es el régimen de precesión, mientras que cuanto mayor es el momento de inercia y mayor es la velocidad angular, menor es el régimen de precesión.

La precesión de un rotor continuará, mientras se aplica la fuerza, hasta que el plano de rotación esté en línea con el plano de fuerza aplicada y hasta que los sentidos de giro y la fuerza aplicada ya no tenderá a alterar el plano de rotación, no habrá más resistencia a la fuerza y cesará la precesión.

El eje sobre lo que se aplica un par torsor se denomina eje de entrada, y aquel alrededor del cual tiene lugar la precesión, eje de salida.

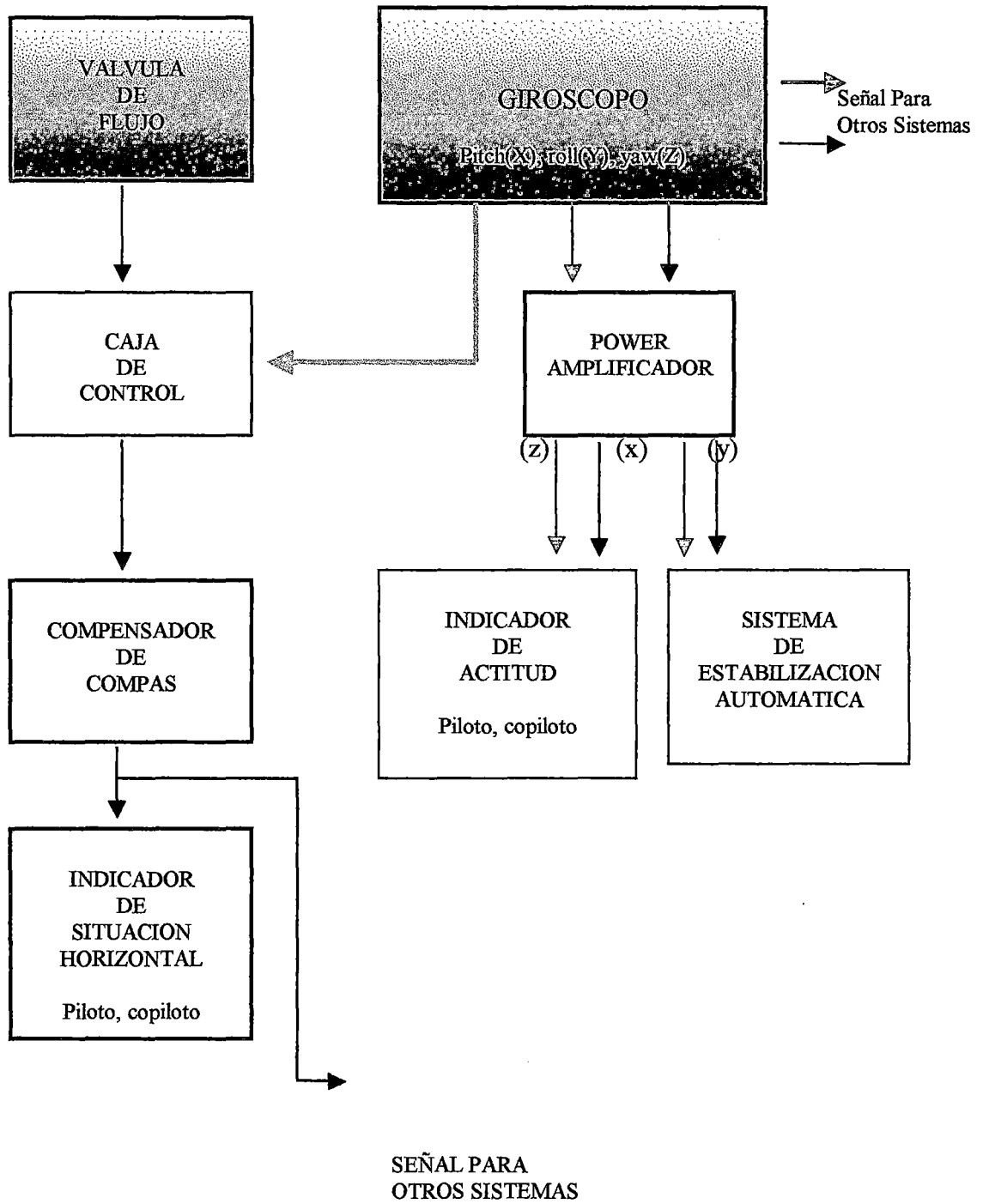


Fig. Nro. 25 Diagrama en Bloques del Sistema Giroscópico

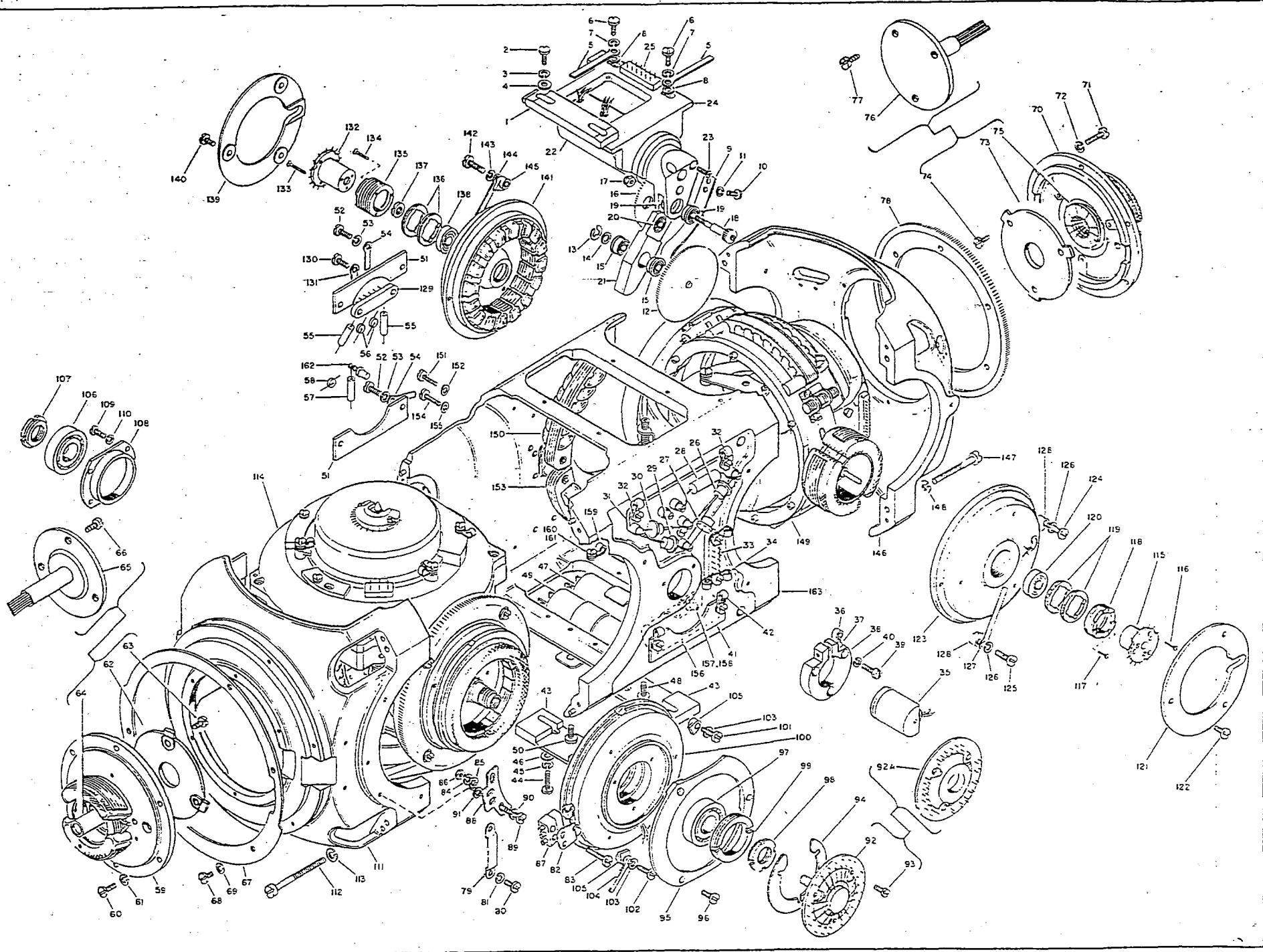


Fig. Nro. 26 Componentes Internos del Gir6scopo

3.5.2 Giro Vertical:

Consiste esencialmente de un gir6scopo movido herm6ticamente alrededor de su eje vertical y suministrando referencia para el control autom6tico de vuelo y los instrumentos de vuelo de la aeronave con respecto a los ejes de balanceo y cabeceo. El giro tiene libre movimiento de balanceo y 85° en cabeceo. Tambien posee un sistema de erecci6n para mantener el eje vertical del rotor dentro de un rango de ¼ de lado durante el vuelo desacelerado y dentro de un grado durante maniobras por turbulencias. El giro vertical tiene dos sincros para detectar movimiento del avi6n alrededor de los ejes de balanceo y cabeceo.

La fuente de alimentaci6n que emplea es corriente trif6sica de 115 voltios y 400 ciclos derivada de un generador accionado por motor y corriente continua de 28 voltios.

Indicador de Giro Vertical:

Es el indicador que da la posici6n visual del vuelo de una aeronave en relaci6n con la superficie de la tierra. Este indicador tiene varios nombres como: indicador de vuelo, indicador de horizonte girosc6pico, horizonte artificial, gir6scopo de posici6n de vuelo, indicador de actitud, director de vuelo y giro vertical. (Ver Fig. Nro. 27).

La posici6n de vuelo de la aeronave, es la relaci6n que hay entre sus ejes lateral y longitudinal con la superficie de la tierra. La inclinaci6n lateral en una aeronave es el movimiento alrededor del eje longitudinal, como sucede cuando la aeronave tiene una ala mas alta que la otra.

El cabeceo (pitch) es el movimiento alrededor del eje lateral. Una aeronave que cabecea tiene su nariz hacia abajo o hacia arriba, lo que ocurre cuando asciende o desciende.

El giróscopo de posición de vuelo indica cuantos grados se inclina la aeronave para hacer un viraje y además muestra cuantos grados ha bajado o subido la nariz. Esta información es importante al virar y al aterrizar. El giro vertical provee las señales de actitud cabeceo o balanceo para varios sistemas de la aeronave.

El símbolo de aeronave fijo (de ángulo) es estacionario y representa la aeronave misma, la línea del horizonte sobre el eje "X" norte exhibido pictórico representa el horizonte y muestra la posición relativa con respecto al símbolo fijo a la aeronave. La cantidad de actitud de cabeceo de la aeronave es determinada por marcas sobre la pantalla del horizonte.

Las marcas del cabeceo hacia arriba están hechas a intervalos de 5, 10, 20, 30, 50, 70, y 90 grados y las marcas de pitch abajo son: a 10, 20, 30, 50, y 90 grados. Las actitudes de balanceo están indicada en la escala de actitud de balanceo por medio de la aguja de actitud de balanceo. Las marcas sobre las escalas representan 10, 20, 30, y 60 grados de la actitud de balanceo a la derecha o a la izquierda.

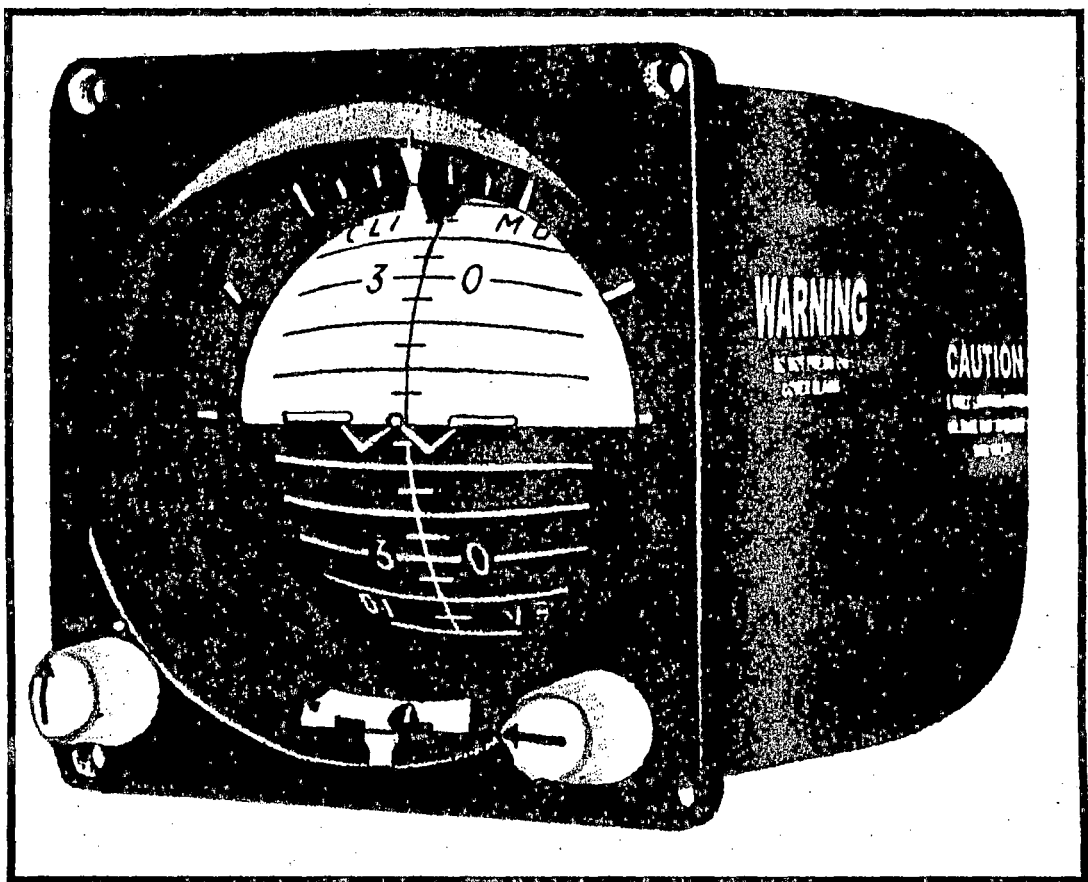


Fig. Nro. 27 Indicador de Giro Vertical

3.5.3 Giro Direccional

Mide en grados la magnitud de viraje de la aeronave. Los factores magnitud y régimen de viraje son importantes para guiarse en vuelo.

El giróscopo direccional no reemplaza a la brújula ya que no posee elemento sensible que indique el flujo magnético del avión.

El giróscopo direccional no está afectado por la fuerza centrífuga de los virajes, por los golpes de aire, los disturbios magnéticos o la posición del avión.

Indicador de Situación Horizontal (HSI):

Este HSI provee una indicación pictórica vista en planta de la situación en el plano horizontal del vuelo en forma de flujo, desviación con respecto al rumbo (Vor/Loc)* e información desde, hacia (VOR)*, además datos de desviación de planeo muestran la situación de la aeronave en el plano vertical. (Ver Fig. Nro. 28).

El símbolo de la aeronave, la línea de referencia y la marca Glide Slope (G.S.)* son referencias fijas que muestran condición de la aeronave en los planos vertical y horizontal. La aguja de la flecha y la cola indica un curso seleccionado al recíproco de la carta cuando hay ventanilla exhibidora del curso con indicación digital. La barra de indicación vor/loc indica la desviación de la aeronave con respecto a un curso prefijado en una escala de desviación. Para el modo VOR la desviación del curso seleccionado es aproximadamente 5° por punto. En el modo localizador de la línea del centro de la pista es aproximadamente un grado por punto.

* Para mayor información sobre VOR, LOC, GS, DME, se define en el anexo E.

La aguja de desviación de planeo indica la desviación vertical del aeronave de la trayectoria del planeo, cada punto representa 0.35° de desviación, cuando la barra roja de alarma de Glide slope aparece y cubre la escala indica que el aparato esta fallando y no es real. La bandera vor/loc roja aparece para indicar falla en el sistema el curso y el rumbo deseado, se selecciona por medio de la perilla correspondiente en el HSI.

El exhibidor de millas da indicación con respecto a tierra DME cuando el sistema es valedero.

Los HSI compara la señal de entrada de rumbo y curso seleccionado en la perillas de selección y envía las señales de error resultante a la computadora del sistema director de vuelo. El sistema de piloto automático también recibe señales de error de rumbo y cursos enviados por el HSI y el giro direccional

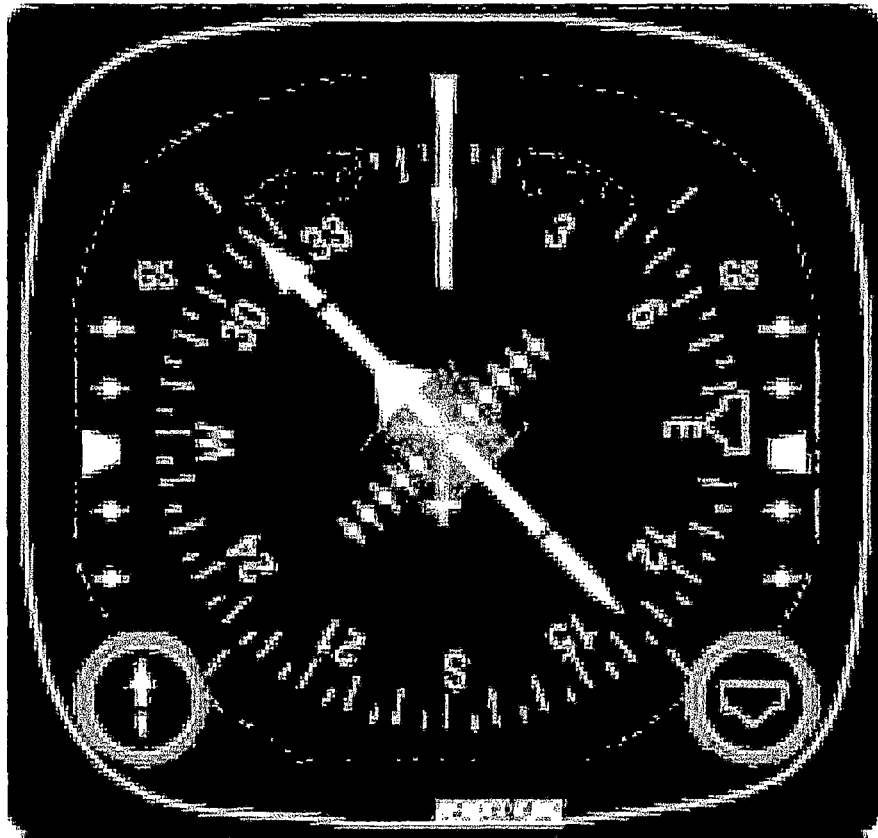


Fig. Nro. 28 Indicador de Situación Horizontal

3.6 Sistema de Estabilización Automática (ASE)

El propósito del sistema es mejorar las características manuales del helicóptero introduciendo correcciones de estabilización a través del sistema hidráulico auxiliar para el sistema del rotor.

Estas correcciones automáticamente mantienen la posición de cabeceo (pitch), balanceo (roll), altura (colectivo) y rumbo (yaw); durante el vuelo, cuando el piloto no tiene el control manual de los mismos.

El ASE capacita al helicóptero a buscar y retener las velocidades, derivas y alturas seleccionadas durante un vuelo de crucero automático.

Durante una operación de rescate u otras operaciones especiales sobre el mar. El ASE capacita al helicóptero a efectuar una transición automática desde un vuelo hacia adelante a un hover (vuelo estacionario a una altura seleccionada por el piloto)

El ASE mejora la maniobrabilidad del helicóptero durante el izado de equipos y operaciones de vuelo estacionario controlado.

El sistema giroscópico provee información de posición pitch, roll y cantidad de giro (yaw) de modo tal que es exhibido visualmente.

Sus principales características son:

El ASE estabiliza al helicóptero con respecto a la posición de referencia (pitch y roll), altura (coll) y rumbo (yaw) seleccionado por el piloto.

El ASE puede ser enganchado antes del decolaje y permanecer enganchado durante una misión completa.

Las correcciones de estabilidad son introducidas constantemente al sistema de control de vuelo, así como también el piloto tiene en todo momento un completo control de helicóptero a través del uso normal de los controles de vuelo.

El ASE proporciona estabilidad estática y dinámica que el helicóptero tiende a perder.

Estabilidad Estática: Es la habilidad de retornar al rumbo normal después de un disturbio causado por el viento.

Estabilidad Dinámica: En la estabilidad estática, solo interesa la tendencia de la aeronave a recuperar su posición de equilibrio, sin tener en cuenta que tipo de movimiento originaba esa tendencia. La estabilidad dinámica se ocupa del movimiento que resulta con motivo de esa tendencia; es decir, la historia de su movimiento con respuesta a una perturbación.

El sistema consiste en.

- Un ASE básico:

Controla automáticamente los canales pitch, roll, altura y yaw en un vuelo normal.

- Un ASE Coupler:

Controla la estabilidad de la aeronave en un vuelo estacionario, los cambios de deriva causados por fenómenos externos en los canales de pitch, roll y colectivo.

Para estabilizar el helicóptero durante la operación, el ASE básico y el coupler controlan las señales que representan la actual posición del helicóptero y son continuamente enviadas a un amplificador y comparadas con las correspondientes señales que representan la posición seleccionada por el piloto.

El amplificador enlaza a la vez las señales provenientes de los sensores, con las señales de corrección si fuera necesario para estabilizar el helicóptero.

El sistema de indicación de posición (VGI) usa señales de rate gyro (Régimen de giro) así como del vertical gyro y del DC Rate gyro, para proporcionarle al piloto y copiloto información de posición de la aeronave en pitch, roll y cantidad de giro.

El piloto tiene el control directo del ASE todo el tiempo, puede enganchar y desenganchar todo el sistema completo. Cualquier canal por medio de interruptores ubicados en el ASE control panel, channel monitor panel, bastón del cíclico y en el bastón del colectivo.

El ASE mantiene la altura barométrica del helicóptero durante un vuelo normal o cuando esta fuera de hover para efecto del movimiento de la tierra tomando como referencia la altura barométrica en los canales de pitch y roll. La posición del fuselaje es mantenida constante, comparando la señal de posición actual recibida desde el giro vertical con la señal de ajuste de posición tomada como referencia provista por el sensor del bastón del cíclico, la corrección de estabilización automática de posición tanto el pitch como el roll ocurre en el momento en que el helicóptero es desplazado de la posición seleccionada.

La fuente de información del giro para pitch y roll es seleccionado es el channel monitor panel por medio del switch port/stbd (derecha/izquierda).

Con respecto al canal yaw, el helicóptero es mantenido constante comparando las señales del rumbo actual recibida del sistema compás con la señal de rumbo tomada como referencia desde la perilla yaw-trim y yaw-sincronizer.

Si bien el piloto establece un rumbo de referencia con el uso de los pedales el canal yaw es puesto en sincronización.

Los siguientes son los componentes del sistema ASE que están divididos en 4 grupos.

a) Sensores.

- Giro displacement ASN-50 o KAU-461.
- Vertical giro 1080Y
- Null unit
- Barometric altitude controller
- Sincro del colectivo (coll Stick)
- Sincros de pitch y roll (pitch-roll stick)
- Sensor AQS-13 B. Drey Cable alt.
- AQS-13B. CABLE ANGLE
- Pitch-Roll y vertical accelerometer
- Radar altímetro
- Radar doppler

Nota: *El sistema ASE usa del generador N° 1 la fase B, la cual es usada para sensar la dirección de una señal, la amplitud de la señal es usada para sensar la cantidad de movimiento, tres posibles estados deben existir en cada sector.*

i) Estado fase cero: No movimiento

ii) Estado en fase con la fase B: Movimiento en una dirección.

iii) Estado fuera de fase con la fase B: movimiento en dirección opuesta.

b) Controles :

- Channel monitor panel
- Hover trim panel
- ASE control panel
- Microswitch de los pedales
- Cable angle control panel
- IVS (Inercial Velocity Sistem)

c) Amplificadores/Computadores:

- Actitudde modulator
- ASE coupler amplifier
- Dual channel lag. Amplifier N° 1 (4 seg)
- Dual channel lag. Amplifier N° 2 (2 seg)

d) Cargas:

- Indicador de Gyro vertical (2)
- Hover indicator (3)
- Servo válvulas (4)
- Stick trim válvulas (3)
- ASE test conector (J6, J10)

3.7 Sistemas de Instrumentos del Motor

Este sistema se ocupa de tomar diversas medidas para su pleno funcionamiento de cada motor.

Los instrumentos tienen un papel muy importante y decisivo en el funcionamiento confiable de la aeronave moderna.

Los sentidos humanos no bastan para enfrentarse con muchos factores que deben ser medidos continuamente y con gran precisión, el piloto y la tripulación dependen de instrumentos para informar la velocidad de la aeronave, su dirección, posición y altitud.

Los instrumentos son usados para informar el buen funcionamiento de todos los sistemas en general de la aeronave. Los instrumentos deben ser pequeños y sobre todo fáciles de leer. Los punteros y manecillas, están pintados con pintura luminosa o fluorescente (Ver Fig. Nro. 29).

Las manecillas deben estar calibradas para que den una lectura precisa.

Los instrumentos se construyen de tal manera que los punteros no sean afectados por las fuerzas centrífugas (que no sean afectados por la pirueta de la aeronave).

Características Generales de Construcción de Instrumentos:

- La mayoría son confeccionados en material fenólico o de plástico
- El mecanismo de cada instrumento está encerrado dentro de una caja protectora.
- Los instrumentos deben ser pequeños y livianos porque el peso excesivo retarda la velocidad y efectividad de la aeronave.

- Todo instrumento deben estar calibrado y balanceado para que su indicación sea precisa y exacta.

La mayoría de los instrumentos modernos tienen las cajas herméticamente selladas.

La conexión eléctrica, se hace por la parte posterior del instrumento. Se usa conjuntamente con una fuente de vacío para evacuar la caja y luego llenarla de gases inertes y enseguida se suelda.

En algunas cajas de instrumentos contienen 100% de gas helio, otros contienen una mezcla de 90% de nitrógeno y 10% de helio.

Se introduce los gases a presiones de 3 a 4 Lb/pulg². Otros instrumentos contienen hidrogeno.

Para abrirlo, hay que someterla al calor y tener cuidado ya que algunas cajas contienen hidrógeno y este es inflamable.

Estos instrumentos tienen la ventaja de que son precisos y más duraderos, no hay peligro de que alguna sustancia penetre a ellos y no hay corrosión posible debido a la humedad.

“Marcas de Alcance y Limite”: Los instrumentos aeronáuticos tienen las marcaciones en los vidrios de cada instrumento, sirve para ver si está funcionando bien o no en la debida zona de operación.

Los códigos de colores que se usan son: el verde, amarillo, rojo y azul. Estas marcas en forma de calcomanías se pegan en los vidrios de los instrumentos sin que moleste la lectura al piloto.

- **La Línea Roja**: Indica el límite máximo y mínimo de operación, fuera de estas marcaciones la operación no es normal.

- **El Color Verde:** Significa el margen conveniente de la zona de operación o normal funcionamiento
- **El Color Azul:** Se usa en aeronaves con motores recíprocos, indica el margen normal durante su funcionamiento.
- **La Marca Blanca:** Es la que se toma como referencia, está debajo de cero.

Ubicación: Casi todos los instrumentos están montados en el panel de instrumentos del piloto y copiloto.

Los instrumentos del motor se encuentran en la parte central y frontal, en un lugar visible por el piloto, copiloto y el ingeniero de vuelo.

3.7.1 Instrumentos de presión:

En muchos de los sistemas relacionados con la operación de aeronave y los motores se usan líquidos y gases cuyas presiones se deben medir e indicarse. El piloto de la aeronave debe enterarse de las diferentes presiones con gran exactitud y confiabilidad, ellos indica si la aeronave puede volar, despegar o aterrizar (Ver anexo F). Estos instrumentos indican con cierto grado de exactitud y un error puede acarrear un desastre. Existen dos categorías principales que son de indicación de lectura directa e indicación de presión a distancia o remota. En nuestro caso existe indicación a distancia y son aquellos que tienen un elemento detector conectado a una fuente de presión y cuyas señales van a un indicador, el elemento detector se llama transmisor.

a) **Indicador de presión del aceite:** Indica presión del aceite que suministra al sistema de lubricación del motor y la transmisión principal. Una de sus aplicaciones es advertir al piloto la inminente falla del motor o falla del aceite,

etc. Estos trastornos se reflejan en una pérdida de presión del aceite, si se conserva la presión del aceite, sabe que el aceite está circulando y que el motor está lubricado, además el instrumento permite medir la presión del aceite, mientras se regula la válvula de desahogo de la presión de aceite (Ver Fig. Nro. 30).

Este indicador mide "la presión diferencial" y tiene un mecanismo de tubo burdon encerrado dentro de una caja de baquelita.

b) Indicación de presión Hidráulica: Este indicador es similar a la presión del aceite, sirve para medir la presión en el sistema hidráulico, la cual levanta el ángulo de paso de las palas, el tren de aterrizaje, el winche de rescate, plegamiento de palas etc. El medidor consiste en un tubo burdon.

El sistema hidráulico tiene varios alcances, el más bajo es de 0 a 2000 PSI también tiene 0 a 5000 PSI.

Normalmente del sistema primario y auxiliar su presión es de 1,500 PSI y del utility (utilidad) es de 3,500 PSI que sirve para plegar las palas, winche de rescate, etc.

3.7.2 Instrumentos de Temperatura:

Las temperaturas se miden generalmente en grados Fahrenheit (°f) o Celsius (°C).

En nuestro caso se usan los grados celsius (°C) existen indicadores de varios tipos.

- Indicador de temperatura del aceite de los motores y transmisión principal
- Indicador de temperatura de gases de escape
- Indicador de temperatura de cabeza de cilindro
- Indicador de temperatura del aire al carburador.

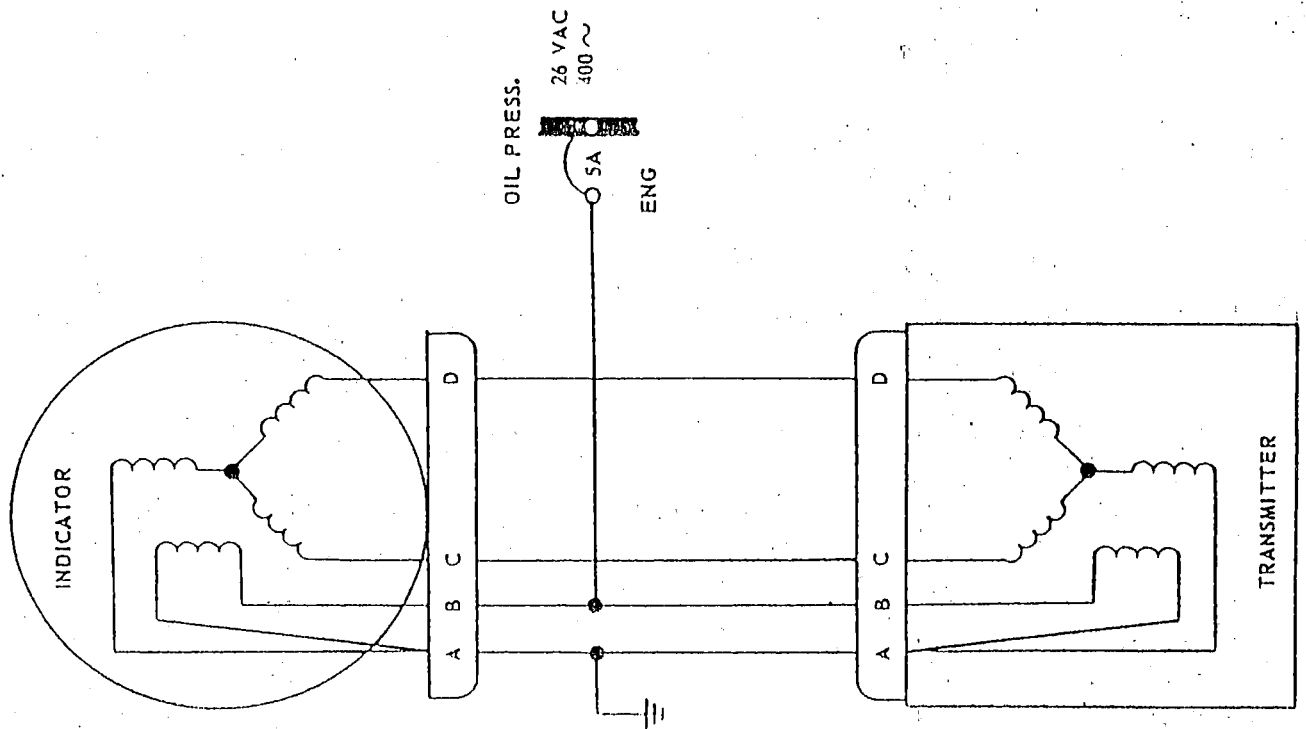
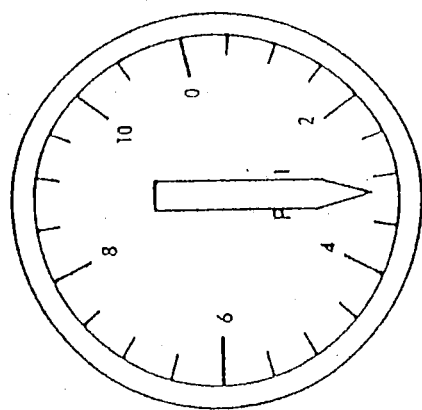


Fig. Nro. 30 Indicador de Presión de Aceite

Además existen sensores de varios tipos como:

- Termocuple, par termoeléctrico, tipo bulbo, tipo bayoneta.

En nuestra aeronave existen:

- **Indicador de temperatura de gases de escape:** Su sensor es de par termoeléctrico que genera su propia energía eléctrica. El sensor es de material cromel (color verde), alumel (blanco) y su indicación máxima es de 1000 °C, se muestra en la figura (Ver Fig. Nro. 31).
- **Indicadores de temperatura aceite:** En este tipo se usa el bulbo como sensor y su rango de temperatura es de -50 a 150 °C (Ver Fig. Nro. 32).

3.7.3 Instrumentos de RPM

Consiste de 3 componentes ensamblados, dos generadores de tacómetro uno en cada motor, un indicador dual de RPM, que indica la velocidad por minuto (RPM) del cigüeñal de cada motor. Una potencia trifásica emanada de cada motor alimenta un motor síncrono alojado en la caja del indicador, cada eje de estos motores sincrónicos, mueve un mecanismo magnético (arrastre magnético), este mecanismo mueve directamente a la aguja indicadora que se desplaza sobre un cuadrante graduado en RPM. El generador del tacómetro es simplemente un alternador que tiene un estator y un rotor y es movido por la transmisión del motor. El sincroscopio es un pequeño motor alojado en el instrumento entre los dos motores del tacómetro, su estator recibe la señal trifásica del generador del motor tacómetro N° 1, su rotor la señal trifásica del generador tacómetro N° 2 ambas señales originan componentes magnéticos en oposición. (Ver Fig. Nro. 33).

NOTE: ONE SYSTEM SHOWN.
BOTH SYSTEMS ARE
IDENTICAL

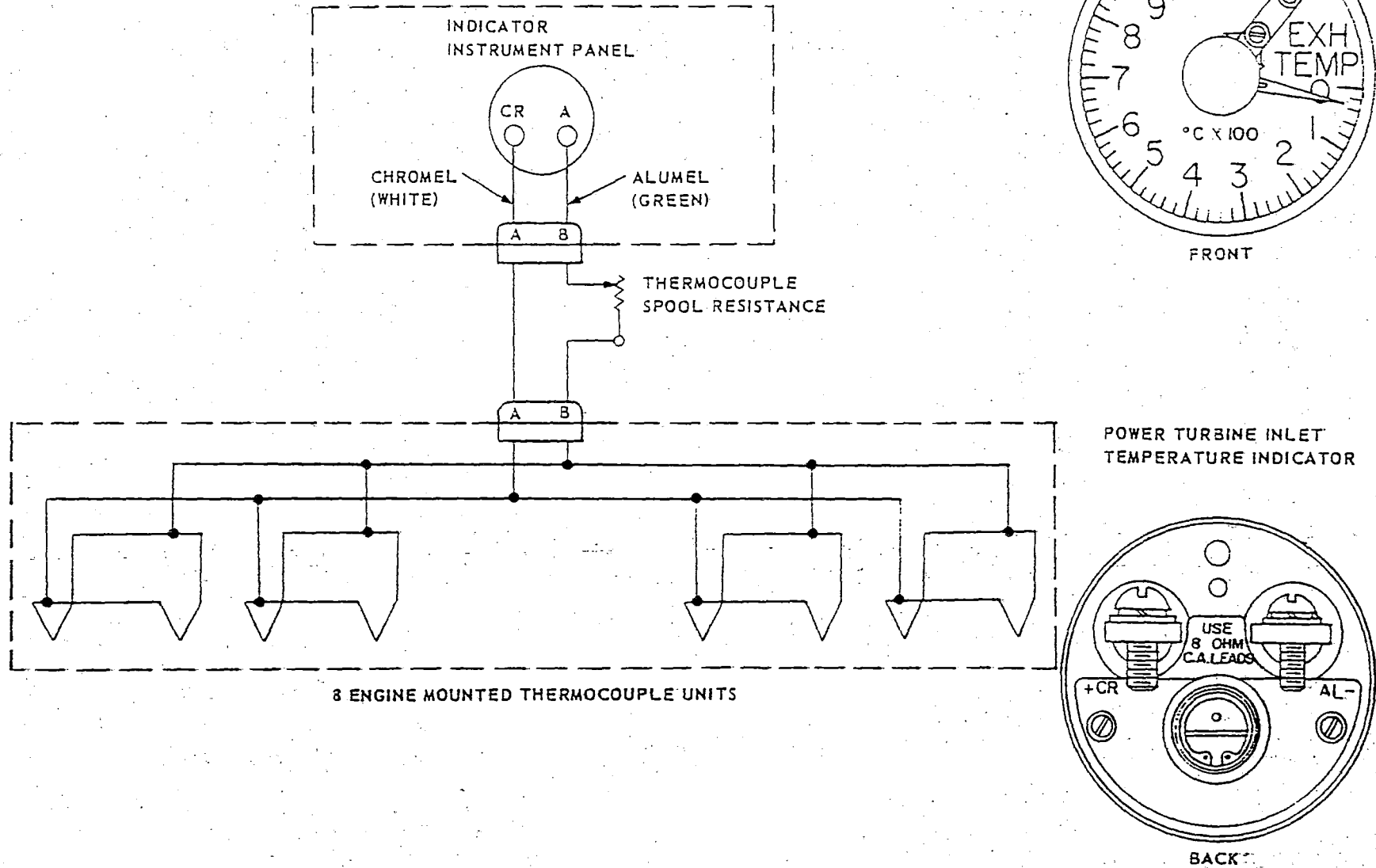


Fig. Nro. 31 Sistema de Indicación de Temperatura de la Turbina

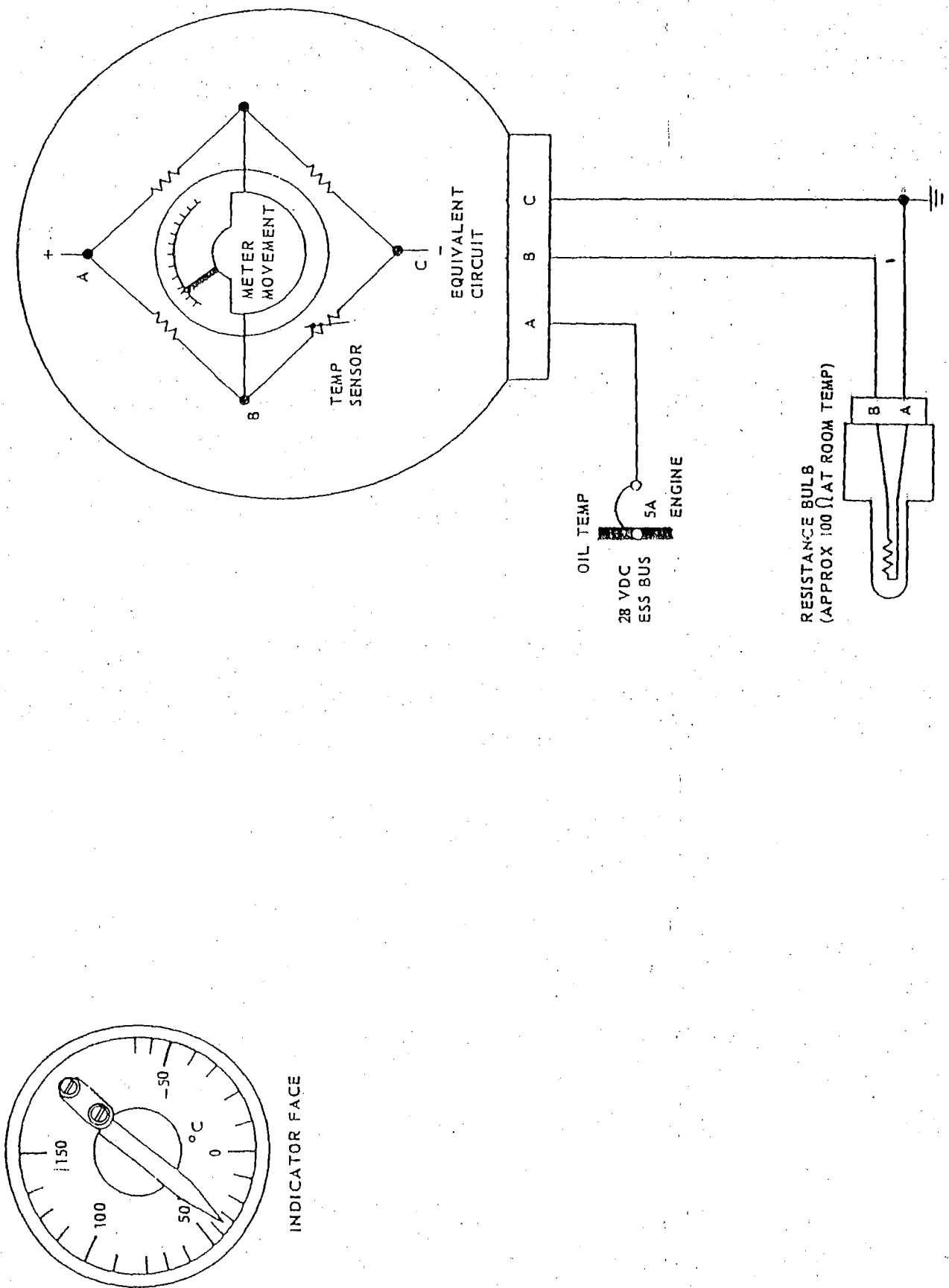


Fig. Nro. 32 Sistema de Indicación de Temperatura del Aceite de la Turbina

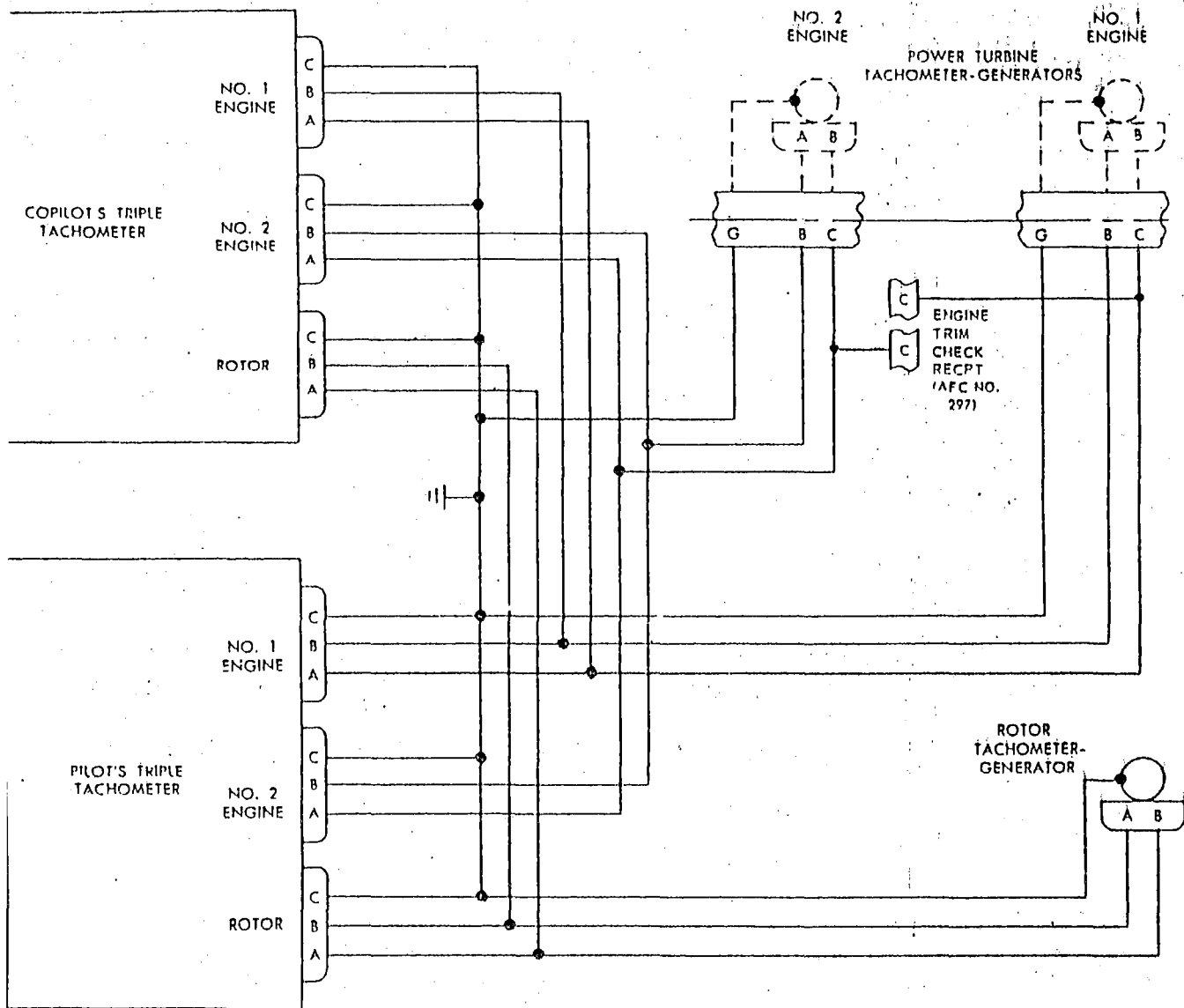


Fig. Nro. 33 Sistema de Indicación de RPM

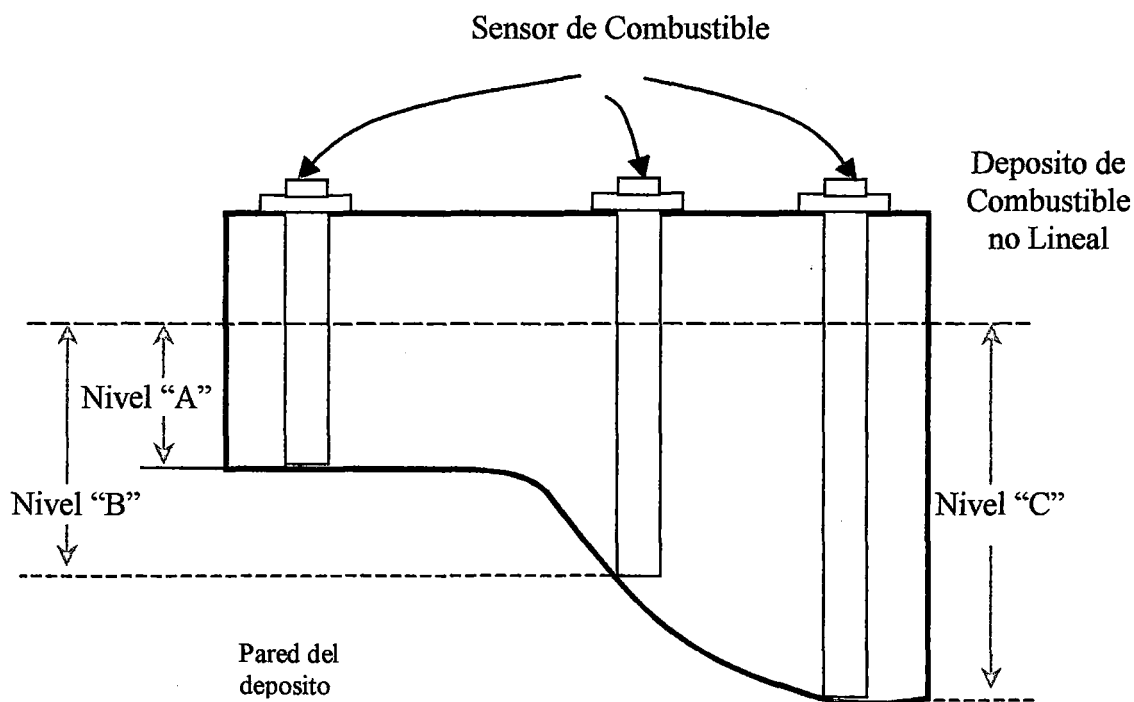


Fig. Nro. 34 Vista de los sensores en un depósito de combustible no lineal

Estas unidades están conectadas en paralelo para luego obtener una indicación más precisa.

El objetivo de estos sensores es pues asegurar que la indicación permanezca igual sea cual fuere su posición de vuelo.

Explicando de la figura; la capacidad del tanque será la suma de los tres valores diferentes debidos al combustible (cf) y como las unidades producen el mismo cambio de capacitancia para cada pulgada de longitud anegada. Las escalas del indicador no serán lineales en correspondencia en las características no lineales del depósito.

El rotor consiste en un pequeño disco pintado por sectores. Si un motor de la aeronave gira más rápido que el otro, su generador de tacómetro genera una señal de mayor magnitud; por lo tanto en el motor del sincroscopio uno de los componentes magnéticos se desplazará girando en el sentido que corresponde. La otra componente seguirá el desplazamiento tratando de alinearse.

Este provoca el movimiento giratorio del motor que conduce al mismo. El sincroscopio tiene una sensibilidad de dos RPM de diferencia entre los dos motores.

La medida de la velocidad del motor en porcentaje se introdujo para que varios tipos de motores pudieran ser operados sobre la misma base de comparación, las escalas principales están marcadas de 0 a 100% y va de aumento de 10 en 10. El 100% le corresponde a la velocidad óptima de la turbina. Con el fin de realizar esta presentación el fabricante del motor elige una relación entre la velocidad real de la turbina y el arrastre del generador.

Para que se produzca una velocidad óptima de trabajo una segunda hoja presenta una velocidad en aumento de 1%.

3.7.4 Instrumentos de cantidad de combustible:

En los sistemas de indicación de cantidad de combustible tipo capacitivo hay varias unidades llamado probes (sensor) dentro de un tanque de combustible (Ver Fig. Nro. 34)

La variación de no lineal del combustible son inevitables, pero los efectos en la separación de la graduación de la escala del indicador pueden compensarse diseñando unidades de tanque que miden capacidad de tanque proporcionales al contorno del deposito.

En la Fig. Nro. 35, el circuito esta dividido por una resistencia "R" ambas conexiones están conectadas en serie con el devanado del secundario de un transformador de energía, la sección "A" contienen el condensador del deposito "CT" y puede considerarse como circuito detector del puente, puesto que detecta los cambios de corriente debido a las variaciones de capacitancia, el voltaje V_s del circuito permanece constante. El circuito "B" puede considerarse como equilibrador del puente, contienen un condensador de referencia "CR" de valor fijo esta conectado al transformador vía el cursor del potenciómetro equilibrado de modo que el voltaje " V_B " sea variable.

El potenciómetro equilibrado va dentro del indicador, junto con el motor trifásico y acciona el cursor del potenciómetro la aguja del indicador. La fase de referencia del motor esta activa continuamente por el transformador de energía. La fase del control está conectado al amplificador y solo es activado cuando hay una condición de desequilibrio en el puente.

El amplificador tiene dos etapas principales:

Una para amplificar la señal producida por el desequilibrio del puente y la otra para discriminar la fase de señal que se suministra al motor.

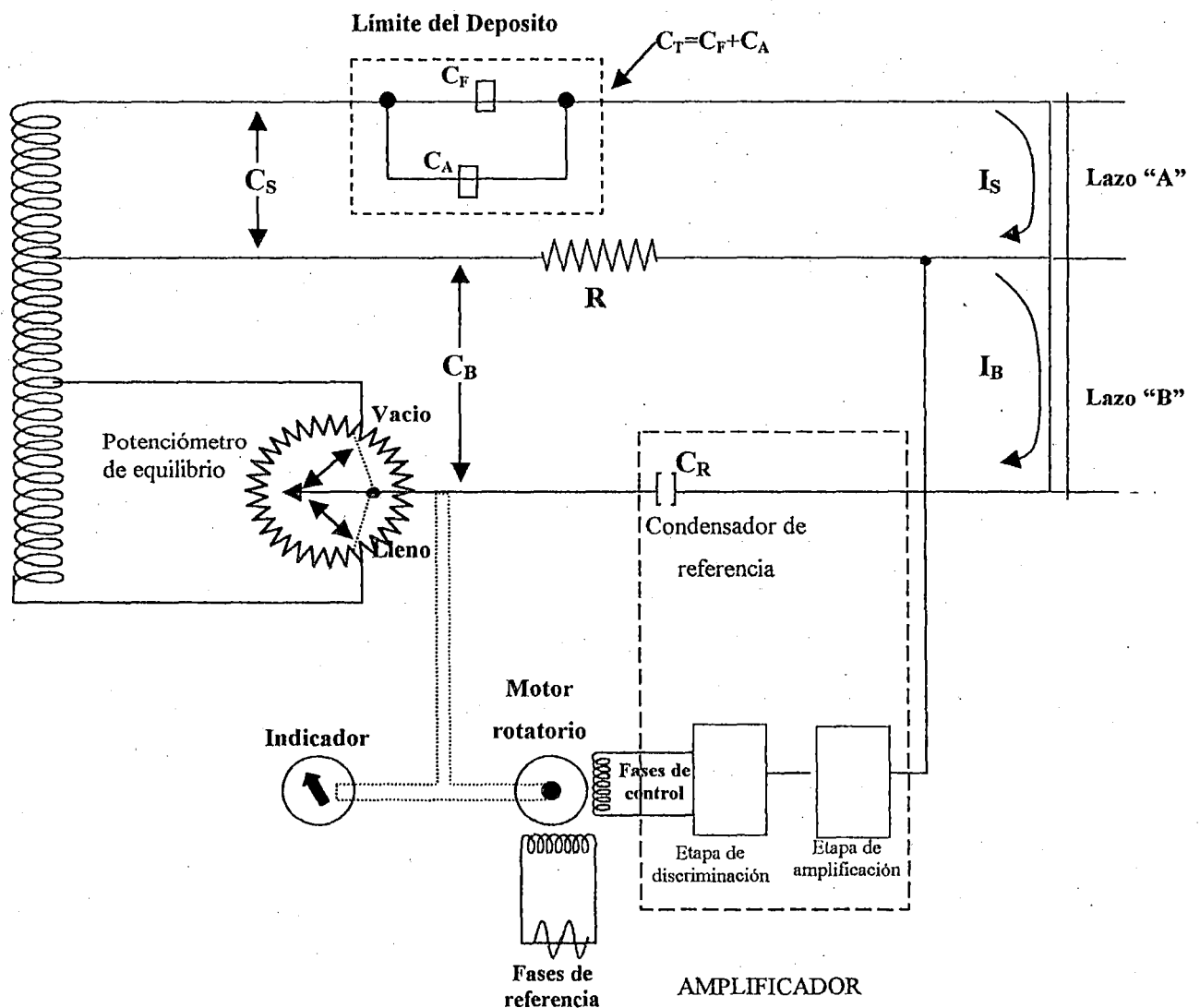


Fig. Nro. 35 Circuito del sistema de Medición de combustible tipo Capacitivo

Inicialmente el nivel del deposito del combustible se encuentra lleno, la corriente de tensión I_s es igual a la corriente equilibradora I_B , por lo tanto el puente esta equilibrado y no se produce ningún voltaje de señal a través de R . cuando el nivel de combustible desciende el condensador tiene menos combustible a su alrededor, la capacitancia añadida C_f ha disminuido.

La capacitancia disminuye así como la corriente de detección I_s , la cual crea una condición de puente desequilibrado con la corriente de puente I_B predominado a través de R.

A través de R se desarrolla un voltaje de señal proporcional I_{BR} , el cual es amplificado y su fase detectada antes de ser amplificada y la fase de control del motor del indicador.

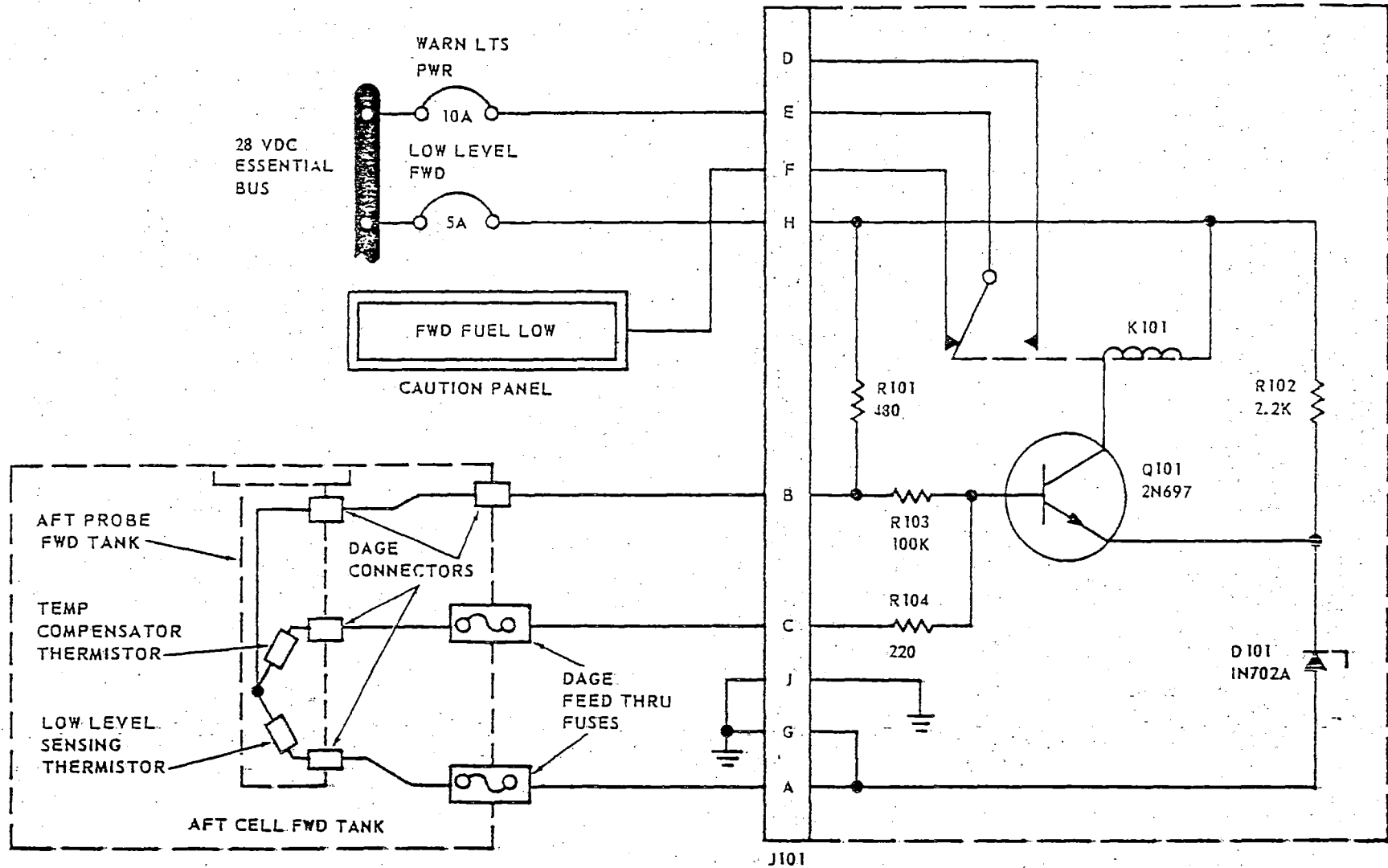
En la condición que estamos considerando para I a la corriente equilibrada por consiguiente la corriente de fase de control va retrasada con respecto a la de referencia, haciendo que el motor y el cursor del potenciómetro equilibrada sean accionados en una dirección tal que la corriente equilibrada I_B disminuya.

Cuando la corriente es igual a I_s el puente vuelve a estar equilibrado, el motor deja de girar y la aguja del indicador señala al nuevo valor más bajo.

Indicación de precaución de bajo nivel de combustible:

El sistema de precaución de bajo nivel de combustible provee indicación visual en el panel de luces de precaución sobre el bajo nivel existente. Este sistema está instalado en el tanque delantero y posterior. Estas condiciones se verifican cuando la cantidad de los tanques baja de los 210 a 280 libras en tierra y 170 a 200 libras en hover; en esta situación, actitudes bruscas superiores a los 6° pueden causar que se apague la turbina; se puede volar de 15 a 20 minutos después que se prende la luz de alarma; y además tiene un botón de test para verificar su operatividad. (Ver Fig. Nro 36).

Fig. Nro. 36 Esquema de Bajo Nivel de Combustible



NOTES:

1. AFT SYSTEM IS IDENTICAL.
2. THERMISTORS LOCATED ON AFT FUEL PROBE.

IV. DISEÑO Y ORGANIZACIÓN DE MANTENIMIENTO AERONAUTICO

4.1 Organización en el mantenimiento Aeronáutico

Es la estructuración técnica de las relaciones que deben existir entre las funciones, niveles y actividades de los elementos materiales y humanos de un organismo social, con el fin de lograr su máxima eficiencia dentro de los planes y objetivos señalados.

La Institución (Empresa u Organización), asigna responsabilidades respecto a organizar el sistema de mantenimiento y disponer las normas técnicas para asegurar el óptimo estado de operatividad de las aeronaves, para tal propósito esta dividido en dos grupos:

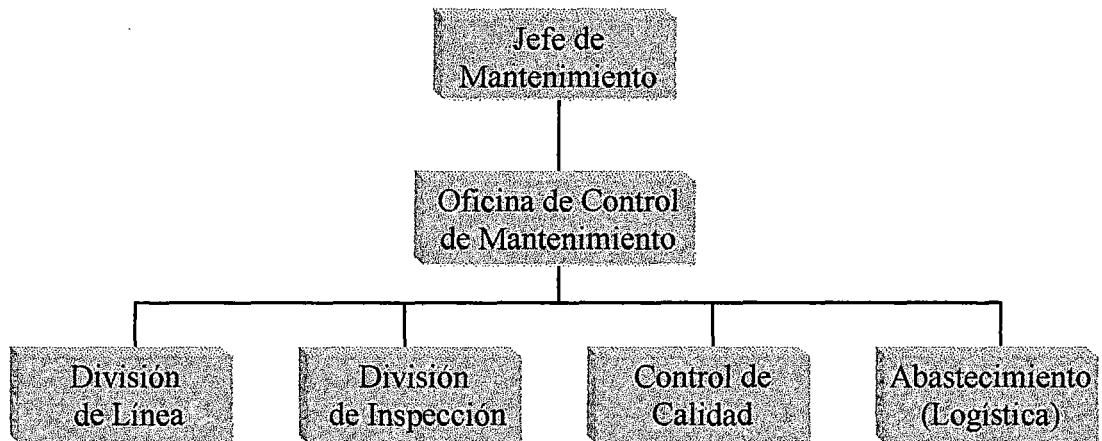
a) Arsenal (Estación Reparadora Aeronáutica), sus funciones son:

- Emite las disposiciones de mantenimiento por medio de los Procedimientos de Mantenimiento Vigentes (PMV).
- Evaluar los boletines técnicos, emitidos por el fabricante para dar instrucciones complementarias a los escuadrones.
- Es responsable de ejecutar las actividades técnicas de 2º y 3º nivel de mantenimiento.
- Establecer un sistema de control de calidad altamente especializado.

b) Escuadrón (Taller de Inspección y Mantenimiento):

- Es responsable de ejecutar las actividades técnicas de 1º nivel, así como solicitar la ejecución de las actividades técnicas de 2º y 3º nivel.
- Realizar el plan de mantenimiento para cada una de las aeronaves.

El siguiente cuadro muestra el organigrama del sistema de mantenimiento.



- La División de Línea está encargada de mantener las aeronaves operativas para su misión.
- La División de Inspección está encargada de ejecutar las inspecciones y mantenimiento ordenadas por la oficina de control de mantenimiento y esta conformado por un Jefe y los especialistas.
- La División de Control de Calidad esta conformada por el Jefe de Control de Calidad y los especialistas encargados de efectuar la certificación de calidad después del mantenimiento o inspección de una aeronave.
- La División de Abastecimiento es la encargada de proveer materiales necesarios para el proceso de mantenimiento e inspección.

4.1.1 Organización del Taller de Mantenimiento y/o Reparación

El taller debe estar organizado de tal manera que permita la realización óptima, eficiente y oportuna de cada una de las actividades que es necesario realizar para el mantenimiento de los componentes eléctricos y electrónicos. Para tal efecto es necesario definir la estructura de funcionamiento del taller, con la asignación de las funciones y responsabilidades de cada uno de los integrantes.

Una estructura de funcionamiento basada en grupos de trabajo especializado podría ser efectiva, en la cual existiría un Jefe de Taller, Jefe de Grupo, Especialistas y ayudantes.

Deberes y Responsabilidades del Jefe del Taller de Mantenimiento:

- a) Asesorar sobre problemas técnicos de reparación de equipos eléctricos y electrónicos:

Resolver problemas complejos de mantenimiento, estudiando los diagramas del cableado, los diagramas esquemáticos y analizando la construcción y características de operación del equipo y/o sistema eléctrico.

Confeccionar y establecer procedimientos de mantenimiento y de operación para asegurar eficiencia máxima en la operación de los equipos eléctricos.

Diagnosticar los malos funcionamientos recurrentes y recomendar los procedimientos de reparación necesarios para corregir el equipo defectuoso.

Establecer métodos abreviados de mantenimiento y procedimientos de operación.

- b) Reparar, mantener y modificar equipos eléctricos:

Llevar a cabo la reparación difícil de componentes tales como generadores, motores de arranque, giróscopos, instrumentos, etc.

Efectuar prueba de equipos usando multimetros, megometros, calibradores, bancos de prueba, osciloscopio y otros.

Ajustar y calibrar los componentes para asegurar eficiencia óptima de operación dentro de las limitaciones del diseño.

Modificar el equipo de acuerdo con las especificaciones del fabricante y otras publicaciones técnicas.

Llevar a cabo tareas difíciles de operación y reparación que están fuera de las capacidades del personal con más experiencia.

c) Inspeccionar el equipo eléctrico:

Analizar los malos funcionamientos mediante inspección visual y auditiva, la observación del funcionamiento y el uso del equipo de prueba.

Interpretar los resultados de las inspecciones y determinar lo adecuado de la medida correctiva.

Inspeccionar el trabajo terminado o en proceso para asegurar el cumplimiento de los procedimientos de operación y de las publicaciones técnicas vigentes.

d) Supervisar al personal del taller de mantenimiento:

Planear y regular las asignaciones del trabajo. Establecer métodos de trabajo, controles de producción y normas de ejecución.

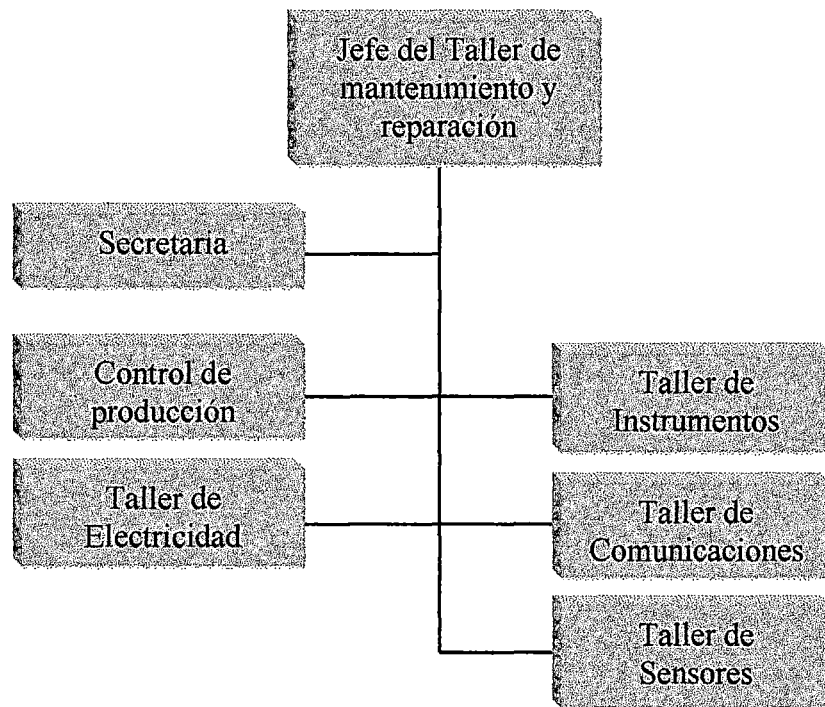
Asignar a su personal funciones de operación y reparación y establecer prioridades para el trabajo que se va a ejecutar.

Asegurar el cumplimiento de las ordenes directivas publicadas, las normas de trabajo y las publicaciones técnicas.

Evaluar la actuación de los especialistas y orientar al personal recién nombrado.

Asegurar la disponibilidad de herramientas y la asignación del personal, de manera que permita la oportunidad de lograr una capacitación completa y mejorar la utilidad de los especialistas asignados.

En el siguiente cuadro se muestra el organigrama de los talleres de reparación



4.2 Regulaciones Aeronáuticas del Perú

La Dirección General de Aviación Civil, del Ministerio de Transportes y Comunicaciones es el ente que elabora las Regulaciones Aeronáuticas del Perú (RAP), la cual es aprobada mediante resolución directoral.

Las Regulaciones Aeronáuticas del Perú están clasificadas en secciones referidas a cada uno de los distintos tipos de operaciones aeronáuticas y tiene por objeto regular los aspectos generales y de detalles de cada uno de dichos tipos de operaciones, privilegiando el establecimiento de mecanismos de control necesarios para crear las condiciones de seguridad esenciales para los usuarios de los servicios aéreos, para los operadores de los mismos y para terceros.

Las RAP contenida en esta publicación son documentos técnicos estructurados en base a las normas y a la experiencia tanto nacional como internacional, perfectibles en la medida que la aeronáutica civil es una actividad que evoluciona constantemente y susceptibles de ser enriquecidas con los conocimientos y experiencia de quienes se encuentran cotidianamente involucrados en dicha actividad.

El RAP 43: se refiere a mantenimiento, reconstrucción y modificaciones, en cada una de sus secciones prescribe las reglas que rigen el mantenimiento, modificación y reconstrucción así como personal autorizada a realizar mantenimiento y su aprobación, las normas de las estaciones reparadoras a efectuar reparación mayor, modificación y reconstrucción de aeronaves.

4.3 Procedimientos de Mantenimiento Vigente

El PMV documento interno, es el medio que se usa para establecer políticas, normas, procedimientos, métodos, sistemas de trabajo relacionados al mantenimiento de aeronaves y que por su particularidad no se encuentran definidos en las publicaciones técnicas, no se adecuan a nuestro medio o que por su importancia requieren rescatarse, buscando asegurar el máximo de su eficiencia.

Los PMV son revisados anualmente para lo cual se nombra una comisión presidida por el Jefe de la Oficina de Control de Mantenimiento y conformada por miembros de los siguientes organismos:

- División de Ingeniería mecánica
- División de Ingeniería electrónica
- División de Inspección y reparación mayores
- División de Control de mantenimiento
- División de Control de calidad

4.4 Niveles de mantenimiento:

Esta dividido en tres niveles:

- a) **Primer Nivel:** Es efectuado por personal de mantenimiento, no requieren grandes medios o facilidades por lo que sus actividades son ágiles, flexibles y de gran movilidad.

Se le denomina también mantenimiento de línea o mantenimiento preventivo.

Sus alcances son:

- Inspección de pre y post vuelo
- Inspecciones periódicas establecidas en los manuales técnicos que corresponde al 1^{er} nivel.
- Pruebas operacionales de los sistemas
- Calibración de los equipos o componentes en las aeronaves
- Aplicación de boletines técnicos que corresponden al 1^{er} nivel.

b) **Segundo Nivel:** Es realizado por personal de mantenimiento del Arsenal.

Todo trabajo que corresponda a este nivel y que requiera ser ejecutado en un escuadrón deberá previamente ser aprobado por el arsenal para su ejecución, supervisión y certificación de calidad. Sus alcances son:

- Las inspecciones periódicas establecidas en los manuales técnicos que corresponde al 2^o nivel.
- Pruebas funcionales de los sistemas de las aeronaves.
- Cambio de componentes mayores.
- Reparaciones menores de estructuras y/o equipos o componentes.
- Aplicaciones de boletines técnicos que corresponde al 2^o nivel.

c) **Tercer Nivel:** Debe ser realizado por el personal del Arsenal o bien a cargo de empresas particulares debidamente certificadas por la Federal Aviation Administration (F.A.A) organismo internacional que regula la aviación comercial en los Estados Unidos de Norteamérica o Dirección General de Aviación Civil (D.G.A.C.) en nuestro país.

Requiere de mayor capacidad instalada, como de personal altamente calificado, se denomina mantenimiento al nivel "Arsenal". Sus alcances son:

- Inspecciones periódicas establecidas en los manuales técnicos que corresponden al 3^{er} nivel
- El overhaul o reparaciones mayores de aeronaves, equipos o componentes.
- Calibración y pruebas funcionales de los sistemas y componentes en los bancos de prueba.
- Aplicaciones de boletines técnicos que corresponde al 3^{er} nivel.
- Evaluación para determinar la aeronavegabilidad de una aeronave y/o equipo o componente sujeto a control especificados en los manuales técnicos.

d) **Cuarto Nivel:** Tiene la función de diseño y fabricación debe ser realizado por el personal de Arsenal o bien por empresas particulares debidamente certificadas; se requiere de personal altamente tecnificados. Sus alcances son:

- Modificaciones de diseño de sistemas, equipos o componentes de las aeronaves.
- Fabricación de partes aeronáuticas de equipos o componentes, bancos de prueba, herramientas especiales, equipos de apoyo en tierra, etc.

4.5 Tipos de Mantenimiento

a) **Mantenimiento Preventivo:**

Ocurre cuando la máquina o parte de ella es intervenida para su reparación con una frecuencia regular sin considerar la condición de las partes. Siendo mejor

que el mantenimiento correctivo, el mantenimiento preventivo resulta excesivo en paradas, debido a reparaciones o cambio de partes innecesarias y al alto costo que resulta el reemplazar partes buenas conjuntamente con las desgastadas.

b) Mantenimiento Correctivo:

Ocurre cuando no se toma acciones preventivas que superen el origen de un problema, hasta causar la falla de la maquina.

El permitir que la máquina opere hasta que falle, frecuentemente causa costosos daños secundarios conjuntamente con los resultados costosos de las paradas imprevistas y de mantenimiento.

c) Mantenimiento Predictivo:

Denominado también monitoreo por condición, es el proceso de determinar la condición de la máquina mientras está en operación, para programar la más eficiente y eficaz reparación de los componentes con problemas antes de que falle.

El mantenimiento Predictivo, no solo ayuda al personal a eliminar la posibilidad de una falla catastrófica, sino que además, le permite proveerse con anticipación de los repuestos, programar las horas/hombre de trabajo y planificar reparaciones múltiples mientras dure la parada.

4.6 Planes de Mantenimiento

La aviación es una actividad de altísimo riesgo, de avanzada tecnología que envuelve conocimientos profundos sobre la misma, exige una calificación

profesional elevada y una infraestructura adecuada para prestar servicios de mantenimiento.

Los puntos que mencionamos, cuando no se cumplen comprometen la seguridad de vuelo, es decir, coloca vidas en riesgo. Ninguna otra inversión compensa más que aquella destinada a proteger vidas. Es por este motivo que se debe planificar antes de efectuar mantenimiento.

En lo que respecta a mantenimiento, se realiza un plan de inspección de secuencia horaria y calendaria de acuerdo a instrucciones del fabricante.

El sistema de mantenimiento se inicia con la preparación de los requerimientos con un año de anticipación, para las inspecciones que se realizarán en el siguiente año, estos prelistados se hacen básicamente en función al sistema impuesto por el fabricante, especificado en los manuales de inspección, manuales de partes y boletines.

La preparación de tales prelistados es realizada por los especialistas más capacitados de cada especialidad, como son: electrónica, instrumentos, electricidad, hidráulica, mecánica, estructuras, motores y supervivencia.

Así el especialista debe ser conocedor del sistema que está comprometido en los requerimientos, debe tener en cuenta los componentes que están para reparación o cambio y el material misceláneo necesario. Todo lo cual será considerado en el cuadro dispuesto por el ente técnico encargado de la tramitación de los requerimientos, de acuerdo a las condiciones del material, clasificándolo de la siguiente manera:

1. Material sistemático
2. Material condicional

3. Reportaje aeronave inoperativa
4. Reportaje aeronave operativa
5. Cumplimiento del boletín técnico
6. Material reparable
7. Reposición de equipos y unidades.
8. Material misceláneo.

En el siguiente cuadro se muestra el sistema de inspecciones utilizadas

Código	Tipo de Inspección	Cumplimiento calendario	Cumplimiento horario	Tiempo de ejecución
A	PMI (overhaul)	Cada 3 años		120 días
B	364 días	Cada 364 días		02 días
C	224 días	Cada 224 días		05 días
D	182 días	Cada 182 días		01 día
E	112 días	Cada 112 días		03 días
F	56 días	Cada 56 días		02 días
G	28 días	Cada 28 días		02 días
H	14 días	Cada 14 días		01 día
I	Fase A		Cada 100 horas	06 días
J	Fase B		Cada 200 horas	07 días
K	Fase C		Cada 300 horas	06 días
L	Fase D		Cada 400 horas	06 días

4.7 Publicaciones Técnicas

Las publicaciones técnicas son normas y procedimientos emitidos por el fabricante u operador de la aeronave con el fin de obtener máximo provecho en la operación y mantenimiento del helicóptero.

Estas publicaciones son emitidas como:

- a) Ordenes técnicas
- b) Manuales técnicos

- c) Boletines técnicos
- d) Cartas de servicio
- e) Diario de bitácora.

a) Ordenes Técnicas:

Es el conjunto de instrucciones normativas de mantenimiento u operación de las aeronaves, publicados por el escuadrón o usuario y/o el fabricante de los componentes instalados.

b) Manuales Técnicos:

Es la recopilación de los folletos de instrucción y operación de los componentes instalados en las aeronaves y son emitidas por el fabricante en tomos.

Las publicaciones principales consisten de un manual índice (01) y seis tomos técnicos enumerados del 1 al 6 estos manuales son los siguientes:

1. Manual índice de publicaciones: Contienen en detalle:

- La dirección y teléfono de los fabricantes de los componentes instalados en la aeronave ordenados en forma alfanumérica.
- Información sobre la ubicación de los componentes en la aeronave en forma alfanumérica.

2. Manual de operador y/o Vuelo: en este volumen se encuentra información de operaciones de los sistemas de la aeronave así como la información sobre el arranque del motor y maniobra autorizados del helicóptero.

3. **Manual de Mantenimiento:** Este manual proporciona información sobre mantenimiento y servicio de primera nivel (nivel línea). Detalla la comprobación de funcionamiento montaje y desmontaje de componentes y su procedimiento.

4. **Manual de Reparación General (Overhaul):** Este manual establece los parámetros para el control de los componentes mayores es empleado en el 3^{er} nivel de mantenimiento.

5. **Manual de Partes:**

Es un manual ilustrado de piezas que ayuda para la identificación, solicitud de almacenamiento y entrega de las piezas. También se usa para determinar el orden sucesivo de montaje y desmontaje de equipo.

Existen dos modos para el empleo de este manual:

* Cuando se conoce el número de pieza:

- Buscar el número en la lista alfanumérica del índice.
- Encontrar la sección, el número y cantidad de figura en el índice.
- Encontrar la sección y número de la figura
- Verificar el código que estuvo buscando.

** Cuando no se conoce el número de pieza:

- Buscar el grupo donde está instalado, ejemplo: grupo rotor principal, tren de aterrizaje, cono de cola etc.
- Buscar el título en la lista de piezas donde se puede encontrar el artículo.
- Buscar la página
- Comprobar la figura y busque el número de pieza.

- Buscar el número de pieza y su nomenclatura.

“La clave para encontrar el número de partes es tener una idea donde puede estar ubicada la pieza de la aeronave”.

6. Manual de Peso y Balance: Conocido también como I.B.P.(Illustrated breakdown) este manual proporciona información sobre los procedimientos de peso y balance de la aeronave en función a la ubicación de todos sus componentes instalados considerando el peso máximo de decolaje.

Además proporciona los límites del centro de gravedad y una lista de los pesos básicos y operacionales de la aeronave.

7. Manual de Inspecciones: Detalla las inspecciones de primer, segundo y tercer nivel por secciones, además sus inspecciones especiales y condicionales, los componentes sujetos a overhaul, retiro y remplazo calendario, los mismos que se deben aplicar de acuerdo al sistema de mantenimiento diseñado por el fabricante utilizando el recurso horario y calendario.

c) Boletines Técnicos:

Son emitidos por el fabricante para que el usuario efectúe los cambios, reparaciones o modificaciones a realizar en las aeronaves bajo dos modalidades:

1. Mandatorios: Son normas que se deben cumplir inmediatamente, de no hacerlos trae como consecuencia pérdidas de vidas y daños al material. Se caracterizan por estar “membreteado” y con un borde rojo en cada uno de las hojas.

2. Opcionales. Son emitidos por el fabricante para informar mejoras en el equipo o, modificaciones en el mantenimiento u operación de componentes; que si no son corregidos pueden traer como consecuencia daños al material.

d) Cartas de servicio:

Son emitidas por el fabricante para informar al usuario de nuevos sistemas o equipos que se pueden instalar en la aeronaves, para optimizar la operación del helicóptero.

e) Diario de Bitácora:

Es un documento oficial de la aeronave que sirve para llevar el historial operacional de sus partes/componentes como también de su mantenimiento en sus tres niveles, el cual debe ser detallado de acuerdo a los Procedimientos de Mantenimiento Vigente (PMV), el mismo que tiene por finalidad homogeneizar los procedimientos de compaginado de las bitácoras así como unificar criterios sobre los datos que se deben incluir de tal manera que pueda servir como un historial de la aeronave, tanto en los casos de verificación de historial operacional como para la programación de su mantenimiento.

El libro de bitácora está constituido por las formas que se indican a continuación:

- Información de garantía
- Descripción y anotaciones preliminares
- Registro de custodia y transferencia
- Registro de vuelo de la aeronave (para la estructura)
- Registro operacional (para motor, hélice y rotores)
- Registro de inspecciones

- Directivas técnicas
- Registros de trabajo
- Registro de preservación y despreservación
- Misceláneos
- Reemplazo de conjuntos de la estructura, accesorios y componentes mayores.
- Historial operacional.

4.8 Programa de Capacitación

La calidad del trabajo ejecutado se puede mantener y mejorar solo por medio de un programa de capacitación en el trabajo cuidadosamente planeado y que sea adecuado.

Además del mejoramiento en la calidad del trabajo, tales programas son factores definitivos para mejorar la moral del trabajador. Cada trabajador adopta una mejor actitud hacia su trabajo si está convencido de que su jefe se interesa por su bienestar. La mayoría de ellos están deseosos de aprender más sobre su trabajo, si disponen de un programa de capacitación en el trabajo interesante y que valga la pena.

Anualmente se presenta el cuadro de requerimiento para cursos tanto en la Institución o fuera de ella, ya sea cursos de familiarización, de entrenamiento y de capacitación, (ver anexo G).

Asimismo se debe dar cumplimiento las calificaciones exigidas por la Dirección General de Aviación Civil, (ver anexo H).

Estos cursos pueden ser de tipo regular o especial, Veamos un ejemplo:

Curso: Familiarización en el helicóptero SH-3D.

Costo por alumno: \$169.23

Duración : 30 días

Nivel educativo: Entrenamiento

Cargos a desempeñar: Especialista de línea en helicópteros SH-3D

Objetivos: Aplicar las técnicas procedimientos para un óptimo desempeño de las labores técnicas que su especialidad compete en el helicóptero.

Requisitos: Ostentar la calificación de electricista de aviación

Calificación: Certificados y diplomas otorgados por la Dirección de Instrucción.

Descripción del curso:

Teoría - 149 horas

Prácticas - 26 horas

Facilidades y servicios:

Aulas Aeronaves

Talleres para prácticas

Asignaturas actualizadas.

Conocimientos generales del helicóptero

Cabina, Sistemas eléctricos del helicóptero

Instrumentos y sistemas

Sistemas de comunicaciones

Sistemas ASE

4.9 Plan de Implementación de las Oportunidades de Mejora

En aeronáutica estamos siempre interesados en el mejoramiento de métodos y procedimientos tanto administrativos como operativos.

La corrección de deficiencias en el trabajo y asegurarse de que las normas establecidas funcionen, es la preocupación de todos los días; pero si el sistema no funciona por el mejor control que tenga, entonces es allí donde empieza las siguientes preguntas:

¿Para mejorar el sistema de mantenimiento cual debe ser el cambio?

¿Cuáles son los problemas principales para efectuar mantenimiento con mayor eficiencia a menor costo?

¿Es necesario modernizar los conceptos de relaciones humanas?

Estas y muchas otras nos preguntamos cuando se encuentra condiciones insatisfactorias en el trabajo o al ver una relación larga de deficiencia como enumeramos algunas.

- Deficiencias en la adquisición del material, herramientas y equipos, que han causado o contribuido a un accidente, incidente o contratiempo, por contar con un proceso lento y los cortos tiempos disponibles para la entrega de los requerimientos no garantizan establecer contacto con los proveedores más idóneos que garanticen el nivel de calidad-costo-garantía adecuado.

Adicionalmente muchas veces el equipo técnico que evaluaba las adquisiciones no cuenta con la experiencia necesaria y el apoyo legal para la redacción de los contratos o deslindar responsabilidades por falla del material.

- Deficiencias encontradas en las publicaciones técnicas incluyendo los manuales técnicos de instrucción, de operación, publicaciones relacionadas con los periodos y normas de inspección o instrucciones sobre procedimientos de mantenimiento.
- Lesiones o daños a la propiedad o al personal que labora.
- El fabricante ha dispuesto un sistema de mantenimiento calendario y horario. En la institución todas las inspecciones se han realizado calendariamente, pues las aeronaves vuelan en un promedio de 25 horas mensuales siendo considerablemente bajo las horas de vuelo efectuadas comparadas con las horas de vuelo establecidas para cada Inspección, por lo que el costo de horas de vuelo se incrementan poniendo de manifiesto que no es el adecuado el sistema de mantenimiento empleado.
- Asimismo en los últimos años se ha descuidado la capacitación de los especialistas, y es en ellos en quien recae la responsabilidad de las inspecciones y establecer el material que se requiere para las mismas.
- En el servicio de ingeniería electrónica (taller de mantenimiento y reparaciones), no cuenta en los talleres con una implementación adecuada en equipos, manuales y una adecuada distribución.

Por lo tanto se debe incluir o cambiar algunas de nuestras propuestas:

- a) Modificar las inspecciones calendarias que manda el fabricante a inspecciones horarias de acuerdo al cuadro que se muestra.

Sistema de mantenimiento propuesto:

Código	Tipo de Inspección	Frecuencia		tolerancia	Tiempo estimado
		Horario	Calendario		
A	364 días		1 año	01 día	02 días
B	182 días		6 meses	01 día	01 día
C	FASE A	25horas		5 horas	01 día
D	FASE B	50 horas		5 horas	01 día
E	FASE C	100 horas		10 horas	05 días
F	FASE D	250 horas		10 horas	05 días
G	FASE E	500 horas		20 horas	05 días
H	FASE F	1000 horas		20 horas	30 días

Los códigos A y B solo serán empleados si la aeronave se encuentra en para y no efectúa vuelos por periodos largos y por no estar en exposición salina que es la causa de mayores desgastes.

Los códigos C hasta H se emplearan para todas las aeronaves operativos y en servicio, según el cuadro cada 25 horas de vuelo se deberá efectuar la misma Inspección adicionando de acuerdo a las cartillas que correspondan a 50 horas, 100 horas, 250 horas de vuelo.

Las cartillas de inspecciones calendarias serán modificadas de la siguiente manera:

De 14 y 28 días a 25 horas.

De 56 días a 50 horas.

De 112 días a 100 horas.

De 224 días a 250 horas

A 1000 horas de vuelo se realizarán un overhaul integral a todos los sistemas, la aeronave efectúa vuelos anuales por debajo de 280 horas por lo que aproximadamente cada 3 años se realizará esta Inspección.

Por lo tanto con esta modificación se logrará mejorar las deficiencias en el sistema de mantenimiento tanto económico como mejorar el tiempo de operatividad de los equipos y sistemas eléctricos (costo - beneficio).

Por lo que se elevará a la junta técnica para lograr la viabilidad Técnico – Operacional.

- b) Se debe actualizar los manuales y cartillas de inspección de acuerdo a experiencias y aprobación correspondiente por la comisión prescrita en el capítulo 4.3.

Confeccionar las planillas de inspecciones en la que listen los elementos o ítems de control mientras realiza la inspección.

El sistema que se adopta en una inspección inicial este dividida en dos partes:

- 1- Inspecciones de Rutina.- Consiste en un examen visual o chequeo de los dispositivos, componentes y sistemas sin desmontar los mismos
- 2- Inspecciones Detalladas.- Consiste en un examen completo de los dispositivos, componentes y sistemas con su desmontaje como sea necesario.

- c) Se debe realizar una buena selección del personal idóneo para desempeñar cargos en aviación, de acuerdo al nivel de eficiencia obtenida (ver anexo J).

Los niveles de eficiencia podemos dividir en cuatro grupos:

- 1- Extremadamente limitado.
- 2- Parcialmente eficiente.
- 3- Competente.
- 4- Sumamente Hábil.

El éxito de una organización depende grandemente de las capacidades de las personas que componen su plana mayor, y es importante que exista la cantidad correcta de especialistas en cada área, para alcanzar el objetivo.

d) Se debe modernizar el control de la calidad en el trabajo ya que por diversos motivos los supervisores descuidan o desatienden una orientación apropiada.

Cualquier especialista, al asignarle un nuevo trabajo, tiene oscuridad de saber que es lo que va a hacer, como lo va a ejecutar, para quien va a trabajar y numerosas otras preguntas de naturaleza similar.

La orientación del nuevo personal implica mucho más que el conocimiento del trabajo que se va a ejecutar y todos los otros factores que contribuyen a su terminación exitosa, (ver anexo I).

El sistema de control de calidad podemos dividir en cuatro grupos:

1- Control de nuevo proceso de mantenimiento:

Implica el establecimiento y la especialización de un costo razonable de la calidad, costo de ejecución y estándares que garanticen la confiabilidad en el proceso, eliminando posibles orígenes de fallas antes de iniciar el proceso de mantenimiento.

2- Control de recepción del material:

Comprende la recepción la inspección y el almacenamiento a niveles de los más económico y solo de aquellas partes cuya calidad concuerda con las especificaciones requeridas.

3- Control del proceso del mantenimiento:

Comprende la operación de controlar en el momento del proceso y del control del servicio en las operaciones de vuelo, de tal manera que las

desviaciones con relación a las especificaciones de calidad puedan dar lugar a correcciones antes de que sean puestos en servicio.

4- Estudios especiales del proceso:

Comprende investigaciones y pruebas a fin de localizar las causas de los procesos de ejecución mal aplicados y determinar la posibilidad de mejorar las características de calidad.

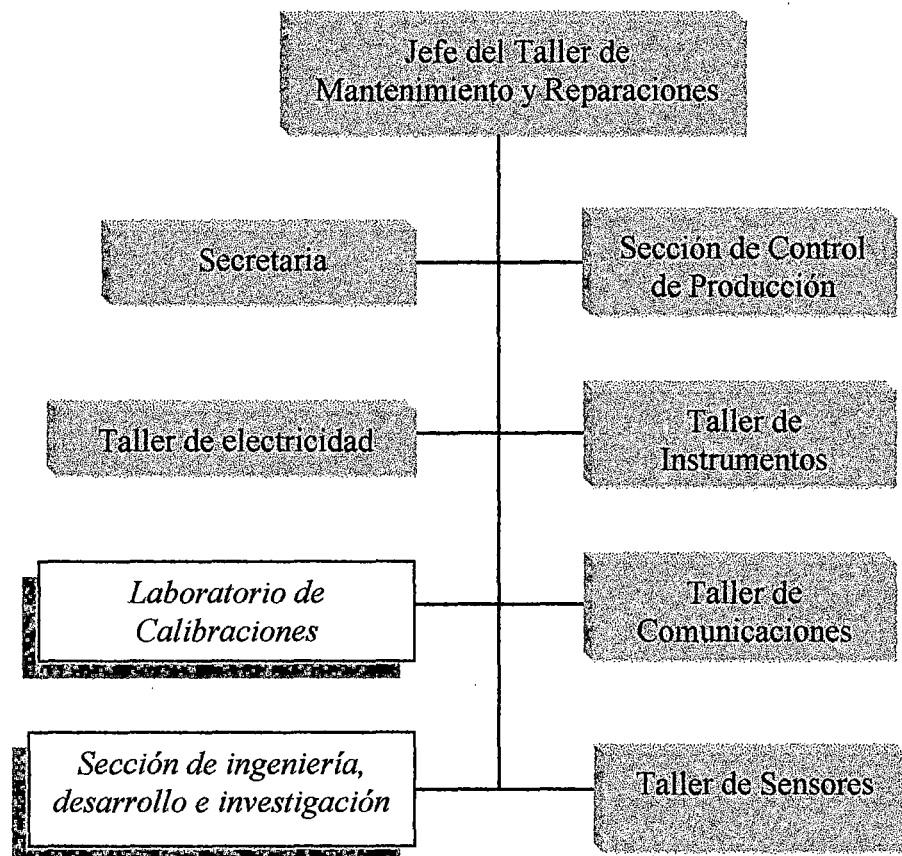
Es importante seleccionar al personal de acuerdo al nivel de trabajo que se ejecuta, de acuerdo a su capacitación y experiencia. En cada nivel debe existir personal con mayor grado de preparación para realizar el control y exigir calidad en el trabajo tanto en el proceso como al término para su certificación respectiva.

- e) El plan de adiestramiento debe ser de acuerdo a los avances de la tecnología. Para lo cual el personal deberá ser enviado al exterior a recibir capacitación directa de los fabricantes (ver cuadro del plan de adiestramiento).
Todo personal de mantenimiento tanto gerencial, Ingeniero y técnico debe estar continuamente actualizado y el apoyo a su adiestramiento debe ser permanente, se debería tomar examen por lo menos dos veces al año para así ascender al nivel siguiente si es necesario.
- f) El sistema de abastecimiento urgente y las relaciones con los fabricantes y proveedores sea más eficiente, contando para ello una sección que se dedique a las estadísticas en costo, tiempo de entrega y calidad del material.
- g) La implementación de sección de Ingeniería, Desarrollo e Investigación se realizará teniendo en cuenta la necesidad de obtener piezas y partes de los equipos a reparar con proyecciones a fabricar equipos eléctricos y electrónicos

aeronáuticos, contando para ello con profesionales en el campo de ingeniería altamente capacitados y con amplia experiencia en la modernización e integración de sistemas de aviónica en aeronaves.

En el área de calibración se requiere un laboratorio que cuente con patrones Eléctricos y electrónicos y de física dimensional con trazabilidad a patrones internacionales conocidos para que certifiquen la precisión de los mismos.

Organigrama propuesto para el taller de mantenimiento



Plan de Adiestramiento para el Sistema de Mantenimiento.

Nº	Nombre del Curso	Objetivo
1	Mantenimiento de campo nivel I	Capacitar al Especialista para mantener en óptimo estado de alistamiento de aeronaves.
2	Mantenimiento de campo nivel II	Capacitar Personal de Mantenimiento.
3	Mantenimiento de campo nivel III	Capacitar Personal de Mantenimiento.
4	Fabricación de Piezas en fibra de vidrio	Capacitar Personal de Mantenimiento.
5	Batería de Niquel-Cadmio.	Capacitar al especialista para mantenimiento de baterías.
6	Mantenimiento Gerencial	Proporcionar métodos y técnicas para cumplir responsabilidades administrativas de mantenimiento.
7	Mantenimiento de Equipos eléctricos clase I, II.	Calificar y perfeccionar en mantenimiento y preservación.
8	Perfeccionamiento en Aviónica	Actualizar y perfeccionar en técnicas avanzadas en mantenimiento de equipos electrónicos.
9	Corrosión en Aeronaves	Actualizar y perfeccionar en técnicas avanzadas de control de corrosión.
10	Supervisores en seguridad Aeronáutica	Calificar como supervisor y asesor de investigación de accidentes aéreos.
11	Familiarización en Indicador de Curso.	Calificar al especialista de electrónica en Indicador de curso.
12	Familiarización en sistema giroscópico.	Calificar al especialista en sistema giroscópico.
13	Sistema eléctrico e Instrumentos	Calificar al especialista en Sistema eléctrico e Instrumentos
14	Electricista de helicóptero en mantenimiento y overhaul.	Calificar al especialista en electricidad durante el overhaul.
15	Supervisor en mantenimiento de aeronaves	Calificar al especialista en la supervisión en mantenimiento.
16	Mantenimiento de equipos de apoyo en tierra.	Calificar al especialista de Mantenimiento
17	Mantenimiento de generadores.	Calificar al especialista en mantenimiento de generadores.
18	Chequeo y reparación de harnes y cableado.	Calificar al especialista de mantenimiento.
19	Mantenimiento en sistema control automático de vuelo.	Calificar y perfeccionar en mantenimiento de control automático de vuelo.

20	Curso básico en reparación de helicópteros.	Habilitar al personal para mantenimiento intermedio de helicópteros.
21	Curso avanzado en reparación de helicópteros para supervisores.	Calificar al personal de inspección, supervisión de mantenimiento.
22	Técnicas avanzadas de circuito digital	Calificar al personal de electrónicos.
23	Sistemas de instrumentos de aviónica	Calificar al personal de mantenimiento
24	Programa integral de soldadura	Capacitar al personal de mantenimiento
25	Programa integral de electrónica digital	Capacitar al personal de mantenimiento
26	Programa integral en mantenimiento de electrónica industrial	Capacitar al personal de mantenimiento
27	Especialización en automatización industrial	Capacitar al personal de mantenimiento
28	Programa integral de mandos hidráulicos.	Capacitar al personal de mantenimiento
29	Administración de almacenes y control de existencias.	Mantener en óptimo estado de alistamiento los almacenes.
30	Mantenimiento de sistema de comunicaciones.	Capacitar al personal en mantenimiento de equipos de comunicación.

V. ANALISIS Y MEJORAMIENTO EN INSPECCION, MANTENIMIENTO Y REPARACION DE LOS SISTEMAS

En este capítulo analizamos las acciones que debieran tomarse para lograr mantener en el futuro la operatividad de los helicópteros SH-3D.

Existen dos razones principales para realizar un sistema adecuado de inspecciones que son:

- a) Asegurar la seguridad de la tripulación y pasajeros.
- b) Contribuir a un mejor mantenimiento preventivo en la cual se asegura una alta confiabilidad y reduce el tiempo de para de la aeronave.

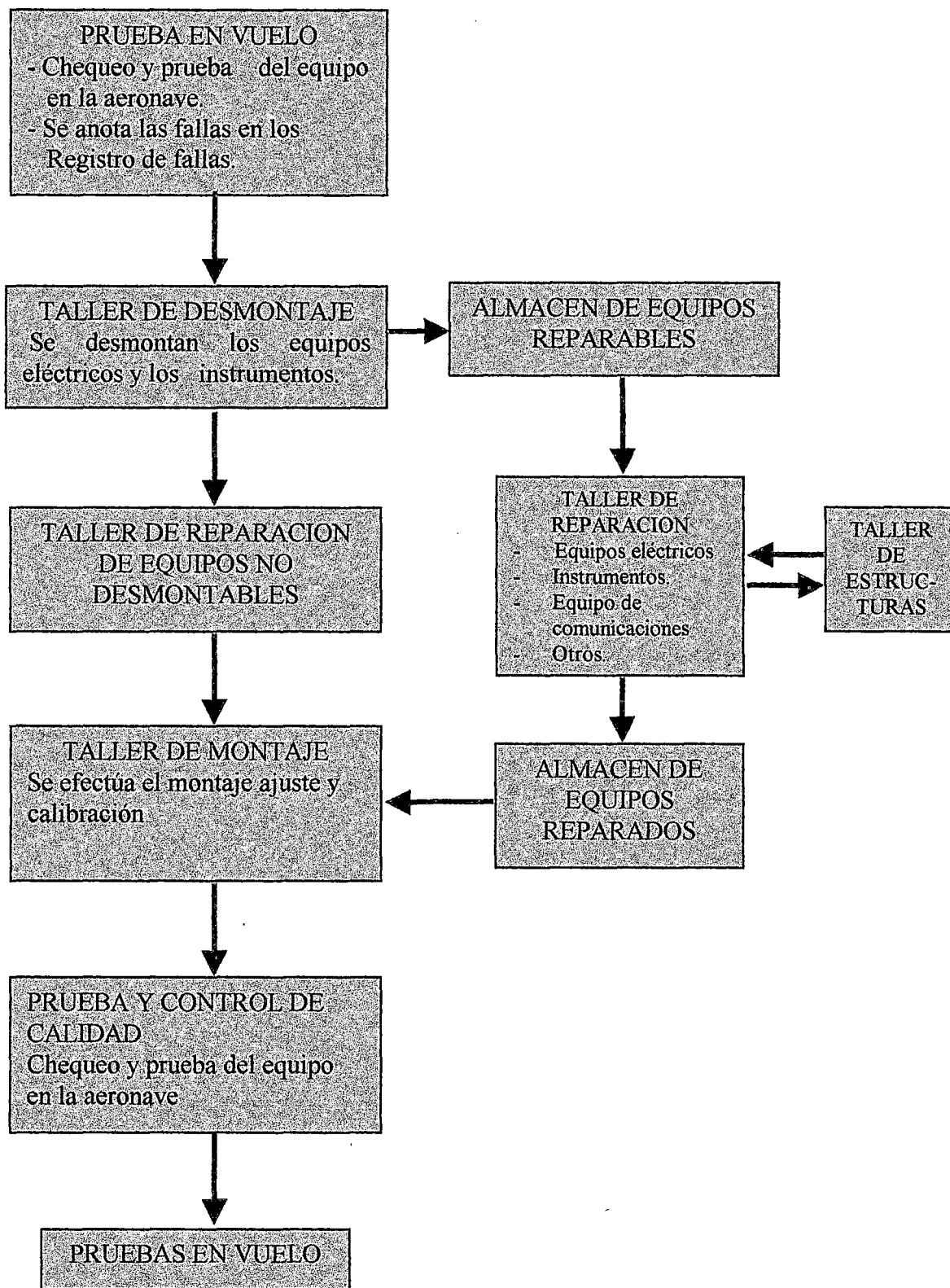
La seguridad de la tripulación y del pasajero depende no solo del correcto funcionamiento de todos los componentes y sistemas sino también de que todos los componentes, conjuntos y sistemas estén asegurados en sus lugares respectivos. La vibración tiende a causar la pérdida de torque, de las tuercas la cual afloja los componentes de sus lugares, por lo tanto se deberá aplicar o prevenir la correcta aplicación de los procedimientos de seguridad.

Un proceso lógico para la determinación de las causas del defecto de un sistema, es importante proporcionar una descripción de uno de los procesos que puedan ser aplicados.

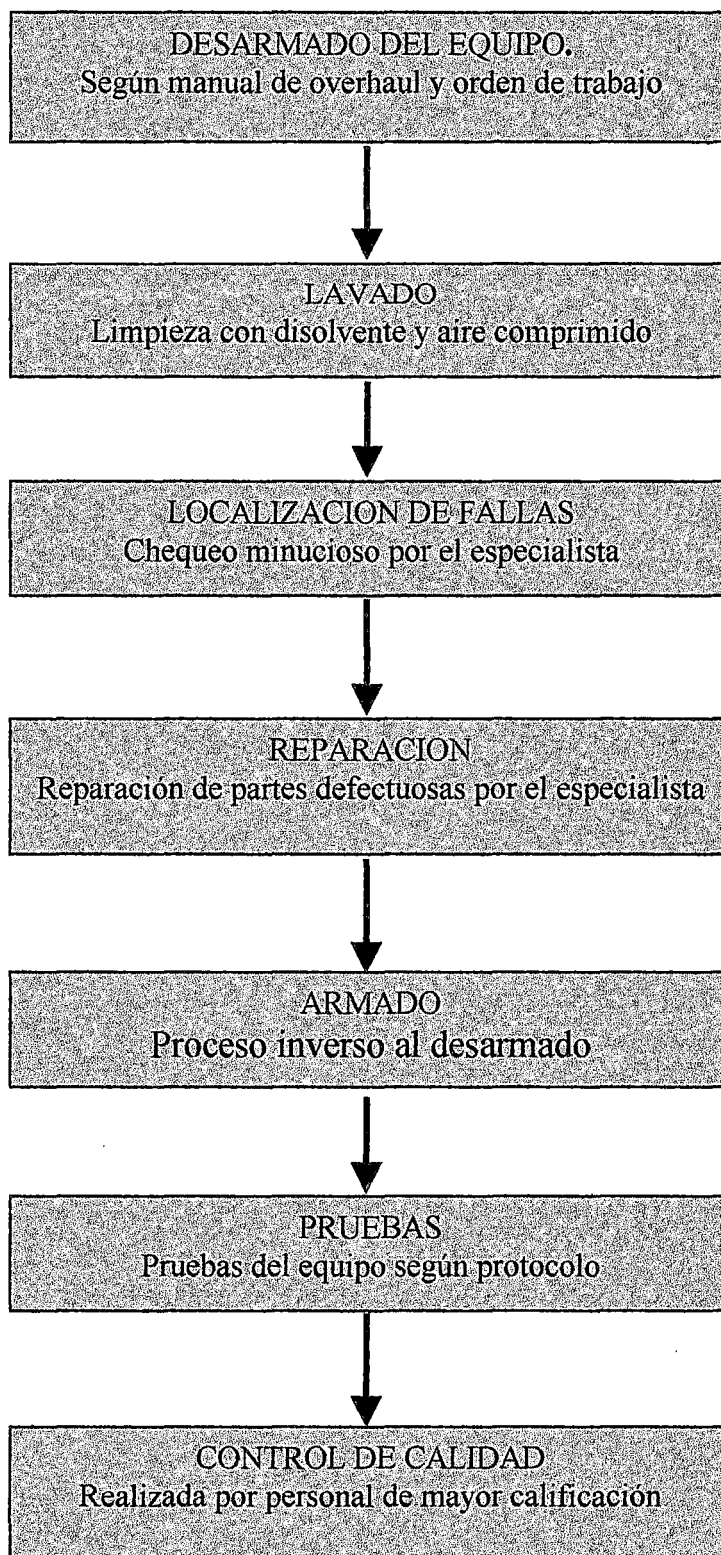
- Recolección de información.
- Identificar y registrar los malos funcionamientos es importante para realizar y obtener en el menor tiempo posible las soluciones.

El análisis para un mantenimiento preventivo se debe realizar mediante un examen visual y auditivos y el uso de equipos de prueba; se debe examinar las

FLUJOGRAMA PARA EL PROCESO DE REPARACIÓN DE LOS EQUIPOS ELECTRICOS EN LA AERONAUTICA



FLUJOGRAMA DEL EQUIPO ELECTRICO EN EL TALLER DE REPARACIÓN



piezas para ver si existen desgastes excesivos u otras condiciones que produzcan desviación de las especificaciones técnicas, usando para ello micrómetro y calibrador de laminas, si es necesario quitar, reparar o reemplazar algunos componentes del equipo.

En mantenimiento las responsabilidades técnicas del especialista son muchas porque incluyen conocimiento, posesión de ciertas habilidades, eficiencia en la aplicación del conocimiento, pericia y eficiencia en la habilidad misma.

A esto agregamos la responsabilidad de mantenerse al día en lo relativo al nuevo equipo, modificaciones, métodos de mantenimiento y de reparación, herramientas y equipos de prueba.

En el siguiente flujograma se muestra el proceso de reparación de los equipos eléctricos en aeronáutica desde las pruebas que se realizan en las aeronaves hasta el retorno del taller de reparaciones.

Luego se muestra el proceso de la reparación de los equipos que estará distribuida por etapas que sigue un proceso ordenado en el taller de reparación, desde que el equipo es recibido del almacén de equipos por reparar hasta entregar al almacén de equipos reparados.

5.1.- Sistema de Alimentación de Corriente Alterna y Corriente Continua.

Los generadores que se emplean en este tipo de aeronaves refleja los últimos avances en diseños de generadores de corriente alterna ya que ellos ofrecen la doble ventaja de un menor mantenimiento y una disminución de interferencias de radio frecuencias.

Las técnicas de mantenimiento preventivo y de inspección horaria conservan y prolongan la vida de la maquina; este tipo de maquina requiere lubricación y chequeo horario. Por lo tanto la inspección se constituye como un factor importante para prolongar la vida de la maquina y no se debe pasar por alto ningún detalle.

Las averías pueden ser mecánicas y/o eléctricas, después de su evaluación se definirá que trabajos puede realizarse, para lo cual se deberá desmontar la maquina en forma total.

La finalidad de este análisis es contribuir a los especialistas a que se logre efectuar reparaciones mayores a las maquinas estáticas y rotativas como componente de la aeronave.

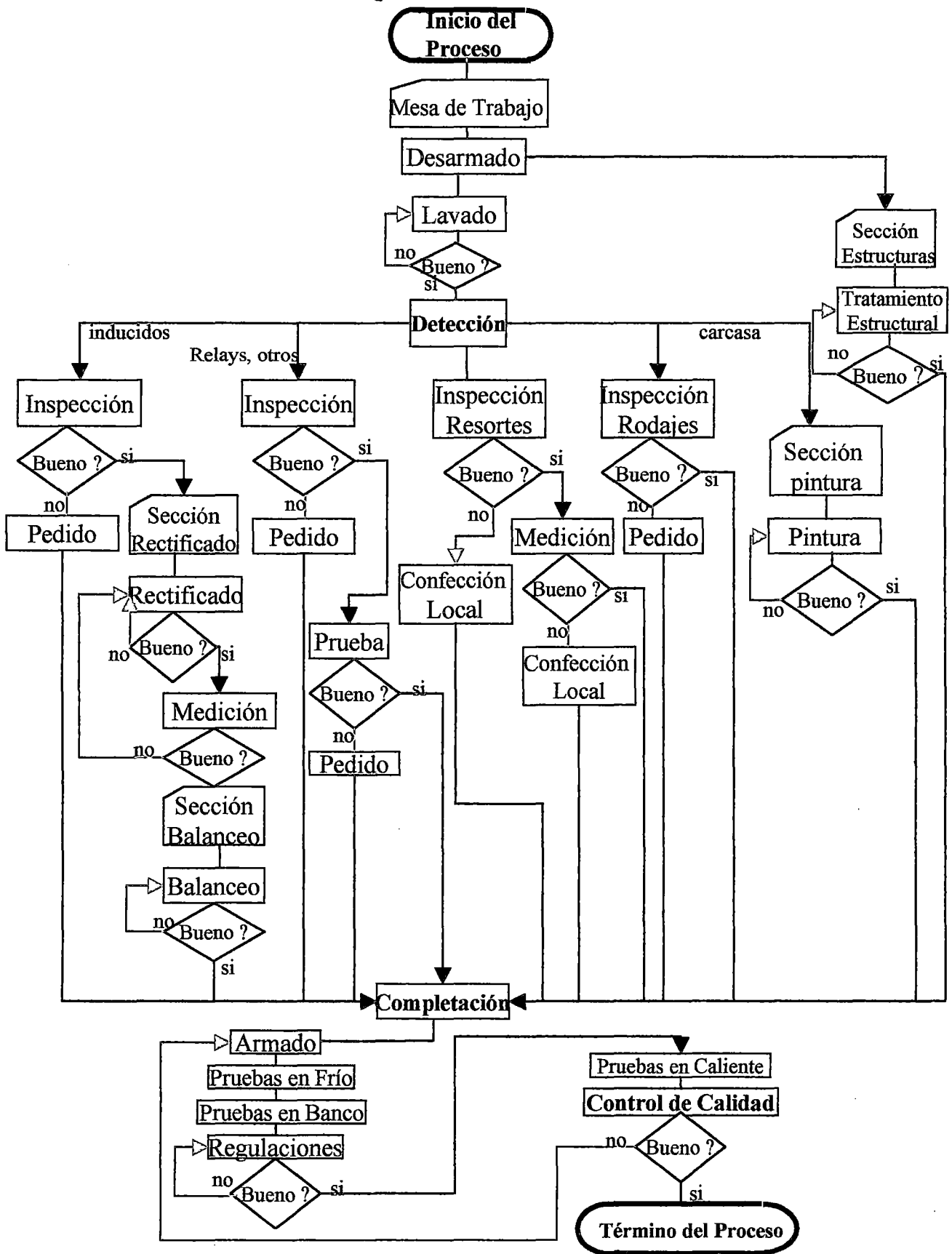
Durante el proceso de reparación, las piezas y componentes que integran un equipo son sometidos a un examen riguroso de la rugosidad de superficie u otros defectos (eléctricos, mecánicos, químicos, etc.), siendo necesario que se tomen para ello decisiones sobre el estado de cada unidad si se encuentran en la posibilidad de seguir adelante con el proceso de reparación o detenerse con la finalidad de ser reemplazado por otra unidad similar.

Durante el proceso de reparación los componentes eléctricos son sometidos a diferentes tipos de procesos, como tratamiento mecánico a los inducidos,

restablecimiento del recubrimiento de los componentes, protocolo o pruebas eléctricas.

Detallamos en el siguiente flujograma la toma de decisiones que se requiere hacer para efectuar una óptima reparación y mantenimiento de los equipos de mayor importancia.

TOMA DE DECISIONES EN MANTENIMIENTO Y REPARACIÓN DE MAQUINAS ELECTRICAS



Durante el proceso de reparación se tendrá en cuenta el cronograma de actividades que se proyecta al inicio de trabajo cada cronograma de trabajo se elaborará de acuerdo al trabajo a realizar.

En el siguiente cuadro se muestra como ejemplo las actividades a realizar en el proceso de reparación de un generador de corriente alterna.

Cronograma de trabajo para efectuar reparaciones del generador de corriente alterna.

ACTIVIDAD	DIAS UTILES				
	1°	2°	3°	4°	5°
- Recepción del equipo	-				
- Selección de herramientas comunes y especiales	-				
- Desarmado	-				
- Limpieza con aire comprimido	-				
- Lavado	-				
- Almacenaje	-				
- Selección de aparatos de medición		-			
- Inspección de inducidos, rodajes, resortes, ejes, etc.		-			
- Mediciones con tolerancias		-			
- Solicitud de rectificado, balanceo		-			
- Almacenaje		-			
- Selección de aparatos de medición			-		
- Inspección de relés, diodos, cuerpo, etc.			-		
- Mediciones con tolerancias			-		
- Solicitud de pintado y galvanizado			-		
- Almacenaje			-		
- Recepción de los elementos para la completación				-	
- Selección de herramientas y materiales misceláneos				-	
- Armado de equipo				-	
- Almacenaje				-	
- Selección de aparatos de medición					-
- Pruebas en frío					-
- Instalación en el banco de prueba					-
- Pruebas en caliente					-
- Prueba de balanceo, de chisporroteo					-
- Prueba según protocolo (vacío y con carga)					-
- Conservación y embalaje					-

Observaciones: la secuencia de la actividad prescrita se realizará siempre y cuando se tenga todos los elementos necesarios (personal capacitado disponible, herramientas, repuestos, material misceláneo, banco de prueba, etc.)

Para efectuar mantenimiento o reparaciones mayores a los generadores creemos conveniente dividir las pruebas o ensayos en dos partes:

- pruebas en proceso (para reparaciones)
- pruebas finales (para todas las maquinas rotativas en general).

Antes de realizar las pruebas de proceso se deberá constatar que se cumpla con los requerimientos de la orden de trabajo, tal como:

- Forma constructivas.
- Polaridad, tensión y frecuencia correcta.
- Número de terminales.

a) Medición de la resistencia:

Teniendo el generador completamente desconectado hacer las mediciones de la resistencia de cada una de las fases Estator principal, así mismo hacer la medición de la resistencia de los arrollamientos del rotor principal.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla (1).

TABLA 1.- Medida de la resistencia Ohmica.

DEVANADO	TERMINALES	Rfases ♦	Rfase ♦♦	Tamb.°C
Estator Principal	L1-L4	0.2Ω		22
	L2-L5	0.2Ω		
	L3-L6	0.2Ω		
Rotor principal	R1-R2	1.0Ω		
Estator excitatriz	EE1-EE2	2.7Ω		
Rotor excitatriz	RE1-RE2	0.2Ω		
	RE2-RE3	0.2Ω		
	RE3-RE1	0.2Ω		

- ♦ utilizando el ohmímetro.
- ♦♦ utilizando fuente DC. e instrumento
 $[(R_{mayor}/R_{menor})-1]100 < 5\%$.

b) Prueba de aislamiento:

Permite comprobar que el bobinado tenga sus fases aislada suma de otras así mismo los arrollamientos y masa(carcasa) estén aislados.

Tomar lectura al instrumento y llenar la tabla 2.

Tabla 2.- Prueba de aislamiento:

Devanado	Terminales	Resistencia megohmios	Instrumento Utilizado
Estator Principal	L1-L2	>100	Megometro digital
	L2-L3	>100	
	L1-L3	>100	
	L1,L2,L3-masa	>100	
Rotor principal	R1-masa	>100	
Estator excitatriz	EE1-masa	>100	
Rotor excitatriz	RE1-masa	>100	

c) Prueba de rigidez dieléctrica:

Mide la capacidad dieléctrica de los materiales aislantes.

Tomar lectura al instrumento y llenar la tabla 3.

Tabla 3.- Rigidez dieléctrica (tensión aplicada):

Devanado	Terminales	V° B°	Observación
Estator principal	L1,L2,L3-masa		
Rotor principal	R1-masa		
Estator excitatriz	EE1-masa		
Rotor excitatriz	RE1-masa		

Tensión aplicada es:

$$T_{plena} = 1+2V \text{ (Kv)}$$

$$V = \text{Tensión nominal}$$

Tiempo mínimo = 1 minuto.

d) Prueba de polaridad del rotor principal y estator de la excitatriz:

Constata que las conexiones internas sean bien realizadas.

Tomar lectura al instrumento y llenar la tabla 4.

Tabla 4.- prueba de polaridad.

Devanado	Terminales	Nº cambios	Observaciones
Estator principal	Conexión especial		
Rotor principal	R1-R2		
Estator excitatriz	EE1-EE2		
Rotor excitatriz	Conexión parcial		

e) Prueba de caída de tensión en corriente directa:

Consiste en alimentar a los arrollamientos del rotor principal desconectando de cualquier otro circuito una fuente de corriente continua reducida y constatar que la caída de tensión en cada polo sean iguales.

La máxima tensión de corriente directa a utilizarse será de 80% Voltaje nominal.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 5.

Tabla 5.- prueba de caída de tensión AC/DC.

Devanado	Terminales	Voltios DC.	Voltios AC.	Vº Bº
Rotor principal	R1-R2			
Estator excitatriz	EE1-EE2			

f) Prueba de la impedancia estática:

Se realiza para verificar la correcta conexión interna de los arrollamientos y constatar los niveles permisibles de la corriente magnetizante.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 6.

Tabla 6.- prueba de la impedancia:

Devanado	Terminales	V (voltios)	I (amperios)	Z (ohmios)
Estator principal	L1-L4	<i>E</i>	55	
	L2-L5	<i>E</i>	55	
	L3-L6	<i>E</i>	55	
Rotor excitatriz	L1-N	<i>E</i>	55	
	L2-N	<i>E</i>	55	
	L3-N	<i>E</i>	55	

$$V(\%) = E/V_{\text{nominal}}$$

$$10\% < V\% < 20\%$$

g) Prueba de vacío:

En esta prueba el circuito trifásico del estator tiene que estar completamente libre (no debe tener ninguna carga eléctrica), en nuestro caso el eje del generador deberá permanecer acoplado al eje del motor de corriente continua.

Con este ensayo se podrá hallar las pérdidas en el núcleo y las corrientes magnetizantes.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 7.

Tabla 7.- Prueba de Vacío:

V.linea (voltios)	I.excit. (amperios)	V.excit. (voltios)	Velocidad (RPM)	P.núcleo (watts)

h) Prueba de cortocircuito:

Los pasos a seguir son los siguientes:

1.- El eje del generador debe estar acoplado al eje del motor primo para garantizar que la armadura esté girando a sus RPM nominales.

2.- Teniendo el circuito de excitación desconectado del circuito del rotor principal instalar en los cables correspondientes a cada línea de salida del estator principal un amperímetro adecuado (para medir la corriente de placa del generador) y poner en cortocircuito al estator principal uniendo los cables de salida del generador líneas RST.

3.- Utilizando una fuente de 0-30 voltios de corriente directa regulable hacer la conexión directa al circuito del rotor principal en estas condiciones ir incrementando el valor de la fuente hasta llegar a obtener una corriente de línea máxima ($I_{nominal}$).

controlar que los amperímetros instalados estén dentro su rango de utilización.

Teniendo en cuenta que esta prueba es muy especial y delicada antes de llevarlo a cabo analizar si la instrumentación existente es la adecuada para obtener los resultados buscados.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 8.

Tabla 8.- Prueba de cortocircuito.

I1 (Amp.)	I2 (amp.)	I3 (amp.)	I.excit. (amp.)	V.excit (volt.)	P.cobre (watts)	Cos ϕ

i) Prueba de calentamiento(prueba con carga):

- j) Durante esta prueba el generador deberá tener una carga constante y con fines de prueba, las cargas del generador serán los bancos de resistencia, inductancia y capacitancia.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 9

Tabla 9.- prueba de calentamiento(prueba con carga)

Tiempo (hora)	Vlinea	Pact	I1 Amp.	I2 Amp.	I3 Amp.	S V-A	Cosφ	Temp.°C			RPM
								Rod	Card	Amb.	

Herramientas para la prueba:

- 01 Voltímetro digital
- 03 Amperímetro digital
- 02 Termómetros 180°
- 01 Termómetro digital 300°
- 01 Sistema de freno.

- k) Prueba de sobrevelocidad:

Variando la velocidad del motor primo por encima de la nominal del generador analizar el comportamiento hasta 1.20 V. nominal del generador.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 10.

Tabla 10.- Análisis vibracional.

Desviación	Ubicación		Nivel mm/seg.
Axial	Escudo L.A.		
	Escudo L.O.A.		
	L.A.	izquierda	
		Derecha	
	L.O.A.	Izquierda	
		derecha	

l) Prueba de nivel de potencia sonora dB(A).

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 11

Tabla 11.- Nivel de potencia sonora dB(A).

Potencia (Kw)	Velocidad (RPM)	Grado Protección	DB(A)

m) Prueba de dispositivos de seguridad.

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 12

Tabla 12.- Prueba de dispositivos de seguridad.

Equipo	Especificar las pruebas de contraste realizadas
Protectores térmicos	
Relés térmicos	
Potencia inversa	
Frecuencímetro	
Cosfímetro	

n) Prueba de tensión AVR (Regulador automático de Tensión).

Tomar lectura a los instrumentos y llenar la tabla 13.

Tabla 13.- prueba de tensión AVR.

Regulación	V. línea VRS	V. línea VRT	V. línea VST	desviación
Máxima				
Nominal				
Mínima				
Realizar las pruebas al 80% P.nominal.				

El siguiente cuadro muestra los parámetros del generador de corriente alterna.

- Voltaje Regulado (línea a neutro) (Regulado a 115 Voltios)	120 VAC
- Voltaje Regulado (línea a línea) (Regulado a 200 Voltios)	208 VAC
- Corriente regulado	69.5 Amp
- Corriente básica de Prueba	55.5 Amp
- Carga Regulada	25 KVA
- Carga Básica de Prueba	20 KVA
- Factor de potencia	0.8
- Factor de Potencia Básico Para Prueba	0.75
- Fases	3
- Frecuencia	380 a 420HZ
- Rango de Velocidad	7600 a 8400RPM
- Sobre Velocidad	11,000 RPM
- Diámetro de Circulina	5"
- Eje Impulsor	16'
- Peso	49.16 libras (Aprox.)

5.2.- Sistema de Iluminación:

Las cartillas de inspección y mantenimiento emitidos por el fabricante, lo que respecta a iluminación, no determina ningún procedimiento, solo se efectúan inspección por condición.

A continuación se recomienda algunos detalles que se deberá tener en cuenta al inspeccionar lo concerniente al cableado eléctrico en general, para efectuar el cambio:

- El cableado que ha estado sometido a rozaduras o deshilachamientos que ha estado dañado gravemente o que se sospecha que los daños han penetrado el aislamiento primario.
- El cableado en el cual el aislamiento exterior está quebradizo hasta el punto que la más leve presión hace que se raje.
- El cableado que tiene el aislamiento exterior rajado por acción de la impedancia.
- El cableado que se sabe que ha estado expuesto a ácido de batería o en el cual el aislamiento parezca estar o se sospecha que esté en un estado inicial de deterioro debido a efectos de ácido de batería.
- El cableado que muestra señales de sobrecalentamiento, aunque sea en pequeño grado, no distinguible en el aislamiento exterior.
- El cableado en el cual el aislamiento se haya saturado de aceite de motor, lubricantes del tren de aterrizaje o fluido hidráulico.
- El cableado que presente señales de haber sido aplastado o gravemente retorcido.

- El cableado blindado en el cual el protector metálico esté rasgado o corroído.
- El cableado que muestre señales de rotura, rajadura, sucio o humedad en las mangas plásticas colocadas sobre los empalmes de los alambres o los bornes terminales.
- Las secciones de cable en que haya empalmes a distancias menores de 3 metros.

Si se realiza una buena inspección en los cableados y mantenimiento adecuado con el material necesario está asegurado su óptima operación en diferentes sistemas eléctricos.

Por lo tanto se deberá verificar de acuerdo a un listado de procedimientos del anexo K.

5.3.- Sistema giroscópico

El sistema giroscópico es uno de los más complejo en lo que respecta a mantenimiento y reparación en Aeronáutica. Para efectuar el mantenimiento en el taller se requiere bancos de prueba, herramientas especiales y material de primera calidad.

La institución no cuenta con un banco de prueba que pueda garantizar la reparación eficiente del mencionado sistema.

Por tal motivo se realizaron cotizaciones en el mercado extranjero (fabricante del sistema), para una posible adquisición de los bancos de prueba. Pero por diversos motivos y su alto costo (costo aproximado \$ 150 000) no se llevo a cabo hasta la actualidad.

Por ello se plantea implementar un banco de prueba del sistema de actitud (pitch y roll) y heading (curso) con un presupuesto moderado (costo total \$ 41 900) y un sistema eficiente con toda la garantía del caso.

Implementación del banco de prueba del Attitude Heading system.

El propósito del banco de prueba es usar conjuntamente con un osciloscopio, multímetro digital, cronómetro digital, estroboscopio y una válvula de flujo para efectuar las pruebas de performance, detectar fallas y reparar los giros verticales modelos 332D-11T, 1080Y; asimismo los giros direccionales modelos C14A, 332E-4, fabricados en los EE.UU. de Norte América por las compañías Sperry, Collins y Lear Siegler.

Este banco de prueba estará compuesto por los siguientes equipos y accesorios:

- 01 Remote Attitude Indicator
- 01 Course Indicator
- 01 RMI Servo Amplifier 341C-1
- 01 Unidad de interconexión modelo DR45
- 01 Anunciador Compas
- Cable de alimentación
- Cable de interconexión con las unidades a probarse.

Los equipos requeridos para ser usados con el banco de prueba Attitude Heading system y que no son parte del mismo son:

- Flux valve modelo 323-2G o similar
- Osciloscopio Tectronix 2236 o similar
- Estroboscopio
- Multímetro digital Fluke 87 o similar

- Cronómetro digital
- Meghommeter modelo 1863 o similar

Las especificaciones físicas y eléctricas del banco de prueba Attitude Heading sistema son los siguientes:

Cuadro de especificaciones del banco de prueba:

CARACTERISTICAS	ESPECIFICACIONES
Físicas	
Altura	47.30 Cm.
Ancho	64.80 Cm.
Profundidad	41.30 Cm.
Peso	8.00 Kg.
Color panel	Negro
Eléctricas	
Energía requerida	115Vac. rms.±5%, 400 ± 20Hz., 3 fases, 1Amp.max. 28Vdc. ±1Vdc, 1Amp. Max.
Ciclo de trabajo	Continuos

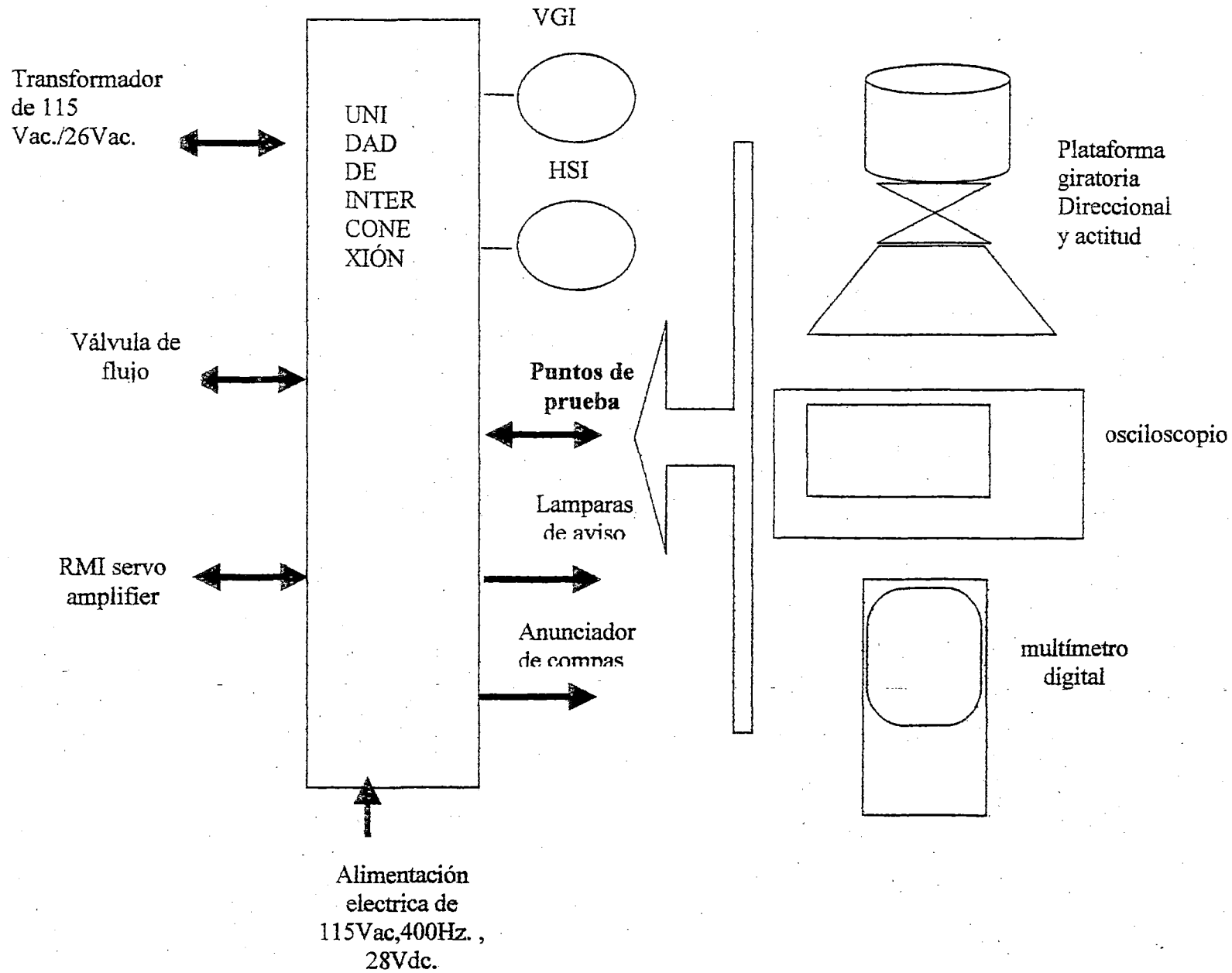
Descripción del Banco de prueba:

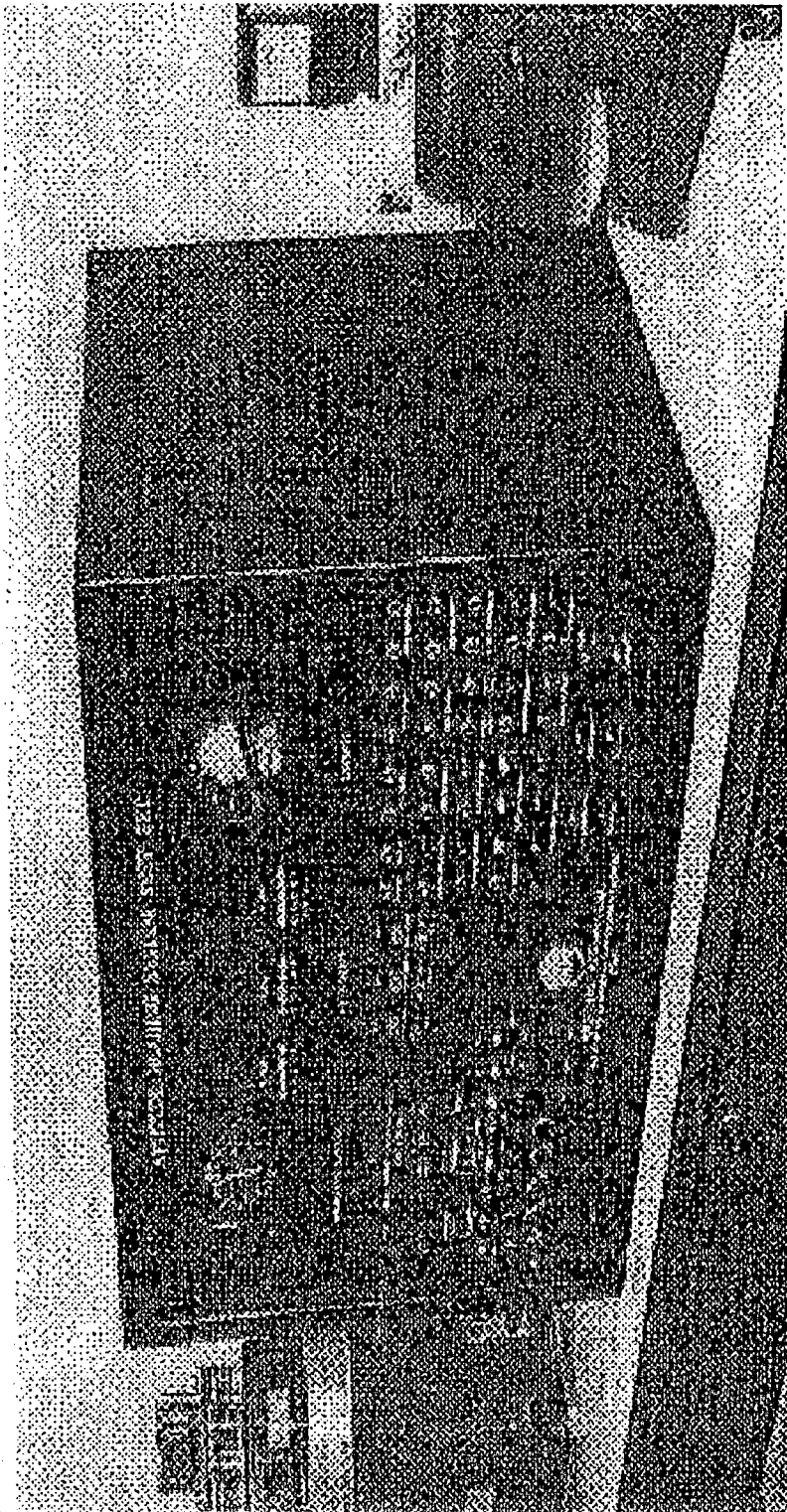
El banco de prueba de attitude heading sistem será diseñado para ser utilizado sobre una mesa de trabajo con los equipos de laboratorio mencionados interconectando este banco con las unidades bajo prueba mediante los conectores asignados a cada unidad de giro (ver diagramas del banco).

La energía primaria utilizada por este banco de prueba será de 115 Vac., 400Hz., 3 fases y 28 Vdc. Mediante un conector de alimentación eléctrica y cada línea es protegida por un fusible de un amperio.

En el panel frontal se instalara 9 interruptores tipo palanca, 4 interruptores tipo pulsador, 22 lamparas de aviso, 5 portafusibles, 76 puntos de prueba, 01 indicador de actitud, 01 indicador de curso, 01 anunciador de compás.

DIAGRAMA EN BLOQUES DEL BANCO DE PRUEBA





VISTA FRONTAL DEL BANCO DE GIROS

Internamente este banco de prueba proporcionará 26 Vac.,400Hz., para alimentación de los diferentes sincros, 5 Vac. Para la alimentación de las luces de los instrumentos.

El banco de prueba mediante los diferentes interruptores, lamparas de aviso y unidades auxiliares proveen condiciones que simulan el comportamiento de una aeronave. hacia los sensores giroscópicos. la simulación usada en este contexto, significa una alteración del circuito de operación normal para observar señales análogas eléctricas del comportamiento de la aeronave hacia los circuitos del componente bajo prueba. Un ejemplo de este proceso es el desbalanceo de los interruptores electrolíticos asociados a los motores de torsión. Esto resultará (debido a la acción giroscópica) en una torsión de anillos cardánicos simulando este un comportamiento en pitch, roll y heading de la aeronave, dependiendo el eje sobre el cual se ejerce la simulación. En adición a la prueba funcional este banco de prueba suministra luces de falla que indican el mal funcionamiento de los sensores giroscópicos y presentan puntos de prueba para tomar mediciones de los diferentes parámetros.

En el siguiente cuadro se muestra la lista de partes de la implementación del banco de prueba.

Index	Número de parte	Descripción	Unidad por ensamblaje
1	DR45A1	Unidad de interconexión	1
2	522-1400-000	341C-1 RMI servo amplifier	1
3		Banana hembra amarillo	22
4		Banana hembra negro	18
5		Banana hembra rojo	36
6		Anunciador de compás	1
7		Lampara de aviso roja	19
8		Lampara de aviso verde	3
9		Botón pulsador NC.	3
10		Interruptor pulsador	1
11		Interruptor puls. 3 posiciones	1
12		Interruptor on/off	7
13		Interruptor de 3 posiciones	1
14		Indicador de actitud	1
15		Indicador de curso	1
16	MS3106A20-33S	Conector	1
17	MS3116F-26S	Conector	1
18	MS3126F20-41S	Conector	1
19	MS3116E18-32S	Conector	2
20		Barra de conexiones	9
21		Transformador 115 Vac./26Vac.	1
22		Adaptador Vac/Vdc.	1
23		Conector indicador de actitud	1
24		Conector indicador de curso	1
25		Conector luz del ind. De curso	1
26		Válvula de flujo	1
27		Resistencia de 100ohm 5W.	2
28		Resistencia 10Kohm ½ W	10
29		Portafusibles	5

El presente proyecto servirá para realizar mantenimiento y reparación de los indicadores del sistema giroscópico como son el indicador de actitud, indicador de curso y el giróscopo direccional y vertical.

Los beneficios que se podría obtener serian muchas; ya que hasta la actualidad los mencionados equipos son enviados al extranjero para su reparación y su costo es elevado, la pérdida de tiempo y la para de aeronaves se hace notorio por las cotizaciones en el mercado extranjero, luego el envío del equipo al ente reparador, su reparación y hasta la devolución de este.

Pruebas eléctricas en el sistema:

Pruebas en los sincros:

1.- prueba de resistencia ohmica.

- rotor: $32\Omega \pm 10\%$
- estator: $16\Omega \pm 10\%$

2.- Prueba de rigidez dieléctrica:

- con aplicación de 400 voltios; 60Hz. Entre arrollamiento y masa.
- con aplicación de 200 voltios; 60Hz. Entre arrollamientos.

Estas pruebas se realizará incrementando voltajes de 100 voltios por segundo y luego disminuye hasta cero.

3.- Prueba de aislamiento:

No deberá ser menor de $200M\Omega$ entre arrollamientos, el megometro será de 500Vdc. Aplicado por un minuto.

4.- La variación de la resistencia del rotor no deberá exceder a 0.5Ω cuando el rotor esté girando a 300RPM.

5.- La excitación del sincro será de 11.8 voltios, 400Hz. Aplicado al rotor y el estator a giro abierto, la corriente de consumo no deberá exceder de 0.082 amperios $\pm 10\%$.

- Pruebas similares se realizarán en los transformadores de sincro control como son: prueba de rigidez dieléctrica, resistencia ohmica, excitación, salida de voltaje, error dieléctrico, resistencia de aislamiento.
- Prueba en los motores de corriente directa: rotación del motor, tensión aplicada en los terminales, a tensión reducida con el motor girando.
- Prueba del montante del amplificador.
- Prueba del transformador.

Al termino de las pruebas se realizarán las reparaciones o reemplazo. El diseño del indicador permite una reparación adecuada y otros con que puede ser completado la remoción de las partes y otras deformaciones en los partes del metal.

Al final se realizaran las pruebas de verificación de operación en el taller con la ayuda del banco de prueba propuesto. En la siguiente tabla se muestra algunas de las pruebas de verificación.

Enumeramos algunas de las pruebas adicionales que se realizaran.

- 1.- Prueba de rotación de azimuth
- 2.- Prueba de acerado del sincro azimuth
- 3.- Prueba de acerado del giro
- 4.- Prueba de rotación al vacío.
- 5.- Prueba de operación de los servos de azimuth.
- 6.- Prueba de sensibilidad de los servos de azimuth.
- 7.- Prueba de sensibilidad de giro del servo.
- 8.- Prueba de sensibilidad de los bearings.
- 9.- Prueba de error de escala de azimuth.
- 10.-Prueba de energizado de la bandera off.
- 11.-Prueba de corriente en los puntos indicados
- 12.-Prueba de alarma de la bandera
- 13.-Prueba de luces.

5.6 Sistema de estabilización automática (ASE):

En las aeronaves SH-3D se requiere la operatividad del sistema ASE para que dichas aeronaves se encuentren en estado operativo. El sistema ASE de la aeronave, es un sistema de estabilización automática; utiliza las señales de pitch y roll provenientes de un sistema giroscópico como se muestra en el siguiente diagrama en bloques.

Las aeronaves SH-3D están predisuestas para operar con un giro principal y en caso presentara alguna falla en dicho giro, podría emplear el giro alterno para el sistema ASE, mediante un switch instalado en la caja de control.

Pero sucede que al emplear el giro alterno para el sistema ASE, la indicación de actitud del piloto se desfasa considerablemente en pitch y roll y por tal motivo se propone instalar un giro adicional que será exclusivamente para el sistema ASE, modificando el cableado original.

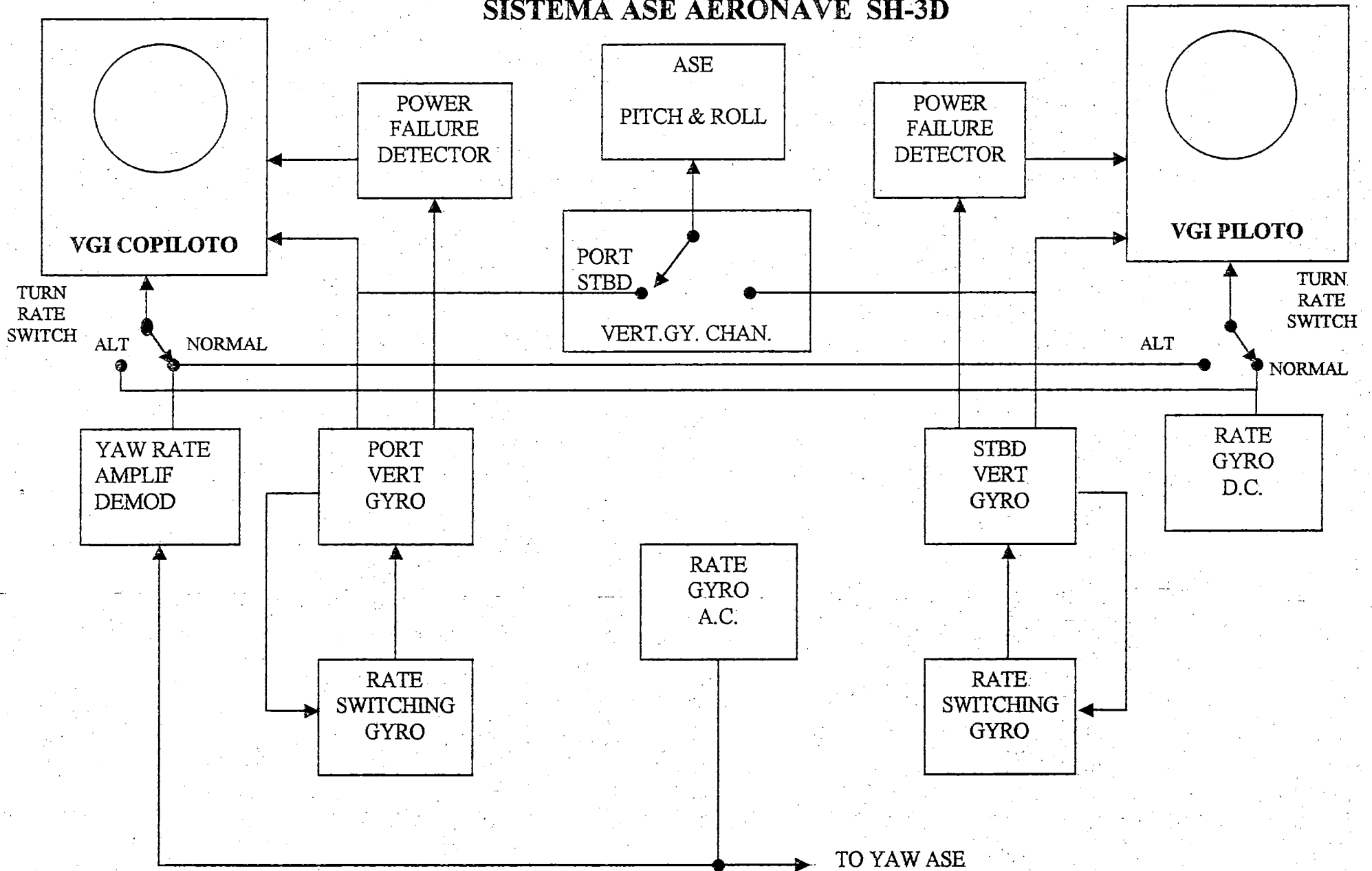
Proyecto de modificación del sistema ASE:

El motivo de la modificación es asegurar una alta performance en las operaciones con el sistema ASE y contribuir a la seguridad del piloto y a la tripulación.

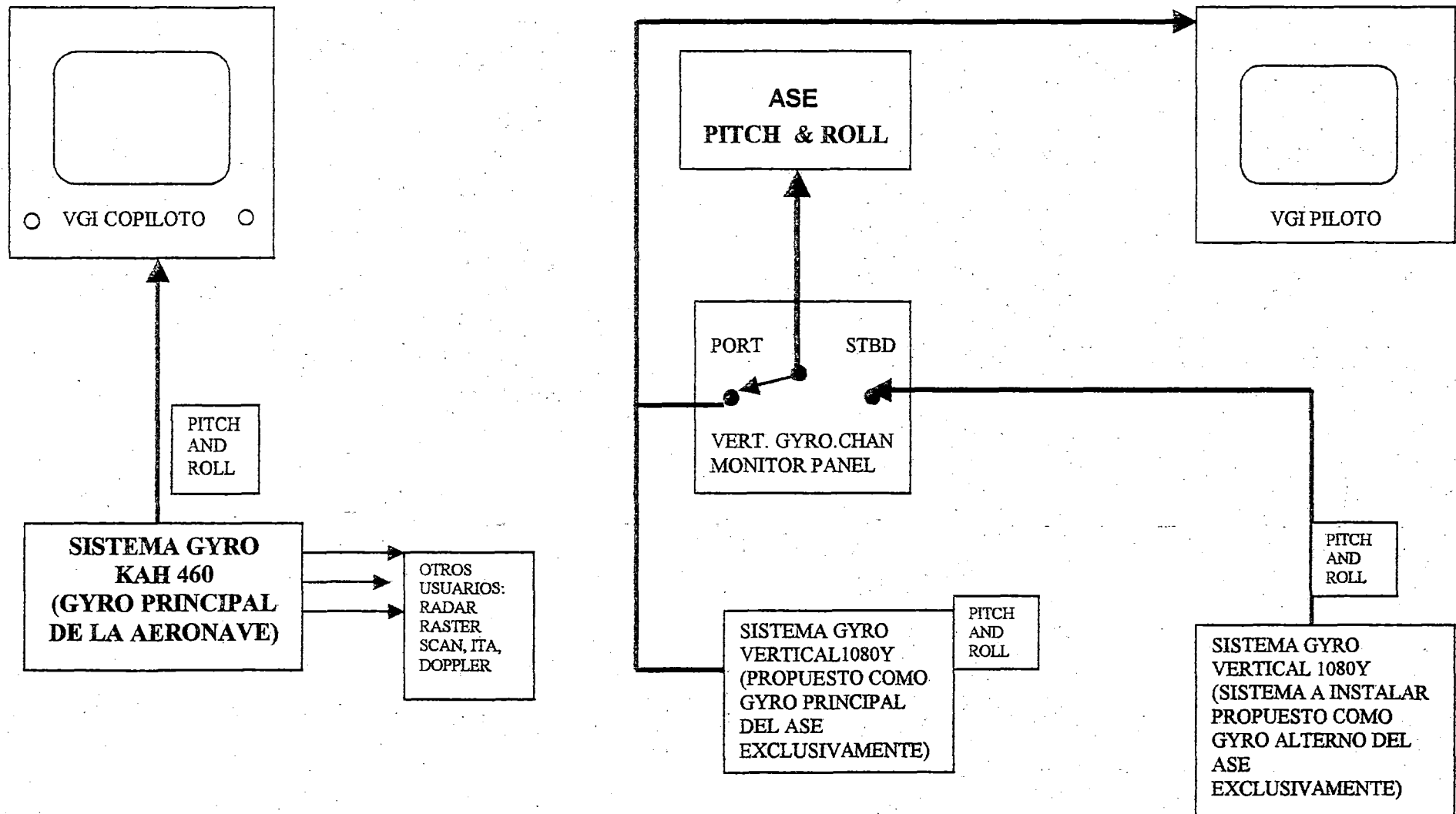
Descripción del proyecto:

El nuevo sistema será diseñado para utilizar en exclusividad para el sistema ASE, la cual será instalada en la plataforma giroscópica y el cableado será modificado como se muestra en el siguiente diagrama en bloques.

SISTEMA ASE AERONAVE SH-3D



PROYECTO DE INSTALACION NUEVO GIRO 1080Y



El nuevo sistema se integrará junto con el giro principal, en la caja de control del sistema ASE, en la cual se podrá seleccionar cualquiera de ellas para enviar las señales al sistema ASE.

Materiales necesarios para el proyecto:

- 1.- Giro vertical modelo 1080Y
- 2.- Conector de giro 1080Y P/N: MS3116F16-26S
- 3.- Conector del transmisor Rate giro P/N: 172-214S-5P-2
- 4.- Cable de aviación P/N: M22759/16-20-9
- 5.- Giro Rate switching P/N: T3837-03
- 6.- Terminales tipo anillo P/N: B-01-1110
- 7.- Conexión rápida P/N: B-42-1101
- 8.- Otros materiales misceláneos.

El costo total del presente proyecto asciende a \$ 19 580 y el beneficio que se obtendrá será en la seguridad de la aeronave, ya que hasta la actualidad se realizan vuelos diurnos (visible) sin ningún problema, pero para realizar vuelos nocturnos las posibilidades de cambio en la caja de control a otro sistema es deficiente por el desfasaje que existe en pitch y roll. Por tal motivo esta es una opción de cumplir eficientemente el trabajo, ya que será la única carga que soportará (ASE).

Por lo tanto las mejoras en el plan de mantenimiento y el proyecto propuesto será sin duda una gran seguridad para el piloto en los vuelos nocturnos, diurnos y estacionario (vertical).

5.7 Sistema de Instrumentos del Motor:

Los diseñadores de instrumentos de aeronaves tienen una gran responsabilidad, ya que el piloto y toda la tripulación que se encuentren en vuelo se guiarán por los indicadores que le permite los instrumentos referente a todos los sistemas que funcionen en la aeronave.

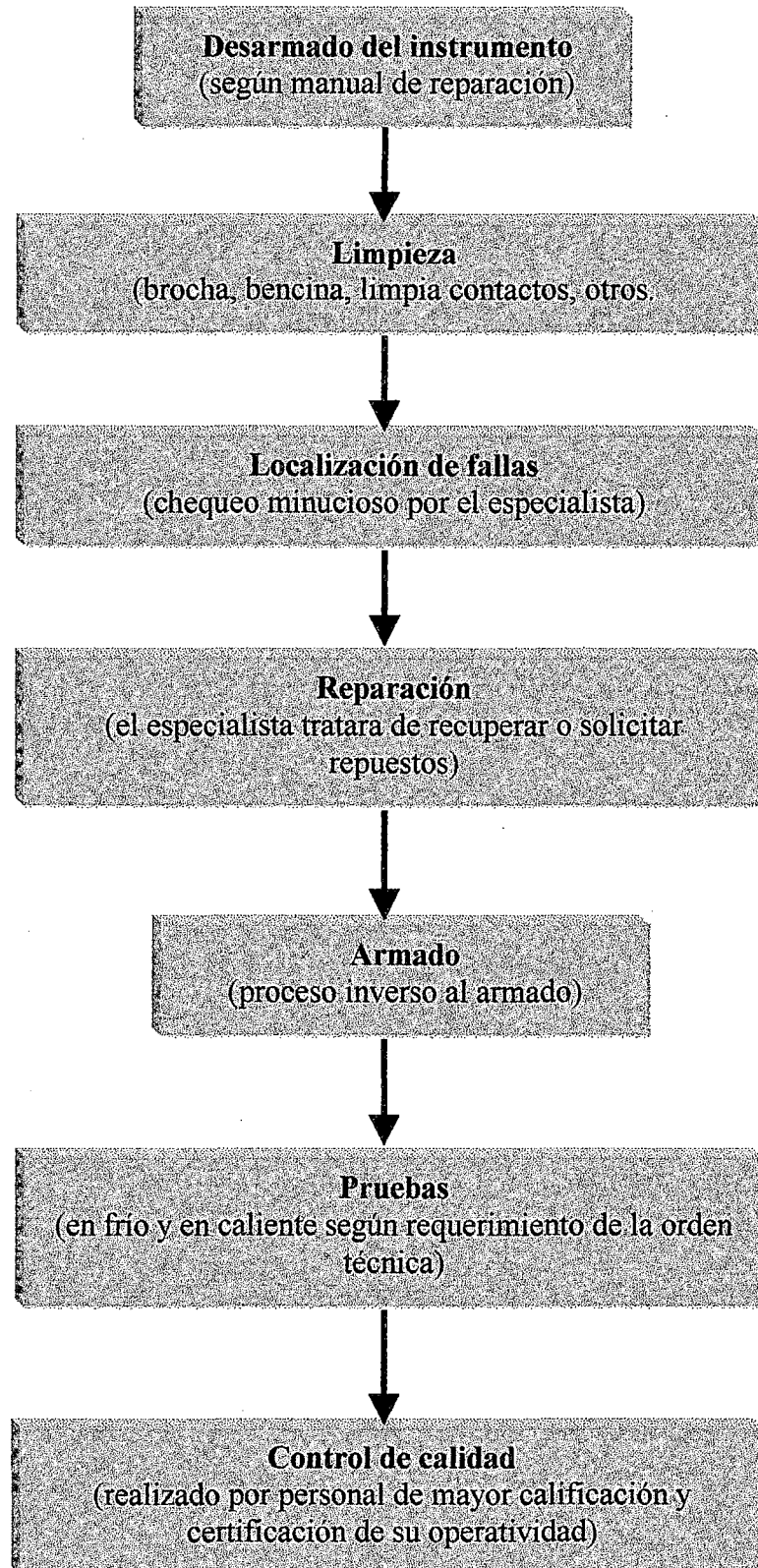
Si estos instrumentos no indican la correcta lectura del motor entonces no serán confiables, el piloto y la tripulación estarán en constante peligro. Más aún cuando se trata de mantenimiento y reparación se requiere especialistas con una alta capacitación, luego un estricto control de calidad de los trabajos realizados.

Los especialistas deben ser capacitados por los fabricantes de los mismos, ya que ayudaría a mejorar la calidad de trabajo.

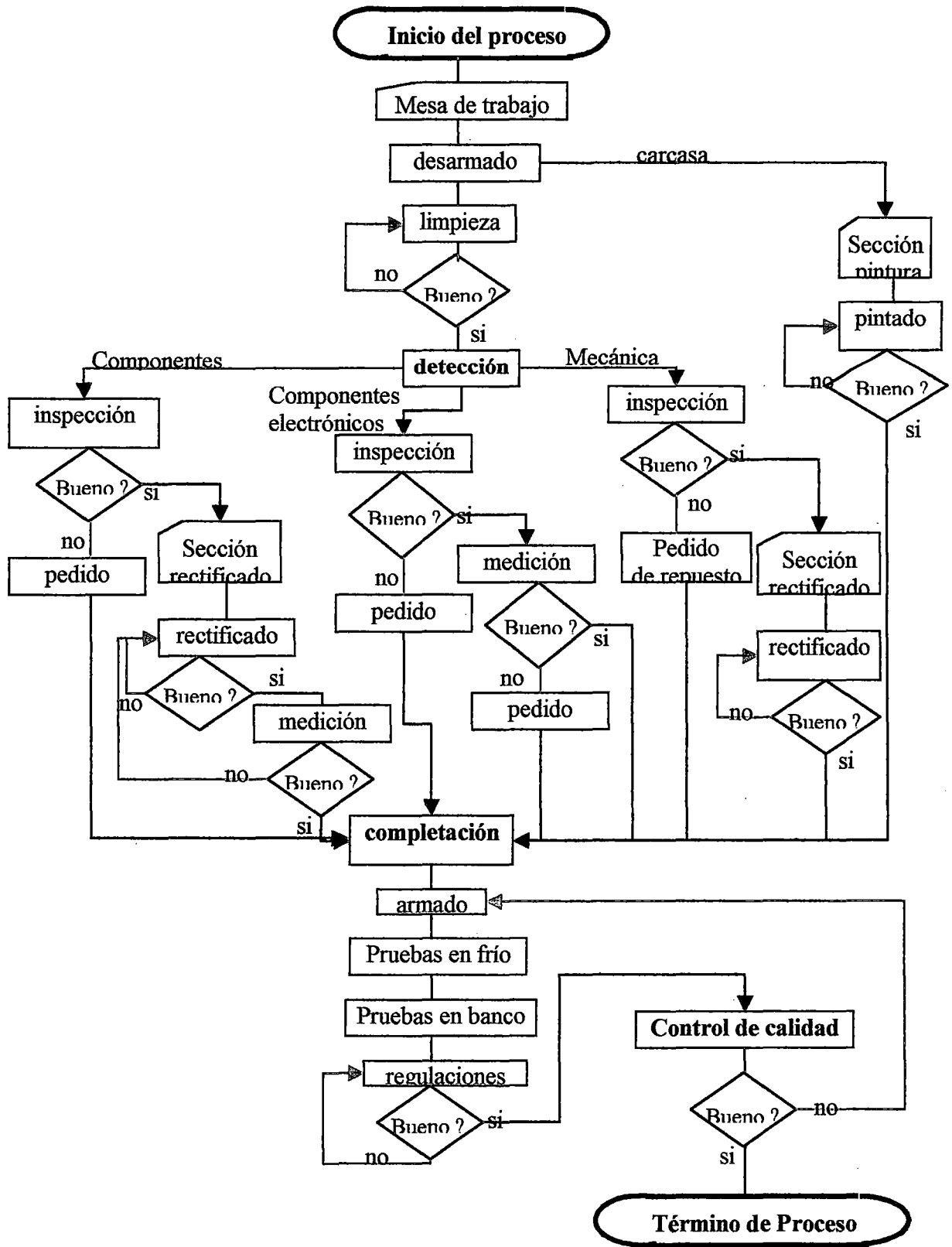
El proceso de reparación de los instrumentos estará comprendida por etapas y un proceso ordenado en el taller de reparación, desde que el instrumento ingrese al taller hasta su almacenaje como instrumento reparado.

Durante el proceso de reparación las piezas que componen el instrumento serán sometidas a un examen minucioso (eléctrico, electrónico y mecánico), para ello es necesario que se tomen decisiones sobre el estado de cada componente.

FLUJOGRAMA DEL PROCESO DE REPARACIÓN DE INSTRUMENTOS EN EL TALLER



TOMA DE DECISIONES EN MANTENIMIENTO Y REPARACIÓN DE INSTRUMENTOS



Procedimiento de Calibraciones o Regulaciones a los Instrumentos del Motor:

Para un mejor control de los procedimientos y calibración de instrumentos se hace uso de equipos y bancos de prueba los cuales son empleados para observar el funcionamiento correcto de las turbinas de la aeronave.

Las pruebas que se ejecutan son:

a).- Instrumentos de Presión:

El indicador deberá ser calibrado de 0 a 100 PSI graduado de 5 PSI con un banco de prueba denominado "Transmitter Precisión Autosin" de fabricación Bendix Corporation.

Cuadro de pruebas del indicador de presión:

Indicador (PSI)	Transmitter precisión autosin (unid)
0	20
5	36
10	51
15	68
20	84
25	100
30	116
35	132
40	148
45	165
50	180
55	196
60	212
65	228
70	244
75	260
80	276
85	292
90	308
95	324
100	340

b).- Indicador de Temperatura:

El indicador de temperatura se procederá a efectuar regulaciones con el banco de prueba (Test Set Digital Turbine Temp.) o en caso contrario con un banco de resistencia. En el siguiente cuadro se muestra la operación en °C y las tolerancias permitidas tanto a 22.5 voltios como a 28.5 voltios aplicados para indicador de temperatura del aceite de la turbina.

Temperatura (°C)	Resistencia (Ω)	Tolerancia en °C	
		A 28.5 voltios	A 22.5 voltios
-70	68.27	3.0	2.0
-30	80.56	3.0	2.0
0	90.38	2.0	2.0
+30	100.38	3.0	2.0
+80	120.36	3.0	2.0
+120	137.78	3.0	3.0
+150	151.91	3.0	3.0

Además se debe contar con un analizador que determine con precisión las posibles fallas del sistema de temperatura de gas de escape cuando esta girando el motor, durante los procedimientos de trimado.

Para lo cual se deberá contar con el banco de prueba Jetcal analyzer/trimmer o similar capaz de efectuar las siguientes funciones:

- Chequeo de continuidad del sistema gas de escape de la turbina
- Chequeo de aislamiento de la resistencia del sistema
- Chequeo de la resistencia del harnés de termocuple del motor
- Chequeo preciso de los termocuples del motor
- Chequeo de la calibración del indicador EGT del helicóptero
- Prueba individual del termocuple
- Prueba del sistema anti-hielo
- Prueba del sistema de detección de sobrecalentamiento
- Chequeo adecuado del sistema RPM del motor que usan tacómetros generadores y los RPM durante el trimado (calibración) del motor.

c).- Instrumentos de RPM:

para su calibración efectiva del indicador se usa el banco de prueba jetcal analyzer y el osciloscopio o el banco de prueba del General electric, tal como se indica los procedimientos a seguir en el manual.

Test point	Engine 1,2 Tolerancia (RPM)	Rotor Tolerancia (RPM)
0	25	25
10	379 – 463	387 – 473
20	800 – 884	818 – 904
30	1200 – 1304	1248 – 1334
40	1641 – 1725	1678 – 1764
50	2062 – 2146	2109 – 2195
60	2483 – 2567	2539 – 2625
70	2913 – 2979	2978 – 3046
80	3333 – 3399	3408 – 3476
86	3598 – 3640	3679 – 3723
90	3766 – 7808	3851 – 3895
96	4019 – 4061	4109 – 4153
100	4187 – 4229	4281 – 4325
106	4440 – 4482	4539 – 4583
110	4587 – 4671	4690 – 4776
116	4839 – 4923	4949 – 5035
120	5008 – 5092	5121 – 5207

d).- Instrumentos de Cantidad de Combustible:

Para su calibración se requiere el Banco de Prueba Test Set Quantity Fuel Digital AC-2K Barfield.

Se realizan las siguientes pruebas:

- prueba de capacitancia
- prueba de resistencia
- prueba de resistencia de aislamiento
- prueba de la unidad del tanque (probe).

Prueba de Capacitancia del Indicador.

Capacitancia (pF)		Lectura en el indicador (libras)
Tanque delantero y posterior	Tanque central	
91.4	80.6	0
100.4 ± 0.8	97.5 ± 0.7	200
109.5 ± 0.8	114.4 ± 0.7	400
118.5 ± 0.8	131.4 ± 0.7	600
127.5 ± 0.8	148.2 ± 0.7	800
136.6 ± 0.8	----	1000
----	171.5	1075
145.7 ± 0.8	---	1200
154.7 ± 0.8	---	1400
163.8 ± 0.8	---	1600
172.8 ± 0.8	---	1800
181.9 ± 0.8	---	2000
191.0 ± 0.8	---	2200
200.1 ± 0.0	---	2400

Prueba de Resistencia

Tanque delantero y posterior	Resistencia (Ω)	Tanque central	Resistencia (Ω)
Coax - tierra	20	Coax - tierra	1
D - tierra	20	F - tierra	1
Coax - D	100	Coax - F	850
E - tierra	20	H - tierra	1
E - coax	100	H - coax	800
E - D	100	H - F	10

Prueba de Resistencia de Aislamiento

Tanque delantero y posterior	Resistencia mínima (MΩ)	Tanque central	Resistencia Mínima (MΩ)
Conector baja impedancia - tierra	100	Conector baja imped. - tierra	2
Conector alta impedancia - tierra	100	Conector alta imped. - tierra	2
Conector alta - conector baja	5000	Conector alta - conector baja	2000
Centro termistor elemento sensible - tierra	5000	Conector compensador - tierra	1
Centro conector coaxial - centro compensador	5000	Centro conector coaxial - centro compensación	3000

Prueba de la Unidad del Tanque

Delantero y posterior	Capacitancia (pF)	Tanque central	Capacitancia (pF)
Unidad de tanque A	47.7 ± 0.5	Unidad de tanque C	44.7 ± 0.5
Unidad de tanque B	43.7 ± 0.5	Unidad de tanque D	36.2 ± 0.5
Sección de compensación	25.0 ± 0.5	Sección de compensación	25.0 ± 0.5

VI. CONCLUSIONES:

El presente trabajo tiene la finalidad de mejorar el sistema de mantenimiento existente para lo cual del análisis efectuado en los Capítulos IV y V tanto gerencial como parte técnica y teniendo en cuenta la importancia en su recuperación potencial de sus sistemas y accesorios del aeronave se resumen en:

Sistema anterior :

Sistema desarrollado en el Proyecto:

1. Sistema de Inspecciones Calendarias	1. Sistema de Inspecciones Horarias. (Pág. 134)
2. Manuales y cartillas propuestos por el fabricante.	2. Manuales y cartillas de Inspección actualizadas y modificadas por los especialistas de cada área. (Pág. 136)
3. Personal que labora no es seleccionada adecuadamente	3. Personal que trabaja en aviación es seleccionada en función a sus habilidades y capacidades. (Pág. 136)
4. Control de calidad se realiza al término de su mantenimiento.	4. Control de calidad modernizado (antes, durante, al termino y después del mantenimiento y reparación. (Pág. 137)
5. Plan de adiestramiento de los especialistas y profesionales ineficiente.	5. Plan de adiestramiento y capacitación del personal especialista y profesionales actualizadas de acuerdo a los avances de la tecnología y requerimientos necesarios, con la finalidad de cumplir eficientemente en el trabajo asignado. (Pág. 138 y 140)
6. Sistema de adquisición de material urgente ineficiente. (no cumple sus objetivos)	6. Sistema de adquisición de material urgente eficiente, implementando para ello una sección que se dedica a las estadísticas considerando el tiempo de entrega- costo- y calidad del material. (Pág. 138)
7. No cuenta con una sección que se dedica al desarrollo e investigación.	7. Implementación de la sección de ingeniería, desarrollo e investigación. (Pág. 139)

8. Sólo se realiza mantenimiento de primer nivel. (generadores, autotransformadores, inverter y otros)	8. Se realizara mantenimiento de tercer nivel y reparaciones de las maquinas rotativas y estáticas. (Pág. 150)
9. No se aplican la toma de decisiones adecuadamente.	9. Se aplicará la toma de decisiones en reparación y mantenimiento de maquinas eléctricas y sistemas de instrumentos. (Pág. 148, 181)
10. No se planifica la secuencia de actividades.	10. Se planificará la secuencia de actividades en mantenimiento y reparación. (Pág. 149)
11. No se cuenta con banco de prueba de giroscopo para efectuar pruebas, se envían al extranjero para su reparación.	11. Se implementa banco de prueba de giroscopo para realizar mantenimiento y reparación en el taller. (Pág. 160)
12. El sistema ASE (sistema de estabilización automática) del Helicóptero no confiable.	12. Se efectúan modificaciones en el sistema ASE en el Helicóptero para una eficiente operatividad. (Pág. 145)

La aplicación con estas mejoras se obtendrá:

- Mayor seguridad en vuelo.
- Se logrará reducir considerablemente el costo de mantenimiento
- Se logrará obtener mayor disponibilidad del equipamiento garantizando la conservación y el pleno funcionamiento de los equipos eléctricos e instrumentos.
- Se logrará ingresos económicos al realizar reparaciones extrainstitucionales.

VII. RECOMENDACIONES:

- Los especialistas deberán estar constantemente alertas para adoptar medidas que mejoren la calidad de trabajo; las mejoras pueden ser en la toma de decisiones, prevención de accidentes y primeros auxilios, empleo de herramientas especiales y equipos de prueba.
- Tener conocimiento de la terminología técnica empleada durante el proceso de reparación y mantenimiento.
- Para evitar costos elevados es necesario considerar una sección de asesoría técnica conformada por especialistas de ingeniería que se dediquen a la investigación, diseño y cálculo de aeropartes para su fabricación con un estricto control de calidad, y así contribuir a la creación de la industria aeronáutica en nuestro país.
- Para evitar los altos costos de reparación en el extranjero y/o reemplazo de tarjetas electrónicas en equipos de tecnología sofisticada y de uso especializado, se deberá proyectar a solucionar basándose con el empleo de un moderno laboratorio con equipos computarizados de última generación para identificar, diagnosticar y solucionar múltiples requerimientos.
- El personal que labora en el área, requiere de una capacitación constante de acuerdo al avance de la tecnología moderna.
- En el área de calibración es necesario implementar un laboratorio que cuente con patrones eléctricos, electrónicos y de física dimensional para que certifiquen la precisión de los mismos.

VIII. BIBLIOGRAFÍA

- Agusta, manual de instrucción del sistema eléctrico. Italia
- Academia de las Fuerzas Aéreas Interamericanas
Manual técnico de instalación del alambrado eléctrico y electrónico de aviación. IAAFA 281. EE.UU. 1986
- Texas Instruments, Lear Siegler. INC. Manual de operación y mantenimiento. EE. UU. 1981.
- Lear siegler , INC. Manual de Overhaul. EE. UU. 1981.
- ASTRONAUTICS CORPORATION OF AMERICA, Manual Técnico de overhaul Horizontal Situation Indicator, EE.UU. 1983.
- E.H. J. Pallett, instrumentos del avión. Paraninfo S.A. Madrid. 1984

ANEXOS

ANEXO A:

Alambres que se usan en las instalaciones eléctricas en las aeronaves.

Especificación aplicable	Título/descripción
MIL - W - 5086	Alambre Eléctrico de Conexión e interconexión, aislamiento PVC: -conductores de estaños, cobre o aleación de cobre con aislamiento de PVC y trenzas de nilón o de vidrio y cubierta protectora de nilón, temperatura de 105°C.
MIL - W - 7072B	Especificación General para Alambre Eléctrico de Aluminio, para aeronaves:- conductor de aluminio, aislamiento PVC, trenza de vidrio, cubierta protectora de trenzas de nilón, aislamiento de 600 voltios, temperatura de 105°C.
MIL - W - 7139B	Alambre Eléctrico de Cobre con Aislamiento de Politetra Fluoetileno de 600 voltios: - Conductores de cobre recubiertos de plata o níquel, con aislamiento de vidrio y de fluocarbono, TFE, de interconexión de alta temperatura de extinción automática de 200°C y 260°C respectivamente.

MIL – W- 8777C Alambre Eléctrico de Cobre con Aislamiento de Silicona, de 600 voltios, 200°C:- Conductores de cobre revestido de plata, aislamiento de caucho de silicona trenza de vidrio, trenza de poliéster o cubierta protectora de fluocarbono, FEP.

MIL-W –16878D Alambre Eléctrico Aislado para Alta Temperatura (Armada):- Conductor de cobre revestido de plata o níquel aislamiento TFE estirado a presión, de 600 y 1,000 voltios, 200°C y 260°C

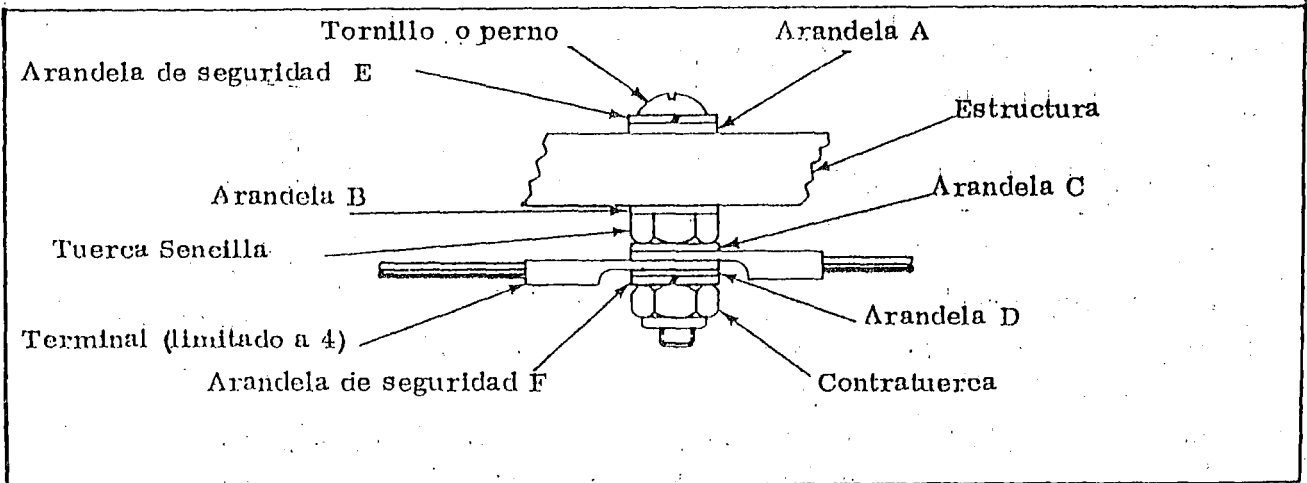
MIL-W –22759C Alambre Eléctrico de Cobre o aleación de cobre con Aislamiento de Fluocarbono:- Conductores de cobre revestidos de plata y níquel con aislamiento TFE y FEP en diferentes tipos para conexiones generales, abrasión y resistencia a los fluidos, conductores revestidos de plata, temperatura máxima de 200°C, conductores revestidos de níquel, temperatura máxima de 260°C.

MIL – W – 25038 Alambre Eléctrico de Aviación, Ignífugo, para alta temperatura: cobre enchapado de níquel (27% níquel) asbestos, vidrio, aislamiento TFE, 600 Volt., 260°C.

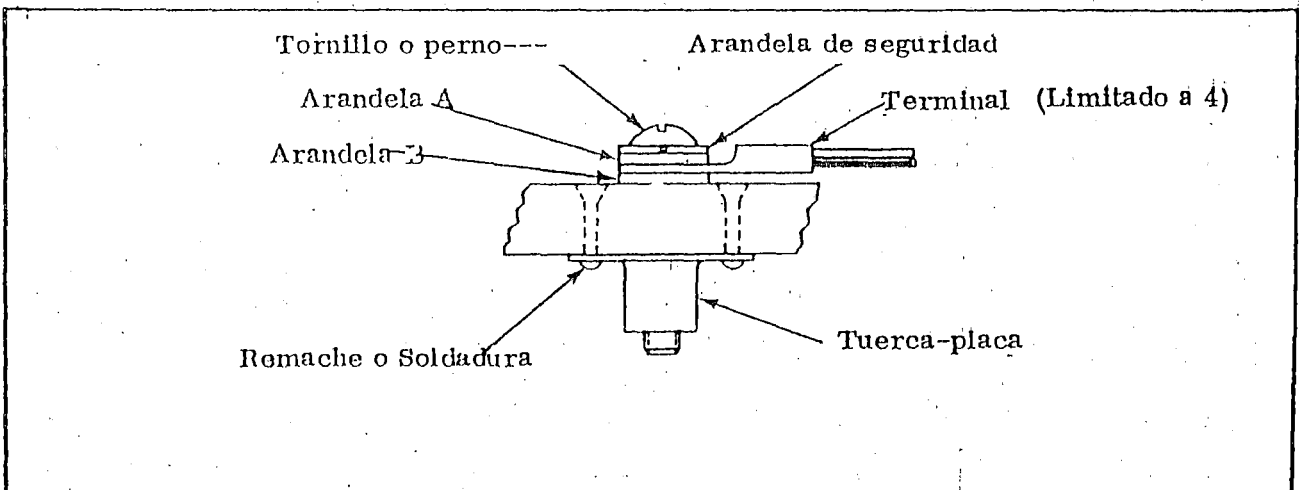
MIL-W– 81044A Alambre Eléctrico de cobre con aislamiento de Polialqueno, entrecassado:- alambre de uso general con conductores de cobre de alta resistencia, revestido de plata. Temperatura de operación máxima 125°C y 150°C

ANEXO B:

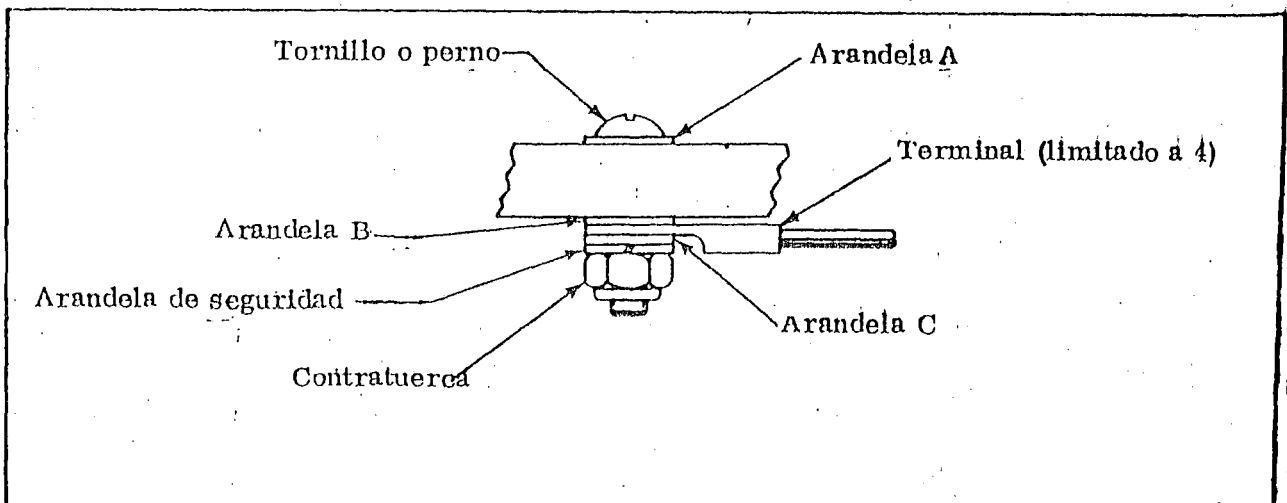
Modos de conexión de puesta a tierra.



1.- Conexión de Puesta a Masa o Puesta a Tierra Contra Superficie Plana Usando Un Perno



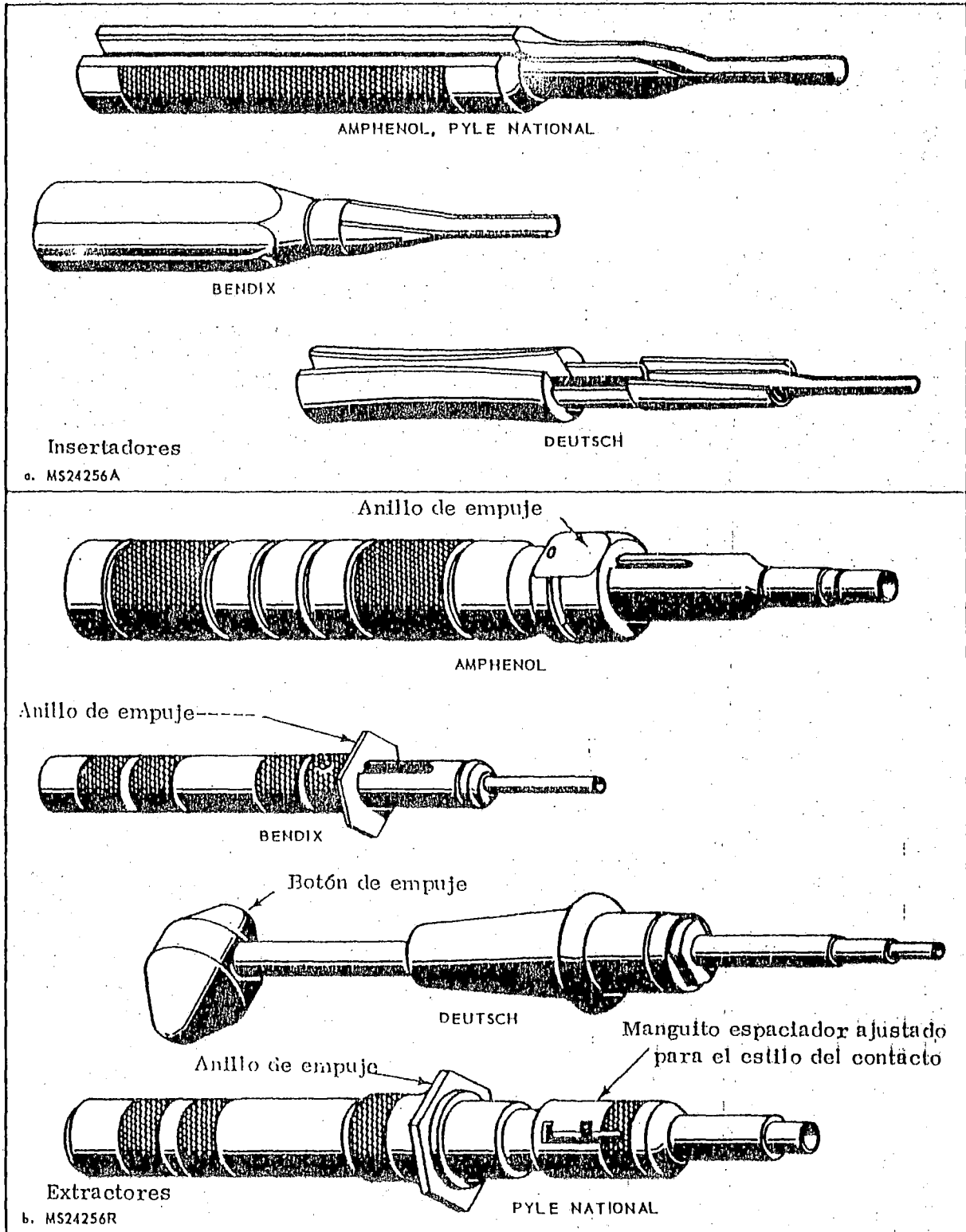
2.- Conexión de Puesta a Masa o Puesta a Tierra Contra Superficie Plana Usando Una Placa-Tuerca



3.- Conexión de Puesta a Masa o Puesta a Tierra Contra Superficie Plana Usando Pernos y Tuerca

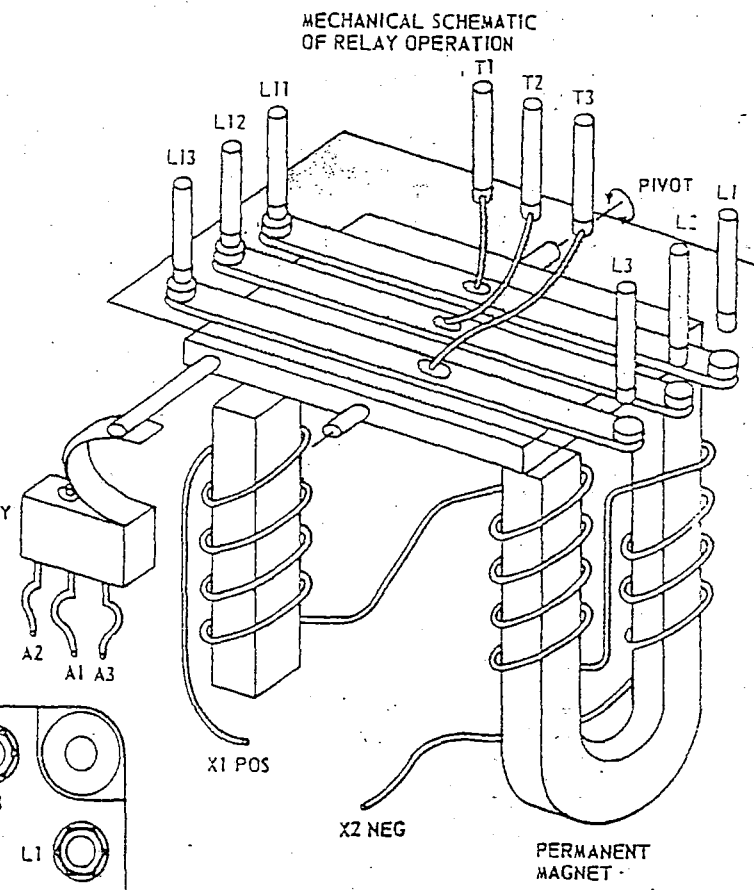
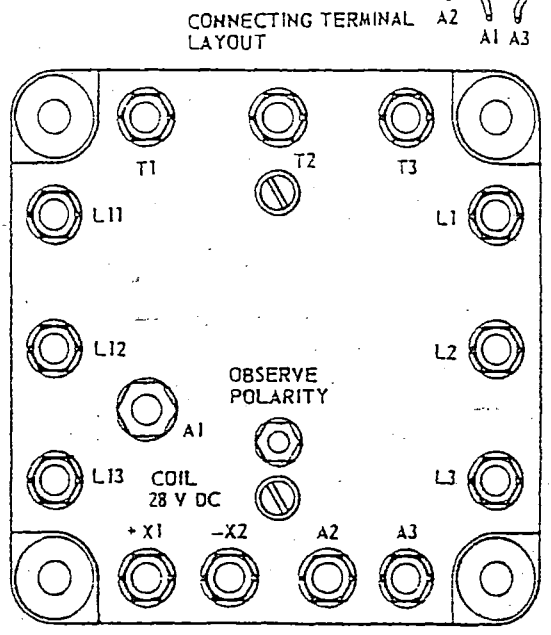
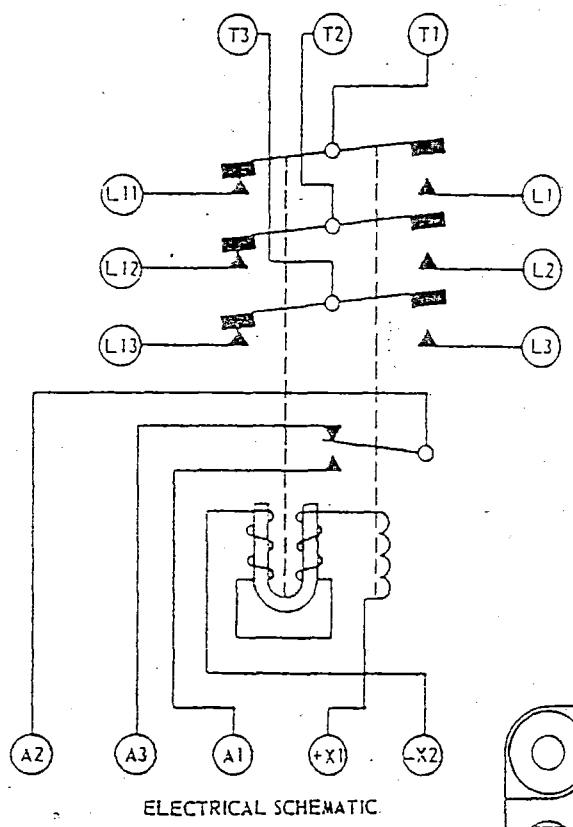
ANEXO C:

Insertadores y extractores para contactos prensados de liberación delantera.



ANEXO D:

Contactor de línea (Hartman B-138BH)



ANEXO E:

AUTOMATIC DIRECTION FINDER (A.D.F.)

Esta compuesto por:

- a) Receptores.- Se usa un receptor superheterodino convencional (FI), un amplificador de audio con controles manuales de ganancia, amplifica la señal detectada y alimenta al sistema integrador de audio con fines de identificación.

Un oscilador de frecuencia de batido o pulsación (BFO) puede usarse para facilitar la identificación de la CW. Manipulada que se transmite de la estación de tierra.

La salida BFO se mezcla con la FI para producir una frecuencia diferencial de audio.

Los transmisores requieren una buena sensibilidad ya que la lectura eficaz de las antenas modernas de baja resistencia al avance de una recogida de señal de bajo nivel. También se requiere de buena selectividad para evitar la interferencia de los canales adyacentes en la poblada banda de LF y MF.

- b) Antenas.- Todo sistema ADF basa su funcionamiento de trabajo en el patrón de recepción de dos antenas (LOOP y SENSE) cuya combinación da la orientación a la estación de transmisión de tierra. La antena LOOP también conocida como antena de cuadro o direccional esta formada por dos bobinas pulsadas y ligadas en un bloque de ferrita.

El plano de una bobina se alinea con el eje longitudinal del avión mientras que la otra se alinea con el eje transversal y esta encapsulada en un alojamiento que presenta baja resistencia al avance de los aviones de alta velocidad.

- c) Unidad de control.- Normalmente tienen las siguientes posiciones: OFF, ANT, ADF, en la posición ANT el receptor funciona con la antena de rotación SENSE,

quedando fija la aguja de marcación en posición horizontal. Puede usarse esta posición para sintonía de estaciones de radio brocasting. En la posición ADF la señal de la antena de cuadro o antena loop y sense se combinan y permiten un funcionamiento normal de orientación ADF indicando al RMI la marcación de la estación NDB(radiofaros no direccionales).

- d) Indicadores.- En todo los indicadores se alinean las agujas en la dirección del NDB. El ángulo de rotaciones en sentido horario a partir de una línea de referencia en la parte superior del indicador de marcación relativa del NDB. Si el instrumento tiene una escala fija se le llama indicador de marcación relativa.

El más común de los indicadores es el radiogoniómetro que tiene una escala rotatoria acoplada a la marcación que posee el sistema compás.

VHF OMNIDIRECCIONAL RANGE (VOR):

El principio del VOR es la medida de orientación por comparación de fases.

Señal de referencia.- es una transmisión de onda continua omnidireccional, en la frecuencia asignada a la estación, que lleva una subportadora de 9960Hz., modulada en frecuencia con 30Hz. Por tratarse de una radiación omnidireccional, su gráfico polar es un círculo, lo que significa que a una distancia dada del transmisor se detectara la misma fase en un receptor del avión, sea cual sea su orientación.

Señal variable o direccional.- se transmite también con la frecuencia de la estación y el patrón radiado produce un gráfico polar rotativo. Haciéndola girar 30 veces por segundo, la señal adquiere el carácter de una modulación de amplitud de 30Hz. Esto significa simplemente que la señal recibida subirá hasta un máximo y bajara hasta cero 30 veces cada segundo.

Antena.- son dipolos pequeños horizontales que puedan recibir señales polarizadas horizontalmente en la banda de frecuencias de 108 a 118 MHz.

INSTRUMENT LANDING SYSTEM (ILS):

El sistema de aterrizaje por instrumentos esta formado por tres partes:

- 1.- Localizer (LOC)
- 2.- Guide Slope (GS)
- 3.- Marker Beacon (MB)

Localizer (LOC).- parte del sistema de aterrizaje instrumental que dirige al piloto de una aeronave bajar a la línea central de la pista de aterrizaje.

El localizador transmite dos señales, una señal modulada con un tono de 90 Hz. y la otra modulada con un tono de 150 Hz. estas dos señales son transmitidos desde antenas altamente direccionales, de modo que se sobrepongan a lo largo de la línea central de la pista de aterrizaje.

La aguja vertical en el indicador de la aeronave responde a estas dos señales cuando la aeronave esta volando sobre una señal alineada con la línea central de la pista la aguja esta centrada. Cuando la aeronave se mueve a un lado o a otro de la línea central, la señal al lado donde se encuentra es mucho más fuerte y la aguja se mueve para indicar esa lado de la pista sobre el cual esta volando la aeronave.

ANEXO F:**Cuadro de análisis sobre la operación del sistema del motor.**

Temperatura del medio ambiente	Velocidad de generadores de gas	Temperatura de entrada a la turbina de potencia T5 (°C)	
		Mínimo	Máximo
T2	Ng(%)		
31 – 35	102.5	730	745
26 – 30	102	725	740
21 – 25	101	705	720
16 – 20	100.5	690	705
11 – 15	99.5	675	690
6 – 10	98.5	666	675
1 – 5	97.5	640	655
-4 – 0	97	625	640
-14 – -10	95	590	605
-19 – -15	94	570	590
-24 – -20	93	560	575
-29 – -25	92	540	555
-35 – -30	91	525	540

ANEXO G:

Programa de Capacitación.

- 1.- Mantenimiento de campo
- 2.- Jefe de mantenimiento de aeronave
- 3.- Curso gerencial de mantenimiento
- 4.- Curso de operación y mantenimiento de sistemas eléctricos
- 5.- Perfeccionamiento en aviónica
- 6.- Supervisores en seguridad aeronáutica
- 7.- Sistema eléctrico e instrumental
- 8.- Electricista de helicóptero
- 9.- Supervisor de mantenimiento de aeronave
- 10.- Control de mantenimiento
- 11.- Curso básico de reparación de helicópteros
- 12.- Mantenimientos de equipos de apoyo en tierra
- 13.- Especialista en control de existencia y almacenaje
- 14.- Radio instrumentos.

ANEXO H:

REQUISITOS EXIGIDOS POR LA D.G.A.C.

Toda persona que realice inspección, mantenimiento y reparación de equipos deberá disponer de los métodos, conocimientos, técnicas y practicas de tal manera de asegurar la aeronavegabilidad de la aeronave.

Así mismo debe poseer todo los materiales, herramientas, planos y especificaciones de procesos de materiales necesarios para llevar a cabo de forma correcta la reparación del equipo.

En el RAP 65, dispone los requisitos necesarios que debe poseer un mecánico de mantenimiento en aviones, motores, y aviónica.

El poseedor de una licencia de técnico de mantenimiento podrá reemplazarla cuando lo desee por la licencia de inspector de mantenimiento, siempre y cuando cumpla con lo establecido en el RAP 65 subparte D.

Para obtener licencia de mecánico se evaluara de acuerdo a los conocimientos, experiencia, habilidades del postulante.

Los requisitos para postular son:

- 1.- Certificado medico clase II.
- 2.- Tener no menos de 18 años de edad.
- 3.- Ser capaz de leer, hablar, escribir y comprender el idioma castellano, tener conocimientos básicos del idioma ingles y avanzadas del ingles técnico aeronáutico.
- 4.- Haber cursado estudios satisfactorios por lo menos 3 años de estudios superiores o tecnológicos en una rama a fin a la especialidad o en una escuela técnica de mantenimiento de aviación.

- 5.- Tener conocimiento de las regulaciones aeronáuticas N° 21, 43, 65 y 91 por lo menos.
- 6.- Aprobar un examen escrito apropiado a la habilitación (montaje, inspección, así como los principios de construcción de las actividades que se indican).
- 7.- Aprobar un examen oral apropiado.
- 8.- Además debe tener conocimiento de:
 - a) La teoría de vuelo y aerodinámica.
 - b) Familiarización de la aeronave.
 - c) Familiarización con el motor.
 - d) Operaciones normales de tierra.
 - e) Operaciones de emergencia
 - f) Supervivencia en mar y en la selva.
 - g) Uso de sistemas y medios de comunicación.
 - h) Uso apropiado del sistema eléctrico y luces de la aeronave.

ANEXO I:

CONTROL DE CALIDAD.

Conjunto de esfuerzos efectivos de los diferentes grupos de una organización para la integración del desarrollo del mantenimiento y de la supervisión de la calidad de las labores técnicas, con el fin de hacer efectiva todas las actividades de mantenimiento y llegar a garantizar las operaciones de vuelo dándole la confiabilidad y operatividad necesaria.

Representa un instrumento para uso de ejecutivos y supervisores y encierran cuatro aspectos:

- a) Establecimiento de estándares de calidad
- b) Estimación de la concordancia con los controles
- c) Acción cuando sobrepasan los estándares
- d) Proyectos para el mejoramiento de los estándares.

Los detalles para cada programa de control de calidad se deben elaborar de modo que satisfagan las necesidades individuales de cada organización.

La medula de la aplicación del control de la calidad, es el control en el "sitio mismo" durante el proceso de las actividades laborales, de manera que se impida calidad mediocre y tener que corregir calidad mala después de haberla producido.

Los beneficios que resultan de los programas de control de calidad son:

- Reducción de costos de operación
- Reducción de pérdidas
- Mejoramiento en la moral del trabajador
- Reducción de tropiezos en los procedimientos de mantenimiento.
- Mejoría en los métodos de inspección

- Un establecimiento más racional de estándares de tiempo en la mano de obra
- Programas preventivos definidos para el mantenimiento.

Los factores que afectan actualmente la calidad de mantenimiento son la consecuencia de tres exigencias:

- a) Demandas constantes en el proceso de inspecciones y reparaciones de mejor calidad.
- b) Necesidad de mejorar dentro de la organización las prácticas y las técnicas en el control de la calidad para satisfacer tales demandas.
- c) Elevación de los costos de calidad.

Las demandas anteriores pueden ser resueltas por medio del control total de la calidad.

- a) Asignando al personal clave, responsabilidades concretas con relación a la calidad.
- b) Con la organización de un equipo de control de la calidad, cuya principal preocupación sea la calidad del proceso de ejecución.
- c) Con el acopio de tecnologías especiales relativas a medición, evaluación y control para mejorar la calidad del proceso.

ANEXO J:

Requisitos para el personal que labora en el campo, para cada Nivel de Eficiencia y Registro del Progreso.

Se debe establecer los conocimientos o tareas necesarias para que el personal en aeronáutica ejecute deberes en la escala a determinar de acuerdo a su capacidad.

El nivel alcanzado por cada personal, indica la eficiencia y la pericia recomendada para cada elemento de trabajo.

Además el registro del progreso es la base en la cual los jefes pueden planear y llevar a cabo programas individuales de capacitación.

Los niveles de eficiencia dividimos en cuatro (04) partes:

- 1.- Extremadamente Limitado
- 2.- Parcialmente Eficiente
- 3.- Competente
- 4.- Sumamente hábil.

El programa para establecer los niveles de conocimiento y eficiencia se deberá desarrollar de la siguiente manera:

- 1.- Campo de carrera de especialidad y servicio de utilidad general.
 - a) Comprende la importancia y el alcance del campo
 - b) Comprende los deberes y responsabilidades del especialista
 - c) Está enterado la importancia de mantenimiento en todos los sistemas (generación de energía eléctrica, instrumentos, giros, etc.).
 - d) Comprende la relación existente entre los deberes y responsabilidades del especialista y el personal de otros servicios de utilidad general.

2.- Publicaciones Técnicas, Formularios de mantenimiento y diagramas.

- a) Comprende el alcance y la aplicación del sistema de ordenes técnicas.
- b) Comprende los procedimientos necesarios para obtener distribución de las ordenes técnicas.
- c) Encuentra las ordenes técnicas aplicables al equipo que se usa.
- d) Encuentra en las ordenes técnicas la inspección y reparación que se desean así como los procedimientos de operación.
- e) Demuestra conocimiento en el uso y obtención de publicaciones comerciales.
- f) Demuestra conocimientos de la finalidad de los formularios y registros de mantenimiento.
- g) Hace las anotaciones requeridas en los formularios y registro de mantenimiento.
- h) Comprende las finalidades del programa de mejoramiento en inspección, mantenimiento y reparación.
- i) Suministra información técnica para completar informes insatisfactorios.
- j) Demuestra conocimiento de los formularios usados en el programa de mejoramiento en inspección, mantenimiento y reparación.
- k) Utiliza diagramas de alambrado en la instalación, localización de averías y reparación de equipos eléctricos de generación de energía eléctrica.

3.- Uso y cuidado de las herramientas y del equipo de reparación.

- a) Identifica, selecciona y usa correctamente las herramientas de mano comunes.
- b) Identifica, selecciona y usa herramientas de revisión general y de reparación especial.
- c) Usa y cuida las herramientas y equipos del taller, tales como taladros de motor, taladros de banco, prensas de banco, esmeriladoras de banco, tecles, banco de

trabajo, equipo de soldadura, equipo de prueba, y equipo de manejo de piezas en la ejecución del mantenimiento.

4.- Instalación y prueba del equipo de generación de energía eléctrica.

- a) Saca el equipo de las cajas.
- b) Revisa el equipo antes de la instalación para ver si está en buenas condiciones.
- c) Coloca en posición, instala y alinea los generadores y excitadores.
- d) Coloca en posición y conecta los conmutadores y paneles de control, de acuerdo con las ordenes técnicas, dibujos y diagramas.
- e) Instala los demás equipos relacionados con la generación de energía eléctrica tales como: baterías, transformadores/rectificadores, relay de secuencia de fase, caja de conexión, contactores de línea, inverter, transformadores de aislamiento, disyuntores, luz de aviso y precaución, limitadores de corriente y otros.
- f) Lleva a cabo comprobaciones de operación y ajuste en el equipo recién instalado.
- g) Anota los resultados de las comprobaciones posteriores a la instalación de acuerdo con las ordenes técnicas aplicables.

5.- Inspección de mantenimiento preventivo (Generador de energía eléctrica).

- a) Inspecciona el generador y los componentes del sistema, de acuerdo con las ordenes técnicas, los manuales del fabricante y los procedimientos de mantenimiento vigente de la institución.
- b) Inspecciona los equipos relacionados con el generador, de acuerdo con las ordenes técnicas aplicables.
- c) Inspecciona y ajusta el equipo generador y de control.
- d) Limpia en generador y los equipos del sistema.

- e) Revisa los datos de funcionamiento acumulados para determinar la necesidad de mantenimiento.
- f) Lleva los formularios de mantenimiento necesarios, los diarios y gráficas para mostrar los resultados de la inspección.
- g) Opera los generadores y equipos de control para determinar lo adecuado en la inspección.

6.- Reparación y modificación de los generadores y componentes del sistema.

- a) Quita, inspecciona , repara y reemplaza las partes defectuosas.
- b) Quita, inspecciona , repara y reemplaza y ajusta el conjunto del eje de acople.
- c) Inspecciona y mide los parámetros del generador.
- d) Quita e inspecciona el panel supervisor, transformador/rectificador y el inverter.
- e) Mida la tolerancia de los cojinetes y efectúe el cambio si es necesario.
- f) Aplica el valor apropiado de torsión a todos los cojinetes, pernos tuercas y bornes.
- g) Inspecciona la superficie de los cojinetes.
- h) Quita, limpia, inspecciona, repara y reemplaza las barras alimentadores.
- i) Inspecciona y ajusta los componentes del sistema regulador.
- j) Prueba y calibra los reguladores del generador
- k) Desarma los reguladores y reemplaza los componentes.
- l) Quita y reemplaza los contactores, relays, y controles eléctricos defectuosos.
- m) Prueba y reemplaza los componentes de los cargadores de baterías y de los grupos de baterías.

7.- Inspección, comprobación y reemplazo del equipo de control y generador de energía eléctrica.

- a) comprende los principios fundamentales de electricidad de corriente alterna y de corriente continua.
- b) Conecta y analiza circuitos de corriente alterna y de corriente continua.
- c) Usa medidores de prueba eléctricos para encontrar los componentes defectuosos en el generador y en los circuitos del conmutador
- d) Comprende la operación de los componentes del conmutador eléctrico.
- e) Usa diagramas y dibujos esquemáticos del alambrado para encontrar los componentes defectuosos del conmutador.
- f) Reemplaza los componentes y alambrados defectuosos del conmutador.
- g) Prueba, ajusta y reemplaza los reguladores de voltaje.
- h) Prueba, ajusta y reemplaza los disyuntores del circuito del conmutador.
- i) Limpia el conmutador y sus componentes.
- j) Inspecciona y prueba el alambrado y el aislamiento del generador.
- k) Limpia y pule los anillos colectores del generador.
- l) Limpia, pule y tornea los conmutadores del excitador.
- m) Inspecciona y reemplaza los conjuntos de los cojinetes del generador y del excitador.
- n) Reemplaza los generadores y excitadores defectuosos.
- o) Inspecciona y reemplaza el eje impulsora del generador.

8.- Operación del equipo generador.

- a) Activa el generador y el conmutador.
- b) Ajusta el voltaje y la frecuencia del generador a los valores deseados.
- c) Conecta el generador al sistema de la barra alimentadora.

- d) Observa e interpreta los medidores del conmutador para comprobar su carga.
- e) Determina de acuerdo con las indicaciones del medidor cuando se requieren generadores adicionales.
- f) Sincroniza los generadores.
- g) Analiza el sistema para ver si hay señales armónicas.
- h) elimina las señales armónicas.
- i) Observa los factores de potencia para una carga segura del generador.
- j) Opera los disyuntores de circuito correctos para suministrar la carga donde sea necesaria.
- k) Desconecta los generadores de la carga y cierra el sistema.

9.- Analiza las averías del equipo.

- a) Compara las indicaciones de funcionamiento del generador con las ordenes técnicas, tablas y gráficas, para ver si hay señales de operación incorrecta.
- b) Responde a las indicaciones de funcionamiento incorrecta del generador en el sistema de alarma.
- c) Localiza y corrige las fallas en los sistemas de alarma y detección.
- d) Corrige las fallas del generador.
- e) Opera el equipo generador y del conmutador y analiza la operación para ver si es correcta.
- f) Encuentra las fallas del sistema eléctrico.
- g) Quita y reemplaza los componentes y el alambreado eléctrico defectuoso.
- h) Repara y reemplaza el equipo defectuoso relacionado con el generador.

10.- Seguridad.

- a) Comprende la importancia y el alcance del programa de seguridad.

- b) Cumple con temas pertinentes a los reglamentos de seguridad.
- c) Comprende los métodos usados para salvaguardar los asuntos clasificados.
- d) Utiliza folletos y manuales de la institución para aprender las practicas de seguridad en tierra.
- e) Observa las reglas apropiadas de seguridad en tierra al ejecutar sus deberes.
- f) Demuestra conocimiento los procedimientos de primeros auxilios.
- g) Demuestra conocimiento de los procedimientos de emergencia para apagar incendios.
- h) Reconoce las indicaciones de radiactividad y comprende su importancia.
- i) Toma las precauciones necesarias para el manejo de materiales con los cuales está poco familiarizado tales como gases, combustibles y ácidos.
- j) Identifica y hace saber la existencia de procedimientos y condiciones peligrosas.

11.- Deberes de supervisión y administración.

- a) Analiza los requerimientos del volumen de trabajo.
- b) Planea y regula las asignaciones del trabajo.
- c) Regula el trabajo para suministrar el mínimo de perdida de tiempo.
- d) Establece los métodos de trabajo, normas de actuación y controles de producción.
- e) Evalúa la actuación de los subordinados.
- f) Asegura el cumplimiento de las publicaciones técnicas y de las ordenes directivas y normas de mantenimiento.
- g) Orienta al nuevo personal.
- h) Recomienda acción personal y hace reasignaciones.
- i) Planea, regula y conduce la capacitación en el trabajo.

j) **Mantiene registros de progreso e idoneidad.**

12.- Deberes técnicos avanzados.

- a) **Resuelve problemas complejos de mantenimiento y operación**
- b) **Idea procedimientos de mantenimiento y operación para asegurar la eficiencia máxima en el campo.**
- c) **Analiza los malos funcionamientos recurrentes y recomienda a las autoridades superiores los procedimientos de reparación.**

ANEXO K:

Chequeo del Cableado Eléctrico en la Aeronave.

1. Los alambres y los cables estarán sostenidos por abrazaderas acojinadas, por ojetes o por otros dispositivos aprobados a distancia no menores de 60 cm., excepto cuando están dentro de canales, de tubos o de conductos. Los dispositivos de sujeción deben ser del tamaño y del tipo adecuados y los alambres deben estar sostenidos con firmeza en sus lugares sin que dañen el aislamiento.
2. Debe existir una separación adecuado en los lugares en donde los alambres estén dirigidos sobre cualquier miembro estructural de manera tal que es posible que ocurra rozamiento. Asegurarse de que no se está usando cinta adhesiva aisladora o tubería plástica envuelta sobre el alambre o cable para protegerlo contra rozadura en aplicaciones en que podrían instalarse sostenes de separación.
3. Hay instalados bloques fenólicos, forros plásticos y ojetes de caucho en los agujeros que hay en los tabiques, pisos o miembros estructurales a través de los cuales deben pasar los alambres en su posición fija alejados de los bordes de los agujeros. En tales casos, la protección adicional en la forma de tubería plástica o de cinta adhesiva aisladora, es opcional.
4. Los alambres y cables que están en las cajas de empalmes, los tableros y los atados estarán adecuadamente sostenidos y amarrados para proporcionar la agrupación y la dirección adecuada.
5. Los tornillos revendedores de las abrazaderas estarán adecuadamente asegurados de manera que el movimiento de los alambres y los cables queden restringido al tramo entre los puntos de sujeción y no a las conexiones soldadas o mecánicas en las barras terminales o en los conectores.

- 6 Los alambres y los cables estarán sujetos y amarrados de manera que no existe interferencias con otros alambres, cables o equipos.
- 7 Los alambres y los cables estarán adecuadamente sujetos para impedir el movimiento excesivo en la áreas de alta vibración.
- 8 La tubería y la cinta aisladora estarán aseguradas en su lugar mediante amarres o con abrazaderas.
- 9 Que no sean usados cintas (gutapercha), la cual se seca durante el servicio y produce reacciones químicas con el aislamiento del alambre o el cable o absorben humedad.
- 10 Se hará el uso mínimo de la tubería aisladora, cuando se utiliza para proteger el alambre o cable contra el desgaste, la rozadura, exposición a fluido y otras condiciones que podrían afectar el aislamiento del cable. El uso de tubería aisladora para sostener alambres y cables está prohibido.
- 11 No usar material del tipo absorbente de humedad como "relleno" para las abrazaderas o los adaptadores.
- 12 Los alambres y los cables no están amarrados o sujetos juntos dentro de los conductos y la tubería aisladora.
- 13 Los soportes de cable no restringen los alambres o los cables en forma tal que estorben el funcionamiento de los montajes amortiguadores del equipo.
- 14 No usar cinta o cordón como soporte principal
- 15 Debe existir agujeros de drenaje en las curvas de goteo o partes más bajas de la tubería colocada sobre el cableado.
- 16 Los alambres y los cables estarán colocadas en forma tal que no hay posibilidad de que sean utilizados como pasamanos o como soportes de prendas personales o del equipo.

- 17 Los alambres y los cables estarán encausados de modo que no estén expuestos a daños por el personal que se mueve dentro del aeronave.
- 18 Los alambres y los cables estarán colocados en forma tal que no haya posibilidad de daño por el almacenamiento o el movimiento de la carga.
- 19 Los alambres y los cables estarán encausados en forma tal que no hay posibilidad de daño por ácidos de batería o por otros fluidos ácidos.
- 20 Los alambres y los cables estarán adecuadamente protegidos dentro de las cavidades de la ruedas y otras áreas donde pueden estar expuestos a daños por el impacto de piedras, hielo, lodo, etc. Sino es posible efectuar cambios de posición de los alambres es permisible instalar blindajes metálicos o tuberías aisladoras. El uso de estas cosas se deberán mantener al mínimo.
- 21 Los alambres y los cables que pasan a menos de 15 centímetros de cualquier líquido inflamable o tubería de combustible estarán rigidamente sostenidos.
- 22 Se coloca una trampa o curva de goteo para impedir que los fluidos o La humedad condensada corra hasta los alambres y cables dirigidos hacia abajo a un conector, bloques de terminales, tableros o caja de empalmes.
- 23 Los alambres y cables instalados en sentinas y otros lugares donde pueda haber fluidos atrapados estarán colocados lo más lejos posible del punto más bajo o protegidos con tuberías de vinilo cuando esto no es posible.
- 24 Los alambres y los cables se mantienen separados de equipos de alta temperatura, tales como resistencias, tubos de escape, conductos de calentamiento y descongeladores.
- 25 El radio mínimo de doblamiento para el alambre o el cable es 10 veces el diámetro exterior del alambre o cable, excepto que las tiras terminales cuando el alambre esté

adecuadamente sujeto, el radio puede ser de tres veces el diámetro del alambre o cable. Cuando sea posible instalar alambres o cables dentro de los requisitos de radio, el doblado estará encerrado en una tubería aisladora.

26 Verificar que los cables coaxiales no estén doblados a un radio de menos de seis veces el diámetro exterior del cable.

27 Verificar que los alambres y los cables estén provistos de suficiente seno para llenar los siguientes requisitos.

- a) Permitir facilidad de mantenimiento
- b) Permitir el remplazo de terminales por lo menos dos veces, excepto tamaños más grandes.
- c) Impedir la tensión mecánica en los alambres, cables, junta y soportes.
- d) Permitir el libre movimiento del equipo con montaje contra choque y vibración.