

58
2 Gen



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

FACULTAD DE INGENIERIA
División de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

**DESCRIPCION DE LA OPERACION Y ANALISIS
DEL SISTEMA ELECTRICO DEL AVION DG-10-15**

TRABAJO ESCRITO

Que para obtener el Título de
Ingeniero Mecánico Electricista

P r e s e n t a

JOSE ROBERTO GARZA GARZA



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

INDICE

	Página.
I.- Introducción.	6
1.- Generalidades.	18
1.1. Generalidades del Avión.	18
1.2. Dimensiones y Capacidades.	28
1.3. Fuselaje.	32
1.4. Composición del Avión.	34
1.5. Sistemas del Avión.	34
1.6. Cabina de Pilotos.	37
2.- Sistema Eléctrico.	85
2.1. Generalidades del Sistema Eléctrico.	85
2.2. Generación de Corriente Alterna.	88
2.3. Generación de Corriente Directa.	94
2.4. Fuente Externa.	99
2.5. Distribución de Cargas Eléctricas.	99
2.6. Precauciones Operacionales.	105
2.7. Nomenclaturas.	105
3.- Sistema de Corriente Alterna.	111
3.1. Generalidades.	111
3.2. Control y Generación de Corriente Alterna.	113
4.- Sistema de Corriente Directa.	155
4.1. Generalidades.	155
4.2. Descripción de las Unidades del Sistema Eléctrico de Corriente Directa.	160
4.3. Baterías.	163
4.4. Cargador de la Batería.	163
4.5. Componentes para el Control e Indicación de Corriente Directa.	168
4.6. Indicación.	177

4.7. Operación de los Componentes Principales que Intervienen en la Generación, Control e Indicación del Sistema de Corriente Di- recta.	182
5.- Sistema de Fuente Externa.	189
5.1. Generalidades.	189
5.2. Descripción.	194
5.3. Operación.	207
6.- Diagramas Eléctricos.	216
6.1. Sistema Eléctrico.	216
7.- Conclusión.	246
8.- Bibliografía.	248

I.- Introducción.

El presente trabajo tiene como finalidad efectuar la descripción de la operación y el análisis del -- Sistema Eléctrico del Avión DC-10-15, partiendo de la -- descripción de sus componentes hasta llegar al estudio -- de sus diagramas eléctricos y electrónicos.

La importancia que ha alcanzado la electrici-- dad y la electrónica en la aviación es relevante; desde la simple iluminación del avión hasta el complejo Sistema Central de Control Automático de Guía de Vuelo es necesario la utilización de este tipo de manifestación de la energía que la Ingeniería ha podido someter.

El advenimiento del transistor y ahora el uso de los circuitos integrados, ha hecho posible el avance de esta industria aeronáutica; cabiendo hacer mención, -- que el uso de la computadora ha hecho posible la simpli -- ficación de sus operaciones y el aumento extraordinario de los índices de seguridad.

Se le concede un carácter preferente a las -- investigaciones electrónicas aplicadas a la aeronavega -- ción, que desde sus inicios y con las experiencias toma

das en las dos guerras mundiales, se han logrado progresos tan considerables, que las operaciones por vía aérea se multiplican. La aeronavegación cuenta con una infraestructura perfeccionada, la cual hace disminuir considerablemente los riesgos de accidente, para ello, bastará con saber que un avión comercial actual cuenta con sistemas de radionavegación de largo alcance y radiofaros de aproximación a los aeropuertos. Por otra parte, puede obtener informes metereológicos de centros especiales y comunicarse por radio con estaciones interconectadas entre ellas.

Merced a la alta calidad del material electrónico, a lo escrupuloso de las revisiones que se efectúan constantemente y al perfecto funcionamiento de las instalaciones, se ha hecho posible una aviación cada vez más importante y necesaria.

La aviación ha crecido desde ser un profético-sueño hasta convertirse en una realidad tangible.

La historia de los tempranos tiempos anota las tentativas del hombre por conquistar el aire, y muchas leyendas relatan los esfuerzos realizados para volar: el mito de Pegaso, el caballo alado; el de Icaro; las leyendas

de los Incas, que hablan de un personaje llamado Agar -- Utso, al que le crecieron las alas y voló hacia el sol; -- por último, lo que tiene más verosimilitud es la fábula -- de Taranto, quien hacia el año 400 a.C. se supone que -- construyó una paloma mecánica de madera.

Desde entonces no se había registrado nada de -- importancia hasta los tiempos de Roger Bacon en 1250, -- quien sin haber realizado una obra efectiva, fué el mas -- destacado representante de un grupo que especuló con la -- posibilidad de volar. Mas adelante figuran los nombres -- de Allard, Muller, Besnier y Bacqueville, que no consi -- guieron progresos definidos. De ahí que sea seguro afir -- mar que el primer pensador importante fue Leonardo da -- Vinci, quien creyó que el vuelo era posible. En su tex -- to: "El Vuelo de los Pájaros". estudió de cerca la -- estructura y movimientos de las alas; se conservan dibu -- jos de un plano de su máquina volante.

En Inglaterra, con Sir George Cayley, comenzó -- una nueva era en la historia de la aviación, destinada -- a dar al hombre la conquista del aire. Demostró, en -- 1796, la eficacia de la hélice. En 1809 descubrió que -- una superficie plana forzada a moverse a través del -- aire podía sacar ventaja de la resistencia ofrecida a --

su desplazamiento y conseguir una fuerza de elevación, - lo que constituye el principio fundamental del aeroplano.

Por el año de 1871, después de largos estudios y observaciones, el alemán Otto Lilienthal construyó dos alas combadas y cubiertas de tela. Con este aparato realizó un vuelo corto planeando desde una colina. En otro de sus intentos logró la muerte en 1896.

Esta noticia hizo que los hermanos Wilbur y - Orville Wright de EE. UU. revivieran con interés los estudios sobre la aviación. Comenzaron a investigar por - su cuenta y al cabo de cuatro años de estudios convinieron que Lilienthal tenía razón: era mejor experimentar - con planeadores y obtener su control antes de aplicar el motor de vuelo. El planeador que construyeron fue un biplano en el que utilizaron las ideas de Lilienthal, Pilscher y Chanute, y lo volaron sujeto con un barrilete; para su control, las alas se flexionaban en sus extremidades por medio de cables. Lo probaron en Dayton, en 1900, y prosiguieron las pruebas en Kitty Haw, Carolina del -- Norte, lugar escogido por sus vientos dominantes y el terreno. Diseñaron un nuevo modelo más perfeccionado pero que realizaba vuelos muy cortos, hasta que en 1902 hicie

ron un tercer planeador, con una cola agregada por consejo de Chanute, y que efectuó de 700 a 1 000 vuelos, permaneciendo en el aire hasta 60 segundos. Cuando resolvieron el problema de la estabilidad pensaron en aplicar poder a la máquina. Construyeron su propio motor de cuatro cilindros y 12 H.P. que colocaron en un nuevo aeroplano con dos hélices movidas por cadenas de bicicleta - que giraban en dirección contraria.

El 17 de Diciembre de 1903, con Orville en los controles y Wilbur corriendo al lado del aparato para -- mantenerlo sobre el riel que le servía de guía hasta que despegara, el aeroplano se elevó a tres metros de altura y súbitamente avanzó, para posarse en tierra luego de un vuelo de doce segundos: era la primera vez que un hombre volaba en un máquina de motor. El segundo vuelo, pilotado por Wilbur, duró 59 segundos.

En 1908, Santos Dumont hizo un vuelo de ocho minutos, con lo que batió un record de permanencia en el aire, con un aeroplano construido por él. Con un avión parecido al de Dumont, Levasseur batió el record de duración con 37 minutos. En un concurso en Reims en 1908, - los Wright batieron nuevamente la marca con 2 horas y 20

minutos de permanencia en el aire.

El primer avión de dos plazas fue construido -
en 1909 por Bleriot, y en ese mismo año él pudo atrave -
sar el Canal de la Mancha, sin instrumento alguno.

Desde los primeros días del aeroplano, aún - -
antes de que fuera realmente práctico, hombres de visión
lo señalaron no solamente como vehículo de comercio, si-
no también como instrumento de guerra y así sucedió en -
la primer guerra mundial desde 1914, en la que Francia -
tenía 1,500 aviones, Alemania 1,000 e Inglaterra 82. El
holandés Fokker vendió sus derechos de construcción de -
aviones al alto mando alemán, y los cuales eran más re--
sistentes y de mayor autonomía de vuelo que los hasta --
entonces construidos.

Todos los progresos de la aviación hasta entonces
se cumplieron para 1915 con todos los participantes
de la guerra, con la finalidad de mejorar sus técnicas -
vélicas, convencidos de que la victoria radicaba en la -
supremacía aérea. Con la guerra se aumentó la seguridad
de los aviones, la velocidad mejoró con la aplicación de
la aerodinámica y se creó la posibilidad de transportar-

carga, todo lo cual abrió nuevos caminos para la aviación civil. En 1918 en los EE. UU. se creó el primer servicio regular de correo aéreo entre Washington y Nueva York, y en ese mismo año se inauguró la primera línea de vuelos -- diarios entre Londres y París.

En la década de los años 20 se cumplieron grandes hazañas que facilitaron, más adelante, establecer las rutas aéreas regulares de carga y pasajeros.

A partir de esta época, el progreso fue rápido-- en todos los aspectos y correspondió a las crecientes -- exigencias tanto comerciales como militares. En el campo de los transportes de pasajeros y carga se nota un aumento en la capacidad, velocidad y seguridad de los aviones-- hasta llegar a los prototipos del avión moderno.

En 1934 la compañía norteamericana Boeing construyó el notable B-247, bimotor, totalmente metálico, de gran seguridad de vuelo y de una velocidad de 270 Km/h.; y fue uno de los primeros en utilizar los instrumentos -- de vuelo, hoy en uso en los aviones.

A este aparato siguieron los Douglas DC-1 - -

DC-2 y DC-3, siendo este último el avión que prestó más - servicios en el mundo, con una velocidad de 300 Km/h. y - con 25 pasajeros a bordo. De estas máquinas derivaron -- transportes mas grandes, como el tetramotor DC-4, en 1938, que sirvió durante la segunda guerra mundial con el nombre de C-54, el cual desarrollaba una velocidad de 384 Km/h.- y una potencia de 3,600 H.P. con un peso de 30 toneladas; el DC-6 creado en 1946 con capacidad para 52 pasajeros; - el DC-7 una versión mayor a la anterior; el Lockheed - -- Constellation y los enormes C-74 Globemaster y C-97 - - - Stratocruiser; éste tiene una envergadura de 42 m., un -- largo de 33 m. y cargado pesa 71 ton., desarrolla una velocidad de 600 Km/h. volando por la estratósfera.

El invento de la retropropulsión, basada en el principio de que para cada acción hay una reacción igual y opuesta, abrió nuevos horizontes. El primer motor de este tipo fue patentado por el inglés Frank Whittle en -- 1930, quién lo construyó en 1936 y voló en 1937; pero sin resultados satisfactorios, ya que la vida útil del motorera de muy pocas horas y el consumo excesivo. La primera vez que se aplicó a la aviación comercial fué en los - -- De Havilland Comets, en 1952, usados en el servicio requ-

lar de pasajeros Londres-India. Estos aparatos ya volaban en la estratósfera, donde el rendimiento es mayor. -- Los franceses construyeron otro avión de este tipo, el Caravelle y los norteamericanos presentaron el B-707 y el DC-8 con capacidad para 155 pasajeros.

En la aviación militar, la retropropulsión -- también revolucionó todos los conceptos. Los aviones del ejército actual han traspasado la barrera sónica y , poco a poco, se superan los inconvenientes producidos por el desgaste de los materiales, el excesivo consumo de combustible y las altas velocidades de aterrizaje, que exigen pistas sumamente largas.

Al tratar de superar los 800 Km/h., los técnicos se vieron enfrentados a un problema aparentemente insoluble: la barrera sónica, masa de aire comprimido que se agolpa al frente del avión.

En las proximidades de la velocidad del sonido 1,223 Km/h., al nivel del mar y en condiciones normales de presión y temperatura, y que disminuye con la altura,

los aviones se ven sometidos a embates choques y fuertes vibraciones que los pueden desbaratar. Por medio de estudios aerodinámicos, los que modifican las alas, adelgazan^{do} las y reduciendo la superficie, y reforzando la construcción de las máquinas, se consigue atravesarla por primera vez en 1947, en un avión Bell X-1. En 1961, se logran -- velocidades de 6,512 Km/h., a 30,000 m. de altura ó sea -- seis veces la velocidad del sonido (MACH 6) en un aparato X-15, lanzado desde un B-52. Tras este vuelo, el aparato mostró huellas causadas por el calentamiento del metal del orden de los 340°C. Para evitar estos daños, la fábrica norteamericana Boeing usa una aleación metálica - que contiene 90% de titanio, 6% de aluminio y 4% de vanadio.

Dentro de la aviación civil se encuentra la de pasajeros y la de carga; para estos fines se utilizan generalmente aviones del tipo mediano, para unir puntos cercanos, y los grandes trireactores y tetrareactores para - vuelos trasoceánicos y trascontinentales.

Los primeros, con motor de explosión tradicional, o con el turbohélice, llevan de 20 a 30 pasajeros a-

una velocidad de 300 Km/h.; los últimos tienen una velocidad de crucero entre 850 y 1 100 Km/h. y capacidad para 90 a 720 pasajeros. Sin embargo el aumento del turismo aéreo hace necesaria la constante renovación de los modelos.

Entre los modelos de aviones de transporte supersónico que se encuentra en diversas fases de diseño, construcción o pruebas, cabe mencionar el Concorde Franco británico, ideado para realizar vuelos trasatlánticos en 3 horas a una velocidad de 2,400 Km/h., con 136 pasajeros ó 20 toneladas de carga. El Boeing supersónico volará a una velocidad de 2,890 Km/h. y podrá transportar 350 pasajeros.

Las principales compañías aéreas son miembros de la I.A.T.A. (International Air Transport Association), que coordina los servicios, fija tarifas y establece programas de adiestramiento de tripulaciones, dicta las leyes de seguridad con inspecciones frecuentes, tanto de máquinas como de personal. Las máquinas están dotadas de los más modernos instrumentos de navegación aérea.

La aviación comercial de carga utiliza aviones-
similares a los de pasajeros, dotados de grandes puertas-
de carga de mercaderías; ésta llega a 150 toneladas en --
los aviones más grandes.

Así pues, se define al avión como un aparato --
más pesado que un volúmen igual de aire, que puede volar-
por la acción que éste ejerce sobre el plano inclinado de
las alas cuando avanza con la velocidad necesaria por me-
dio de un sistema propulsor. Se encuentra compuesto por
alas u órganos de sustentación; el fuselaje o cuerpo, el-
tren de aterrizaje, la cola o empenaje, los órganos de go-
bierno, la planta motriz y los instrumentos y equipo de -
vuelo.

1. Generalidades.

1.1. Generalidades del Avión.

El Avión DC-10-15 es un trimotor turborreactor de grandes dimensiones, que ha sido diseñado para la - - transportación de 315 pasajeros en 3 cabinas longitudinales, localizadas en su parte superior y 40 toneladas de carga distribuidas en 3 compartimientos, situados en la parte inferior. Es capaz de llevar 80 toneladas de - - combustible en sus 4 tanques, los cuales alimentarán a - sus 3 motores y a la Unidad de Potencia Auxiliar (A. P.-U.). Los Motores son suficientes para darle un empuje - de 75 toneladas.

La tripulación básica de este avión estará formada por: El Capitán, el Primer Oficial, el Ingeniero de Vuelo y 11 Sobrecargos. La tripulación extra constará - de 2 observadores en Cabina de Pilotos, que pueden ser: - pilotos en etapa experimental o mecánicos de abordaje, y - en la Cabina de Pasajeros un Sobrecargo en etapa experimental.

En la Cabina de Pilotos o de Control, se - -- encuentran 5 asientos: el del Capitán, de lado delantero izquierdo, desde donde se tomarán las referencias para - los componentes del avión; el del Primer Oficial, del la do delantero derecho; el del Ingeniero de Vuelo, atrás - del asiento del Primer Oficial, más los correspondientes a los 2 observadores, atrás del asiento del Capitán. El control y la operación de los asientos son completamente eléctricos.

En la Cabina de Pasajeros se tienen 315 asien-

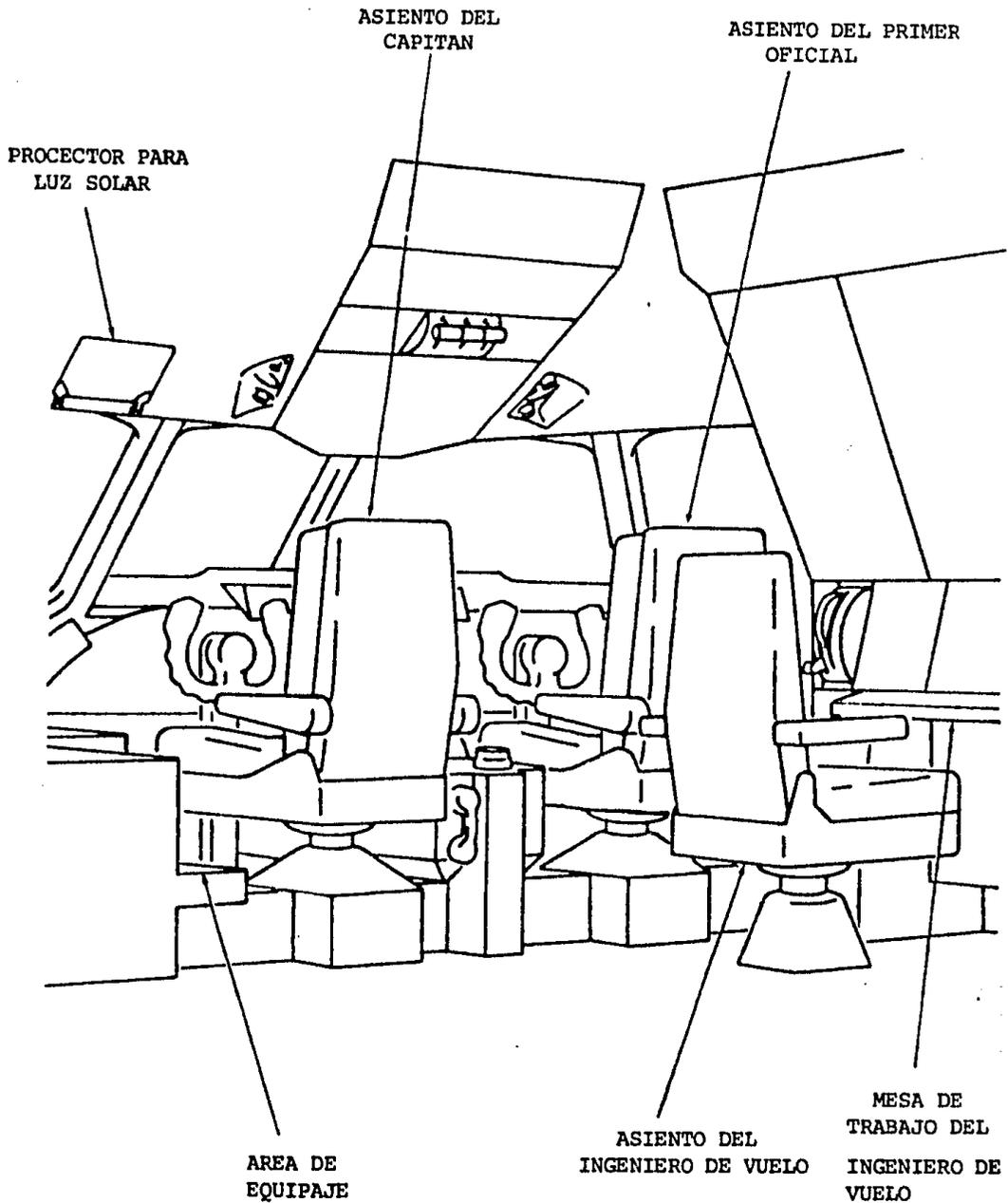


Fig. No. 1.1.1. Vista hacia adelante de la Cabina de Pilotos.

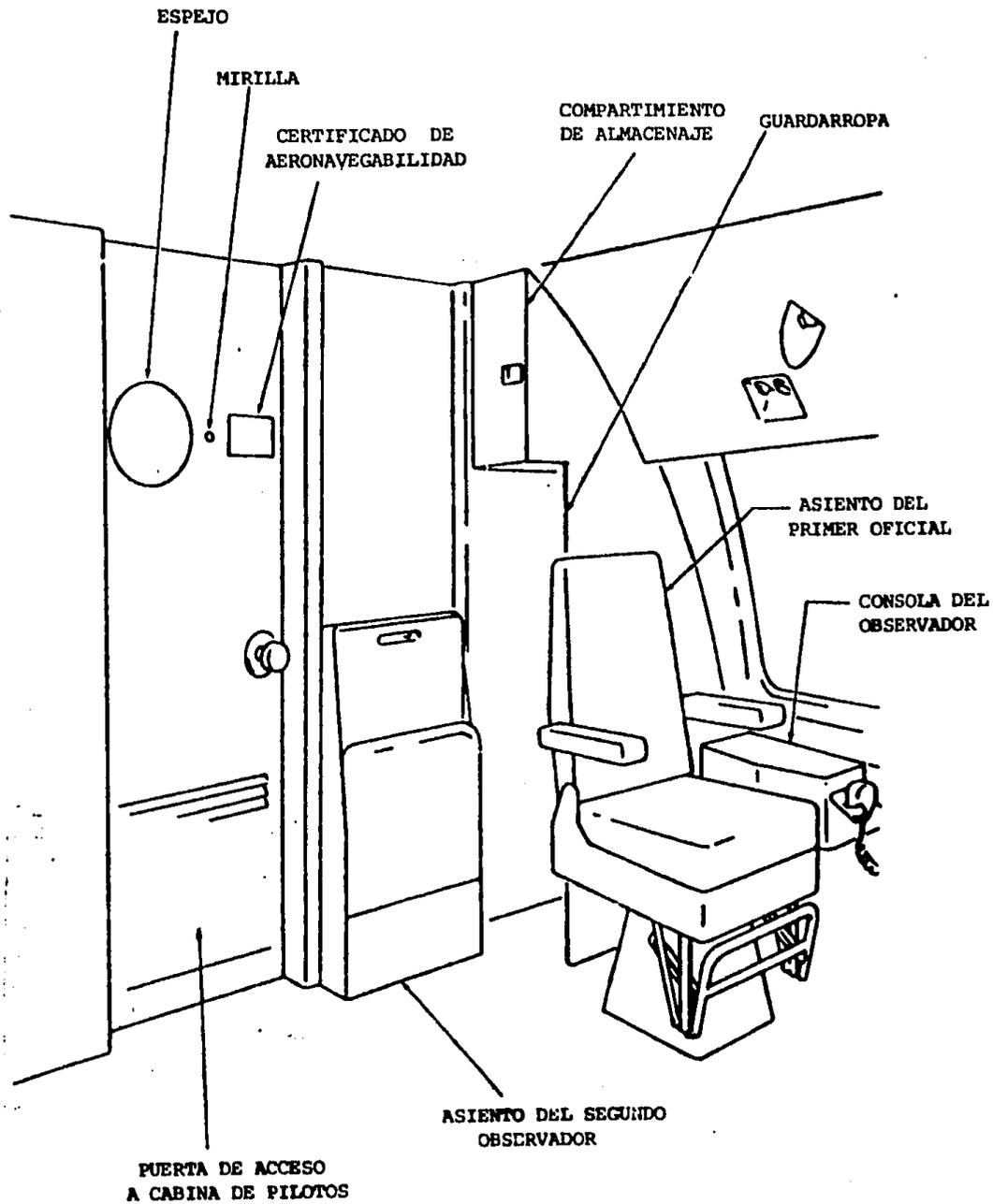


Fig. No. 1.1.2. Vista hacia atrás de la Cabina de Pilotos.

tos para los mismos, formados en su mayoría de hileras de 9, y con 14 asientos para sobrecargos, de los cuales 2 se encuentran en la Cocina Inferior.

La Cabina será presurizada en vuelo, para dar un mayor confort a sus ocupantes; pues la altitud y la velocidad normales de vuelo son de 10,000 m. y 980 Km/h. aproximada y respectivamente. En el caso de una despresurización repentina, se cuenta con mascarillas de oxígeno individuales. Las de pilotos, serán surtidas por medio de tanques, mientras que las de los pasajeros, -- por el oxígeno generado individualmente en las Unidades de Servicio a Pasajeros "P.S.U.", por medio de reacciones químicas a base de Perclorato de Sodio (NaClO_3), -- siendo accionadas por un gatillo al jalar la mascarilla. Cada una de las Unidades de Oxígeno para Pasajeros y Sobrecargos, se encuentran en: los respaldos de los asientos de los pasajeros, en el Centro de Servicio o Cocina Superior Delantera, en los mamparos divisores superiores traseros de las puertas de acceso, en el techo de cada uno de los Baños, en la parte inferior de los Módulos de Servicio de Sobrecargos junto a cada puerta de acceso a la Cabina y en el techo de las primeras filas.

Una Unidad Decodificadora y Demultiplexora es capaz de operar el Sistema de Llamadas a Sobrecargos, - desde cada brazo de los asientos de pasajeros y desde - la Cabina de Pilotos; también, a un Sistema de Música - de 12 canales, las puertas de acceso al Sistema de - - Oxígeno para Pasajeros y el Control de Luces de Lectura, todo por medio de un cable coaxial, con terminal en cada conjunto de asientos.

El avión cuenta con 3 cocinas: la primera, se encuentra en la parte inferior, inmediatamente adelante del Compartimiento de Carga Delantero y es comunicada - por medio de 2 elevadores con la segunda cocina o Centro de Servicio. Uno de los elevadores es para la tripulación y el otro, para los carritos de servicio. La tercera cocina se encuentra en la parte trasera de la - Cabina. Las cocinas cuentan con todos los servicios -- como son: hornos, refrigeradores, alacenas y lavaderos. También se cuenta con un tanque de agua potable, con -- una capacidad de 600 litros el cual, alimenta a los lavaderos de las cocinas, cafeteras, tomas de agua y a -- los lavabos de los 8 baños, 4 en la parte delantera y 4 en la trasera. Tiene 8 tanques de desperdicio, uno por cada baño, con capacidad individual de 90 litros.

El acceso del Pasaje y la Tripulación es posible hacerlo por 8 puertas, 4 de cada lado, ordenadas de la siguiente manera: 1R, 2R, 3R, 4R; correspondientes a las del lado derecho y 1L, 2L, 3L, 4L, correspondientes a las del lado izquierdo. Las 8 puertas son operadas - normalmente de manera eléctrica; pero en caso de emer-- gencia, serán operadas en forma neumática o manual. En este caso, se contará con un tobogán de doble línea de escape en las puertas 2, 3, 4 y de línea individual de escape en las 1. En el caso de un acuatizaje, cada - - uno de los toboganes serán usados como lanchas salvavidas, con capacidad para 45 personas cada uno, pudiéndose auxiliar de los asientos de pasajeros que también -- son chalecos salvavidas.

El Piloto Automático del avión consta de un - número de unidades y componentes, los cuales dan un me-

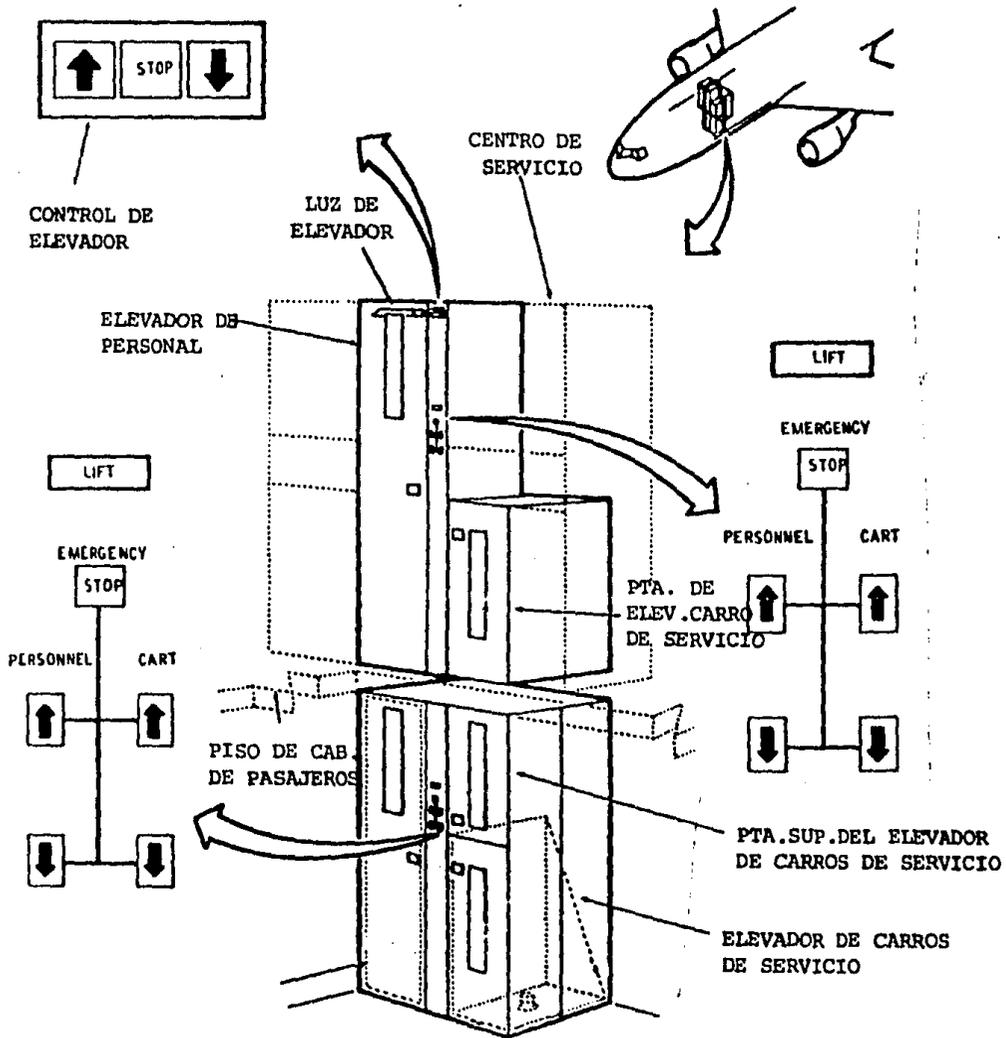


Fig. No. 1.1.3. Elevadores.

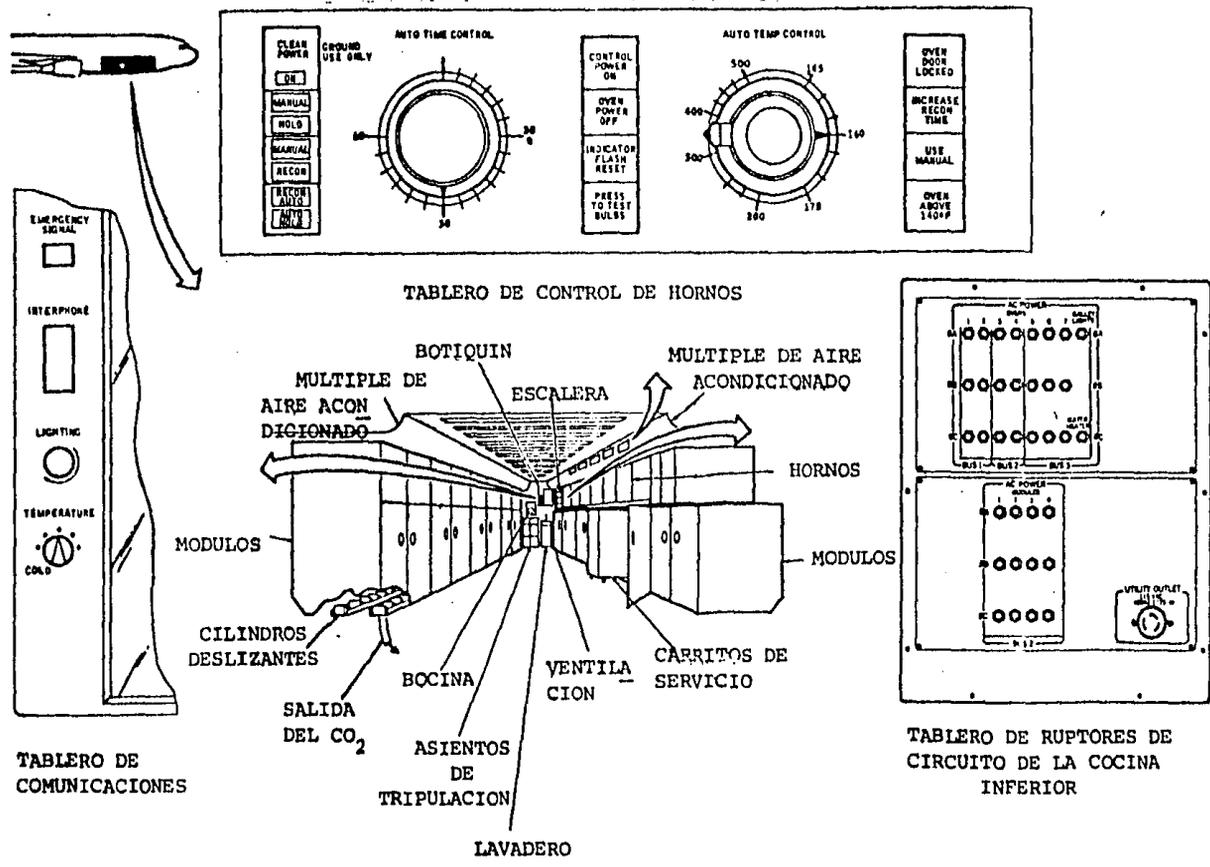


Fig. No. 1.1.4. Cocina Inferior.

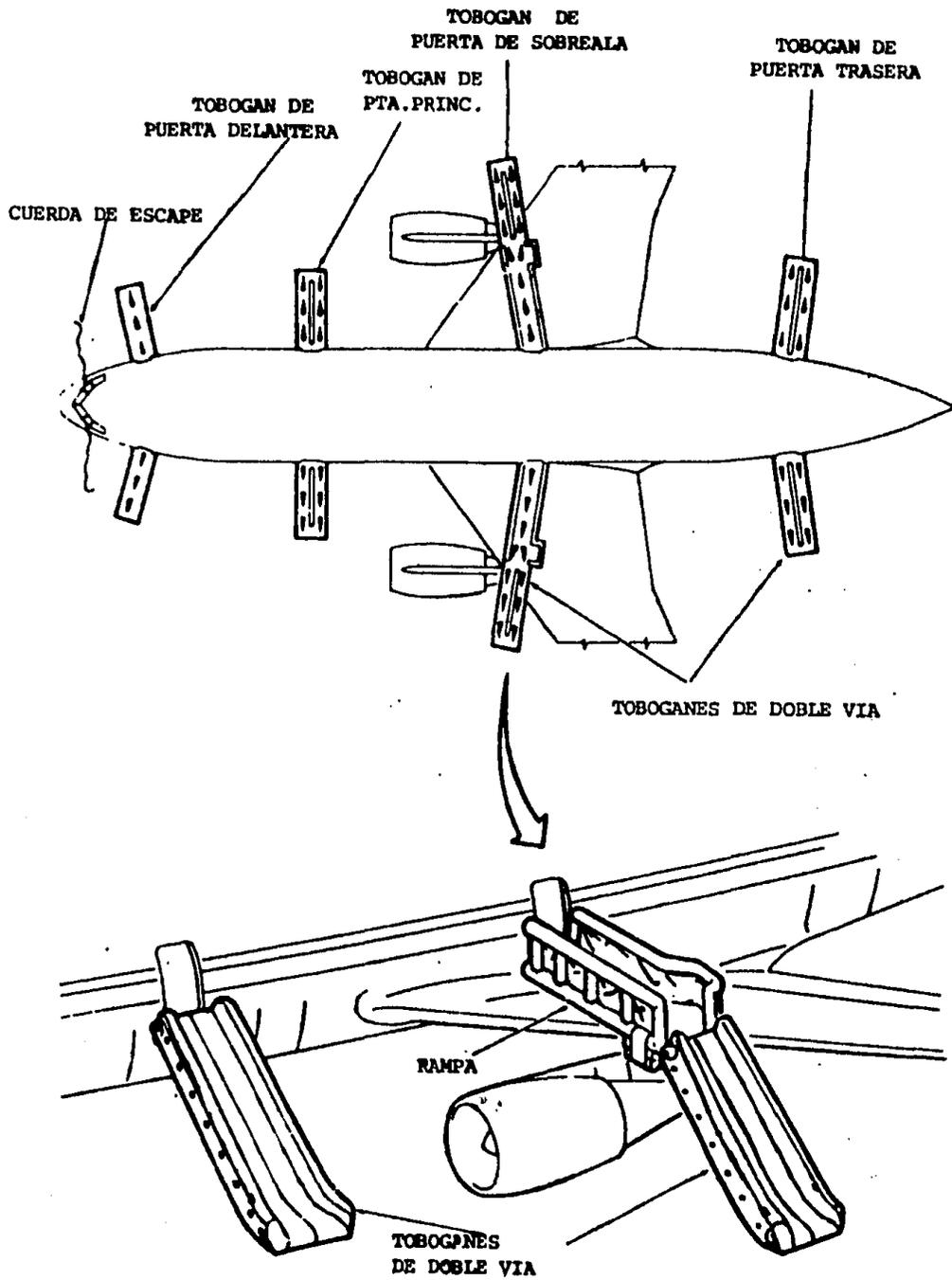


Fig. No. 1.1.5. Toboganes de Evacuación.

dio para el control automático de la trayectoria de vuelo y de la velocidad del avión en condiciones óptimas. El Piloto Automático usa señales de radio, del giróscopo direccional y del vertical junto con el Computador de Datos de Aire "A.D.C.", para poder controlar los amortiguadores de guiñada y de cabeceo, los alerones y los elevadores, con el fin de mantener la altitud, el rumbo, la velocidad vertical y la trayectoria del plano de aterrizaje, cuando ésto sucede. El Piloto Automático es capaz de dar una aceleración automática controlada, un control sobre la velocidad vertical, una alarma de desplome; usando para ello, sensores y computadores y además, es capaz de hacer aterrizar al avión de una manera completamente automática.

La Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", en entrega al avión energía eléctrica a través de un generador de 115 V.C.A., 400 Hz., 3 fases y 90 KW. de potencia, con el fin de alimentar a todos los dispositivos eléctricos del avión. La unidad también entrega energía neumática para el sistema de aire acondicionado y para la puesta en marcha de los motores, haciendo a la aeronave completamente independiente de los servicios de tierra. La Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U." se encuentra instalada con protecciones acústicas y contra fuego, justamente adelante del cono de cola. Es posible hacer uso de ella en vuelo si se presentan condiciones de emergencia provocadas, por la presencia de errores en el funcionamiento de los generadores de los motores, con la única condición de que la altitud del avión sea de 7,600 m. máximo.

Los turborreactores son del tipo CF6-50 fabri

cados por General Electric, los cuales le dan a la aeronave gran autonomía. Los motores No. 1 y No. 3 se encuentran sujetos a los pilones de las alas y el motor No. 2 al pilón del estabilizador vertical. El peso de cada motor es de 4,250 Kg., su empuje es de 25 toneladas, son de doble rotor y de flujo axial. Incorpora un abanico de 4 etapas operado por una turbina de baja presión de 4 etapas, también incorpora un compresor de alta presión de 14 etapas operado por una turbina de alta presión de 2 etapas.

El tren de aterrizaje es completamente retráctil, consistente en 2 piernas principales y una denariz, actuado por el sistema hidráulico. En cada pierna principal se encuentran montadas 4 ruedas y en la denariz solo 2. El sistema de frenos es individual por cada rueda, operado también por el sistema hidráulico.

Las fuentes de energía eléctrica son: 3 generadores de motor, un generador de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P. U.", un generador a mando de aire y la batería. Cada generador de corriente de motor o de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", entrega: 115 V.C.A., 400 Hz. 3 fases y 90 KW. El generador de corriente a mando de aire entrega 115 V.C.A., 400 Hz., 3-fases y 20 KW. Este sistema cuenta además, con Transformadores Rectificadores que convierten la energía eléctrica trifásica a 28 V.C.D. y con Inversores Estáticos que convertirán la energía de 28 V. de la batería a 115 V.C.A., 400 Hz., una fase. El generador a mando de aire se usará una vez agotadas las posibilidades de operación de los generadores de motor y de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U." y cuya limitación es que el-

avión deberá llevar una mínima velocidad de 60 nudos. En el caso de que tampoco se contara con esta posibilidad se tiene el recurso de la batería, que podrá alimentar a los dispositivos llamados Esenciales, para proseguir el vuelo, con la limitante de solo 25 minutos para arribar al aeropuerto alterno.

1.2. Dimensiones y Capacidades.

Nota: Las siguientes dimensiones y capacidades tendrán las siguientes equivalencias:

1 Pie ----- 0.3048 m.
1 Pulgada ----- 0.0254 m.

1.2.1. Totales.

Envergadura ----- 47.37 m. (155 pies, 5
pulgadas).
Longitud ----- 55.47 m. (182 pies).
Altura ----- 17.80 m. (58 pies, 5
pulgadas).

1.2.2. Fuselaje.

Longitud ----- 51.97 m. (170 pies, 6
pulgadas).
Diámetro Máximo ----- 6.02 m. (19 pies, 9
pulgadas).

1.2.3. Ala.

Cuerda De la Base ----- 10.71 m. (35 pies, 2
pulgadas).
Cuerda Del Extremo ----- 3.22 m. (10 pies, 7
pulgadas).

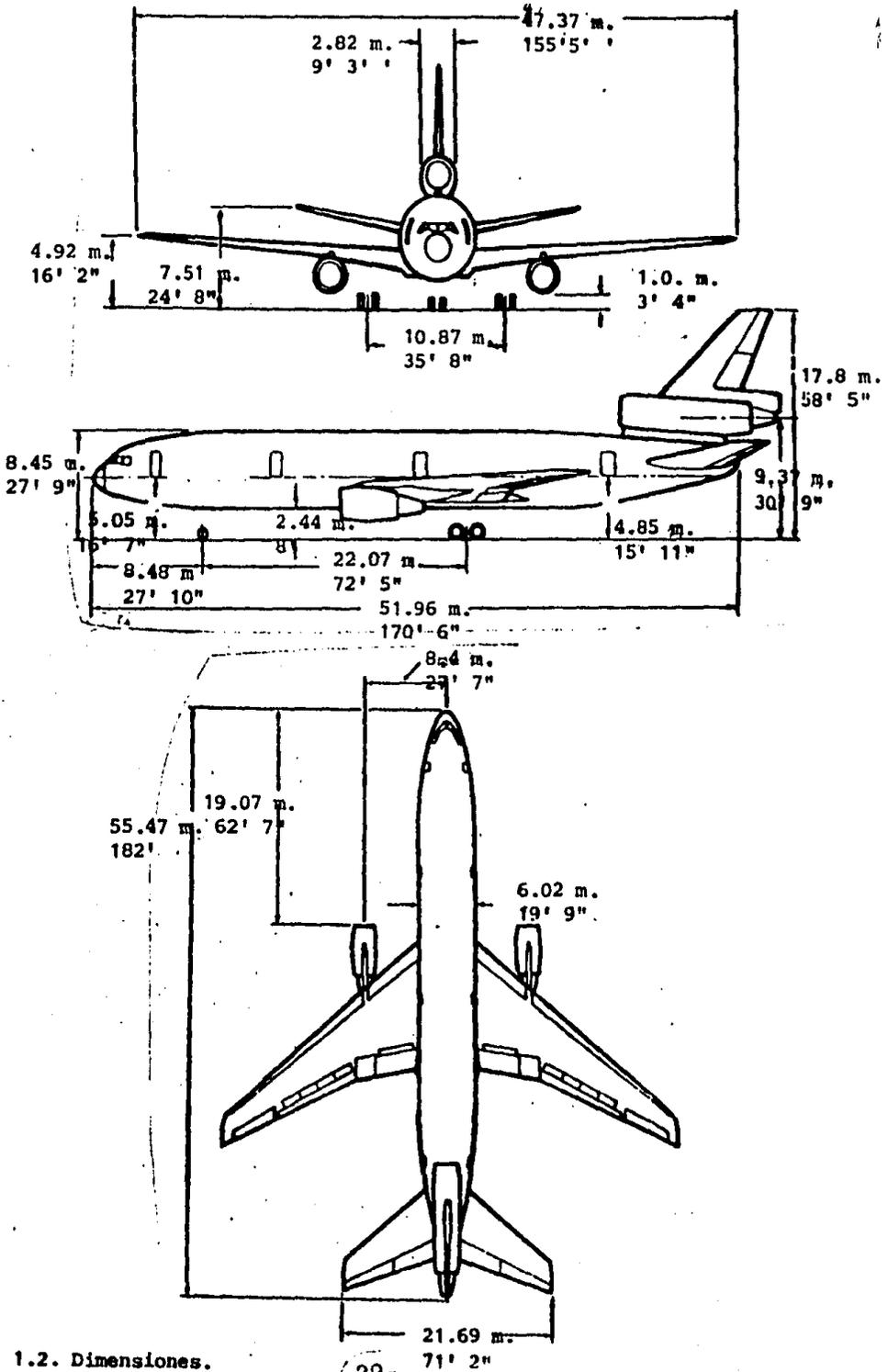


Fig. No. 1.2. Dimensiones.

Angulo Diedro ----- 6°.
Flechado ----- 35°.

1.2.4. Alerones.

Interior ----- 2.08 m. (6 pies, 10
pulgadas).
Exterior ----- 5.13 M. (16 pies, 10
pulgadas).

1.2.5. Aletas.

Interior ----- 4.52 m. (14 pies, 10
pulgadas).
Exterior ----- 8.63 m. (28 pies, 4
pulgadas).

1.2.6. Estabilizador Horizontal.

Longitud -----21.69 m. (71 pies, 2
pulgadas).
Flechado ----- 35°.
Angulo Diedro ----- 10°.

1.2.7. Estabilizador Vertical.

Flechado ----- 40°.

1.2.8. Tren de Aterrizaje.

Distancia entre las piernas del
tren principal -----10.87 m. (35 pies, 8
pulgadas).

Distancia entre la pierna del tren
narfz y la línea de unión entre --
ambas del tren principal --22.07 m. (72 pies, 5
pulgadas).

1.2.9. Area de las Superficies de Control.

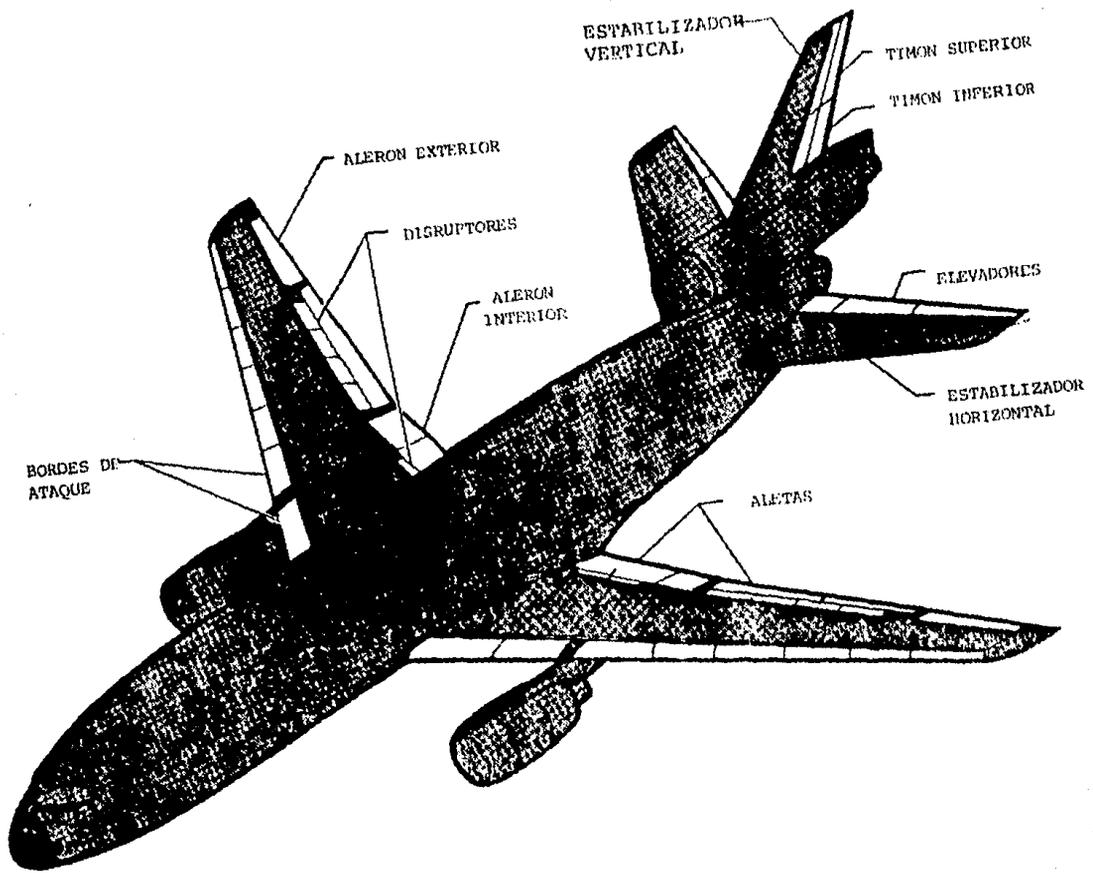


Fig. No. 1.2.9. Superficies de Control.

Alas (Total)----- 329.8 m². (3550 pies cuadrados).

Aletas (Total en ambos lados- 62.05 m². (688 - - pies cuadrados).

Alerones (Total en ambos lados ----- 17.46 m². (188 - - pies cuadrados).

Estabilizador Horizontal (Total) ----- 124.30 m². (1338 - - pies cuadrados).

Elevadores (Total en ambos lados) ----- 27.68 m². (298 - - pies cuadrados).

Estabilizador Vertical ----- 56.20 m². (605 - - pies cuadrados).

Timón ----- 10.22 m². (110 - - pies cuadrados).

1.2.10.Peso.

Vacío ----- 116.5 Toneladas.

Máximo de combustible ----- 80.86 Toneladas.

Máximo de operación ----- 250 Toneladas.

1.2.11.Estaciones.

El fuselaje del avión se dividirá en estaciones, para facilitar la ubicación de los compartimientos y accesos con los que cuenta el avión. Cada estación - - equivaldrá a una pulgada en la longitud del fuselaje; así pues, el fuselaje se medirá desde la punta del radomo, -- que corresponderá a la estación No. 239 y el extremo posterior del motor No. 2, a la estación No. 2416.

1.3. Fuselaje.

-33-

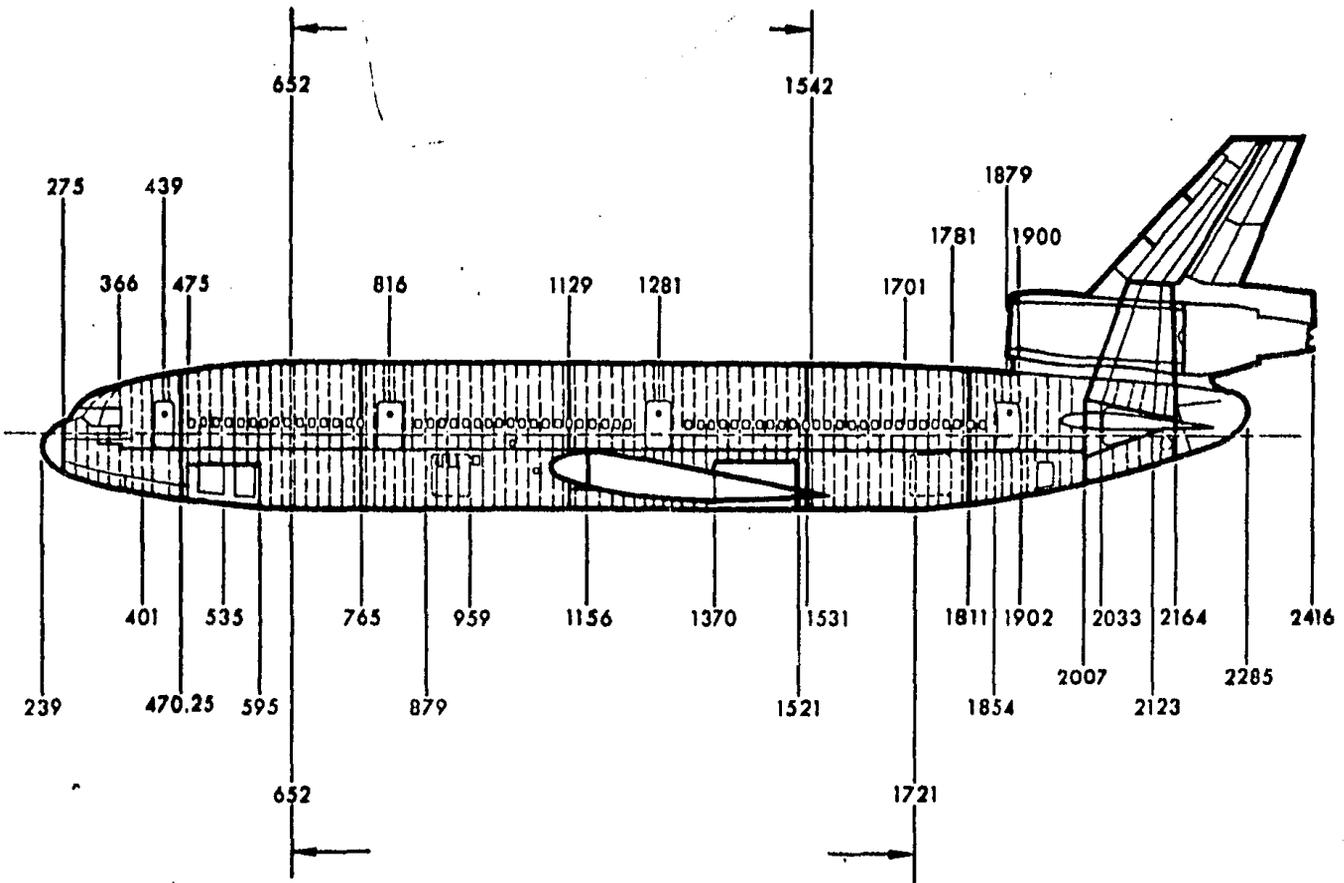


Fig. No. 1.2.1.1. Estaciones.

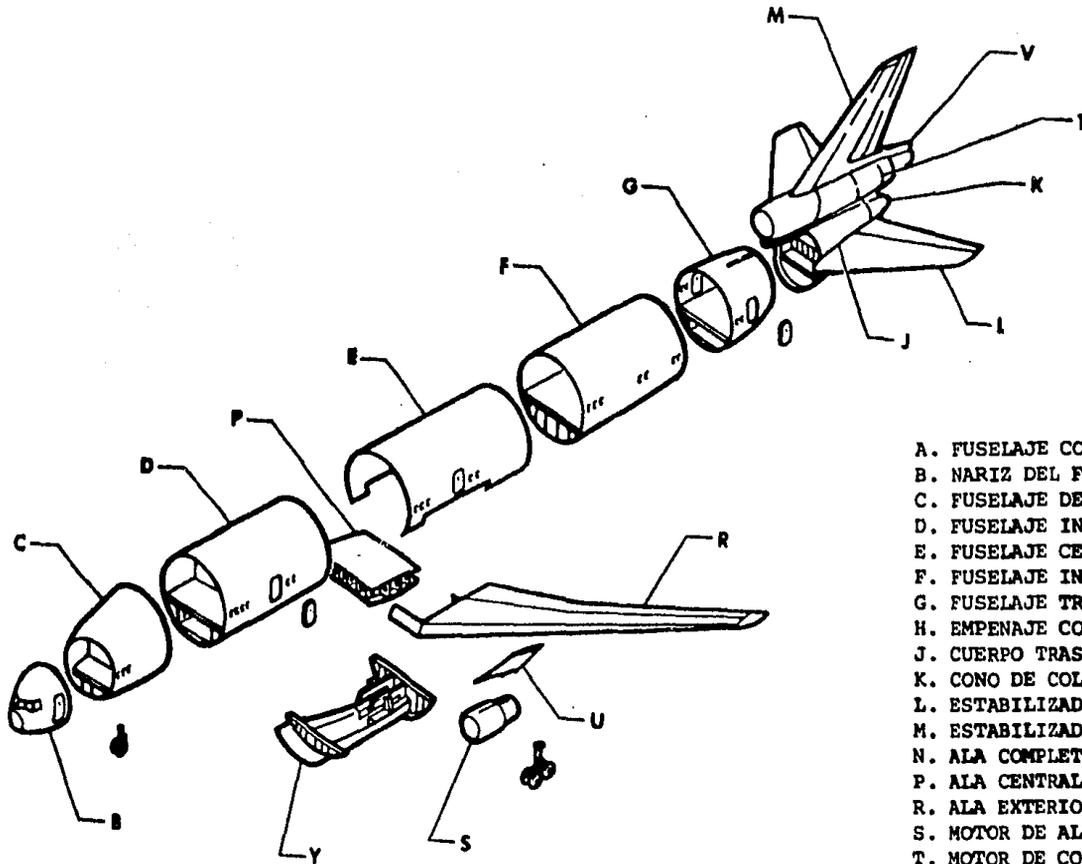
Las partes que constituyen el fuselaje del avión son: Fuselaje Completo, Naríz del Fuselaje, Fuselaje Delantero, Fuselaje Intermedio Delantero, Fuselaje Central, Fuselaje Intermedio Trasero, Fuselaje Trasero, Empenaje Completo, Cuerpo Trasero del Empenaje, Cono de Cola, Estabilizador Horizontal, Estabilizador Vertical, Ala Completa, Ala Central, Ala Exterior, Motor de Ala - (No.1 y No. 3), Motor de Cola (No. 2), Soporte de Motor de Ala y Soporte de Motor de Cola.

1.4. Composición del Avión.

Las partes que componen al avión son: Radomo, Cabina de Pilotos, Cabina Delantera de Pasajeros, Cabina Central de Pasajeros, Cabina Trasera de Pasajeros, - Compartimiento del Fuselaje Trasero, Compartimiento de Accesorios Trasero, Cono de Cola, Compartimiento de la Unidad de Potencia Auxiliar, Compartimiento de Desperdicio, Compartimiento Trasero de Carga, Compartimiento -- Central de Carga, Pozo del Tren Principal, Compartimiento Central del Ala, Compartimiento de Accesorios Central, Compartimiento Delantero de Carga, Cocina Infe---rior, Compartimiento de Aire Acondicionado, Comparti---miento Electrónico, 4 Baños Delanteros, Compartimiento de Almacenamiento, Centro de Servicio, 315 Asientos de Pasajeros, 14 Asientos de Sobrecargos, Guardarropa, - - Compartimiento de Alimentos, Cocina Trasera y 4 Baños - Traseros.

1.5. Sistemas.

La alimentación eléctrica del avión será indispensable para todas sus operaciones, tanto en vuelo como en tierra. Cada uno de los sistemas que conforman



- A. FUSELAJE COMPLETO.
- B. NARIZ DEL FUSELAJE.
- C. FUSELAJE DELANTERO.
- D. FUSELAJE INTERMEDIO DELANTERO.
- E. FUSELAJE CENTRAL.
- F. FUSELAJE INTERMEDIO TRASERO.
- G. FUSELAJE TRASERO.
- H. EMPENAJE COMPLETO.
- J. CUERPO TRASERO DEL EMPENAJE.
- K. CONO DE COLA.
- L. ESTABILIZADOR HORIZONTAL.
- M. ESTABILIZADOR VERTICAL.
- N. ALA COMPLETA.
- P. ALA CENTRAL.
- R. ALA EXTERIOR.
- S. MOTOR DE ALA. (No. 1 Y No. 3).
- T. MOTOR DE COLA. (No. 2).
- U. SOPORTE MOTOR DE ALA (PILON).
- V. SOPORTE MOTOR DE COLA (PILON).
- Y. CUBIERTA INFERIOR DEL ALA.

Fig. No. 1.3. Partes del Fuselaje.

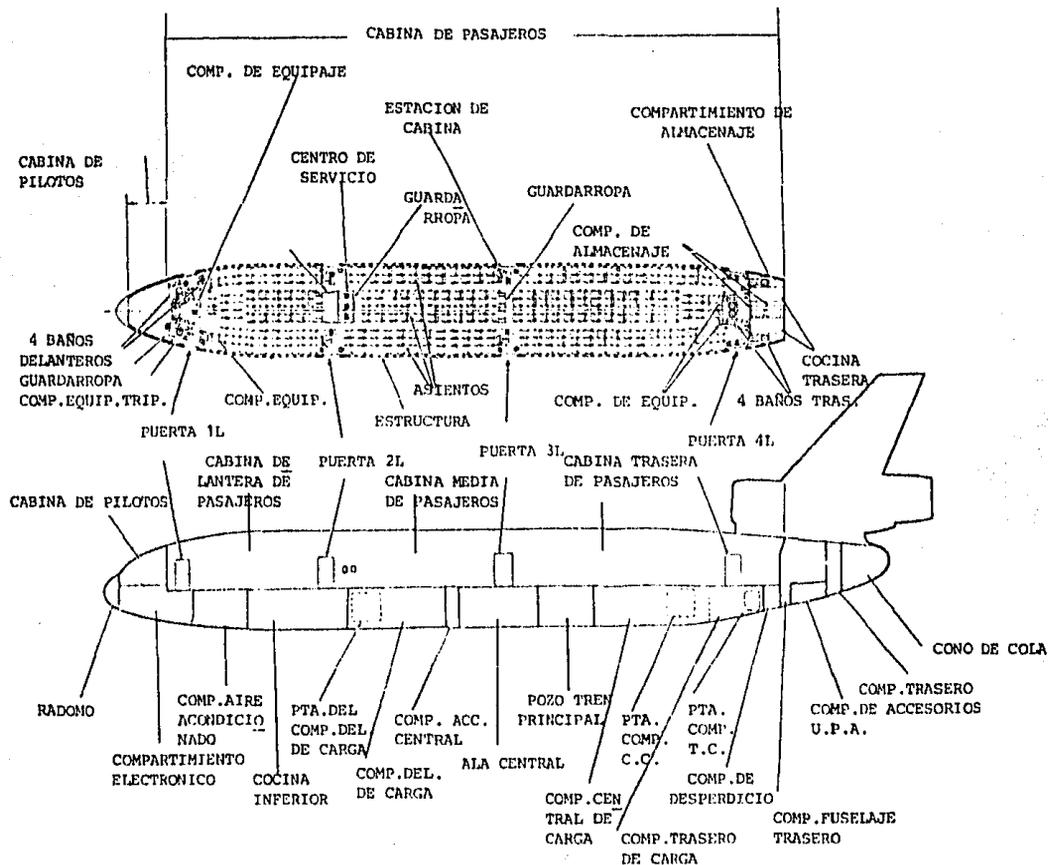


Fig. No. 1.4. Composición del Avión.

al avión dependen de alguna manera, de la alimentación eléctrica para su operación, control y protección. Estos sistemas son: Aire Acondicionado, Piloto Automático, Comunicaciones, Protección Contra Fuego, Controles de Vuelo, Amueblado, Combustible, Hidráulico, Protección contra Hielo y Lluvia, Instrumentos de Vuelo, Tren de Aterrizaje, Iluminación, Navegación, Oxígeno, Neumático, Agua Potable y Desperdicio, Energía Auxiliar, Estructura, Puertas, Fuselaje, Superficies de Control, Ventanas, Alas, Motores, Servicios y Eléctrico.

1.6. Cabina de Pilotos.

Todos los sistemas serán operados, controlados y protegidos electricamente desde los tableros de la cabina de pilotos, o de algún otro tablero ubicado en la cabina de pasajeros, el cual será accesible únicamente a la tripulación.

En la cabina de pilotos se encuentra lo siguiente:

Tableros de Control: Principal de Instrumentos, Superior, Pedestal e Ingeniero de Vuelo.

Consolas: Capitán, Primer Oficial, Ingeniero de Vuelo y Observador.

1.6.1. Tableros de Control.

1.6.1.1. Tablero de Control Principal de Instrumentos.

El Tablero de Control Principal de Instrumentos se encuentra localizado en la parte delantera de la cabina de pilotos y frente a los asientos del Capitán y el Primer Oficial. Este tablero consta de: Tableros de Control de Luces, Tableros Laterales, Tableros de Instrumentos, Tablero Central Superior y Tablero Antirreflejan

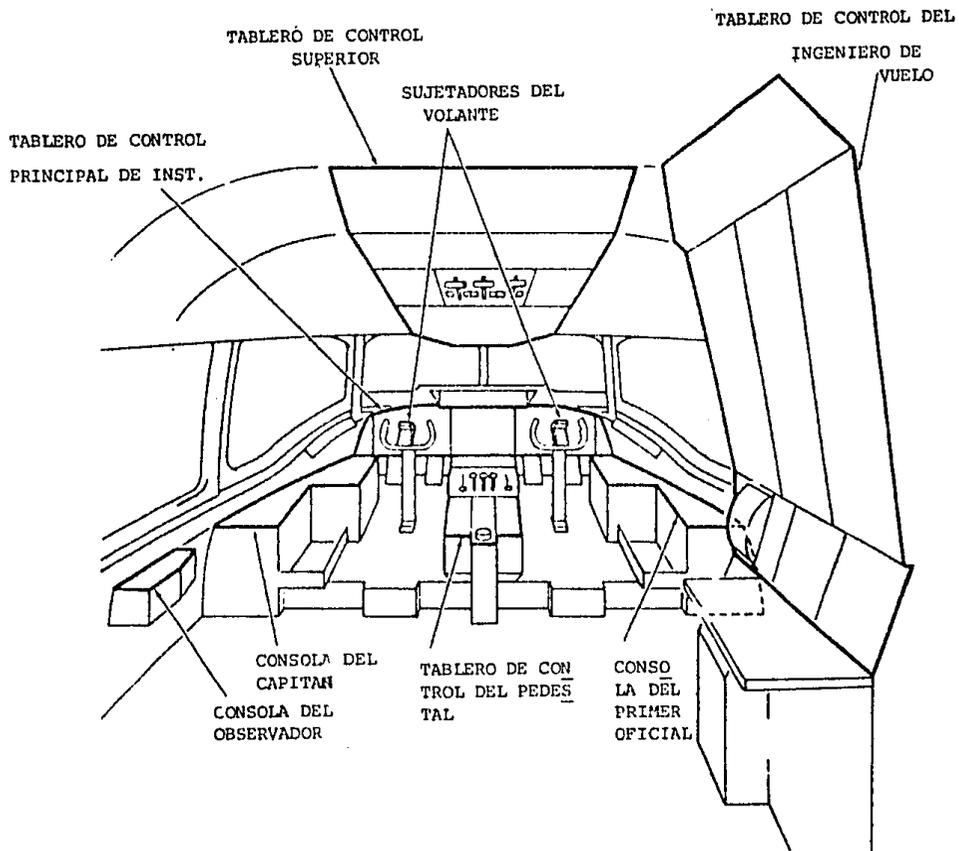


Fig. No. 1.6. Tableros de Control de la Cabina de Pilotos.

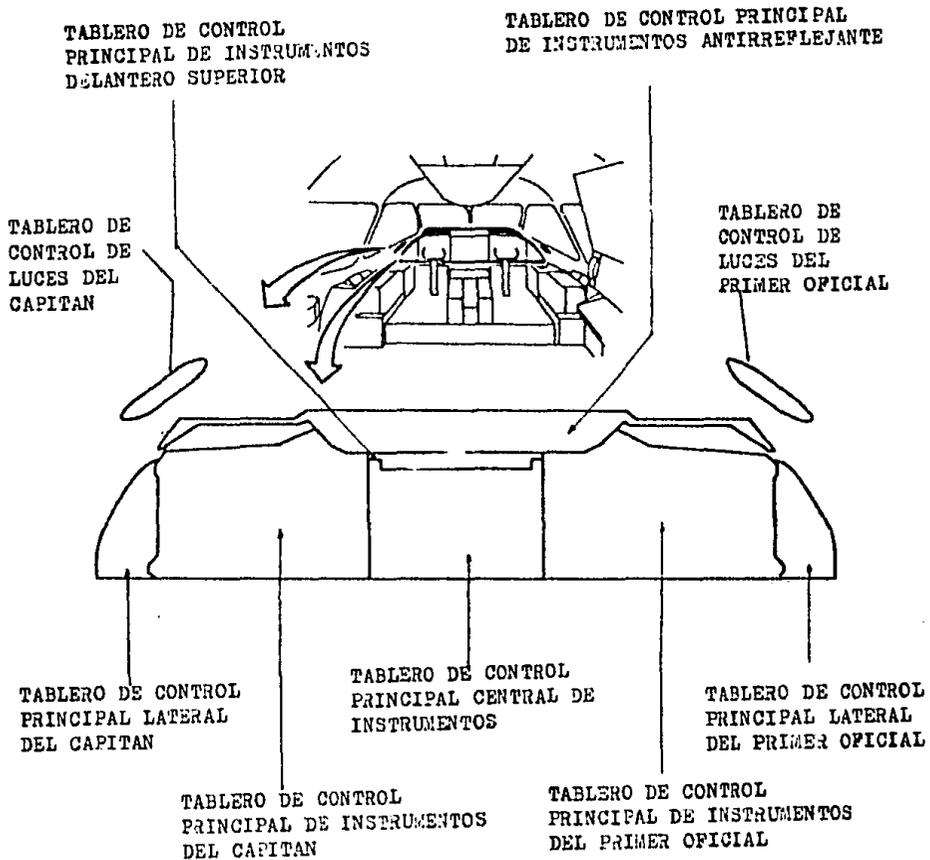


Fig. No. 1.6.1.1. Tablero de Control Principal de Instrumentos.

te.

1.6.1.1.1. Tablero de Control Principal de Luces.

Los Tableros de Control Principal de Luces se encuentran debajo de las ventanillas móviles laterales, tanto del Capitán como del Primer Oficial, y tienen los controles de luces para: Portafolios, Piso, Mapa, Difusa, de Tablero e Interruptor de Puesta en Marcha del Cronómetro.

1.6.1.1.2. Tableros de Control Principal Laterales.

Los Tableros de Control Principal Laterales se encuentran como su nombre lo indica, en ambos lados del Tablero Principal y consta de: Salidas de Aire, y un Corrector de Compás, que se encuentra en el Tablero de Control Principal del Primer Oficial.

1.6.1.1.3. Tablero de Control Principal de Instrumentos del Capitán.

El Tablero de Control Principal de Instrumentos del Capitán, se encuentra inmediatamente frente al asiento del Capitán, cuya finalidad es la de monitorear el vuelo con los instrumentos. Consta de: Luces Anunciadoras de Autoaceleración, de Modo, de Piloto Automático, Monitor de Valoración de desarrollo de vuelo, Reloj, Indicador de Velocidad Mach, Indicador de Dirección de Actitud, Indicador Radioaltímetro, Altímetro, Luces Anunciadoras de Faro, Interruptor Anunciador del Computador de Datos de Aire, Indicador del Sistema de Navegación Inercial, Medidor de Distancia, Indicador Radio Magnético, Indicador de Situación Horizontal, Indicador de Velocidad Vertical e Indicador de Presión Hidráulica de Fre-

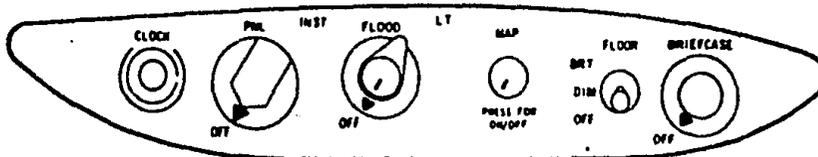
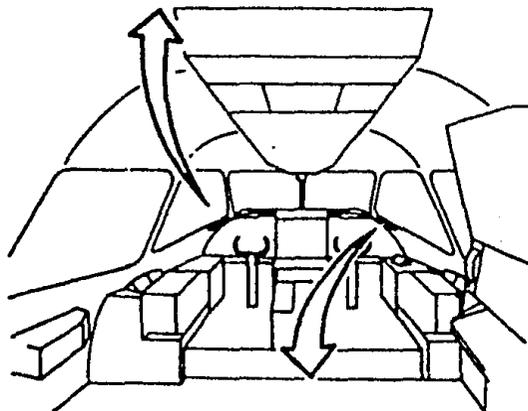
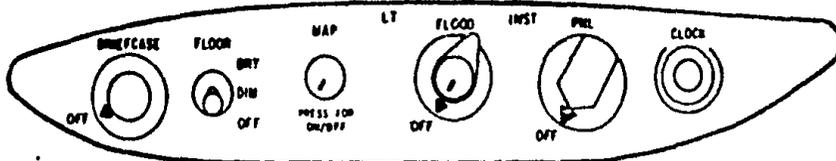


Fig. No. 1.6.1.1.1. Tablero de Control Principal de Luces.

Fig. No. 1.6.1.1.2. Tablero de Control Principal de Instrumentos Laterales,

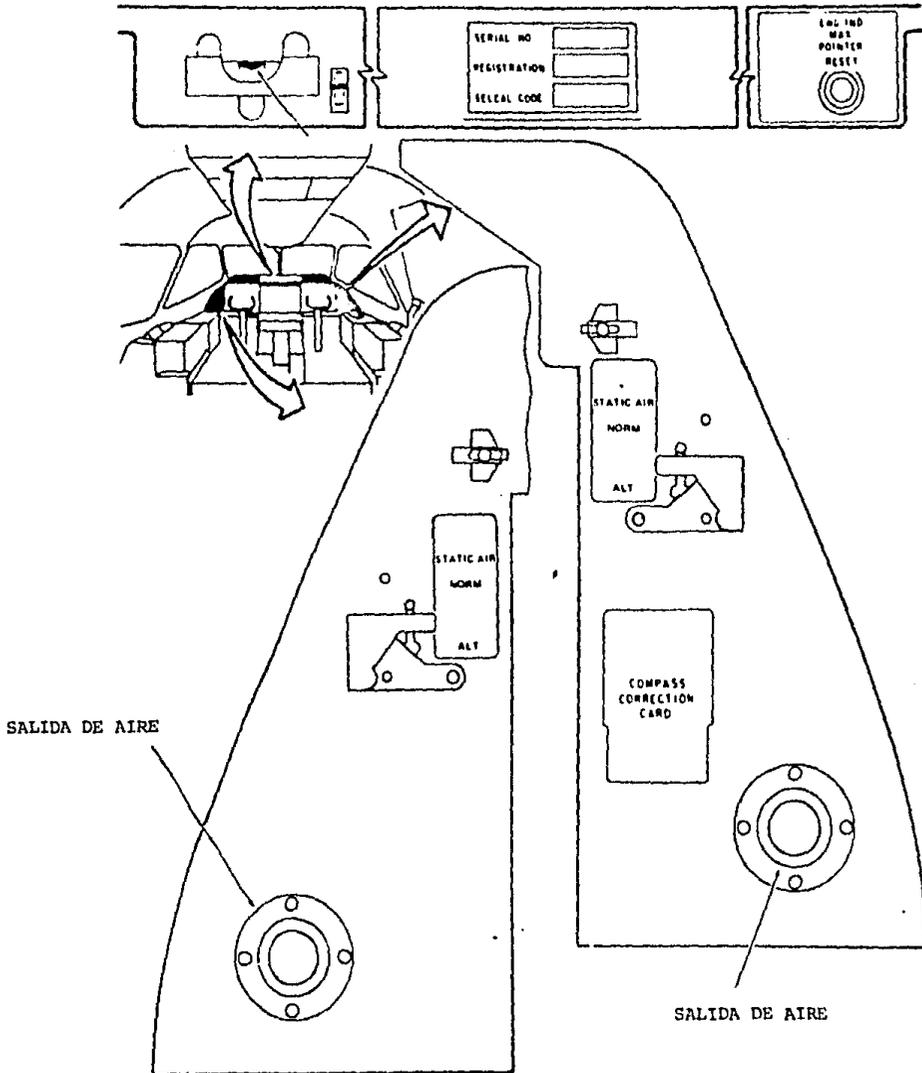


Fig. No. 1.6.1.1.7. Tablero de Control Principal de Instrumentos Antirreflejante.

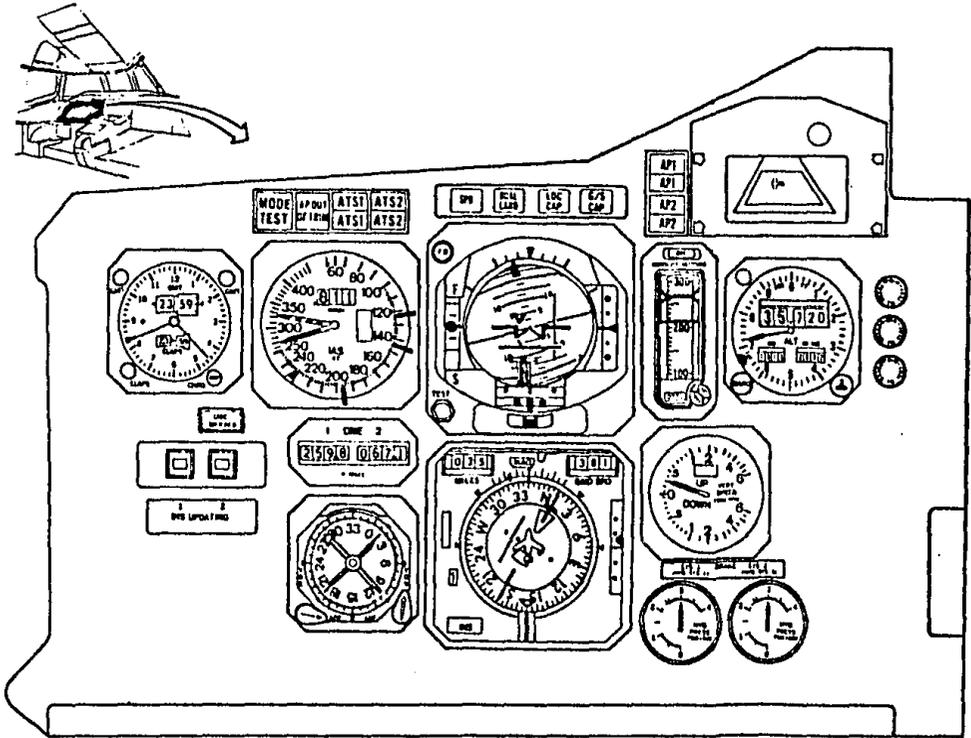


Fig. No. 1.6.1.1.3. Tablero de Control Principal de Instrumentos del Capitán.

'nos.

1.6.1.1.4. Tablero de Control Principal de Instrumentos del Primer Oficial.

El Tablero de Control Principal de Instrumentos del Primer Oficial, se encuentra inmediatamente enfrente del asiento del mismo, cuyo fin es, el de monitorear el vuelo con los instrumentos. Consta de: Monitor de Valorización de Desarrollo de Vuelo, Anunciador de Piloto Automático, Anunciador de Modo, Anunciador de -- Autoaceleración, Reloj, Indicador de Velocidad de Mach, Indicador Director de Actitud, Indicador Radioaltímetro, Altímetro, Luces Anunciadoras de Faro, Luces Indicadoras de Posición del Tren de Aterrizaje, Selector de -- Temperatura, Indicador del Sistema de Navegación Inercial, Medidor de Distancia, Indicador Radiomagnético, - Indicador de Situación Horizontal, Interruptor de Prueba de Luces del Tren de Aterrizaje, Luz Anunciadora del -- Sistema de Aterrizaje por Instrumentos y Palanca de Control de Tren de Aterrizaje.

1.6.1.1.5. Tablero de Control Principal de Instrumentos,
consta de:

Indicador del Horizonte Artificial de Reserva, Altímetro de Reserva, Indicador de Velocidad de Reserva, Indicador de Temperatura de Aire Estático y de Velocidad de Aire, tres Indicadores de Velocidad Rotacional de Abanico de Motor (N1), tres Indicadores de Temperatura de -- Gases de Escape, tres Indicadores de Gasto de Combustible, tres Indicadores de Velocidad Rotacional de la Turbina del Motor (N2), Indicador de Posición de Aletas y Disruptores, Indicador de Posición de Superficies de -- Control, Anunciadores de Seguro de Reversas, Anunciado-

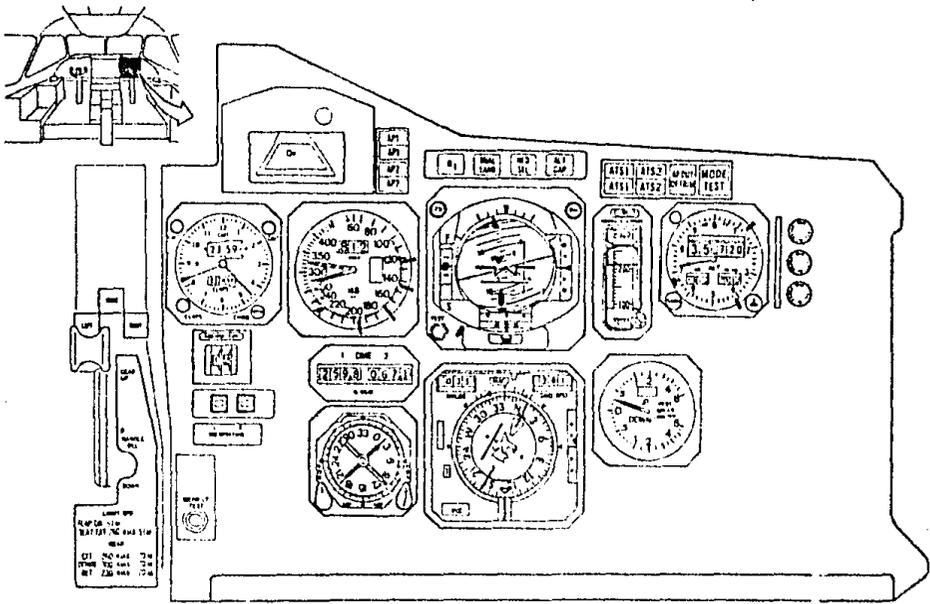


Fig. NO. 1.6.1.1.4. Tablero de Control Principal de Instrumentos del Primer Oficial.

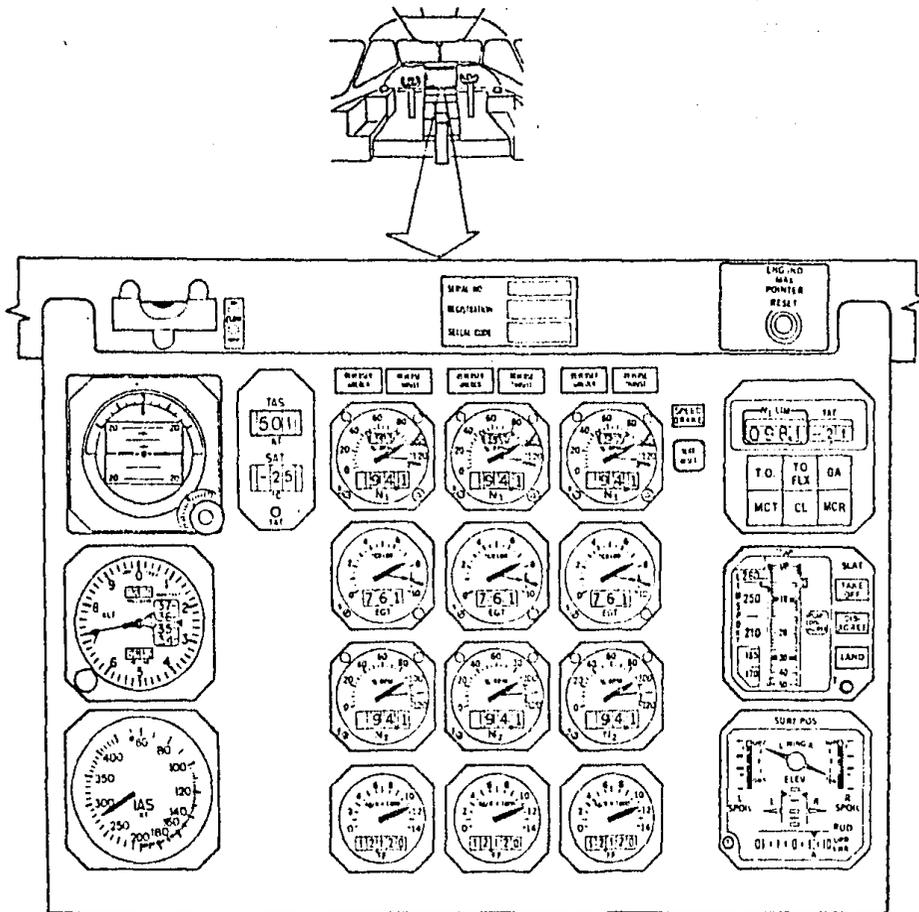


Fig. No. 1.6.1.1.5. Tablero de Control Principal Central de Instrumentos.

res de Reversas Activadas, Anunciador de Bordos de Ataque, Indicador de Frenos, Indicador de Flujo de Aire y Medidor de Nivel.

1.6.1.1.6. Tablero de Control Principal de Instrumentos Central Superior.

El Tablero de Control Principal de Instrumentos Central Superior consta de: Unidad de Nivel, Indicador de Flujo de Aire, Interruptor de Restablecimiento de Instrumentos de Motor.

1.6.1.1.7. Tablero de Control Principal de Instrumentos Antirreflejante.

El Tablero de Control Principal de Instrumentos Antirreflejante, se encuentra en la parte más alta del Tablero Principal de Instrumentos y consta de: una Repisa de Control y Gufa de Vuelo, Luces Anunciadoras de Precaución y Peligro y el Interruptor Luminoso de Cancelación de Alarma de Fuego de Motor. La Repisa de Control y Gufa de Vuelo consta de: dos Tableros de Control y Director de Vuelo, dos Tableros de Control de Radionavegación, Tablero de Control de Autoaceleración, Tablero de Control de Dirección y Tablero de Control de Cabeceo.

1.6.1.2. Tablero de Control Superior.

El Tablero de Control Superior se encuentra localizado en el techo de la cabina de pilotos, en forma centrada y sobre el pedestal y sus Controles pueden ser alcanzados por la tripulación aunque ésta, se encuentre en sus asientos. Se le dividirá en 3 partes: Tablero Superior delantero, Tablero Superior Central y

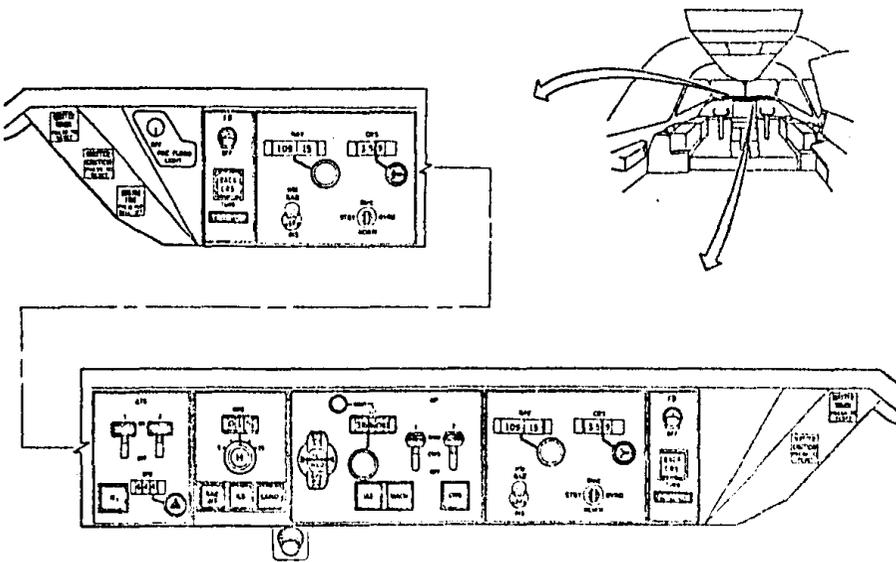


Fig. No. 1.6.1.1.7. Tablero de Control Principal de Instrumentos Antirreflejante.

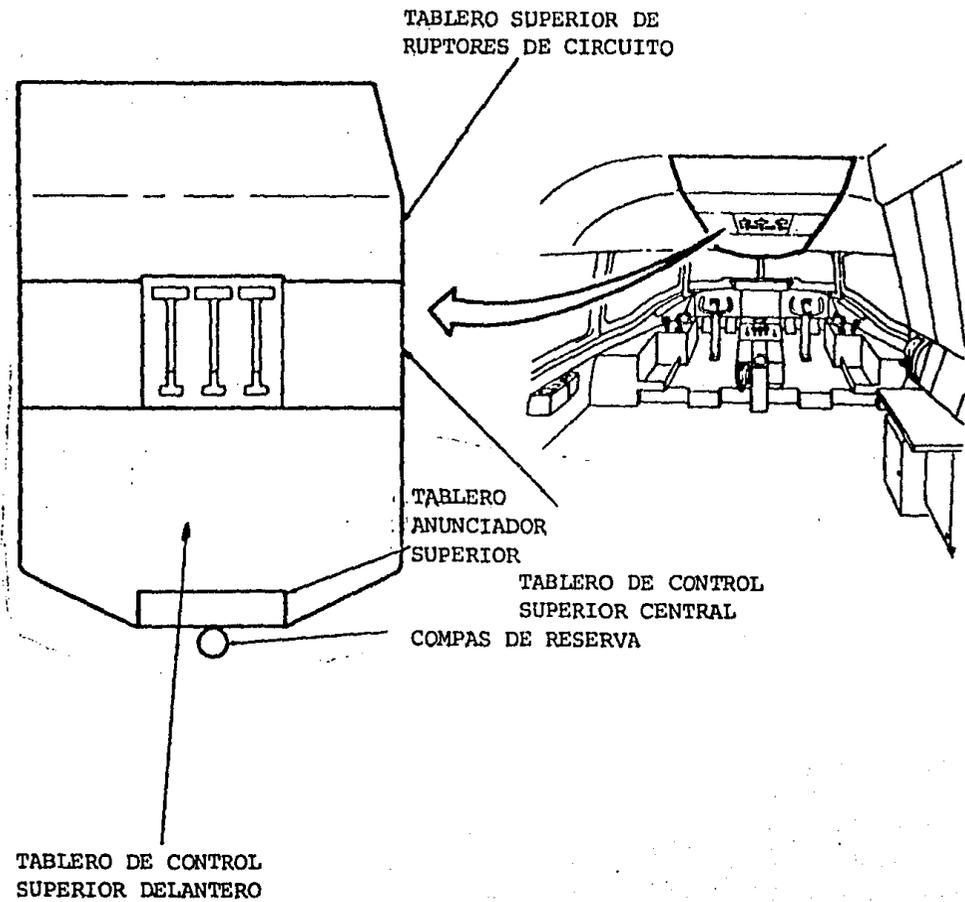


Fig. No. 1.6.1.2. Tablero de Control Superior.

Tablero de Ruptores de Circuito, este último se verá --- con mayor detenimiento más adelante.

1.6.1.2.1. Tablero de Control Superior Delantero.

El Tablero de Control Superior Delantero- - consta de un conjunto de pequeños tableros individuales, que contienen interruptores e indicadores relativos a - cierto sistema. También consta de Luces Anunciadoras - de precaución y peligro con leyenda, para informar a la tripulación acerca de alguna falla. Una Luz Roja de pe- ligro, es señal de que será necesaria una acción correc- tiva inmediata, para asegurar la continuación del vue- lo. Una Luz Ambar es de precaución, e indica que es ne- cesaria una atención y acción correctiva no inmediata, - y que el vuelo puede continuar. Algunas Luces Ambar -- activarán la Luz Anunciadora de "MASTER CAUTION", en el Tablero de Ingeniero de Vuelo. Una Luz Azul será de -- aviso de que un Sistema se encuentra activado y asegura- do.

1.6.1.2.2. Tablero de Control Superior Central.

El Tablero de Control Superior Central con- tiene las Palancas de Control de Fuego de Motor, las -- Luces Indicadoras de Operación de los Agentes Extinto-- res de Fuego de Motor, la Lámpara del Pedestal, el Ta-- blero de Control de Evacuación, el Tablero de Alarma de Aproximidad a tierra y la Lámpara para el Tablero de -- Ingeniero de Vuelo.

1.6.1.3. Tablero de Control del Pedestal.

El Tablero de Control del Pedestal se encuen- tra abajo y hacia el centro del Tablero de Control prin-

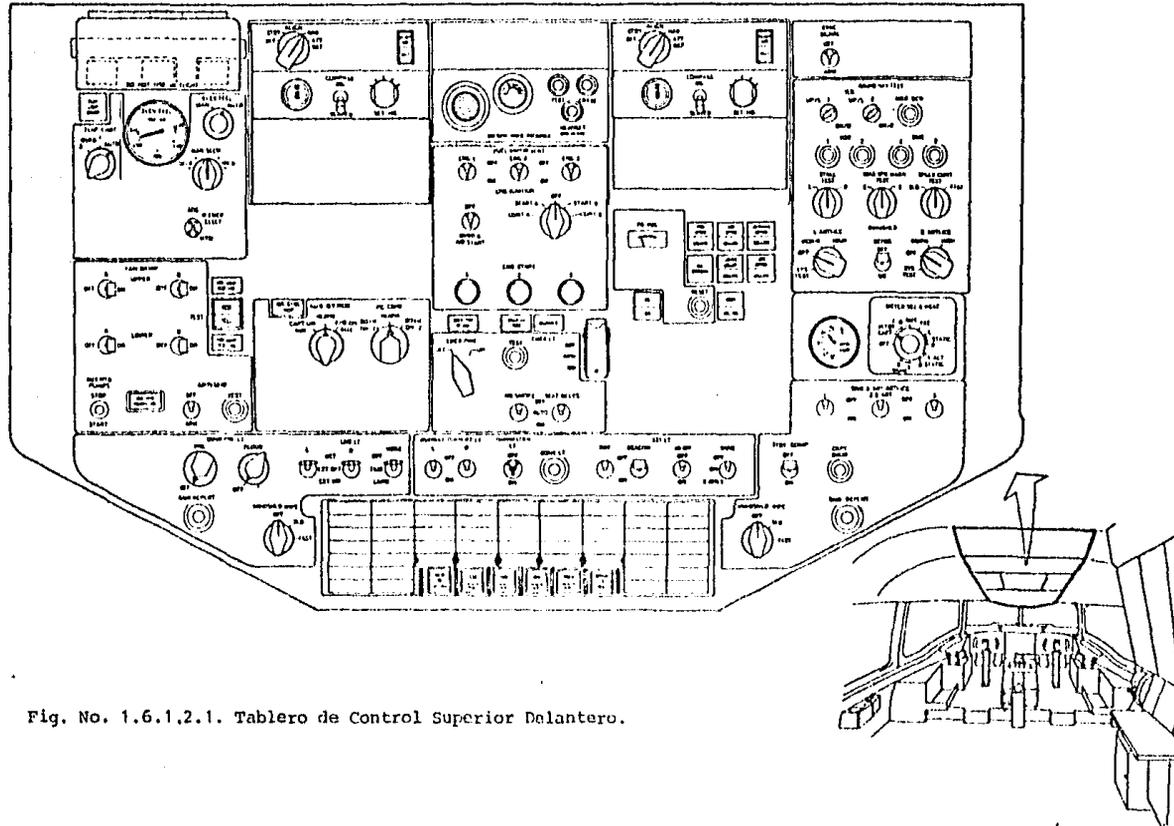
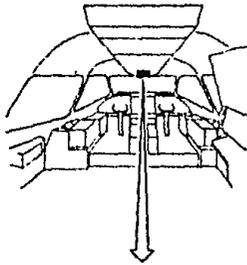


Fig. No. 1.6.1.2.1. Tablero de Control Superior Delantero.



SELECT FLAP LIMIT OVRD	PARK BRAKE ON	AUTO BRAKE	ENG 1 OIL PRESS LD	ENG 2 OIL PRESS LD	ENG 3 OIL PRESS LD	L WINDSHIELD ANTI-ICE INOP	R WINDSHIELD ANTI-ICE INOP	AUTO S POILER DO NOT USE
SELECT ELEV FEEL MAN			ENG 1 OIL STRAINER CLOG	ENG 2 OIL STRAINER CLOG	ENG 3 OIL STRAINER CLOG	INS 1 FLOW OFF	INS 2 FLOW OFF	
	ANTI-SKID L INBD FAIL	ANTI-SKID R INBD FAIL	ENG 1 ANTI-ICE DISAGREE	ENG 2 ANTI-ICE DISAGREE	ENG 3 ANTI-ICE DISAGREE	ENG ANTI-ICE SW ON	PILOT HEAT INOP	
UPPER TAY DAMP INOP	ANTI-SKID L OVRD FAIL	ANTI-SKID R OVRD FAIL		ENG 2 ANTI-ICE CONC PRESS -W	ENG 2 ANTI-ICE CONV. DEF FAIL	ASP ANTI-ICE DISAGREE		
LOWER TAY DAMP INOP		EMER BUS CTT	PNEU MAN'D FAIL	CABIN ALT	PNEU TEMP HI	AMP FIRE	CARGO FIRE	
INBD FLAP DISAGREE		PRESS TO BRT DIM	ELEC PRESS TO RESET	FUEL PRESS TO RESET	HYD PRESS TO RESET	PNEU PRESS TO RESET	ANNUN LT TEST	

Fig. No. 1.6.1.2.1.1. Tablero Anunciador del Tablero de Control Superior Delantero.

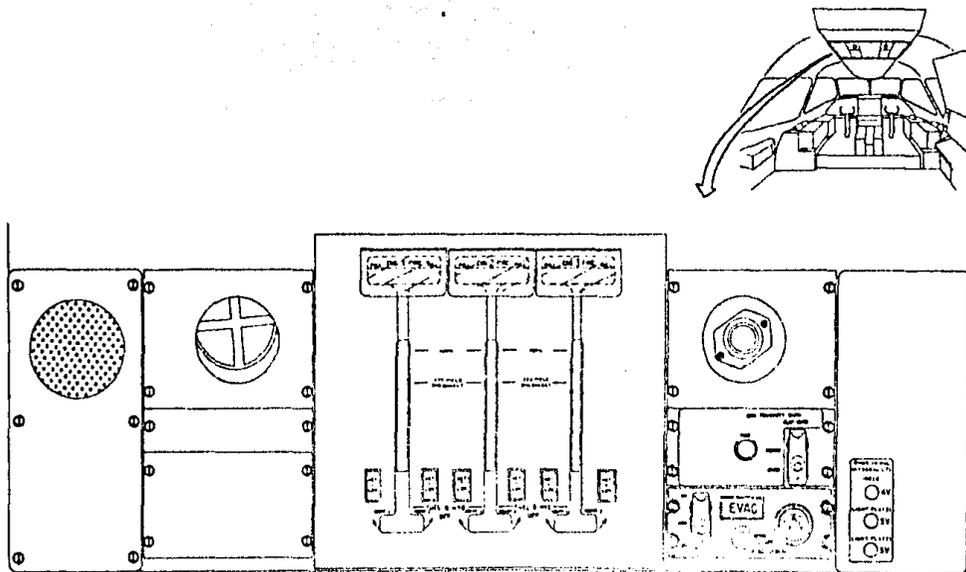


Fig. No. 1.6.1.2.2. Tablero de Control Superior Central.

cipal de Instrumentos, entre los asientos del Capitán y Primer Oficial, y está montado en el piso de la cabina. Todos los controles en este pedestal están al alcance -- del Capitán y Primer Oficial. Se le divide en: Delantero y Trasero.

1.6.1.3.1. Tablero de Control del Pedestal Delantero.

El Tablero de Control del Pedestal Delantero consta de: dos Tableros de Control del Sistema de Navegación por Instrumentos "I.N.S.", dos Tableros de Control de Audio, el Cuadrante y Palancas de Aceleración, Controles del Freno de Estacionamiento, Control de Freno de -- Ruedas, Control de Disruptores, Control de Alerones y -- Control de Aletas.

1.6.1.3.2. Tablero de Control del Pedestal Trasero.

El Tablero de Control del Pedestal Trasero -- consta de: los Tableros de Control para los Sistemas de Comunicación, Sistema de Rastreo Automático de Dirección, Sistema de Radar de Ambiente, Sistema de Navegación de -- Muy Baja Frecuencia, Controles de Alerones y Timón y el Tablero de Control de Luces del Pedestal.

1.6.1.4. Tablero de Control del Ingeniero de Vuelo.

El Tablero de Control del Ingeniero de Vuelo se encuentra localizado atrás del Primer Oficial y al lado derecho de la Cabina de Pilotos. Arriba de la mesa -- de trabajo del Tablero de Ingeniero de Vuelo, se encontrarán dos tableros: el Superior y el Inferior. Abajo -- de la mesa se encontrará otro que es el del Equipo de -- Ingeniero de Vuelo.

1.6.1.4.1. Tablero de Control Superior del Ingeniero de

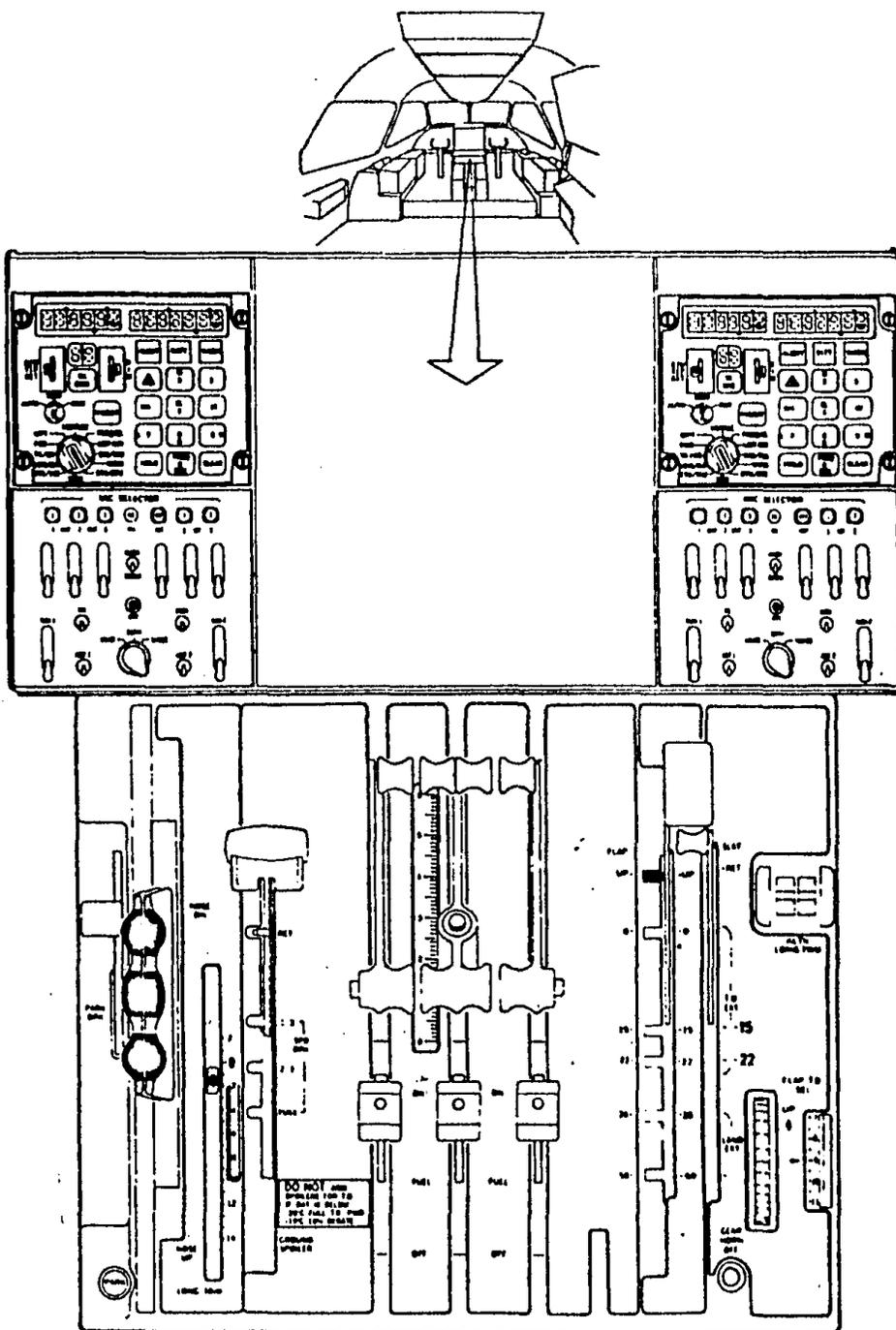


Fig. No. 1.6.1.3.1, Tablero de Control del Pedestal Delantero.

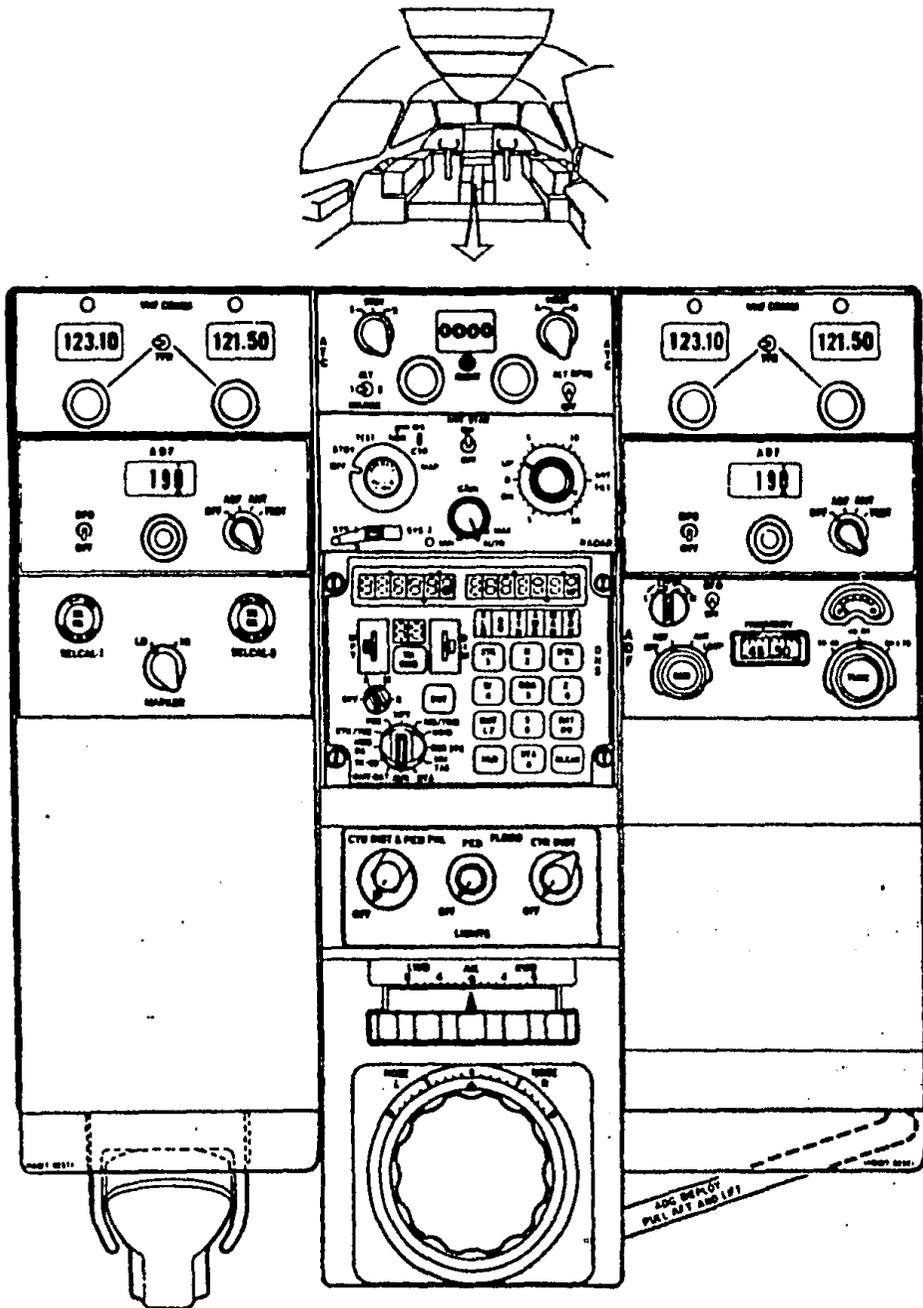


Fig. No. 1.6.1.3.2. Tablero de Control del Pedestal Trasero.

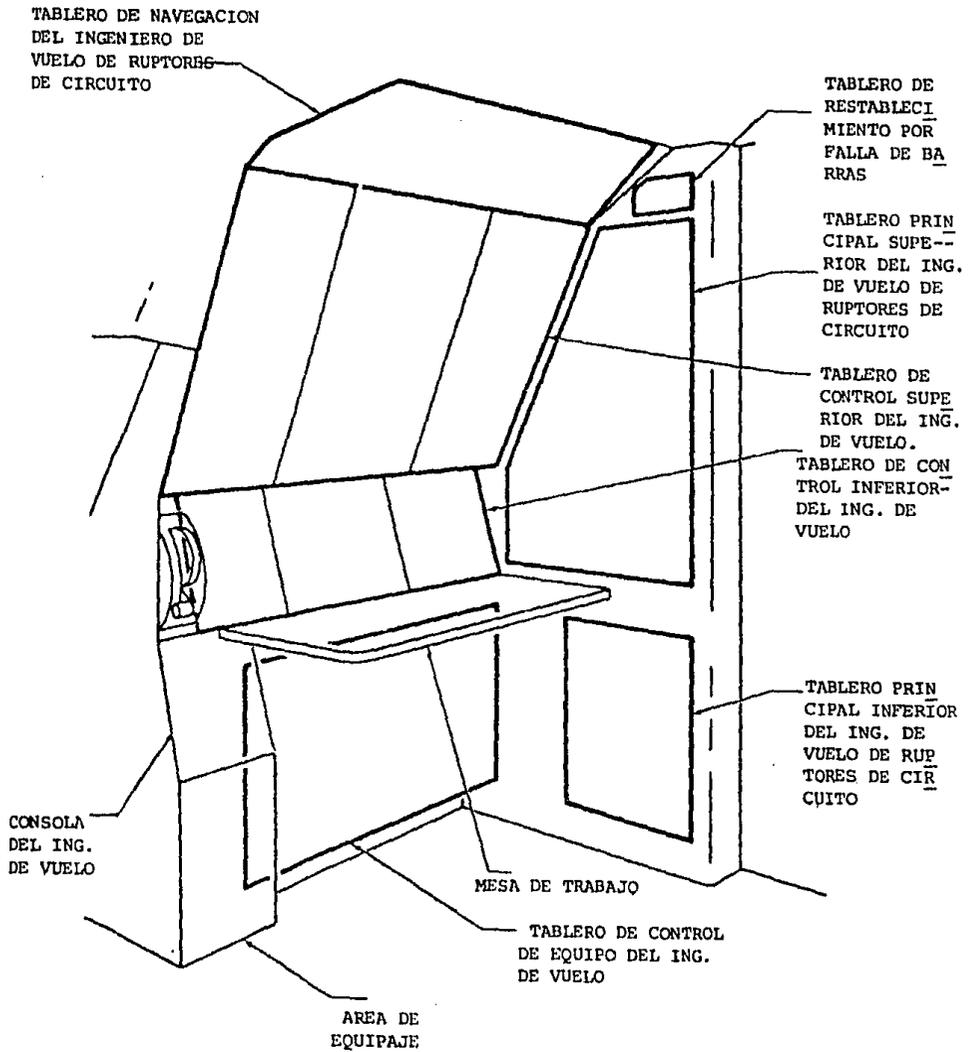


Fig. No. 1.6.1.4. Tablero de Control del Ingeniero de Vuelo.

Vuelo.

El Tablero de Control Superior del Ingeniero de Vuelo se divide en: Tablero Delantero, Tablero Central y Tablero Trasero.

1.6.1.4.1.1. Tablero de Control Superior Delantero del Ingeniero de Vuelo.

En el Tablero de Control Superior Delantero del Ingeniero de Vuelo, se encuentran todos los Controles de la Generación de Corriente Eléctrica y sus Instrumentos de Medición. También se incluyen los Controles de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", Control de Fuego de la misma y además, los Tableros de Control de Cocinas. En los siguientes capítulos se darán con detalle el funcionamiento de cada uno de estos Controles.

1.6.1.4.1.2. Tablero de Control Superior Central del Ingeniero de Vuelo.

En el Tablero de Control Superior Central del Ingeniero de Vuelo se encuentran: los Controles de los Sistemas Neumático y de Aire Acondicionado; así como sus Instrumentos de Medición. También se encuentran el Tablero de Luces Maestras de Precaución y Peligro: "MASTER CAUTION" y "MASTER WARNING", y de Luces Anunciadoras, el Control e Indicación del Sistema de Detección de Fuego de los Motores, Indicadores de Humo y Temperatura de los Compartimientos de Carga. Así como del Control de Fuego y los Indicadores de Presión y Cantidad del Sistema de Oxígeno.

1.6.1.4.1.3. Tablero de Control Superior Trasero del Ingeniero de Vuelo.

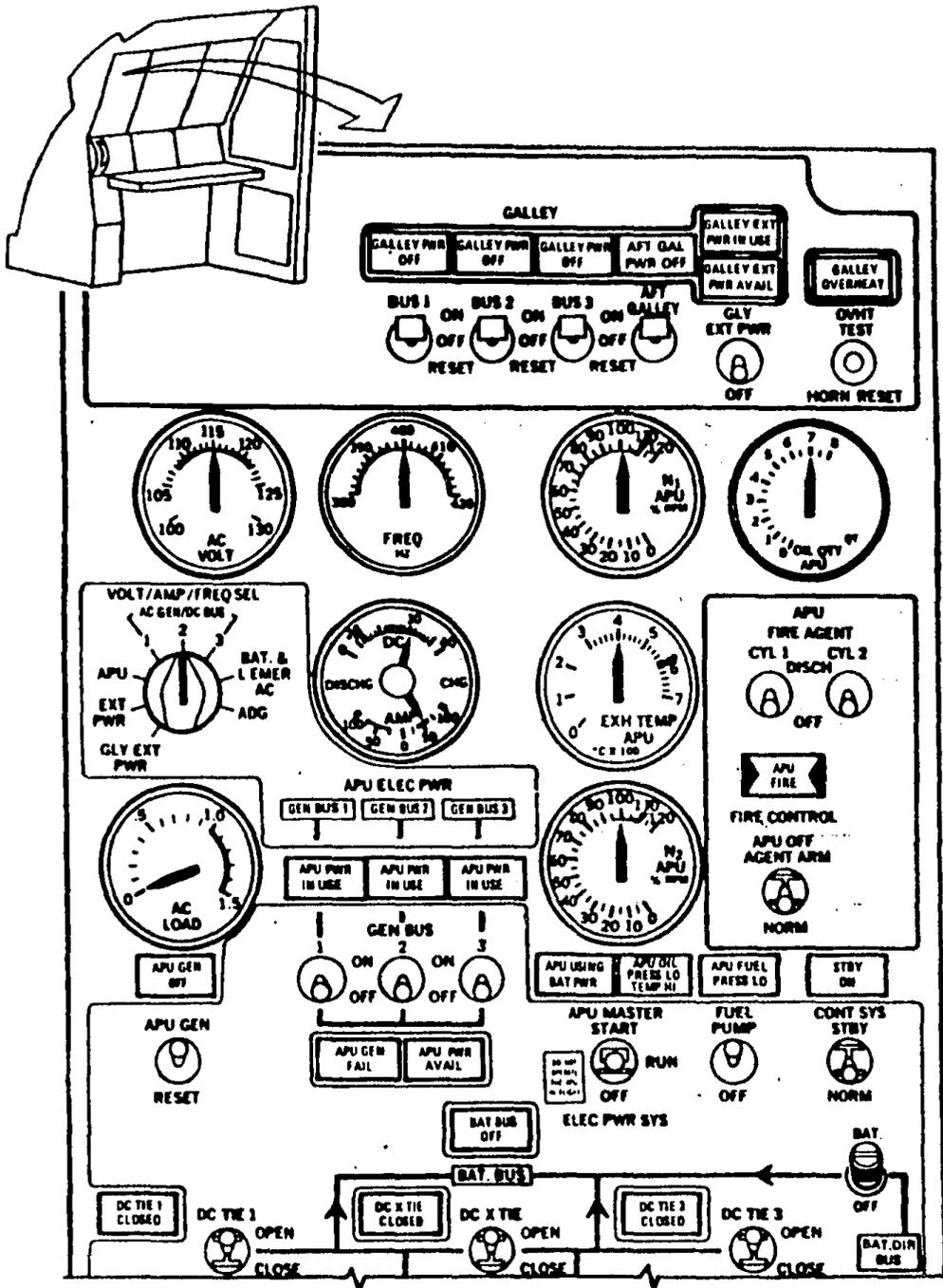


Fig. No. 1.6.1.4.1.1.1. Tablero de Control Superior Delantero Del Ingeniero de Vuelo.

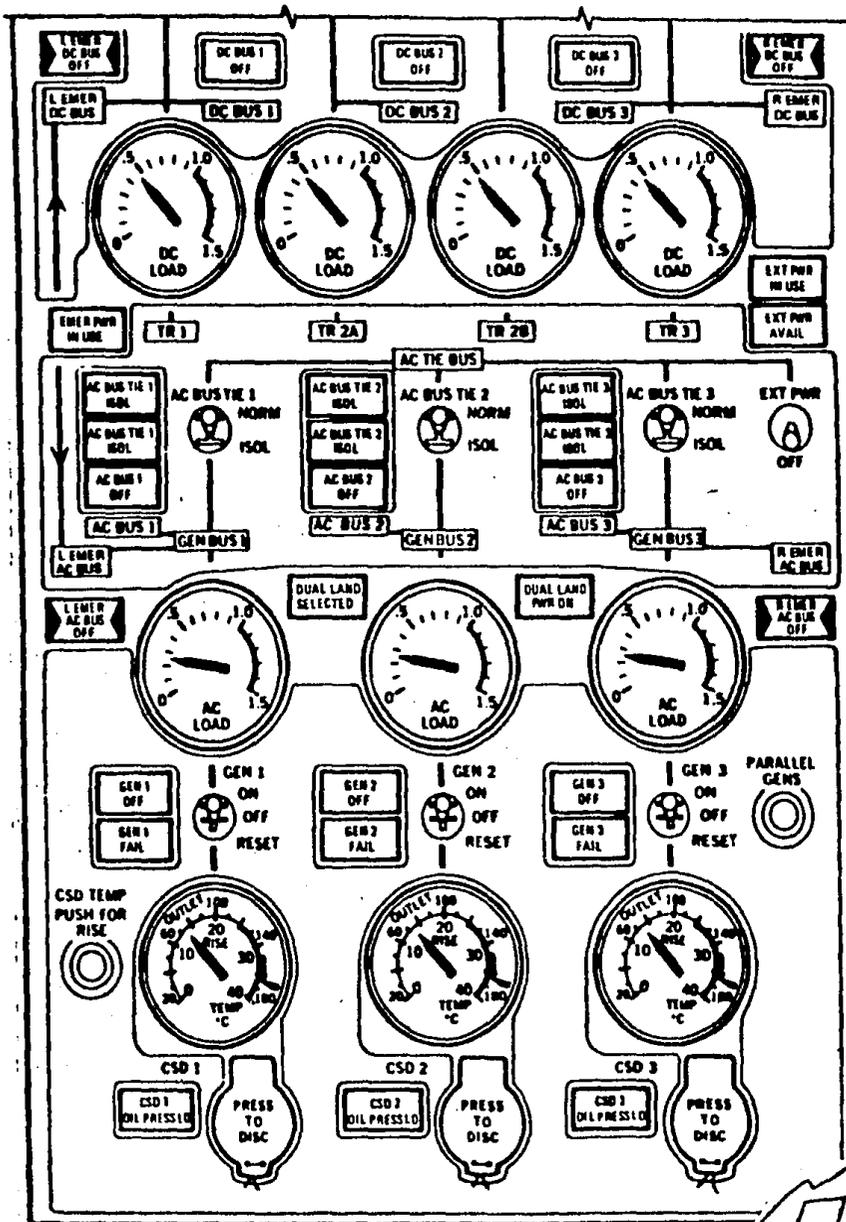
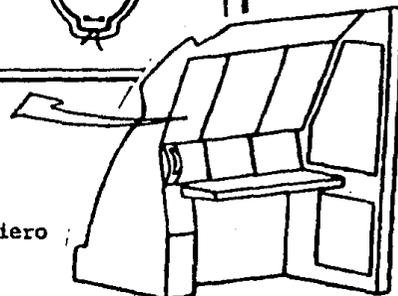


Fig. No. 1.6.1.4.1.1.2. (Continuación). Tablero de Control Superior del Ingeniero de Vuelo.



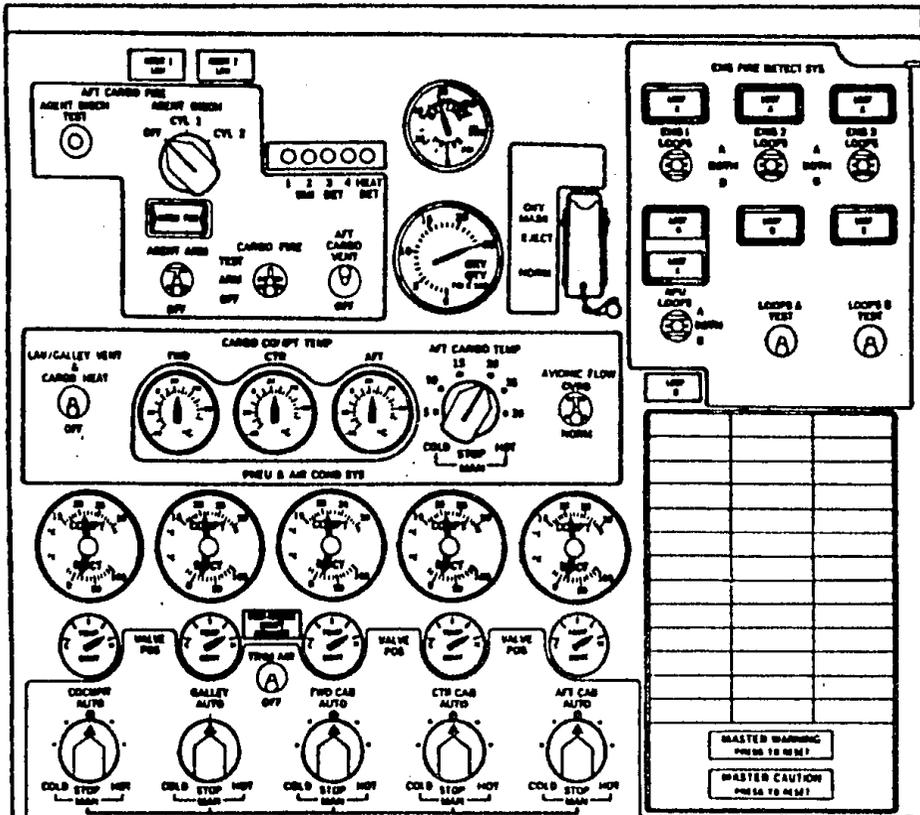
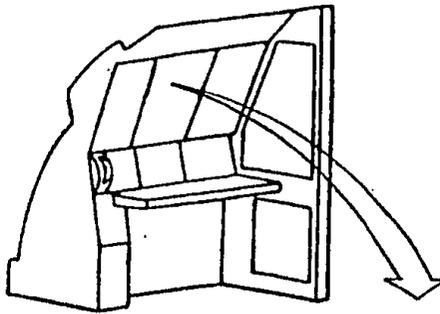


Fig. No. 1.6.1.4.1.2.1. Tablero de Control Superior Central del Ingeniero de Vuelo.

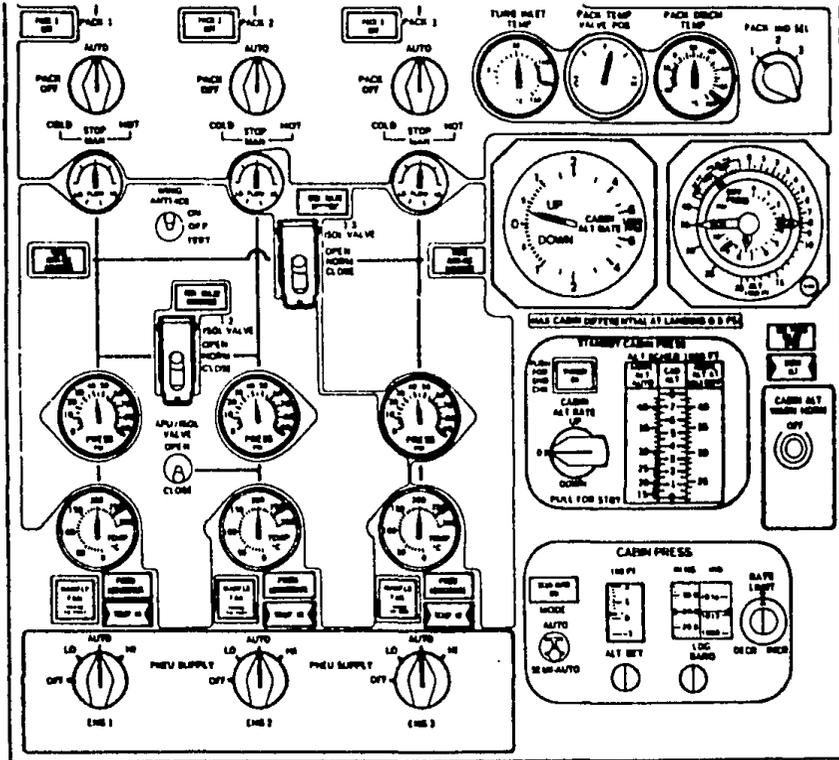
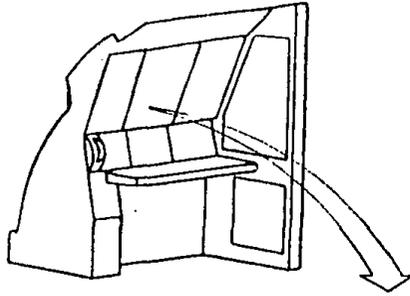


Fig. No. 1.6.1.4.1.2.2. (Continuación). Tablero de Control Superior Central del Ingeniero de Vuelo.

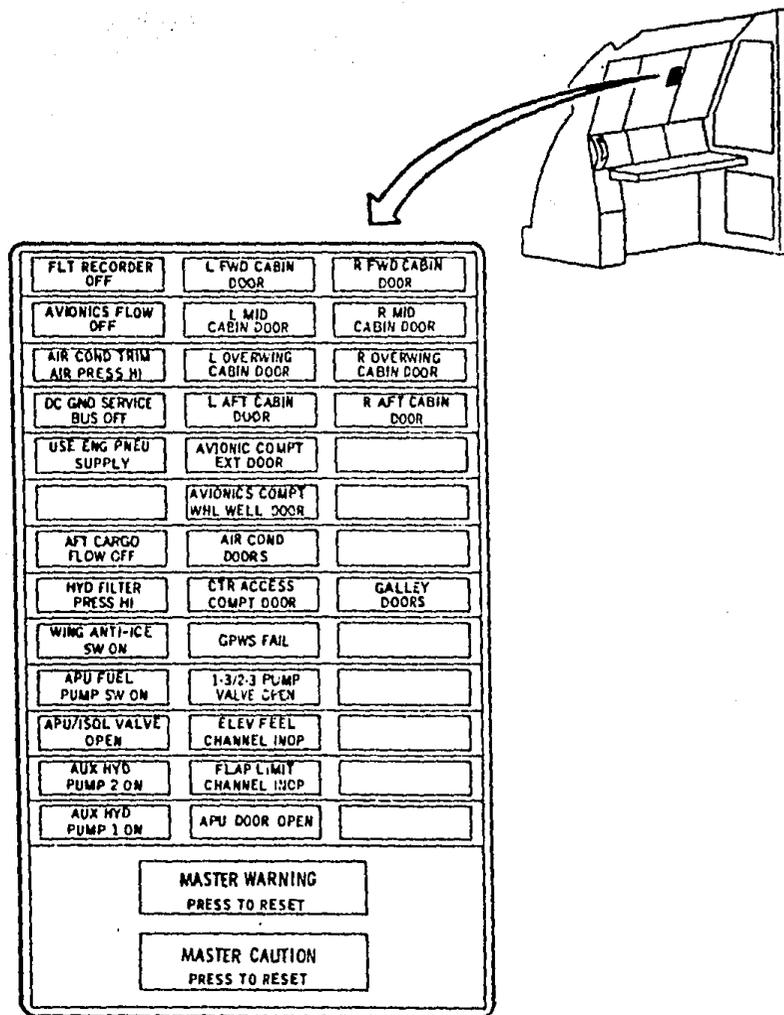


Fig. No. 1.6.1.4.1.2.3. Tablero Anunciador del Tablero de Control Superior Central del Ingeniero de Vuelo.

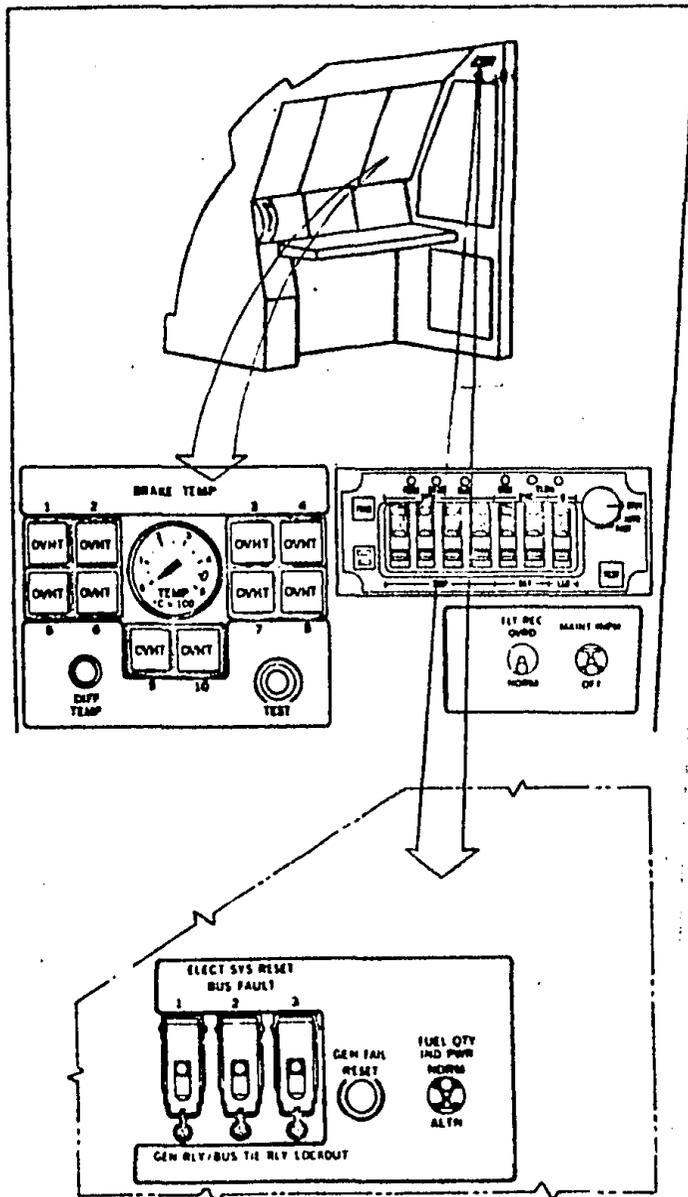


Fig. No. 1.6.1.4.1.3.1. Tablero de Control Superior Trasero del Ingeniero de Vuelo.

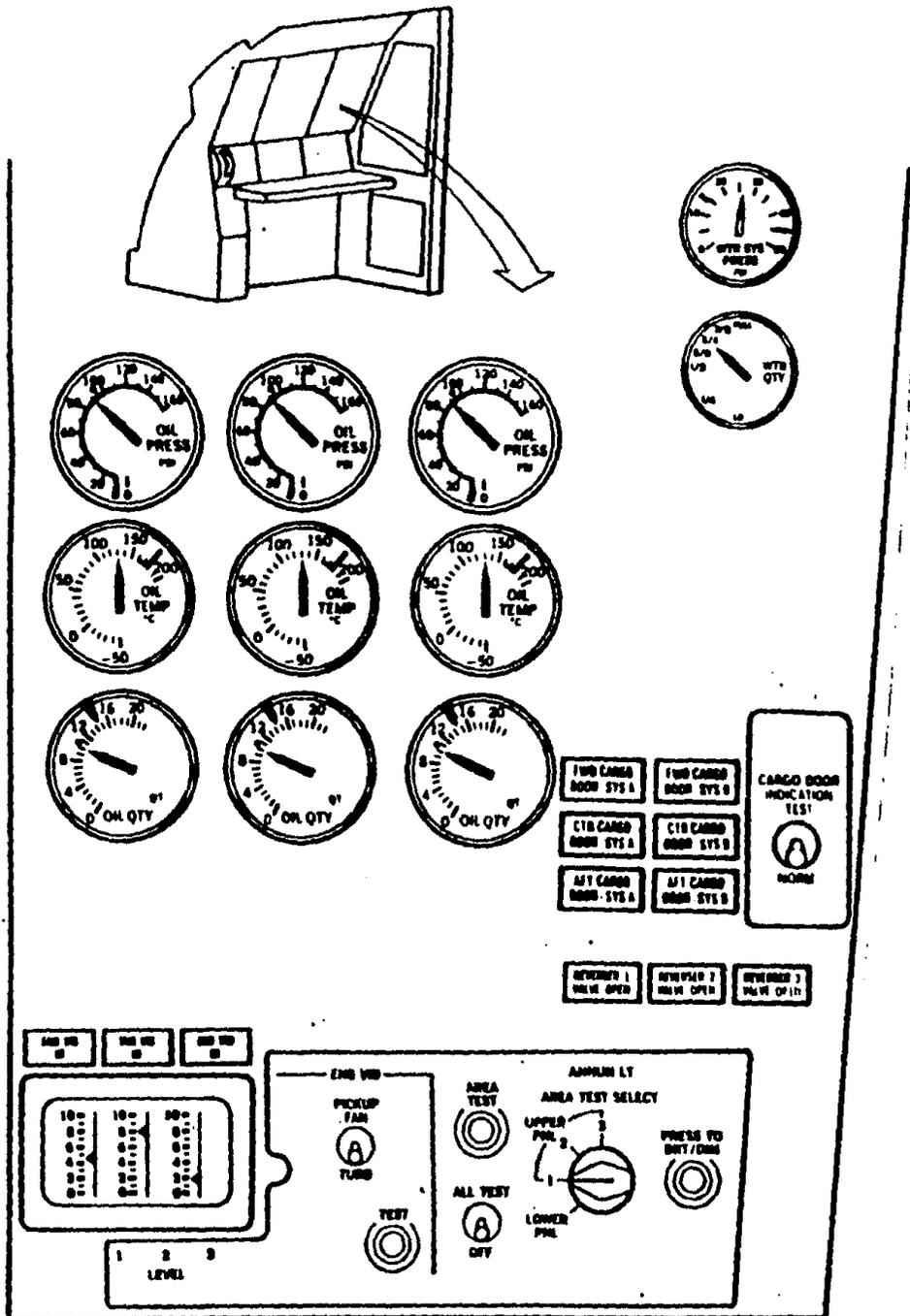


Fig. No. 1.6.1.4.1.3.2. (Continuación). Tablero de Control Superior Trasero del Ingeniero de Vuelo.

El Tablero de Control Superior Trasero del --
Ingeniero de Vuelo se encuentra: el Tablero de Indica- -
ción de Temperatura de Frenos, Tablero de Datos de Vuelo,
Tablero Anunciador, Interruptor de Prueba y Luces de - -
Puertas, Indicadores de Cantidad y Presión de Agua Pota-
ble y algunos Indicadores de Motor.

1.6.1.4.2. Tablero de Control Inferior del Ingeniero de-
Vuelo.

El Tablero de Control Inferior del Ingeniero-
de Vuelo es en donde se encuentran los Indicadores y el-
Control de Sistema Hidráulico y del Sistema de Combusti-
ble.

1.6.1.4.3. Tablero de Control de Equipo del Ingeniero de
Vuelo.

El Tablero de Control de Equipo del Ingeniero
de Vuelo cuenta con: Tablero de Mantenimiento de Guía de
Vuelo, Tablero de Aislamiento de Fallas, Tablero de Inte-
rruptores de la Barra de Servicios de Tierra de Corrien-
te Directa, Tablero de Ruptores de Circuito de los Table-
ros superior y de Ingeniero de Vuelo, Tablero Digital --
del Reloj, dos Tableros de Intensidad de Brillo de Lámpa-
ras, Tablero de Fallas del Múltiple de calentamiento de-
los Tubos Pitot, Tablero de entrada de Ajuste de Motores
a Control Remoto, Tablero de Interruptores para la Selec-
ción de Válvulas de Aislamiento, Tablero de Pruebas del
Alambrado del Sistema de Oxígeno a pasajeros, Interruptor
Selector de Canal de Medición de Cantidad de Combustible
y un Interruptor de Prueba de Extensión Automática de --
Bordes de Ataque.

NOTA: En el Tablero de Control del Ingeniero de Vuelo, --

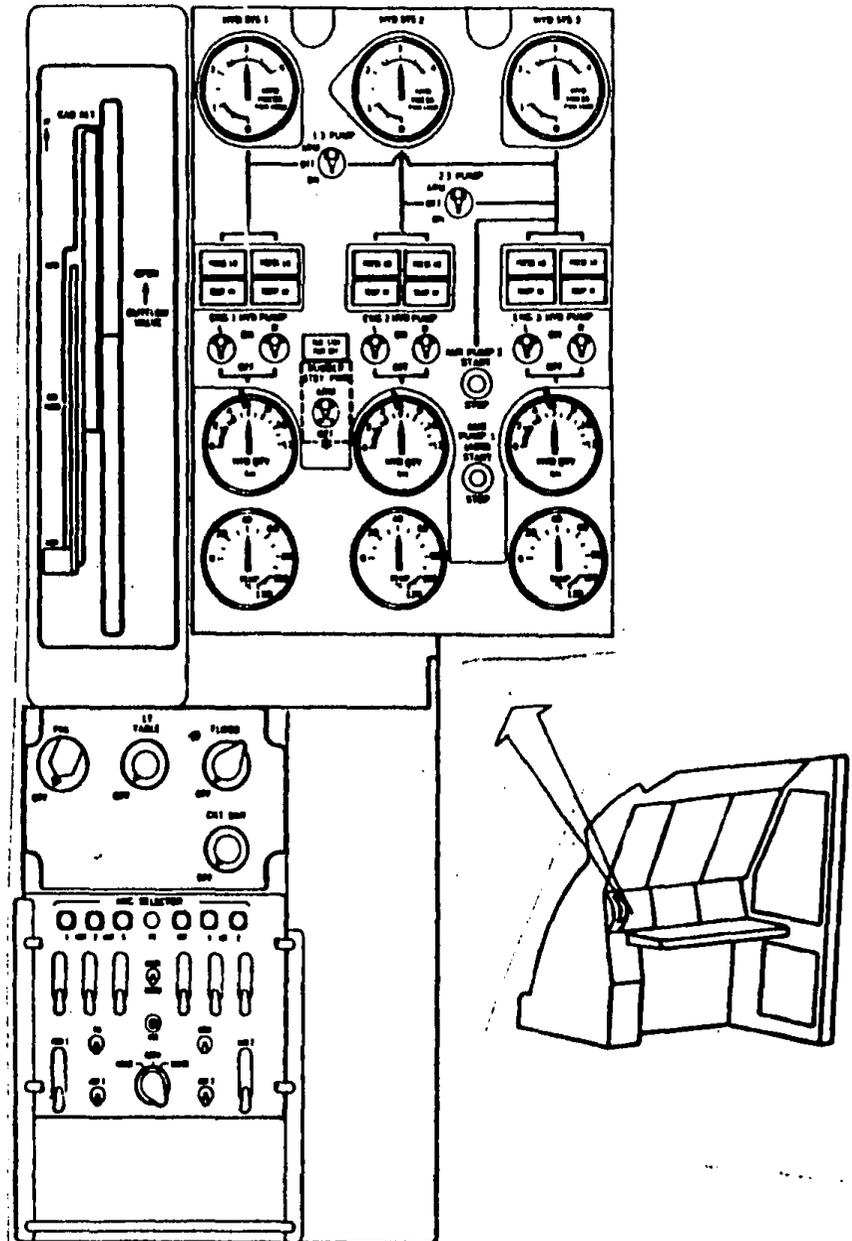


Fig. No. 1.6.1.4.2.1. Tablero de Control Inferior del Ingeniero de Vuelo.

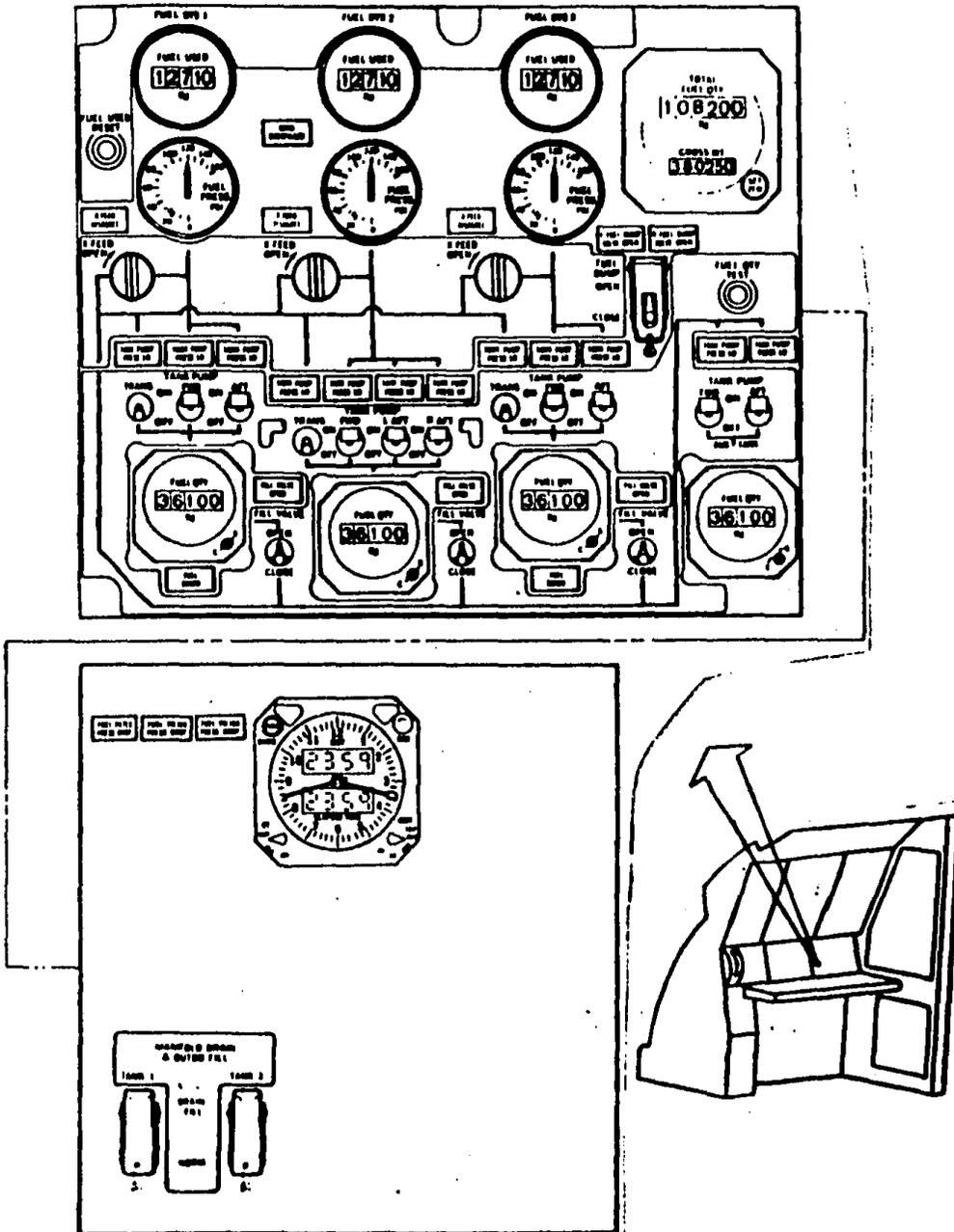


Fig. No. 1.6.1.4.2.2. (Continuación). Tablero de Control Inferior del Ingeniero de Vuelo.

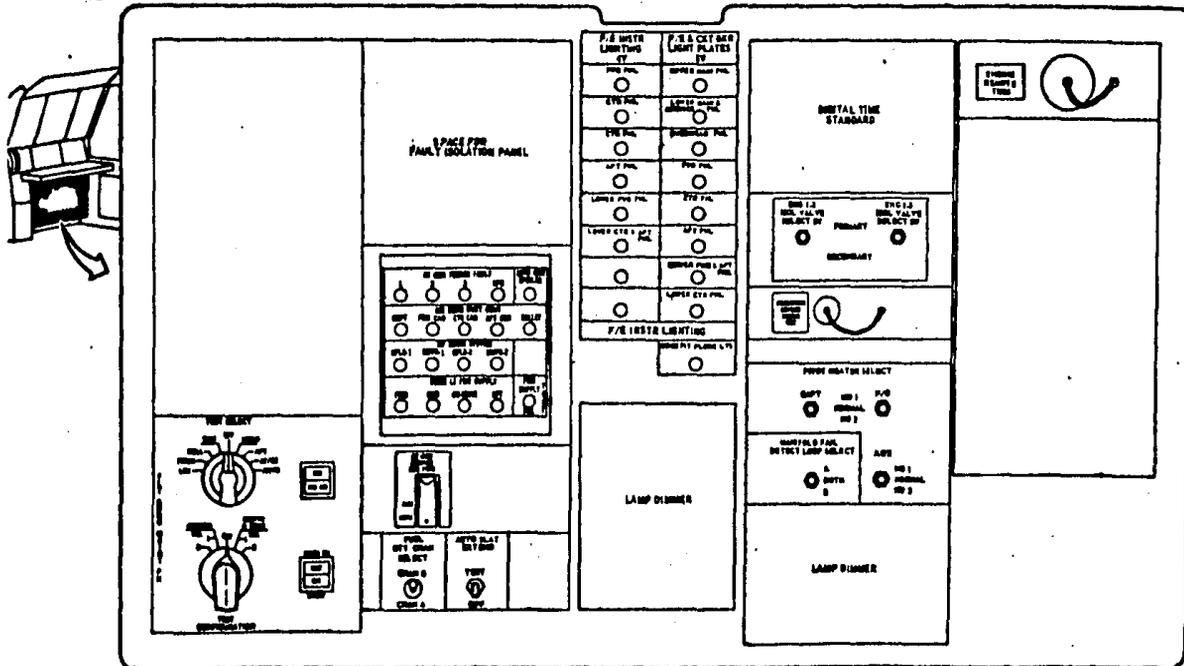


Fig. No. 1.6.1.4.3. Tablero de Control del Equipo del Ingeniero de Vuelo.

en la parte superior central se encontrará un Tablero -- Anunciador que dará la indicación con leyendas de Precaución y Peligro. La Luz Roja, pedirá una acción correctiva inmediata; la Luz Ambar, una acción correctiva no - - inmediata y la Luz Azul, que una acción se llevó a cabo y se encuentra asegurada.

1.6.2. Consolas.

La Consola del Capitán se encuentra localizada a la izquierda de su asiento. La del Primer Oficial se encontrará a la derecha de su asiento. La del Ingeniero de Vuelo se encontrará localizada atrás de la Consola del Primer Oficial en la parte delantera de la Mesa de Trabajo del Tablero del Ingeniero de Vuelo. La Consola del Primer Observador se encuentra atrás de la Consola del Capitán.

1.6.2.1. Consola del Capitán.

La Consola del Capitán contiene: Bocina para el Sistema de Alerta, Campana de Aviso, Audífonos, Micrófono, Mascarilla de Oxígeno, Mesa de Servicio, Control de Dirección de la Rueda de Naríz, Pantalla de Radar de Ambiente y Ruptores de Circuito de Iluminación.

1.6.2.2. Consola del Primer Oficial.

La Consola del Primer Oficial contiene: Bocina para el Sistema de Alerta, Campana de Aviso, Audífonos, Micrófono, Mascarilla de Oxígeno, Mesa de Servicio, Pantalla de Radar de Ambiente y Ruptores de Circuito de Iluminación.

1.6.2.3. Consola del Ingeniero de Vuelo.

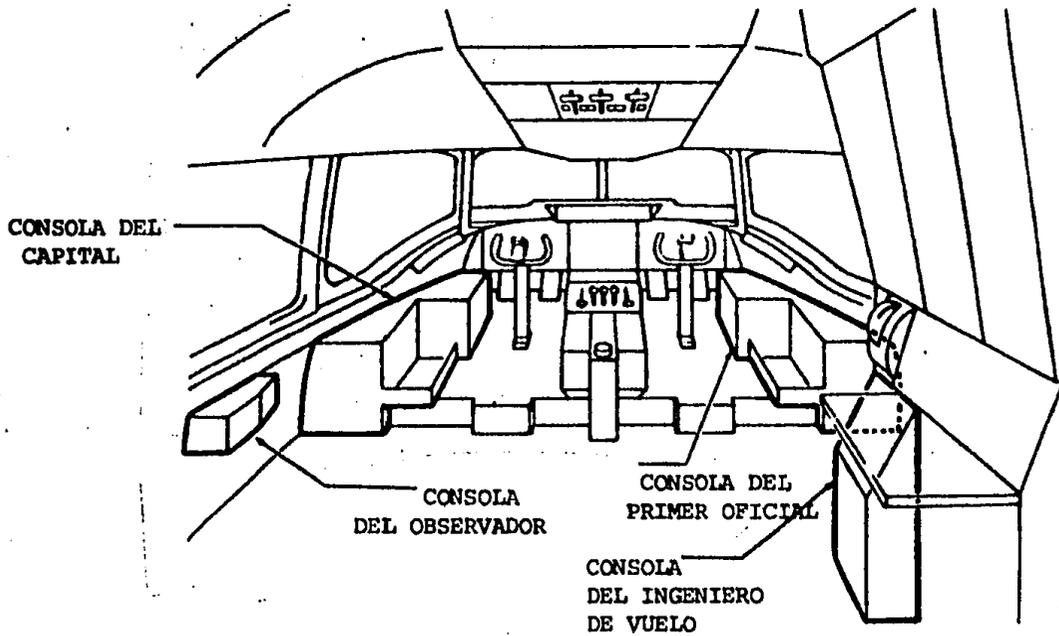


Fig. No. 1.6.2. Consolas.

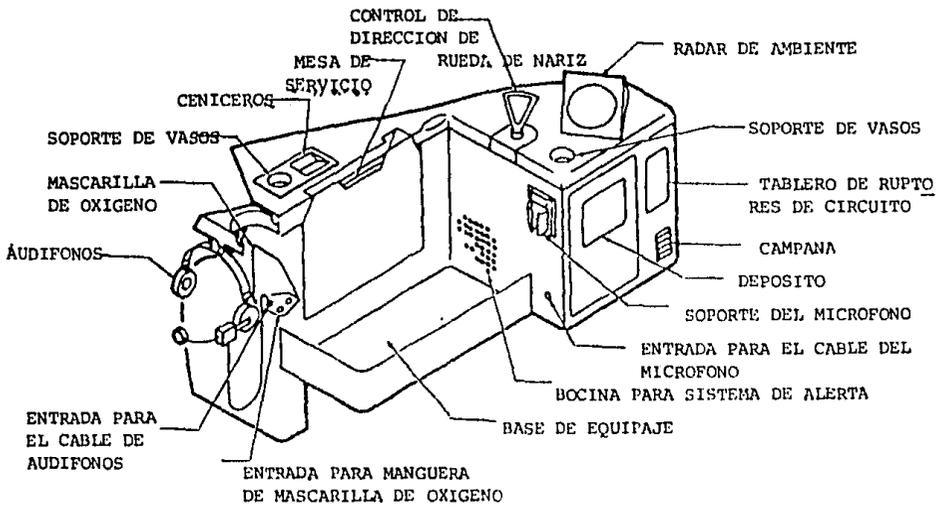


Fig. No. 1.6.2.1. Consola del Capitán.

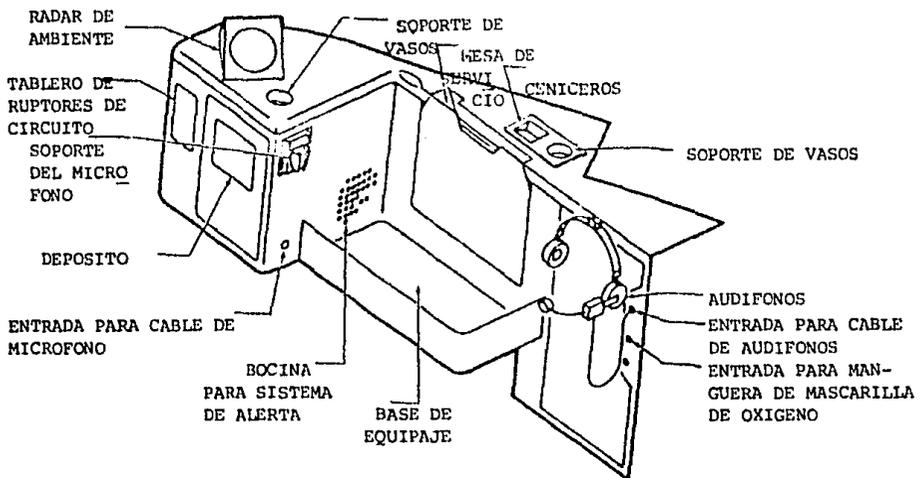


Fig. No. 1.6.2.2. Consola del Primer Oficial.

La Consola del Ingeniero de Vuelo contiene: -
Tableros de Control de Audio y de Luces, Area de Almace-
namiento y el Control Manual de Presurización de la Cabi-
na.

1.6.2.4. Consola del Observador.

La Consola del Observador contiene: un Table-
ro de Control de Audio, Micrófono, Audifonos y el Inte-
rruptor de la Lámpara del Compartimiento Electrónico.

1.6.3. Tableros de Ruptores de Circuito.

Los Tableros de Ruptores de Circuito localiza-
dos en la Cabina de Pilotos se subdividen en 3: Tablero-
Superior, Tablero de Ingeniero de Vuelo y Tablero de Con-
sola. El Tablero del Ingeniero de Vuelo a su vez, se le
subdivide en: Tablero de Navegación, Tablero Principal -
Superior y Tablero principal Inferior. Los Tableros de-
Consola a su vez, también se subdividen en: Tablero del-
Capitán y Tablero del Primer Oficial.

Existe un cuarto Tablero o de Reestableci- -
miento por falla de alimentación a las Barras, localiza-
do arriba del Tablero Principal Superior del Ingeniero -
de Vuelo, cuya función es la de reestablecer la alimenta-
ción eléctrica a los Ruptores de Circuito de las Barras-
principales 1, 2 y 3, debido a la presencia de una falla
de Generador y además, puede sobrecontrolar el Circuito-
para alimentar a los Indicadores de Cantidad de Combusti-
ble.

1.6.3.1. Tablero Superior de Ruptores de Circuito.

El Tablero Superior de Ruptores de Circuito -
se encuentra en el techo de Cabina de Pilotos, en su par-

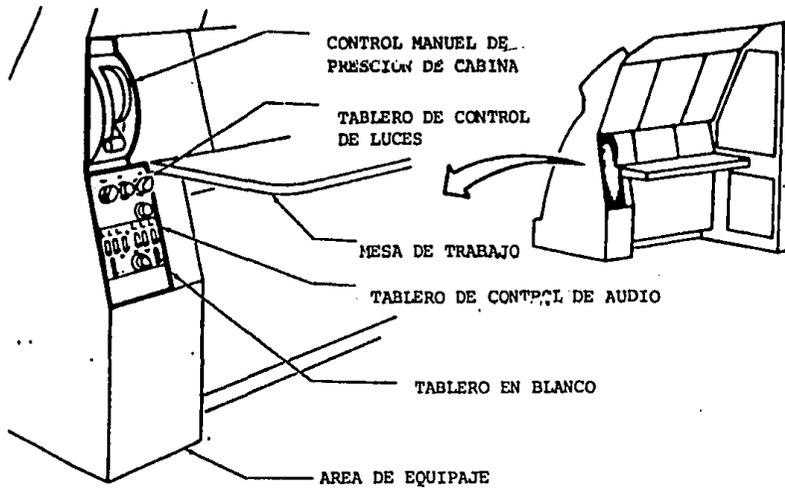


Fig. No. 1.6.2.3. Consola del Ingeniero de Vuelo.

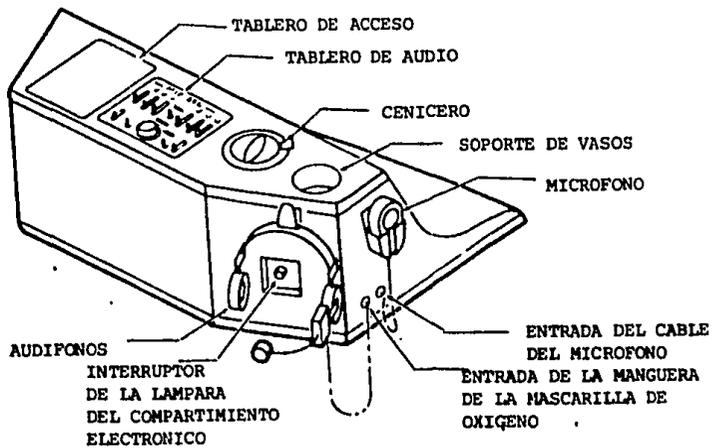


Fig. No. 1.6.2.4. Consola del Observador.

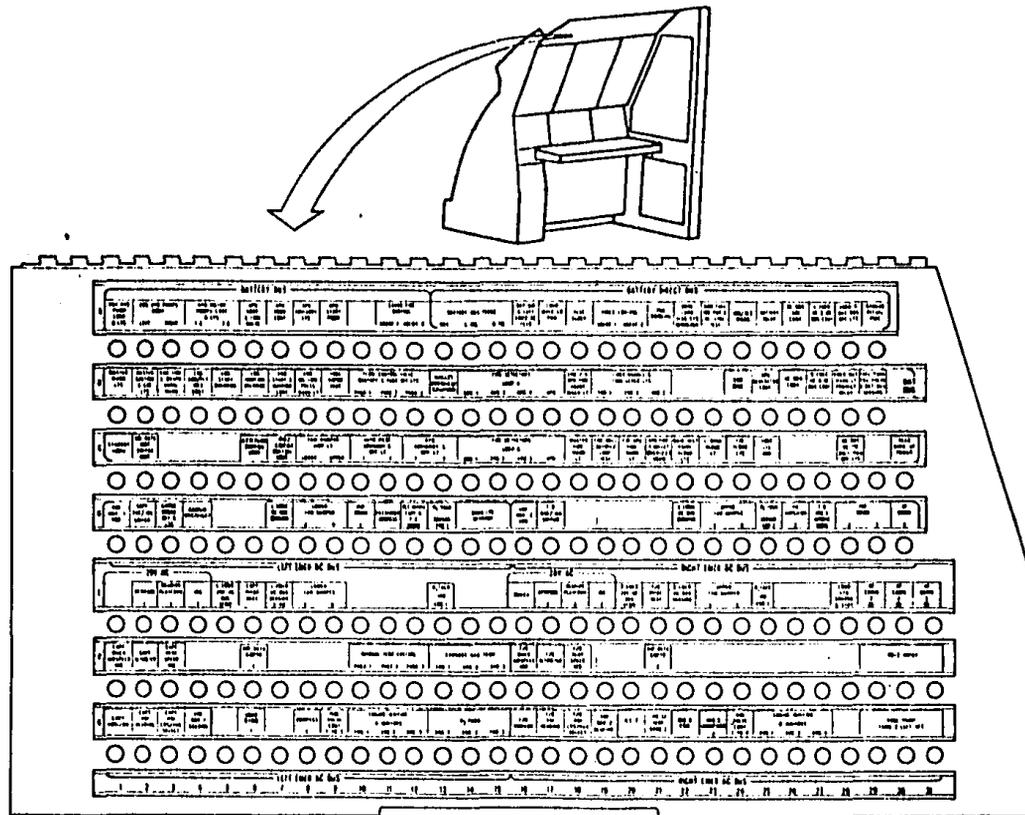


Fig. No. 1.6.3.1. Tablero Superior de Ruptores de Circuito.

te central, atrás del Tablero Superior de Controles. El Tablero cuenta con Ruptores de Circuito de: la Barra de la Bateria, de la Barra Directa de la Bateria y de las Barras de Emergencia de C.A. y de C.D.

1.6.3.2. Tablero del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

1.6.3.2.1. Tablero de Navegación del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

El Tablero de Navegación del Ingeniero de -- Vuelo de Ruptores de Circuito se encuentra localizado, -- atrás del Tablero de Instrumentos de Control del Inge-- niero de Vuelo. Se encuentra compuesto por los Rupto-- res de Circuito de las Barras Izquierdas y Derechas del Compartimiento Electrónico.

1.6.3.2.2. Tablero Principal Superior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

El Tablero Principal Superior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito, se encuentra localiza-- do en la parte superior de la Pared Trasera del lado de-- recho de la Cabina de Pilotos. Se encuentra compuesto-- por los Ruptores de Circuito: la Barra de C.A. de Servi-- cios de Tierra, de la Barra Principal de C.A. No.1, de-- la Barra Principal de C.A. No. 2, de la Barra Principal de C.A. No. 3, de la Barra Principal de C.D. No. 1, de-- la Barra Principal de C.D. No. 2 y de la Barra Princi-- pal de C.D. No. 3.

1.6.3.2.3. Tablero Principal Inferior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

-77-

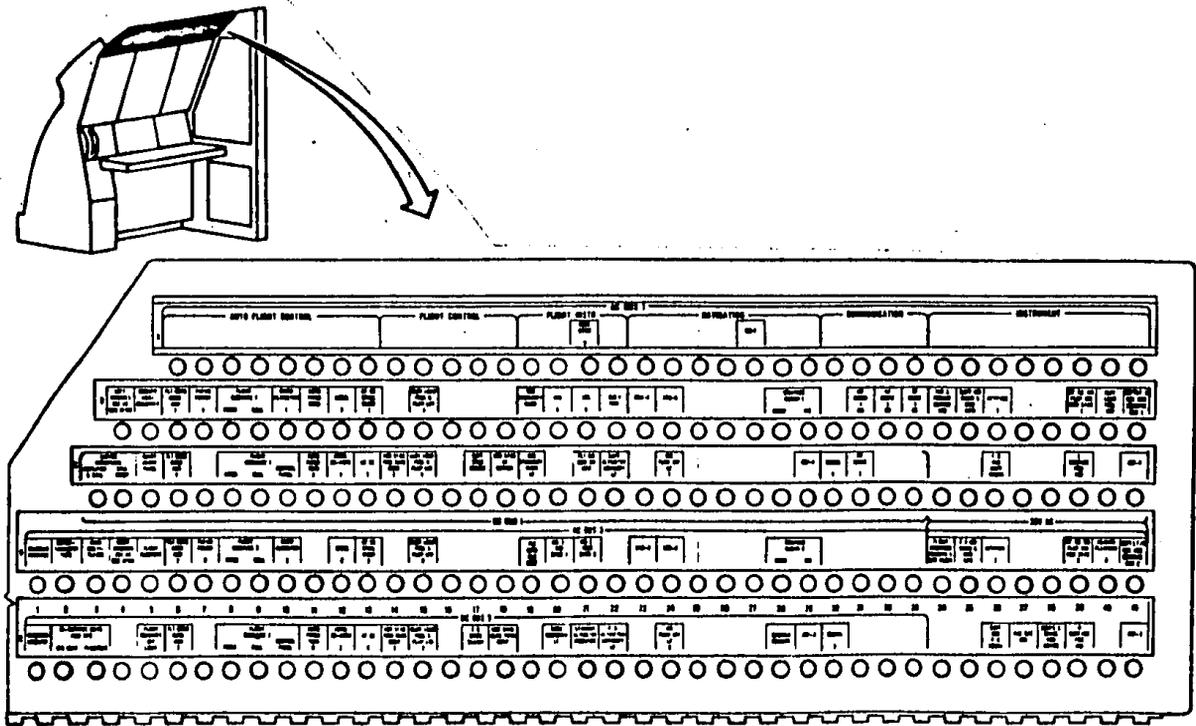


Fig. No. 1.6.3.2.1. Tablero de Navegación del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

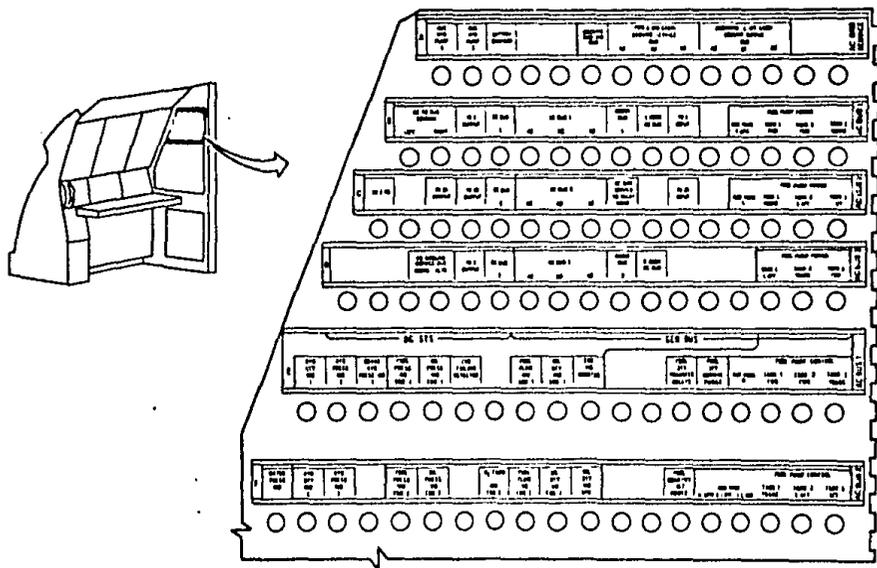


Fig. No. 1.6.3.2.2.1. Tablero Principal Superior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

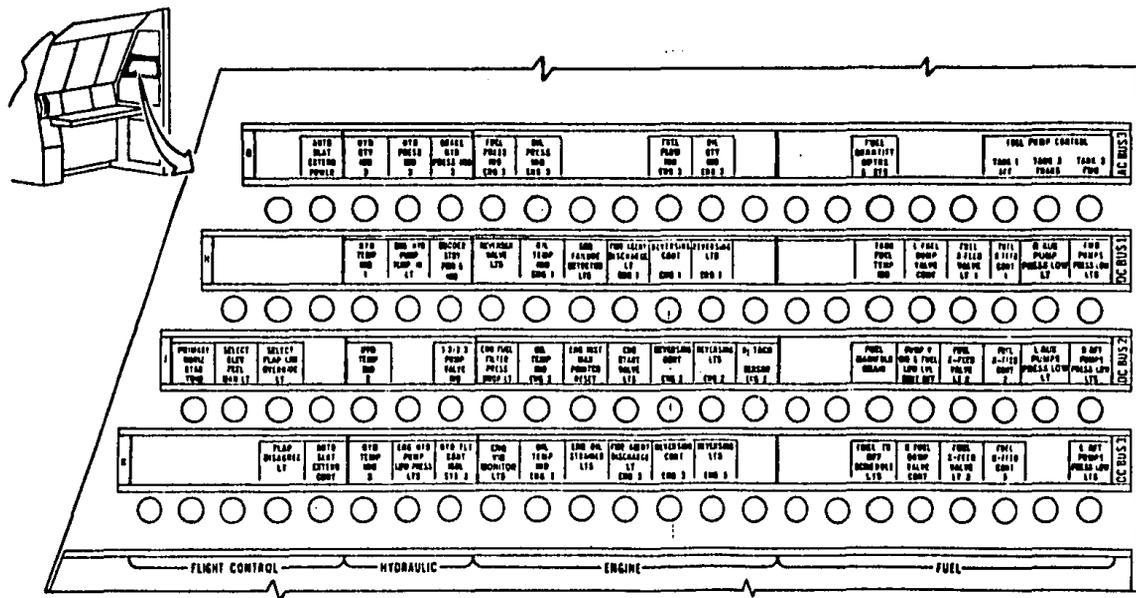


Fig. No. 1.6.3.2.2.2. (Continuación). Tablero Principal Superior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

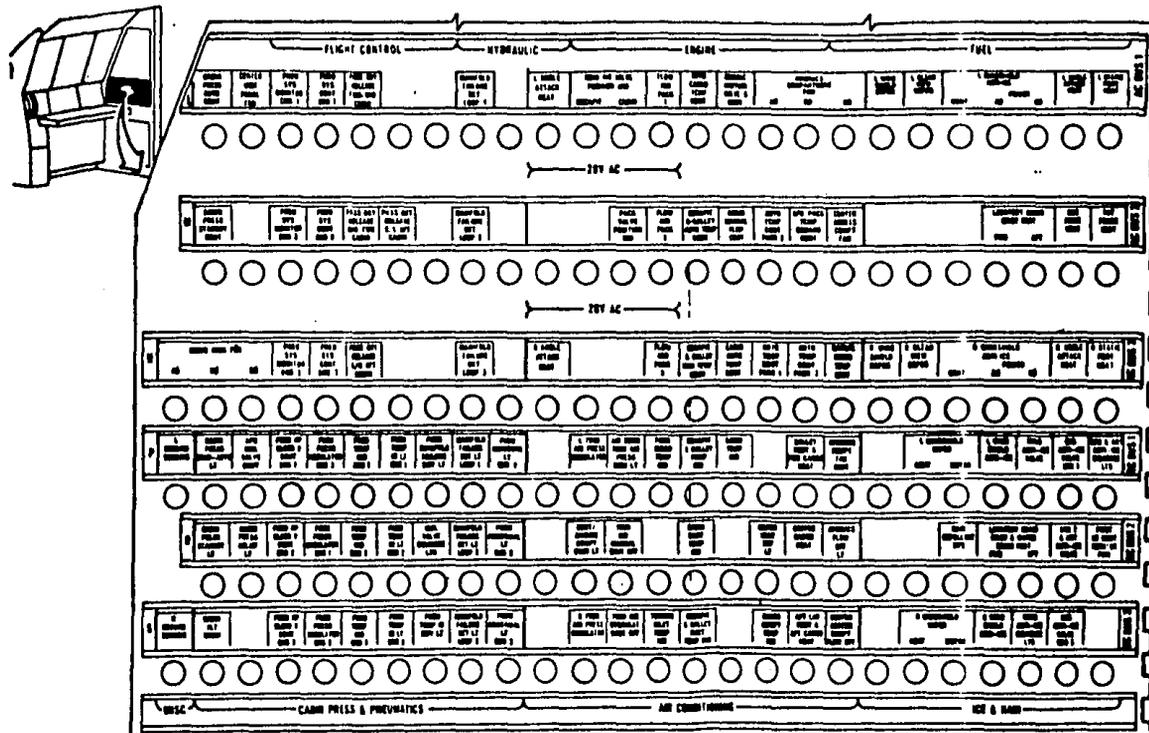
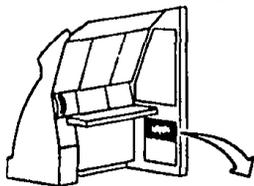


Fig. No. 1.6.3.2.2.3. (Continuación). Tablero Principal Superior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.



-81-

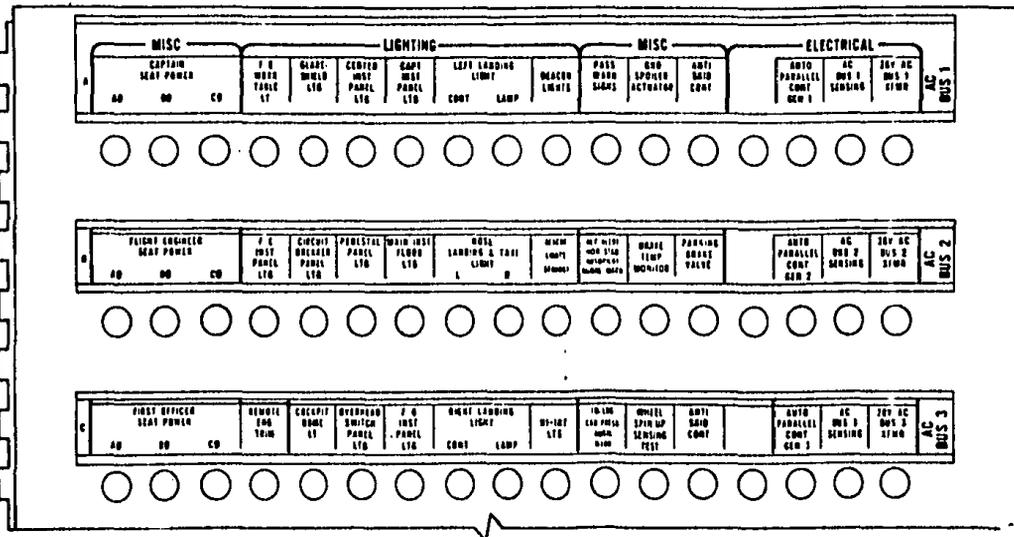


Fig. No. 1.6.3.2.3.1. Tablero Principal Inferior del Ingeniero de Vuelo de Ruptores de Circuito.

El Tablero Principal Inferior del Ingeniero - de Vuelo de Ruptores de Circuito, se encuentra localizado en la parte inferior de la Pared Trasera del lado de recho de la Cabina de Pilotos. Se encuentra compuesto por los Ruptores de Circuito de: la Barra Principal de C.A. No. 1, de la Barra Principal de C.A. No. 2, de la Barra Principal de C.A. No. 3, de la Barra Principal de C.D. No. 1, de la Barra Principal de C.D. No. 2, de la Barra Principal de C.D. No. 3 y de la Barra de C.A. de Servicios de Tierra en sus fases A, B y C.

1.6.3.3. Tablero de Consola de Ruptores de Circuito.

1.6.3.3.1. Tablero de Consola del Capitán de Ruptores - de Circuito.

El Tablero de Consola del Capitán de Rupto--res de Circuito, se encuentra instalado en la misma Consola del Capitán y esta compuesto por los Ruptores de - Circuito de: las Luces del Tablero de Control de Instrumentos del Capitán, de las Luces de Ambiente del lugar del Capitán y de las Luces Ambientales del Tablero de - Control de Instrumentos Central.

1.6.3.3.2. Tablero de Consola del Primer Oficial de Rup
tores de Circuito.

El Tablero de Consola del Primer Oficial de Ruptores de Circuito, se encuentra instalado en la misma Consola del Primer Oficial y está compuesto por los Ruptores de Circuito de: las Luces del Tablero de Control de Instrumentos del Primer Oficial, de las Luces - Ambientales del Tablero Antirreflejante y de las Luces del Pedestal.

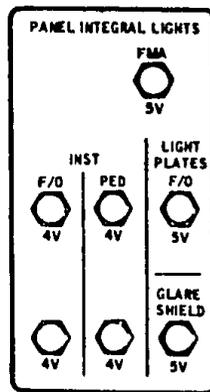
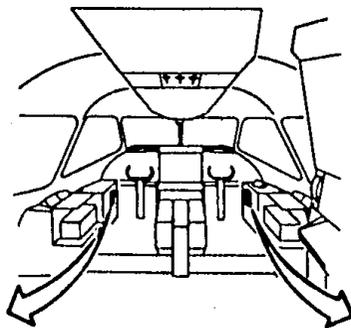
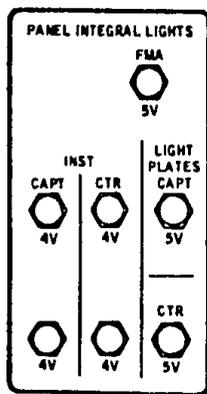


Fig. No. 1.6.3.3.1. Tablero de Consola del Capitán de Rup tores de Circuito.

Fig. No. 1.6.3.3.2. Tablero de Consola del Primer Oficial de Rup tores de -- Circuito.

2. Sistema Eléctrico.

2.1. Generalidades Del Sistema Eléctrico.

El complejo eléctrico del avión se le divide en dos sistemas: Sistema de Corriente Alterna "C.A." y Sistema de Corriente Directa "C.D.", ambos con su correspondiente Sistema de Distribución de Cargas Eléctricas.

Las características de los tres generadores de C.A., operados por los motores del avión son: su enfriamiento es por medio de aire, sin escobillas, a mando de motor, proporcionan voltaje de 115/200 V.C.A., -- 400 Hz. y tres fases. La velocidad de rotación de cada uno de estos generadores es mantenida constante, e igual a 8,000 R.P.M., por medio de la Unidad de Velocidad -- Constante "C.S.D.", asociada a cada generador. Un cuarto generador, idéntico a los tres de motor, está instalado en la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", el -- cual presenta las mismas características de los generadores de los motores y sirve para alimentar al avión de corriente eléctrica en tierra y como una fuente complementaria en vuelo. Otra fuente de energía eléctrica de C. A., es la de emergencia, compuesta por el Inverso -- Estático, el cual es alimentado por las baterías y por el Generador de Mando de Aire "A.D.G."

La fuente de C.D., está compuesta por cuatro Transformadores Rectificadores de 75 A., y por dos baterías de Niquel Cadmio, de 14 V. cada una, conectadas -- en serie.

Sobre la sección central delantera inferior del fuselaje, se encuentran dos receptáculos de conexión para Fuente Externa. Uno es para conectar una fuente de energía externa al avión, de 115 V.C.A., 400 Hz. y tres fases, para alimentar al sistema de distribución de -- energía eléctrica y el otro, para conectar otra fuente-

que alimenta al sistema de energía eléctrica de la Cocina Inferior del avión.

En el Compartimiento de Accesorios Central se localiza el Centro de Energía Eléctrica y las repisas de equipo asociado, así como en el Compartimiento Eléctrico se encuentran localizadas otras repisas de equipo asociado, que permiten el control y la distribución de la energía eléctrica. La localización de estas unidades y compartimientos se muestran en la figura No. 2.1.1., llamada: Localización de Unidades del Sistema Eléctrico.

La velocidad del generador es mantenida a - - - 8,000 R.P.M. durante las variaciones de velocidad del motor, por la acción de la Unidad de Velocidad Constante "C.S.D.", asociada al generador por medio de una transmisión de engranes diferenciales. La frecuencia del generador se mantiene normalmente a 400 Hz., por medio de la transmisión de la "C.S.D.", la cual corrige la velocidad de salida que proporciona el motor. Esta unidad es capaz de aumentar o disminuir la velocidad recibida de la Caja de Accesorios del Motor, con la finalidad de mantener la frecuencia correcta en el generador.

La rotación a la salida de la transmisión de la "C.S.D." puede ser detenida, presionando momentáneamente el interruptor correspondiente, que esta marcado como "PRESS TO DISC", que se encuentra localizado en el Tablero del Ingeniero de Vuelo. Después, de que ha sido desengarzada la "C.S.D.", solamente puede ser rearmada en tierra, si el motor correspondiente ha sido detenido totalmente. El rearmado se realiza, jalando una manija de rearmado manual, localizada en la parte inferior de la "C.S.D.", hasta que el alfiler del solenoide llega a su posición de traba.

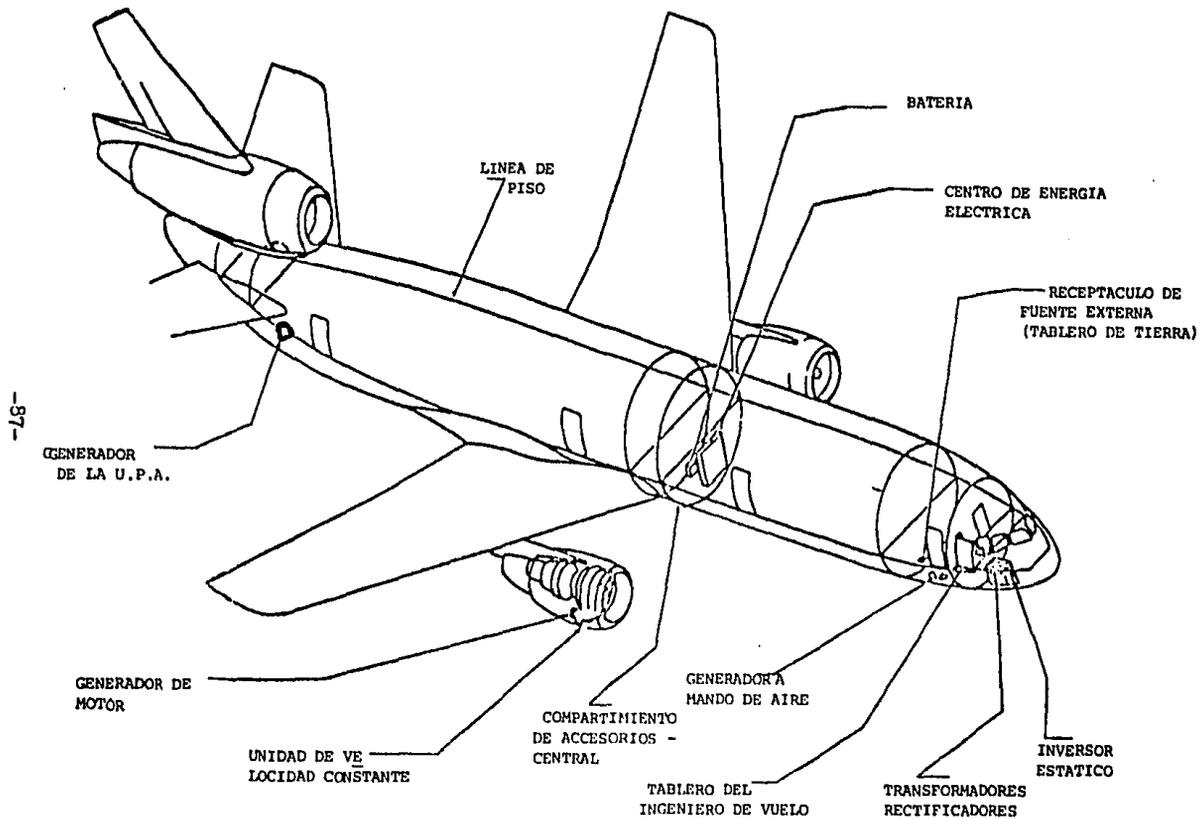


Fig. No. 2.1.1. Localización de Unidades del Sistema Eléctrico.

2.2. Generación De Corriente Alterna.

El sistema de generación de C.A., esta arreglado para que cada generador esté conectado a sus correspondiente barra a través de un Relevador de Generador - "G.R.". Cada barra de generador está conectada a la Barra de Enlace de C.A., a través de su correspondiente Relevador de Barra de Enlace "B.T.R.". Los generadores pueden ser operados "Aisladamente", como sistemas separados, cada uno proporciona energía a sus correspondiente Barra de Generador o bien, en "No-paralelamiento" teniendo a uno de los generadores alimentando a la Barra de Enlace y en condición de "Paralelamiento" con todos los generadores compartiendo el total de cargas eléctricas.

La operación de paralelamiento es la recomendada para el sistema, porque de esa forma, los generadores alimentan a la Barra de Enlace, lo mismo que a su correspondiente Barra de Generador, compartiendo todas las cargas eléctricas existentes en el avión. El paralelamiento automático de los generadores de motor se realiza presionando momentaneamente el interruptor marcado "PARALLEL GENS", localizado en el Tablero del Ingeniero de Vuelo, siempre que los interruptores de Barra de Enlace marcados "AC BUS TIE" se encuentran en la posición "NORM" y el generador esté entregando energía con las características de voltaje, frecuencia y fase adecuadas. Cualquier operación que cause la apertura de algún Relevador de Barra de Enlace "B.T.R.", desarmará automáticamente el paralelamiento, poniendo al sistema en condición de aislamiento. Los generadores no pueden ser puestos en paralelo si alguna fuente externa está alimentado a la Barra de Enlace, si cualquier circuito de protección ha mandado a cortado a uno o más "B.T.R.", si

cualquier interruptor de la Barra de Enlace se encuentra en la posición de "ISOL", si cualquier Relevador de Energía Auxiliar "A.P.R." está cerrado, o si es seleccionado Aterrizaje Dual y no se logra. Si una falla del generador ocurre, la Barra del Generador será energizada automáticamente por la Barra de Enlace, aunque exista no paralelamiento.

Durante la operación de no-paralelamiento, cada generador proporciona energía a su correspondiente Barra. La forma preferencial para suministrar energía a la Barra de Enlace es con los generadores puestos en el orden 2-1-3. Siendo así, que el generador No. 2 alimentará a la Barra de Enlace en condiciones normales.

Cuando los interruptores de la Barra de Enlace son colocados en la posición "ISOL", los generadores no pueden ser operados en paralelo o no-paralelo; el circuito preferencial está inoperativo y los Relevadores de Barra de Enlace no pueden ser cerrados automáticamente. Un relevador de Barra de Enlace puede cerrarse solamente, cuando el interruptor correspondiente se coloca en la posición "NORM" de acuerdo con la operación normal del sistema.

La selección de la operación de Aterrizaje Dual es posible, con los generadores operando en paralelo o no-paralelo. Cuando el selector de modo de aterrizaje "LAND" localizado en el Tablero de Control de Gufa de Vuelo, se actúa momentáneamente y la palanca de engarce del segundo piloto automático se coloca en la posición marcada "CMD", la luz de "DUAL LAND SELECTED" localizada en el Tablero del Ingeniero de Vuelo, encenderá cuando las barras de C.A. No. 1 y No. 3. están

siendo alimentadas por dos generadores cualesquiera, --
excepto la combinación de generador No. 2 y generador -
U.P.A., la luz de "DUAL LAND PWR ON", localizadas en el
Tablero del Ingeniero de Vuelo, encenderá y la opera- -
ción de Aterrizaje Dual se iniciará. Durante el modo -
de Aterrizaje Dual, si se pierde cualquier fuente, ya -
sea la Barra de Generador No. 1 y la No. 3, por 200 mi-
liseconds o más por cualquier razón, los generadores -
permanecerán aislados, con lo que se forma una condi- -
ción que cancela el modo de Aterrizaje Dual.

Como fuente auxiliar de energía, se considera-
al generador de la "A.P.U.". Cuando se tiene la energía
eléctrica del Generador de la "A.P.U." disponible, y -
los interruptores de las Barras de Generador están colo-
cados en la posición de "ON", el generador de la A.P.U.
puede ser conectado a cualquiera de estas o a todas --
ellas. Si la energía eléctrica auxiliar esta alimen--
tando una Barra de Generador y el generador de motor -
trata de energizar a su barra, el generador de la - --
"A.P.U." automáticamente será desplazado de la barra y
el generador de motor se encargará de alimentarla. El
generador de la "A.P.U." no puede estar en paralelo --
con los generadores de motor o con la Fuente Externa.-
Durante el corte de motor, cada Barra de Generador será
transferida automáticamente al generador de la "A.P.U."
conforme sean cortados los generadores de motor. En el
Diagrama de la Distribución de Energía Eléctrica de --
C.A. de la figura No. 2.2.1., se observan los puntos -
mencionados, y en las figuras Nos. 2.2.2 y 2.2.3., del-
Tablero de Control del Ingeniero de Vuelo se muestran
los controles ya referidos.

La batería del avión se usa para proporcionar .

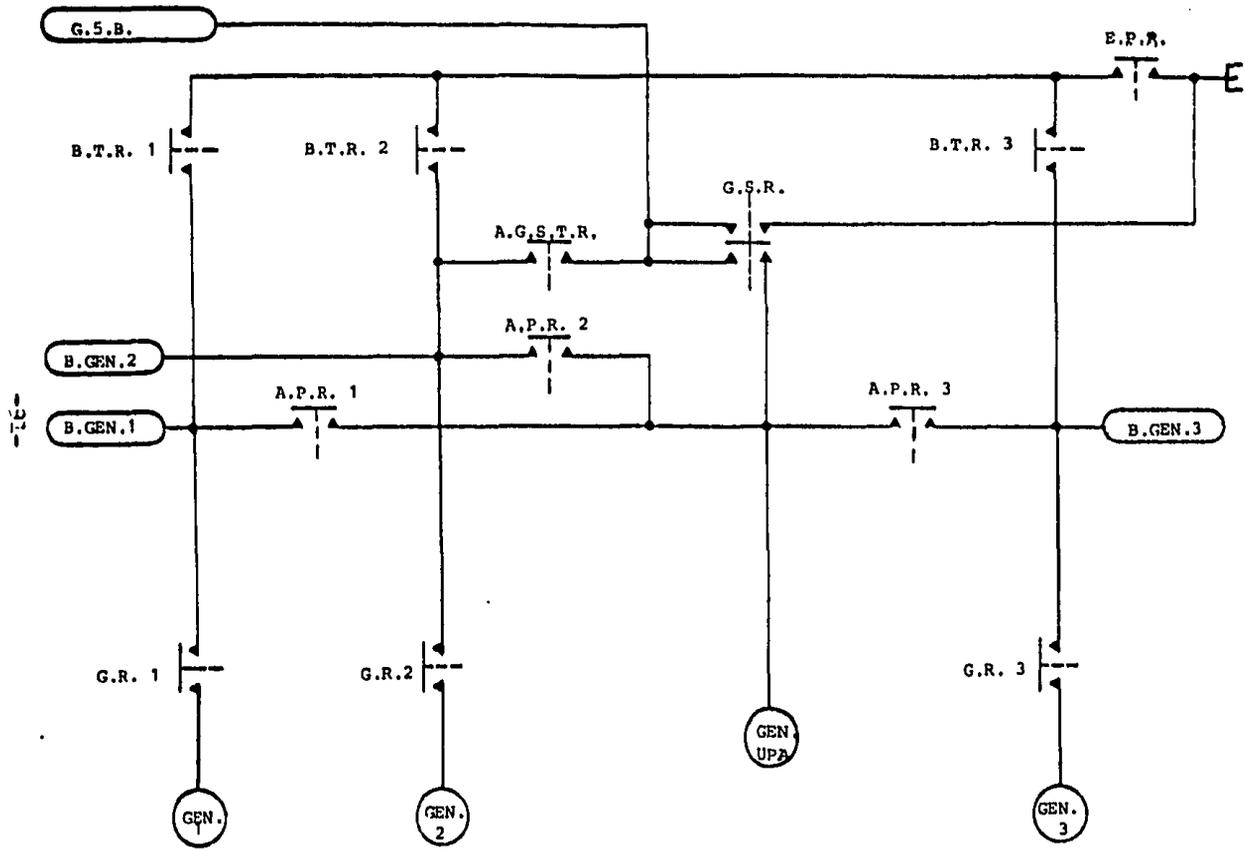


Fig. No. 2.2.1. Diagrama Simplificado de la Distribución de Energía Eléctrica de C.A.

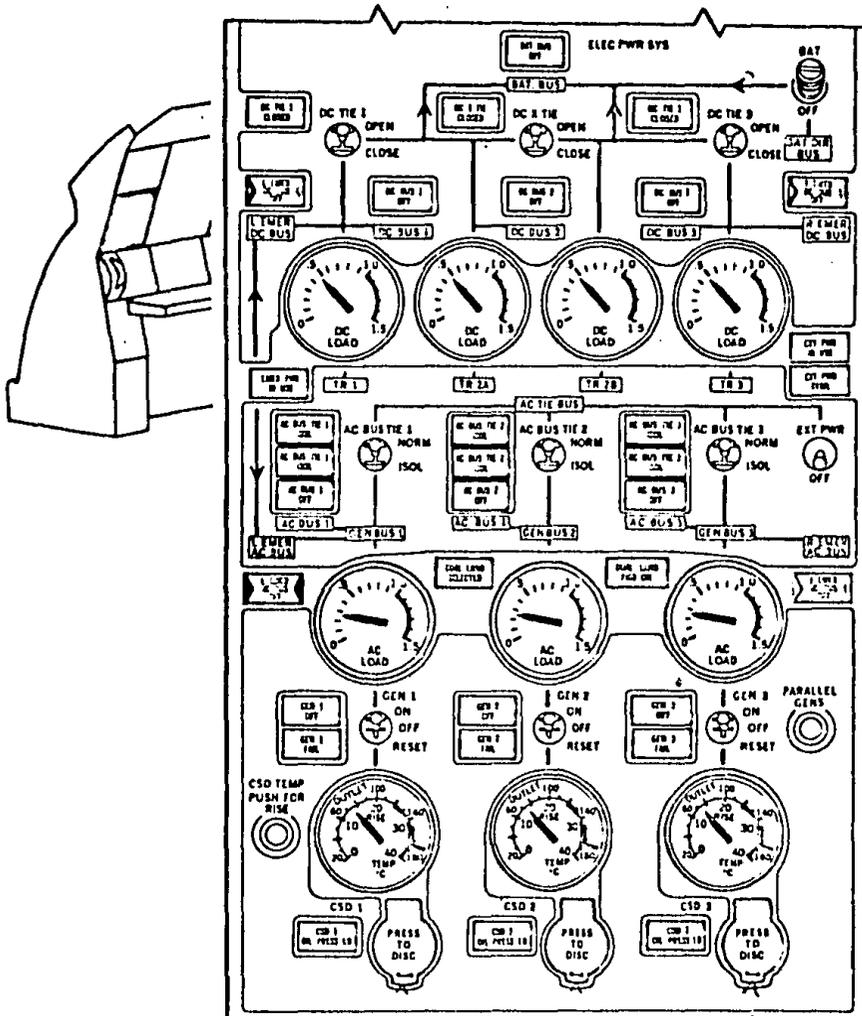


Fig. No. 2.2.2. Tablero Inferior de Control Eléctrico del Ingeniero de Vuelo.

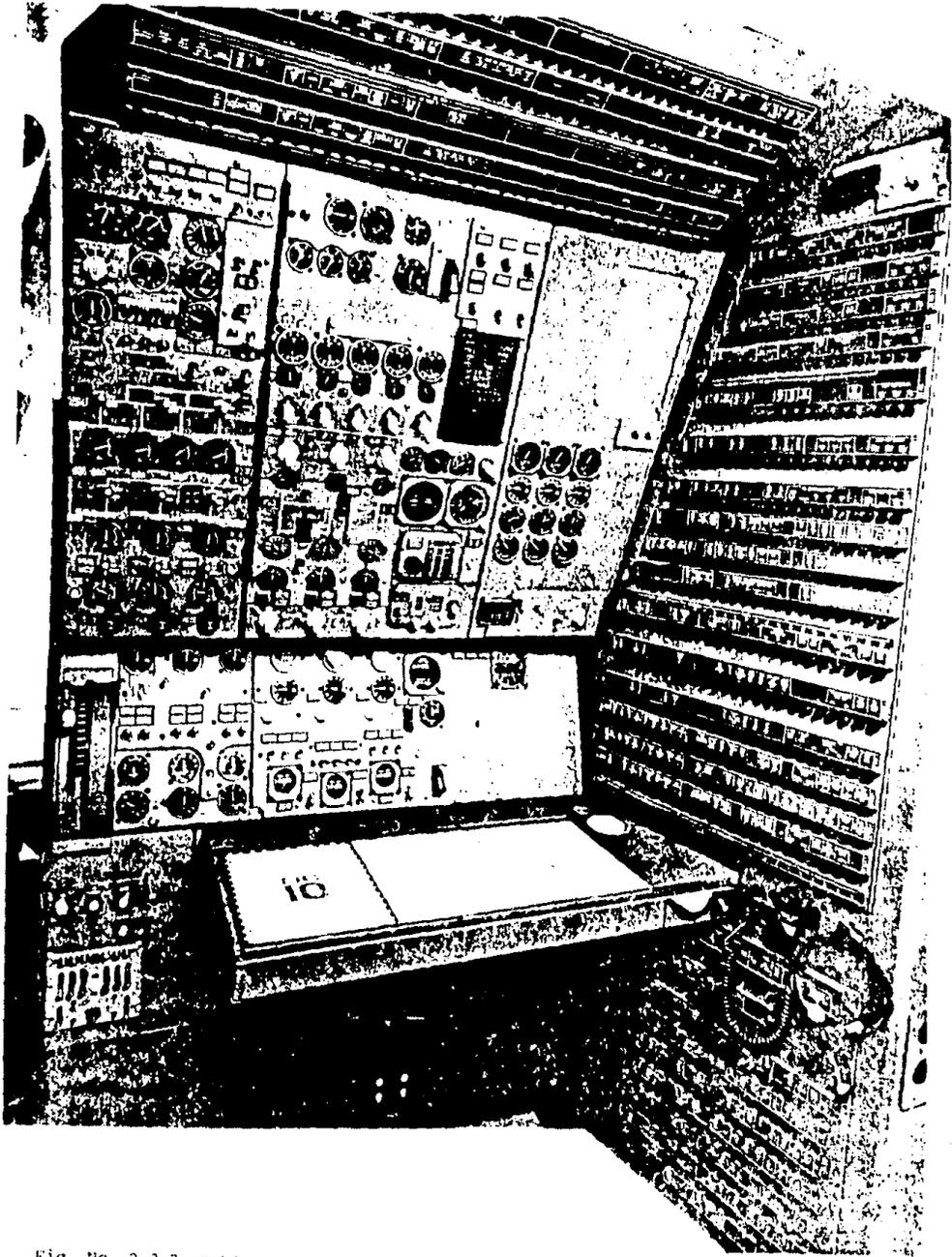


Fig. No. 2.2.3. Tableros de Control del Ingeniero de Vuelo.

energía eléctrica de C.D. de Emergencia Izquierda y al Inversor Estático, el cual a su vez, alimenta con C.A. a la Barra de C.A. de Emergencia Izquierda.

El Generador a Mando de Aire "A.D.G.", actúa como una fuente de emergencia en vuelo, si la pérdida del sistema principal de energía eléctrica no se puede evitar. El interruptor selector del "A.D.G.", tiene dos posiciones y esta localizado en el Tablero Superior; en la posición marcada "HYD" es cuando el "A.D.G." alimenta una Bomba Hidráulica Auxiliar, una vez que ha sido extendido. La energía generada por el "A.D.G.", puede proporcionarse a la Barra de Emergencia de C.A. y C.D. de Emergencia Derecha, cuando el interruptor selector se coloca en la posición de "R EMER ELEC". En la figura No. 2.2.4. Diagrama de Distribución de Energía Eléctrica, se puede observar lo referido.

2.3. Generación De Corriente Directa.

La energía para el sistema de generación de C.D., esta proporcionada por cuatro unidades Transformadoras Rectificadoras de 75 A. cada una, las cuales convierten la C.A. a C.D., para satisfacer las cargas requeridas de 28 V.C.D. Su entrada es de 115/200 V.C. A., 400 Hz., tres fases y su salida es de 28 V.C.D.

Los Transformadores normalmente operan aislados con los Interruptores de Enlace de C.D. "D.T.R.", asegurados en la posición marcada "OPEN". El sistema puede hacerse operar en común, cuando los Interruptores de Enlace de C.D. "D.T.R." se colocan en la posición de "CLOSE".

Los Transformadores Rectificadores "T.R." No.1

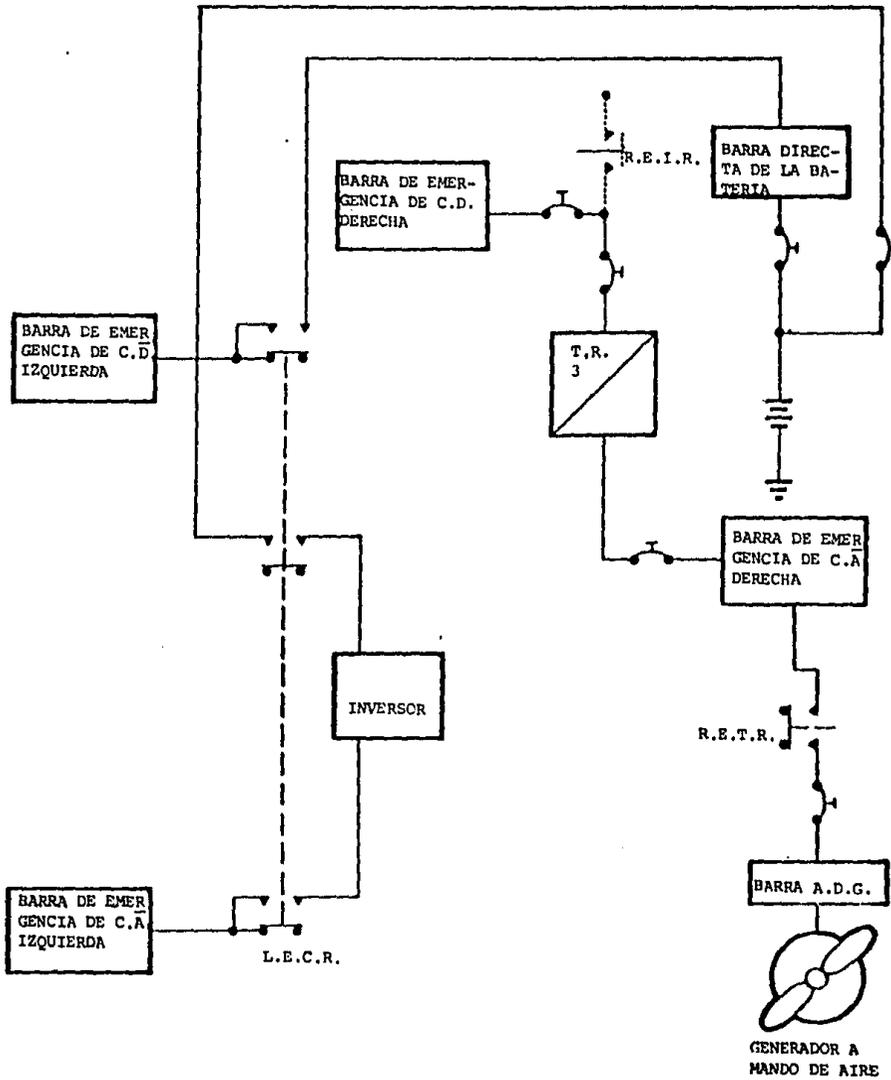
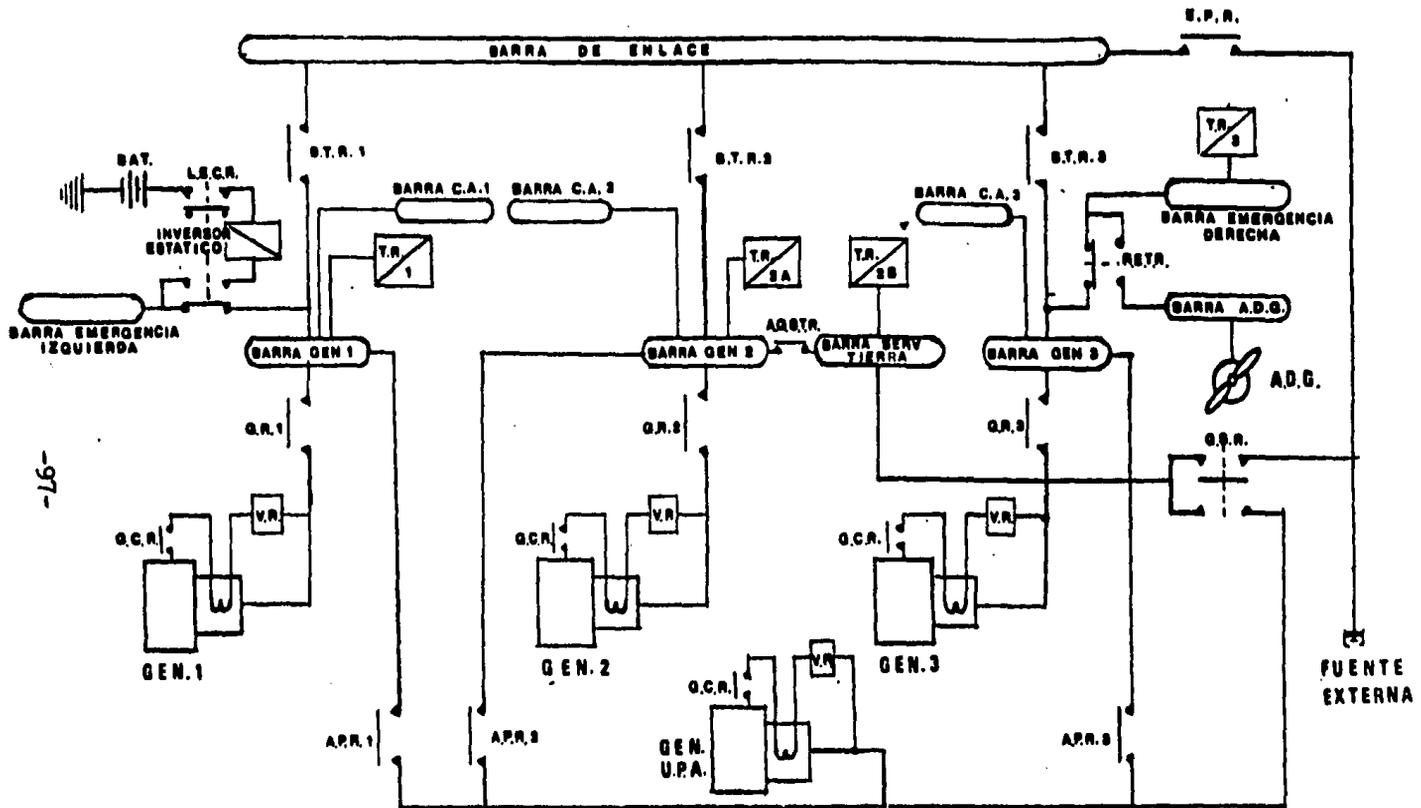


Fig. No. 2.2.4. Diagrama Simplificado de Distribución de Energía Eléctrica de Emergencia.

y No. 2A reciben energía de las Barras de Generadores -- No. 1 y No. 2 respectivamente. El T.R. No. 2B recibe -- alimentación de la Barra de Generador No. 2 y a través - de la Barra de C.A. de Servicio de Tierra. El T.R. - - No. 3 recibe alimentación de la Barra de Generador No. 3 a través de la Barra de C.A. de Emergencia Derecha. Lo anterior se observa en la figura No. 2.3.1.: Diagrama de Energía Eléctrica.

Durante la operación normal del Sistema, los -- Transformadores Rectificadores No. 1, No. 2A y No. 3 ali- mentan a las barras de C.D. No. 1, No. 2 y No. 3 respec- tivamente. En suma, los Transformadores Rectificadores- No. 1 y No. 3 proporcionan energía a las Barras de C.D.- de Emergencia Izquierda y Derecha respectivamente. Los- Transformadores Rectificadores No. 2A y No. 2B, propor- cionan energía a la Barra de la Batería. El Transforma- dor Rectificador No. 2B también alimenta a la Barra de - C.D. de Servicios de Tierra. Las Barras de C.D. pueden- ser alimentadas por cualquier circuito de control remoto "RCCB" y de Relevadores de Enlace de C.D. "D.T.R.", los- cuales son controlados por la operación manual de los -- Interruptores de Enlace de C.D., marcados con "D.C.TIE"- en el Tablero de Ingeniero de Vuelo.

El Sistema de Batería de 28 V., se alimenta de- dos batería en serie de Niquel-Cadmio. Las Baterías --- proporcionan energía a cargas específicas de C.D. Las - baterías mantienen su nivel por medio de un cargador, el cual las alimenta con corriente limitada cuando hay dis- ponibilidad de C.A. de Servicios de Tierra y el ruptor - de la Batería este en puesto. El Conjunto de Batería -- Cargador se muestra en la figura No. 2.3.2.



-97-

Fig. No. 2.3.1. Diagrama Simplificado de Energía Eléctrica.

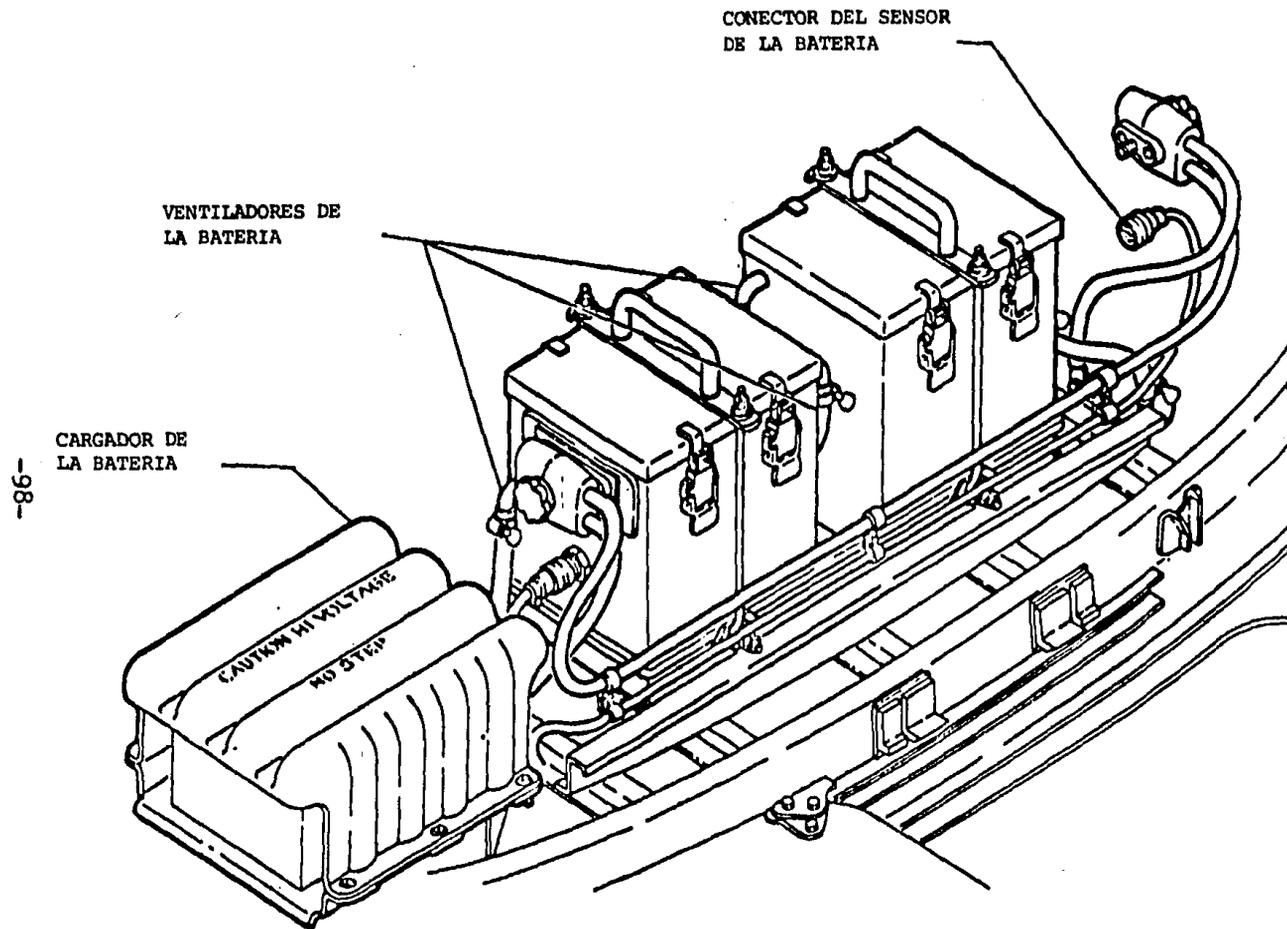


Fig. No. 2.3.2. Bateria y Cargador.

2.4. Fuente Externa.

Existen en el avión dos receptáculos para la conexión de fuente externa de energía, uno para el sistema de distribución de energía eléctrica de fuente externa y otro para el sistema de distribución de energía eléctrica de la cocina inferior.

La Barra de Enlace de C.A., es energizada por una fuente externa de energía a través del receptáculo de conexión y un Relevador de Fuente Externa, colocando el interruptor de Fuente Externa en el Tablero de Ingeniero de Vuelo, en la posición de "EXT PWR". Las Barras de Servicios de Tierra, tanto de C.A. como de C.D., son alimentadas por la Fuente Externa a través del receptáculo de conexión y el relevador de Fuente Externa "E.P.R.", colocando a cualquiera de los interruptores de Servicios de Tierra en el Tablero de Tierra, o el Interruptor de Servicios de Tierra en el Tablero de Servicios de Tierra en la Estación de Sobrecargos Delantera en la Cabina de Pasajeros, a la posición de "ON".

Las barras de alimentación a la cocina son energizadas por una fuente externa a través del receptáculo de conexión y Relevadores de Transferencia de Cocina, colocando el interruptor de alimentación externa cocina en la posición de "GLY EXT PWR" y los interruptores de las Barras de Alimentación cocina en la posición de "ON", si las barras principales están energizadas por medio de la Fuente Externa Principal o de cualquier generador. Los interruptores están colocados en el Tablero del Ingeniero de Vuelo. El Tablero de Conexión y Control de Fuente Externa, esta mostrado en la figura No. 2.4.1. y el Tablero de Servicios de Tierra de la Estación de Sobrecargos en la figura No. 2.4.2.

2.5. Distribución De Cargas Eléctricas.

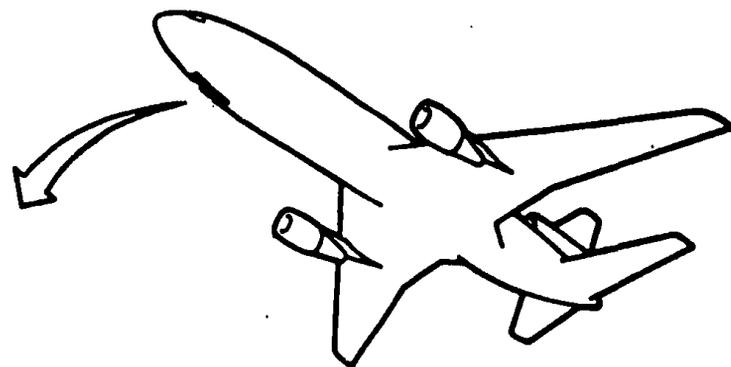
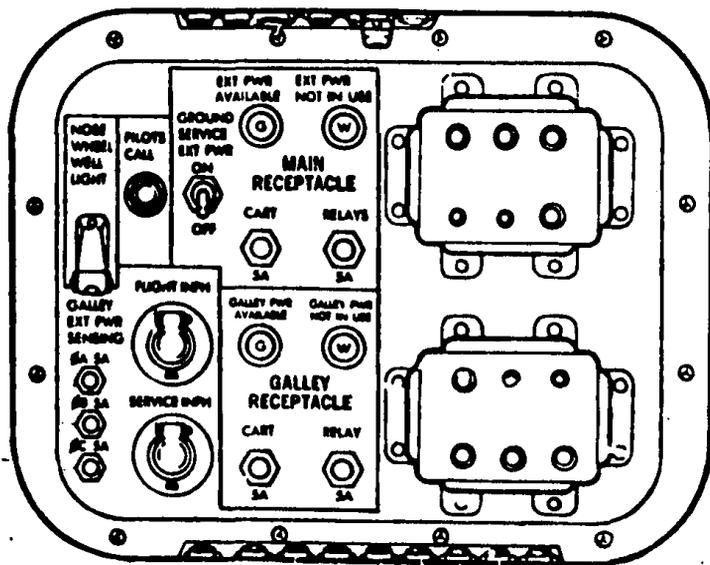


Fig. No. 2.4.1. Receptáculos de conexión de Fuente Externa.

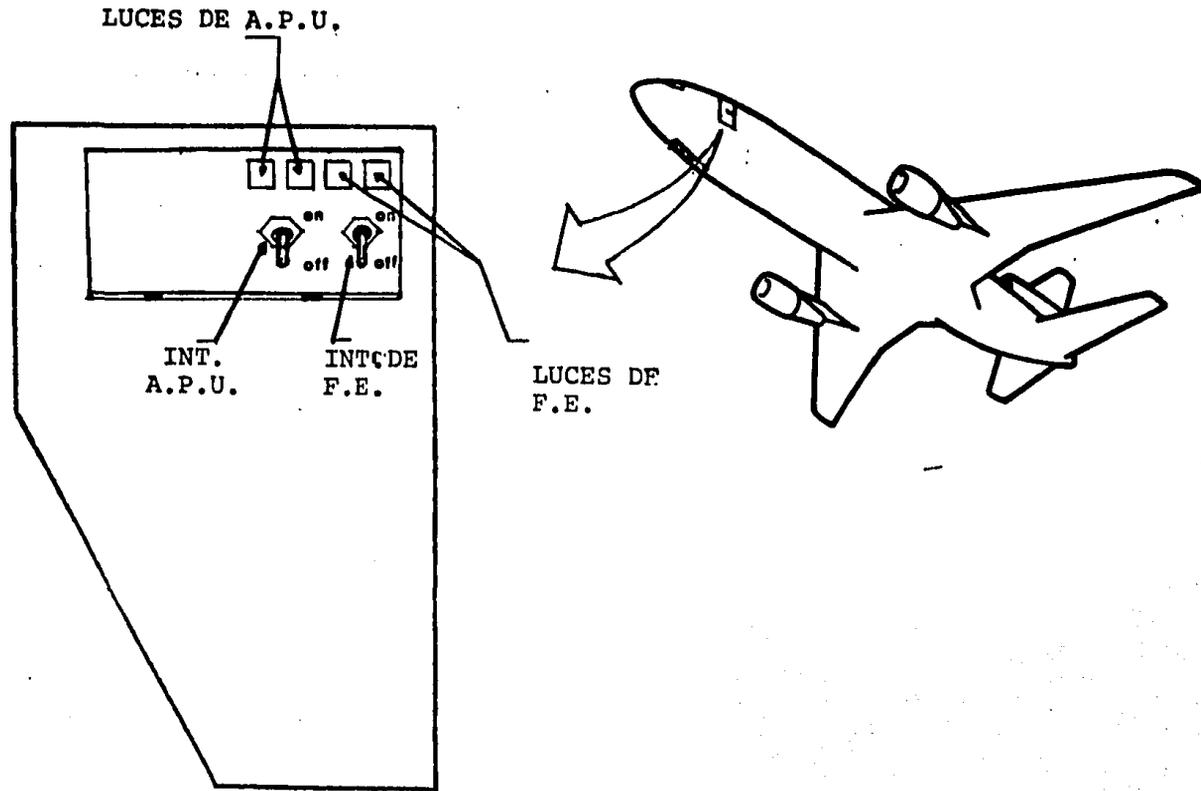


Fig. No. 2.4.2. Tablero de Servicios de Tierra del Tablero de Sobrecargos.

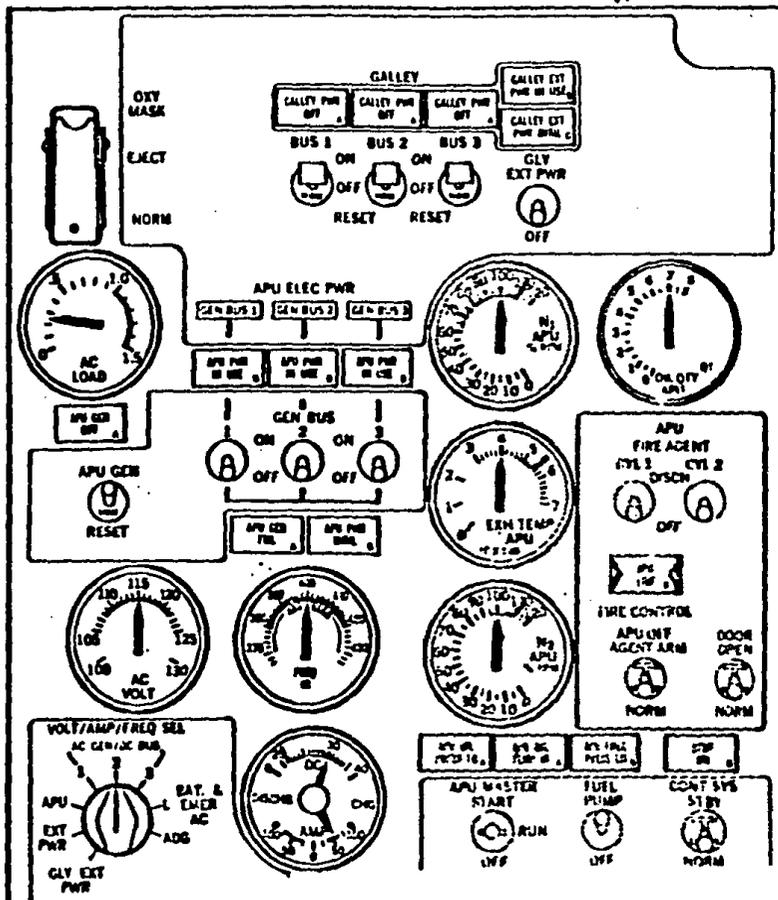
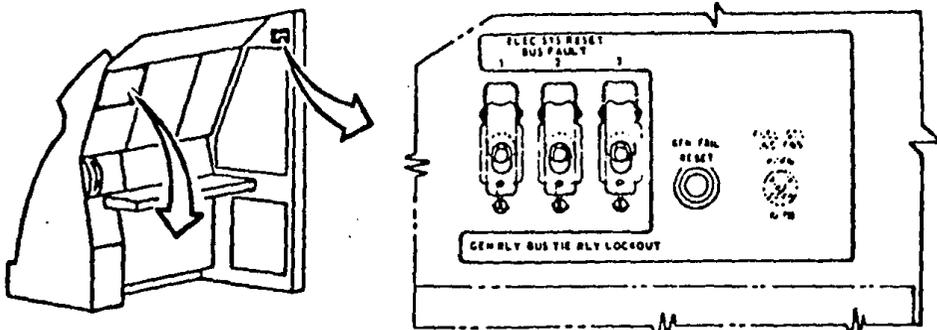


Fig. No. 2.4.3. Tablero Superior Eléctrico del Ingeniero de Vuelo.

La distribución de energía eléctrica desde -- las fuentes a las diferentes cargas en el avión, se realiza por medio de los Relevadores de Generador "G.R.",- Relevadores de Energía Auxiliar "A.P.R.", Relevador de Fuente Externa "E.P.R.", Relevadores de Barra de Enlace "B.T.R.", Relevador de Transferencia de Cocina "G.T.R.", Barras de Generador (B. GEN.), Barras de C. A. y C. D., Barra de la Batería (B.DIR. BAT.) y Barras de Emergen-- cia de C. A. y C. D. Los Componentes del Sistema Eléctrico están localizados en el Centro de Energía Eléctrica y Repisas de Equipo Asociado en el Compartimiento de Accesorios Central, Repisas de Equipo, Tablero de Con-- trol de C. D. en el Compartimiento Electrónico y en el Tablero de Equipo Eléctrico en la Cocina. Dichas repi-- sas y compartimientos se pueden observar en la figura - No. 2.5.1.: Localización de Conjuntos del Sistema Eléctrico.

Los controles e indicadores que se usan para-- controlar y monitorear el sistema de energía eléctrica-- están localizados en el Tablero de Cabina de Pilotos, - en la Sección Delantera Izquierda de la Cabina de Pasa-- jeros, en la Cocina Inferior, Compartimiento de Acceso-- rios Central y en el Tablero de Tierra (Fuente Externa) y en la Sección Delantera Central Inferior del Fuselaje. En el caso de que no este disponible la Fuente Externa o la U.P.A. para las operaciones de carga de combusti-- ble, el interruptor marcado "POWER" en el tablero de - Carga de Combustible, automáticamente alimentará con - energía de la batería a los circuitos de control de -- carga de combustible y al Inversor Estático, para energizar únicamente los medidores de Cantidad de combustile.

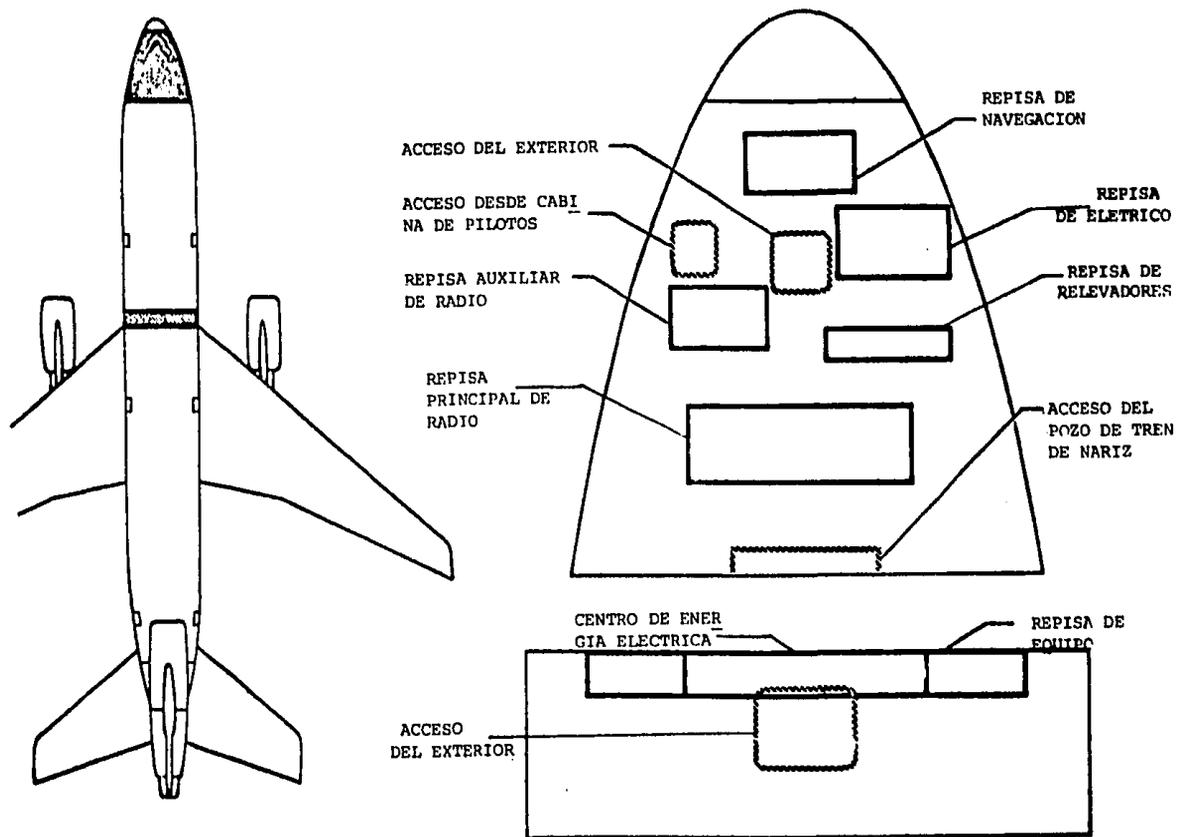


Fig. No. 2.5.1. Localización de Conjuntos del Sistema Eléctrico.

2.6. Precauciones Operacionales.

El Sistema Eléctrico tiene una serie de limitaciones en sus características de trabajo (Voltaje, Frecuencia y Carga), que se observan a través de los indicadores correspondientes para comprobar el funcionamiento correcto del sistema.

Es posible que el equipo eléctrico del avión sea dañado si el sistema eléctrico de C.A., sea operado a voltajes mayores a 130 V., medidos entre fase y tierra o 224 V., medidos entre fase y fase. Cualquier sobrevoltaje de C.A., aplicado a las unidades transformadoras Rectificadoras, resultará en un sobrevoltaje de C.D. aplicado al equipo de C.D.

2.7. Nomenclaturas.

En el sistema eléctrico, como se ha visto --- hasta ahora, se utiliza una gran variedad de unidades y de componentes, los que para facilitar su manejo, se mencionan con la abreviatura de su nombre en inglés; por lo que a continuación se enlistan las abreviaturas correspondientes.

<u>NOMBRE</u>	<u>ABREVIATURA</u>
Aterrizaje Dual.	D.L.
Batería.	BAT.
Barra de Enlace.	T.B.
Barra de Enlace Desenergizada.	D.T.B.
Baja Exitación.	U.E.
Baja Frecuencia.	U.F.
Bajo Voltaje.	U.V.
Baja Velocidad.	U.S.
Corriente Alterna	A.C.
Corte de Barra.	B.L.O.
Corriente Directa.	D.C.
Centro de Energía Eléctrica.	E.P.C.
Corte de Fuente Externa.	E.P.L.O.
Comando de Paralelamiento Automático.	A.P.C.
Corte Temporal de la Barra de Enlace.	B.T.L.O.
Controlador de Carga.	L.C.
Desbalance de Corriente.	U.B.C.
División de Carga Reactiva.	R.L.D.
Distribución.	DSTR.
Demora.	T.D.
Demora por Baja Velocidad.	U.S.T.D.
Demora por Desbalance de Corriente	U.B.C.T.D.

<u>NOMBRE</u>	<u>ABREVIATURA</u>
Equipo de Autoprueba.	BITE.
Energía Disponible.	P.R.
Fase Abierta.	O.P.
Fuente Externa No. 1.	E.P.-1.
Fuente Externa No. 2.	E.P.-2.
Fusible.	FZ.
Generador.	GEN.
Generador de Imán Permanente.	P.M.G.
Generador a Mando de Aire.	A.D.G.
Interruptor.	SW.
Interruptor de Fuente Externa.	E.P.SW.
Paralelamiento Automático.	A.P.
Prueba de Confiabilidad.	C.C.
Protección Diferencial.	D.P.
Protección Diodo Generador.	G.D.P.
Pérdida de Fase.	L.O.P.
Relevador de Aislamiento de la Barra de Emergencia Derecha.	R.E.I.R.
Relevador de la Barra de Enlace.	B.T.R.
Relevador del Cargador de la Bateria.	C.B.R.
Relevador de Control de la Barra de Emergencia Izquierda.	L.E.C.R.
Relevador de Control del Generador.	G.C.R.

NOMBRE

ABREVIATURA

Ruptor de Circuito a Control Remoto.	R.C.C.B.
Ruptor de Control Remoto Alimentación Cruzada de Corriente Directa.	D.X.R.B.
Relevador de Dispersión de Carga.	L.S.R.
Relevador de Dispersión de Carga de C.D.	D.L.S.R.
Relevador de Energía Auxiliar.	A.P.R.
Relevador de Enlace de C.D. No. 1.	D.T.R.1.
Relevador de Enlace de C.D. No. 3.	D.T.R.3.
Relevador de Energía Disponible.	P.R.R.
Relevador Esclavo de la Fuente Externa de la Cocina.	E.P.G.S.R.
Relevador de Enlace de Servicios de Tierra de C.A.	A.G.S.T.R.
Relevador de la Fuente Externa.	E.P.R.
Relevador del Generador.	G.R.
Remoción e Instalación Rápida.	Q.A.D.
Relevador de Protección Diferencial.	D.P.R.
Relevador de Servicios de Tierra.	G.S.R.
Relevador de Transferencia de la Barra de Emergencia Derecha.	R.E.T.R.

NOMBREABREVIATURA

Relevador de Transferencia de la Cocina.	G.T.R.
Regulador de Voltaje.	V.R.
Señal de Alimentación Paralelo Abierto.	P.F.O.
Sensor de Baja Velocidad.	U.S.S.
Sobre Corriente.	D.C.
Sobre Excitación.	O.E.
Secuencia de Fase.	P.S.
Sobre Frecuencia.	O.F.
Señal de Corte De Relevador de Barra de Enlace.	B.T.R.S.
Servicios de Tierra.	G.S.
Sobre Voltaje.	O.V.
Transformador de Corriente.	C.T.
Transformador de Control de Corriente	C.C.T.
Transformador Rectificador.	T.R.
Transformador.	XFMR.
Unidad de Control de Barras.	B.C.U.
Unidad de Control de Carga.	L.C.U.
Unidad de Control del Generador.	G.C.U.
Unidad de Control de Indicación.	I.C.U.

NOMBRE

ABREVIATURA

Unidad Reemplazable en Línea.

L.R.U.

Unidad de Velocidad Constante.

C.S.D.

3. SISTEMA DE CORRIENTE ALTERNA.

3.1. Generalidades.

La fuente principal de energía eléctrica de Corriente Alterna para la operación normal del avión, son sus tres generadores operados sin escobillas, de 90 KW., 115/200 V.C.A., 400 Hz. y tres fases, que están instalados en los motores. Un generador adicional idéntico a los generadores de motor, está instalado en la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", para servir como una fuente de energía eléctrica auxiliar, tanto en tierra como en vuelo.

Los cuatro generadores alimentan a las Barras de Generador y de las mismas se obtiene la alimentación para cuatro Unidades Transformadoras Rectificadoras de 75 A., las cuales convierten la energía de C.A. a C. D. para satisfacer los requerimientos de corriente directa al operar el equipo que así lo necesita.

Durante su operación, el Sistema de Generación de C.A., es controlado automáticamente con dispositivos de protección y aislamiento de fallas del sistema. Si bien, el sistema opera automáticamente, puede ser operado y monitoreado por controles e indicadores asociados que se encuentran en la Cabina de Pilotos.

El Sistema de Generación de C.A., está arreglado para que cada generador alimente a su correspondiente Barra de Generador y a su vez, cada uno puede conectarse a la Barra de Enlace a través de su correspondiente Relevador de Barra de Enlace "B.T.R."

El sistema puede ser operado en tres modos: -

"Paralelo", "No-Paralelo" y "Aislado". La operación en "Paralelo" se prefiere porque durante ésta, todos los - Generadores se conectan a la Barra de Enlace y compar-- ten el total de la carga eléctrica. Durante la opera-- ción de "No-Paralelo", cada Generador opera como un - - sistema separado, proporcionando energía a su correspon-- diente Barra de Generador, y uno de ellos conectado a - la Barra de Enlace. Si ocurre la pérdida de un Genera-- dor durante las operaciones en modo "Paralelo" o "No-pa-- ralelo", la Barra de Enlace automáticamente alimentará-- a la Barra de Generador asociada al Generador con fa-- lla. En la operación en modo "Aislado", cada Generador proporciona alimentación a su correspondiente Barra de-- Generador, pero ninguno está conectado con la Barra de-- Enlace.

El Generador de la Unidad de Potencia Auxi- - liar "A.P.U." puede alimentar la Barra de Enlace, y ade-- más, puede estar disponible en una, dos o a las tres Ba-- rras de Generador, o bien, a la Barra de Servicios de - Tierra, únicamente.

Los Circuitos de Interseguro previenen la po-- sibilidad de poner en paralelo el Generador de la Unii-- dad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", con los generadores-- de motor o con la Fuente Externa.

Se puede proporcionar energía eléctrica a las Barras de Alimentación de Cocina, al través de las Ba-- rras de C.A. de los generadores, energizadas por cual-- quierta de ellos, por el generador de la Unidad de Po-- tencia Auxiliar "A.P.U.", durante el Servicio de Tierra o por la combinación de la Fuente Externa para la coci-- na.

En la figura No. 3.1.1., "Diagrama Esquemático de Distribución de Energía Eléctrica", se puede - - observar cada uno de los modos de operación del sistema de los generadores.

3.2. Control y Generación de Corriente Alterna (A.C.).

3.2.1. Generador de Motor.

Cada uno de los generadores de motor esta calificado para proporcionar 90KW., 115/200 V.C.A., tres fases, 400 Hz., están enfriados por aire y no tienen - escobillas. Están controlados a una velocidad constante dentro de ciertos límites, a 8,000 R.P.M., por medio de su correspondiente Unidad de Velocidad Constante "C.S.D."

El generador está instalado en la cara trasera de la Caja de Accesorios del Motor. Una flecha de interconexión se extiende a través de la Caja de Accesorios, conectando al generador con la transmisión de la Unidad de Velocidad Constante "C.S.D.", la cual - - está instalada en la cara delantera de la Caja de - - Accesorios.

Un sistema de ductos de purga de aire proporciona aire de enfriamiento al extremo trasero del generador, y un abanico montado en la flecha del generador, fuerza al aire de enfriamiento a pasar a través del generador. El aire frío pasa de la cubierta hasta la -- parte trasera y después al ambiente. La figura No. -- 3.2.1. muestra al generador en su condición de montaje típico.

El Generador de C.A. consiste de un Generador

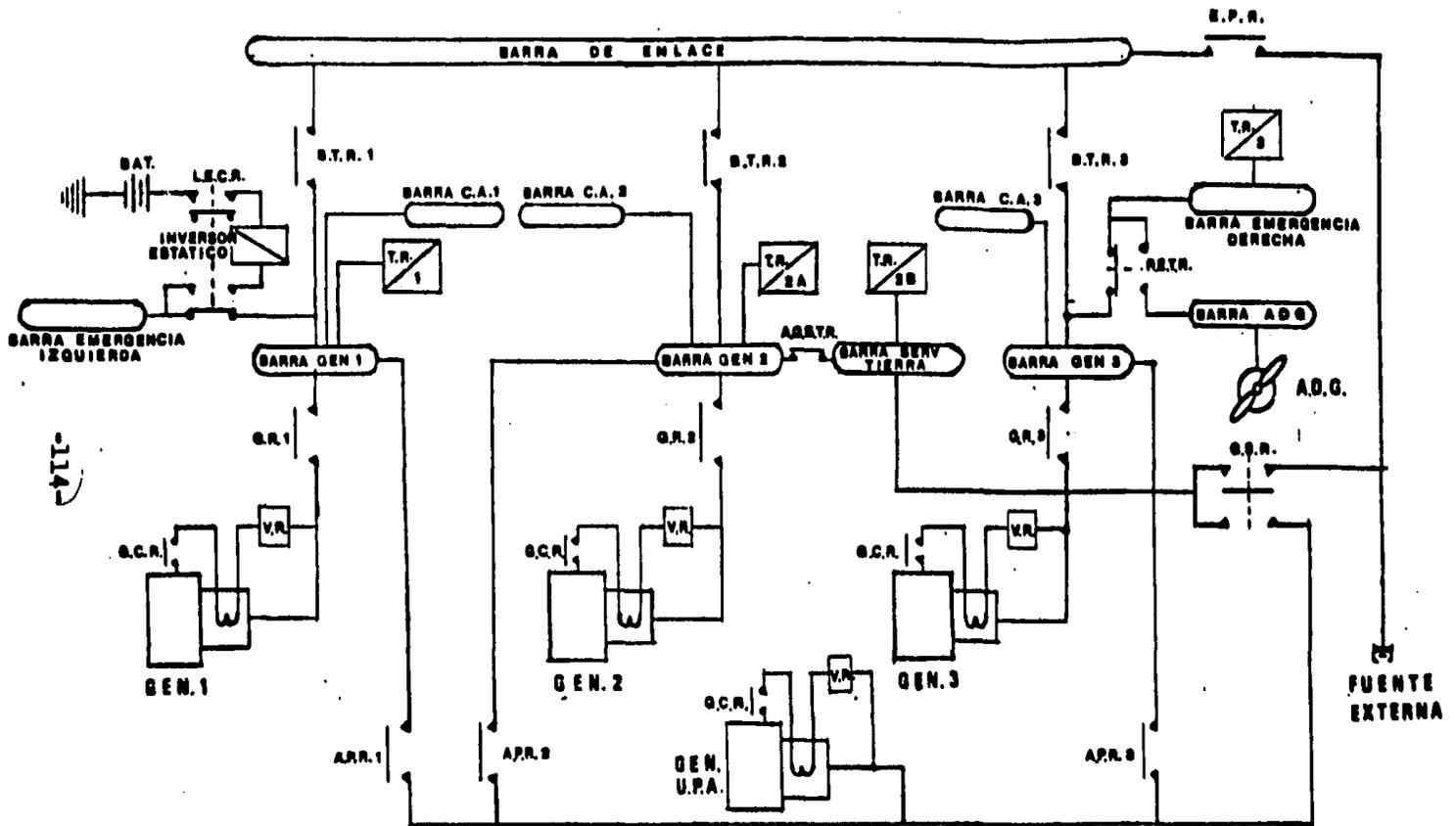


Fig. No. 3.1.1. Diagrama Esquemático Simplificado de Distribución de Energía Eléctrica.

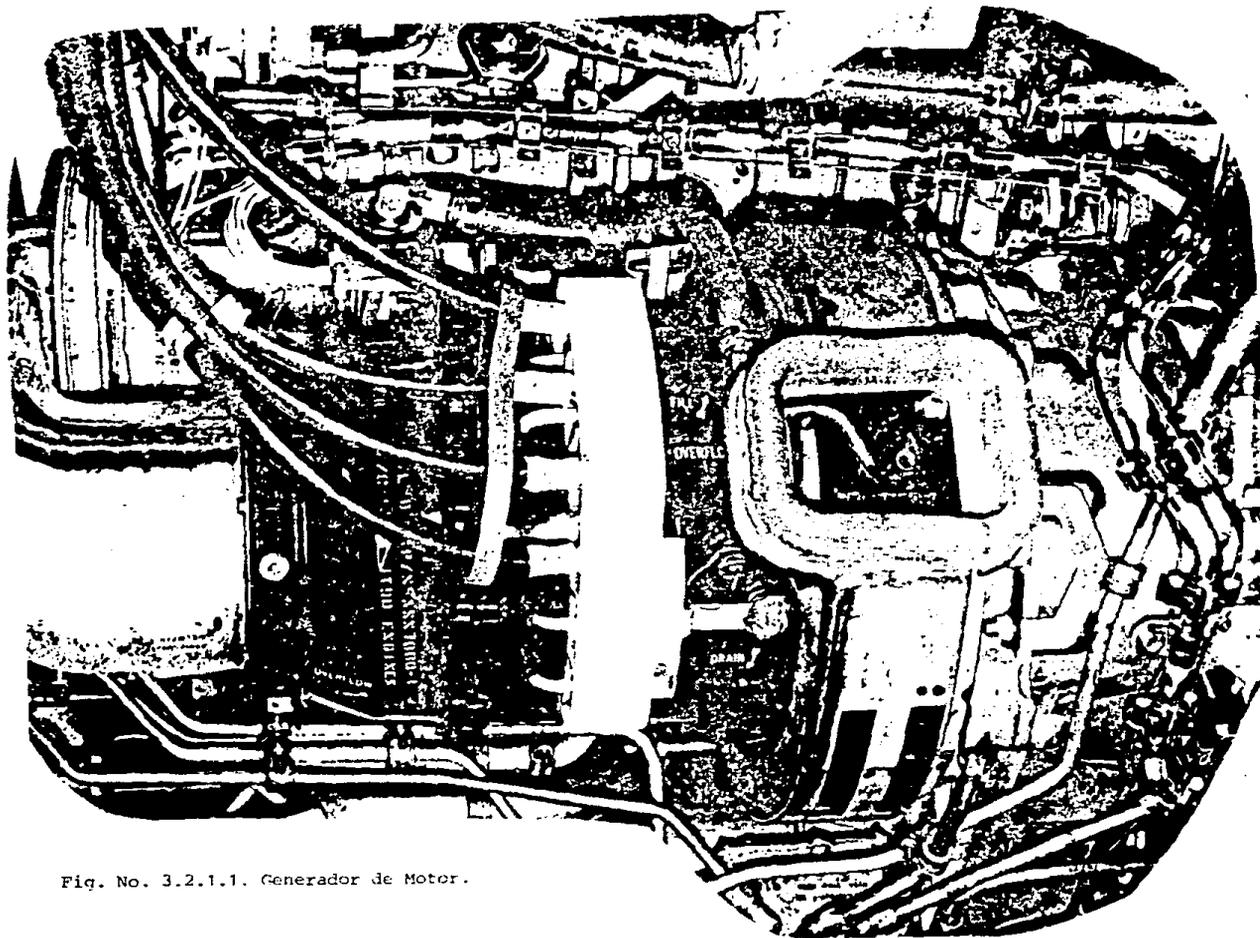


Fig. No. 3.2.1.1. Generador de Motor.

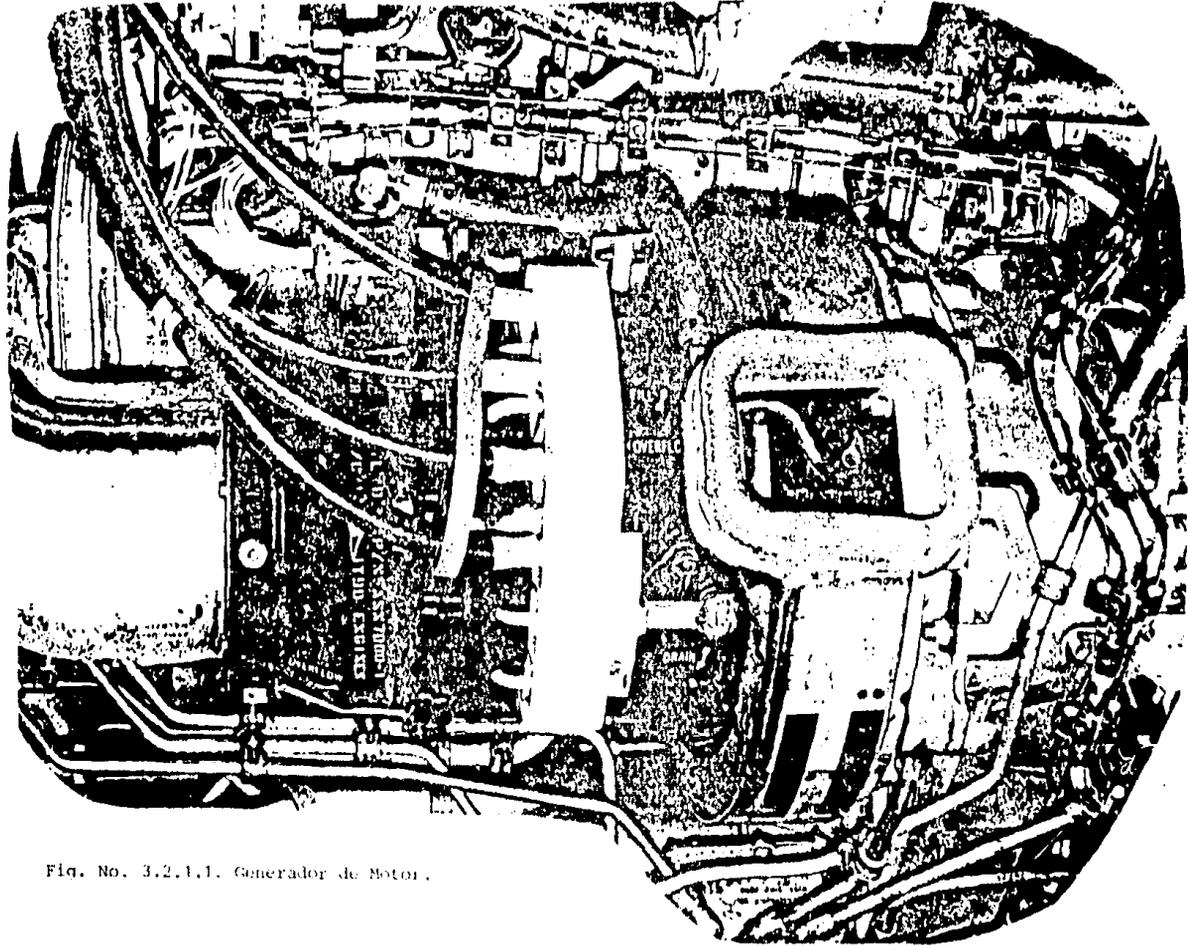


Fig. No. 3.2.1.1. Generador de Motor.

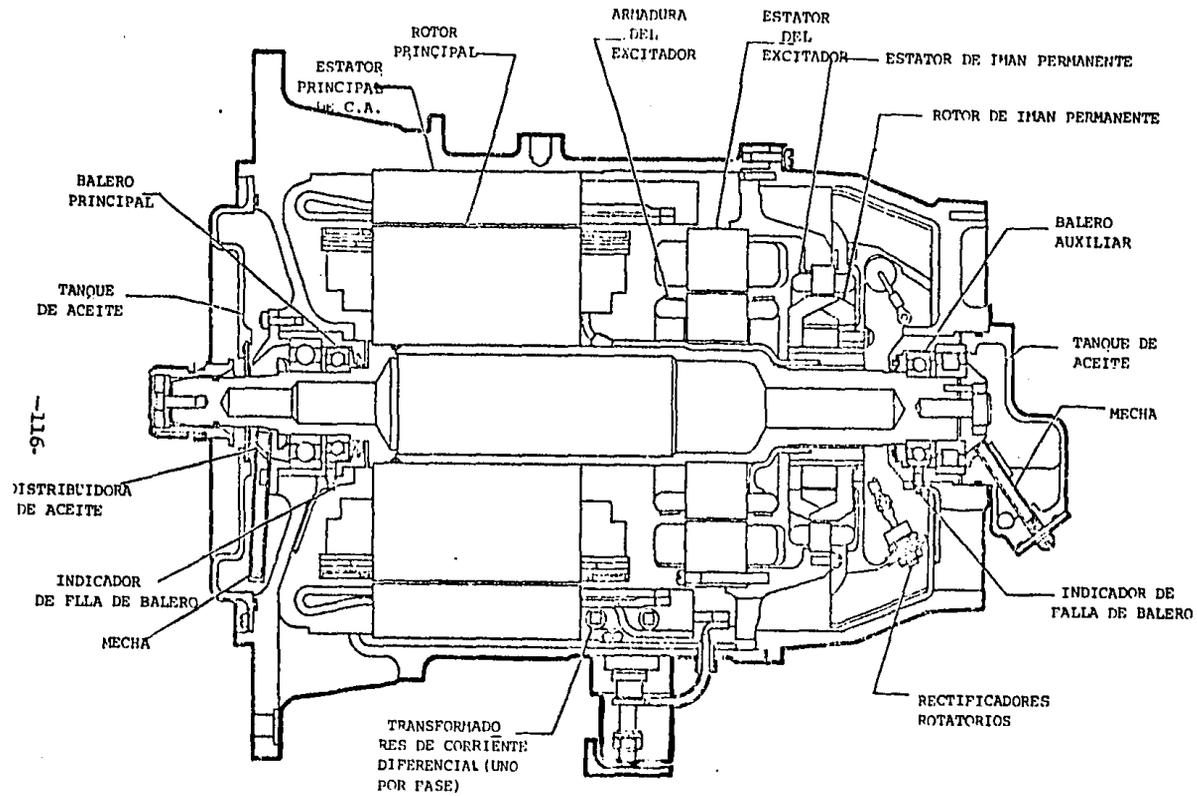


Fig. No. 3.2.1.1. Corte Axial del Generador de C.A.

de Imán Permanente "P.M.G.", un Excitador y un Generador Principal de C.A. encerrado en un caparazón simple de -- dos piezas. El campo Principal, la Armadura del Excitador, Rectificadores Rotatorios y los Imanes Permanentes-Rotatorios, están montados sobre la Flecha del Generador. La Armadura del Estator, Campo del Excitador y la Armadura del Estator del Generador de Imán Permanente "P.M.G." están montados sobre el caparazón del generador, como -- puede observarse en la figura No. 3.2.1.2..

El Generador de Imán Permanente "P.M.G." está montado en estrella, no aterrizado, de tres fases. Su rotor es un conjunto de Imanes Permanentes, de ocho polos y el embobinado está en el Estator. La salida del Generador de Imán Permanente "P.M.G." es no regulada y varía conforme varían la carga y la velocidad. Esta salida es la fuente de energía de excitación del generador y una de las fuentes para el control y operación de la Unidad de Control del Generador "G.C.U.".

El excitador proporciona energía para el Campo Rotatorio del Generador. El Campo del Excitador tiene dos embobinados en paralelo con un Termistor en serie -- con un embobinado, para proporcionar una resistencia casi constante del Campo del Excitador sobre el rango operativo de temperatura.

La Armadura del Excitador de tres fases, de -- montaje en estrella, no aterrizado, está conectado a -- seis Diodos de Silicio montados sobre el Abanico del Generador, los cuales forman un puente rectificador de -- tres fases de onda completa. La energía de C.D. del --

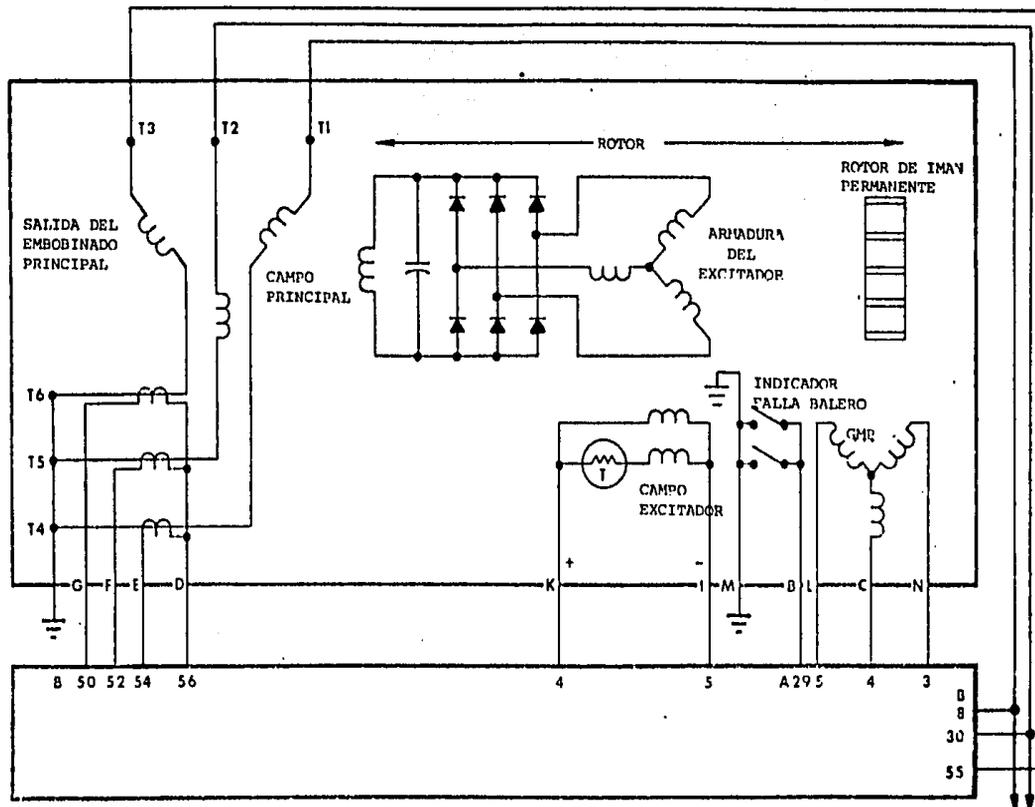


Fig. No. 3.2.1.2. Diagrama Esquemático del Generador.

Puente Rectificador se conecta al Campo Rotatorio del --
Generador de C.A., El Campo Rotatorio induce energía -
trifásica en el embobinado de salida del Generador - -
Principal.

Los embobinados de tres fases del Estator del
Generador están conectados en estrella con cada extremo
de cada fase conectados a una terminal del bloque de --
seis postes terminales, montados sobre el generador. --
Las terminales T1 y T4 son la fase "A", T2 y T5 son la
fase "B", T3 y T6 la fase "C". Las cargas neutras T4,-
T5 y T6 pasan a través de Transformadores de Corriente-
individuales, que están montados dentro del Generador y
luego se conectan al bloque de terminales. Los Trans--
formadores de Corriente son el lado neutral del Circui-
to Cerrado de Protección de Corriente Diferencial. Un -
conector simple montado sobre la estructura del Genera-
dor, conecta el Generador de Imán Permanente "P.M.G.",-
el Campo del Excitador, Transformadores de Corriente y-
el Indicador de Falla de Balero. Las terminales T4, T5
y T6 y la Estructura del Generador están conectadas - -
externamente por medio de una Barra de Unión. En la fi
gura No. 3.2.1.3. "Diagrama Esquemático del Generador",
puede observarse todo lo que se ha mencionado anterior-
mente.

Los Baleros Principales del Generador son lu-
bricados con aceite. Cada Balero tiene su propio tan--
que de aceite separado, en el que hay un puerto de lle-
nado y uno de drenado para cada tanque. Dos Baleros --
Auxiliares en el Generador, permitirán cinco horas más-
de operación, si llegase a ocurrir la falla de un Bale-
ro Principal.

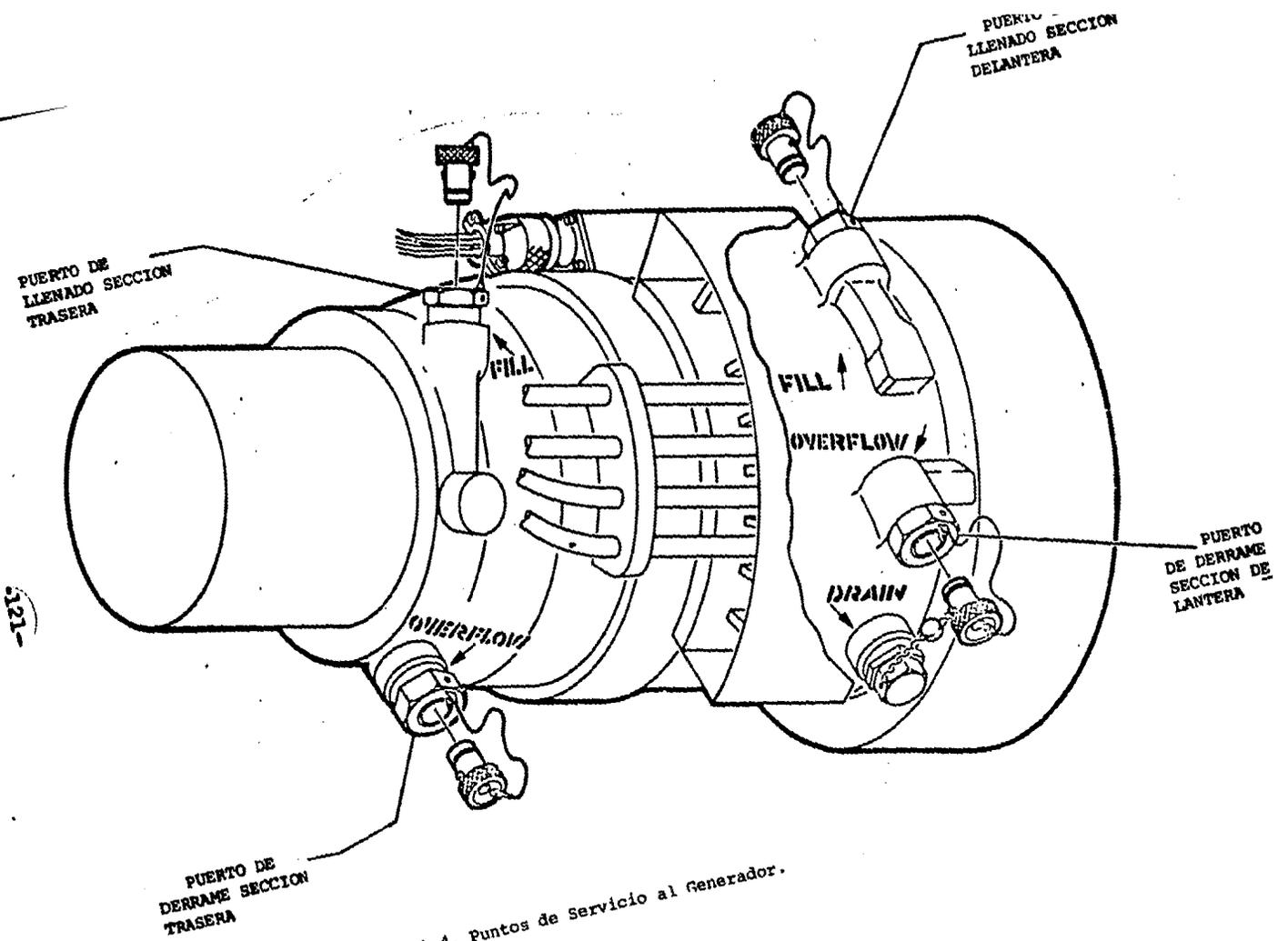
En cada Balero Auxiliar un Sensor de Falla de Balero -- causará que se encienda una luz, de aviso en el Tablero del Ingeniero de Vuelo, si el Balero Principal correspondiente fallase. La figura No. 3.2.1.4. Puntos de -- Servicio del Generador, muestra claramente los puntos - de lubricación del mismo.

3.2.2. Generador de Corriente Alterna de la Unidad de - Potencia Auxiliar "A.P.U."

El Generador de la Unidad de Potencia Auxi- - liar "A.P.U." es idéntico a los Generadores de Motor, - con la excepción de que es controlado en su velocidad, - por un tren de engranes de transmisión de la misma Uni- - dad de Potencia Auxiliar "A.P.U."; y no por medio de al- - guna Unidad de Velocidad Constante "C.S.D."

El Abanico de la Unidad de Velocidad Constan- - te "A.P.U." proporciona el aire de enfriamiento neces- - rio para su generador, el cual es conducido al extremo- - posterior del mismo y forzado a través de él, por medio del propio Abanico con que cuenta el generador. El - - aire se recoge en el extremo anterior del generador y - es conducido al ducto de escape de la Unidad de Poten- - cia Auxiliar "A.P.U.". La localización de éste se - -- muestra en la figura No. 3.2.2.1. "Generador de la Uni- - dad de Potencia Auxiliar", "A.P.U."

La forma en que el sistema de energía eléctri- - ca se puede alimentar utilizando al generador de la Uni- - dad de Potencia Auxiliar "A.P.U." como fuente, se puede observar en la figura No. 3.2.2.2. "Diagrama de Alimen- - tación del Generador de la "A.P.U.", donde se muestra--



321-

Fig. No. 3.2.1.4. Puntos de Servicio al Generador.

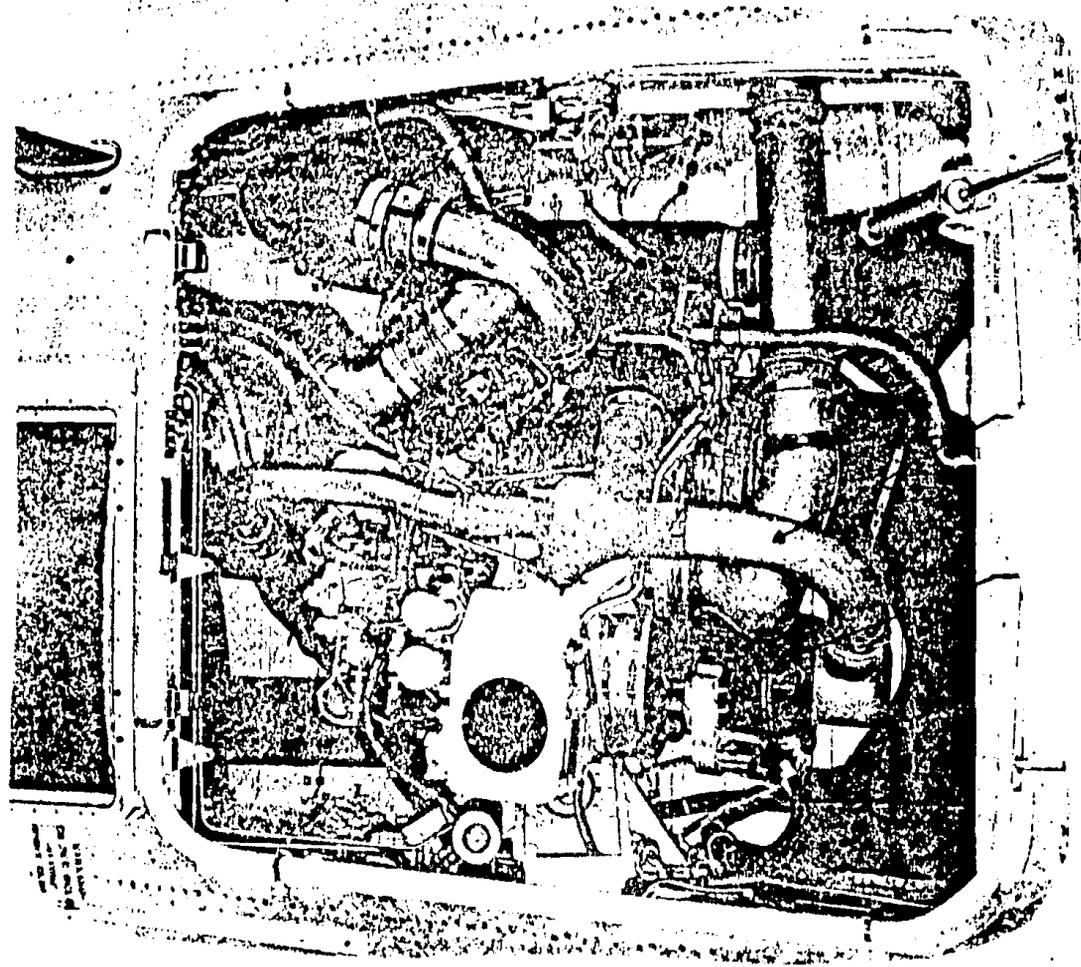


Fig. No. 3.2.2.1. Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U."

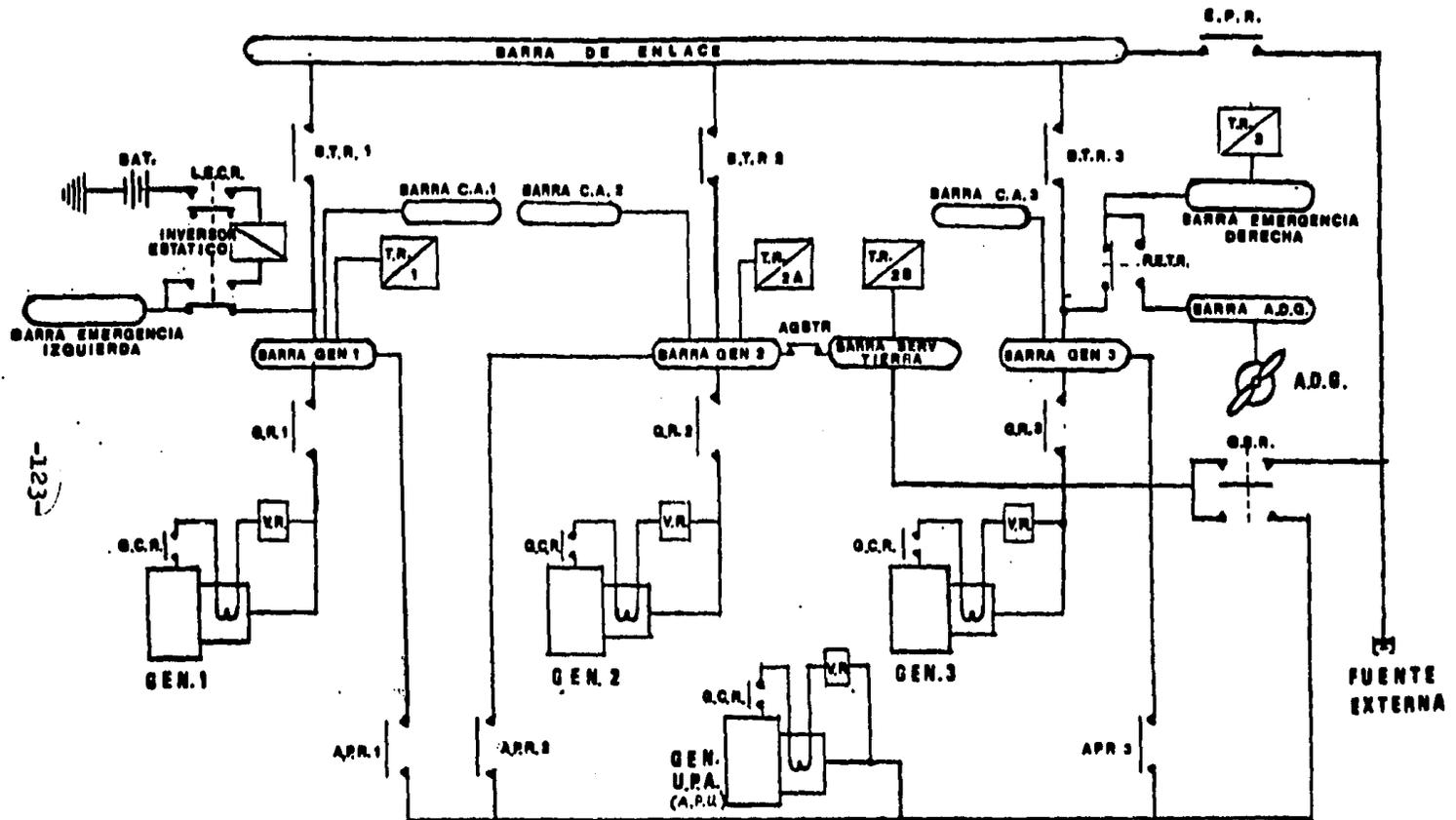


Fig. No. 3.2.2.2. Esquemático Simplificado de Alimentación del Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.".

que el generador de la "A.P.U." puede alimentar a través de los Relevadores de Energía Auxiliar "A.P.R.", a las Barras de los Generadores indistintamente, ya sea a una, dos o las tres al mismo tiempo, o bien a la Barra de Servicios de Tierra, utilizando el Relevador de Servicios de Tierra "G.S.R.", y así tener energía disponible para efectuar los servicios necesarios.

3.2.3. Componentes de Control e Indicación del Sistema.

Dentro de los componentes de control de la energía eléctrica se tiene: el Relevador de Generador "G.R.", el Relevador de la Barra de Enlace "B.T.R.", y el Relevador de Energía Auxiliar "A.P.R."; de los cuales existen tres unidades de cada uno y son idénticas, las que además se encuentran localizadas en el Centro de Energía Eléctrica en el Compartimiento de Accesorios Central, donde ahí mismo, se cuenta con otra unidad que es el Relevador de la Fuente Externa "E.P.R."

Para facilitar la identificación y localización de estas unidades habré de referirme a las figuras Nos. 3.2.3.1., 3.2.3.2., 3.2.3.3., 3.2.3.4., 3.2.3.5., que nos muestran el acceso y la localización al Centro de Energía Eléctrica, una vista general del mismo, con sus tres divisiones o Bahías y finalmente a estas Bahías por separado.

Cada generador de motor puede ser conectado o removido de la correspondiente Barra de Generador o de la Barra de Enlace, por un Relevador de Generador asociado "G.R." o por un Relevador de la Barra de Enlace "B.T.R." correspondiente, respectivamente. El generador

de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", pueden ser -
conectado a una o a las tres Barras de Generador por me-
dio del Relevador de Energía Auxiliar "A.P.R." correspon-
diente.

Cada relevador de energía eléctrica, también -
es operado eléctricamente, mecánicamente trabado y cali-
ficados para 115/220 V.C.A., 400 Hz., tres fases, con --
una corriente de 350A. Consta de un interruptor de bobina y seis interruptores auxiliares que tienen contactos - normalmente abiertos y normalmente cerrados, alambrados - al conector del relevador. El relevador tiene tres juegos de contactos de energía principal, uno para cada fase. La entrada de energía de corriente alterna - se conecta a las terminales T1, T2 y T3, y la salida se conecta a las terminales L1, L2 y L3.

El interruptor de la bobina del relevador - -
esta conectado en serie con las bobinas de corte y cerrado para coordinar la acción correspondiente y para - remover la energía de las bobinas mencionadas al suspender su operación. La energía eléctrica de operación de la bobina de corriente directa C.D., está entre 18 y -- 28 V. Para limitar el efecto de la inductancia de la bobina (Voltaje de Enclavamiento) sobre el interruptor se conectan dos diodos Zener en cada una. Este efecto se presenta cuando el interruptor corta al circuito de la bobina.

3.2.3.1. Unidad de Control del Generador, "G.C.U."

Existe una Unidad de Control del Generador --
"G.C.U." colocada por separado para cada uno de los - -
tres generadores del Sistema Principal de Energía Eléctrica y para el Generador del Sistema de Energía Eléc--

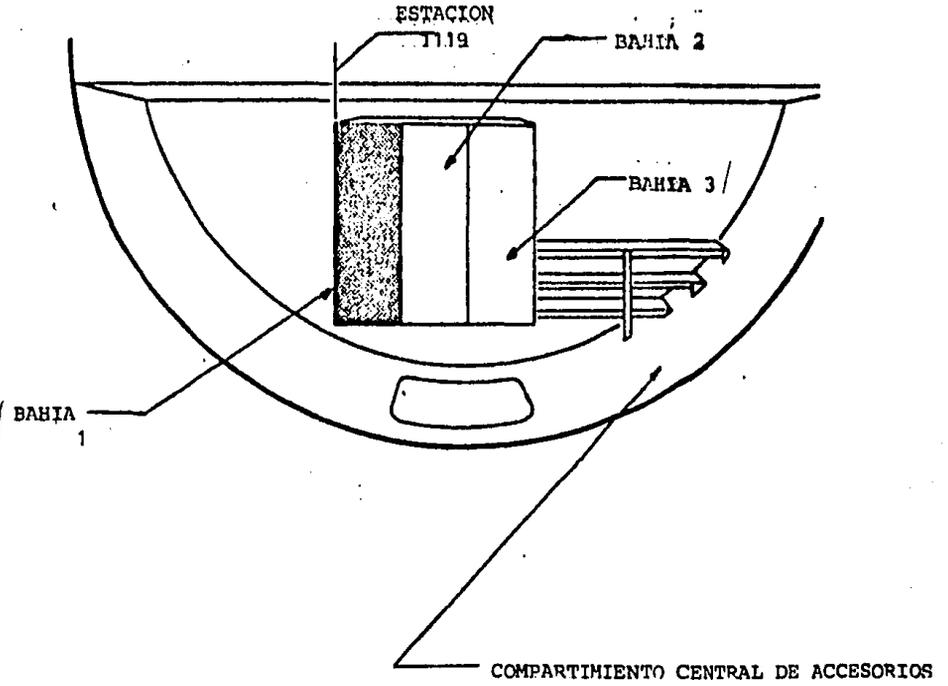
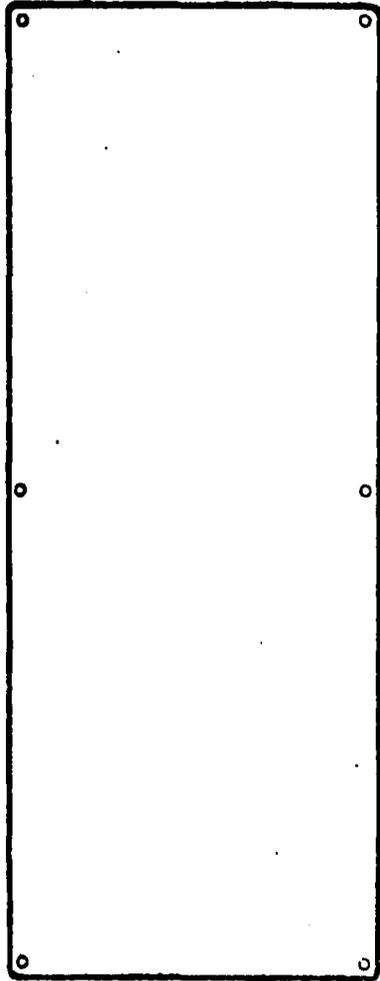


Fig. No. 3.2.3.1. Acceso al Centro de Energía Eléctrica.

127-

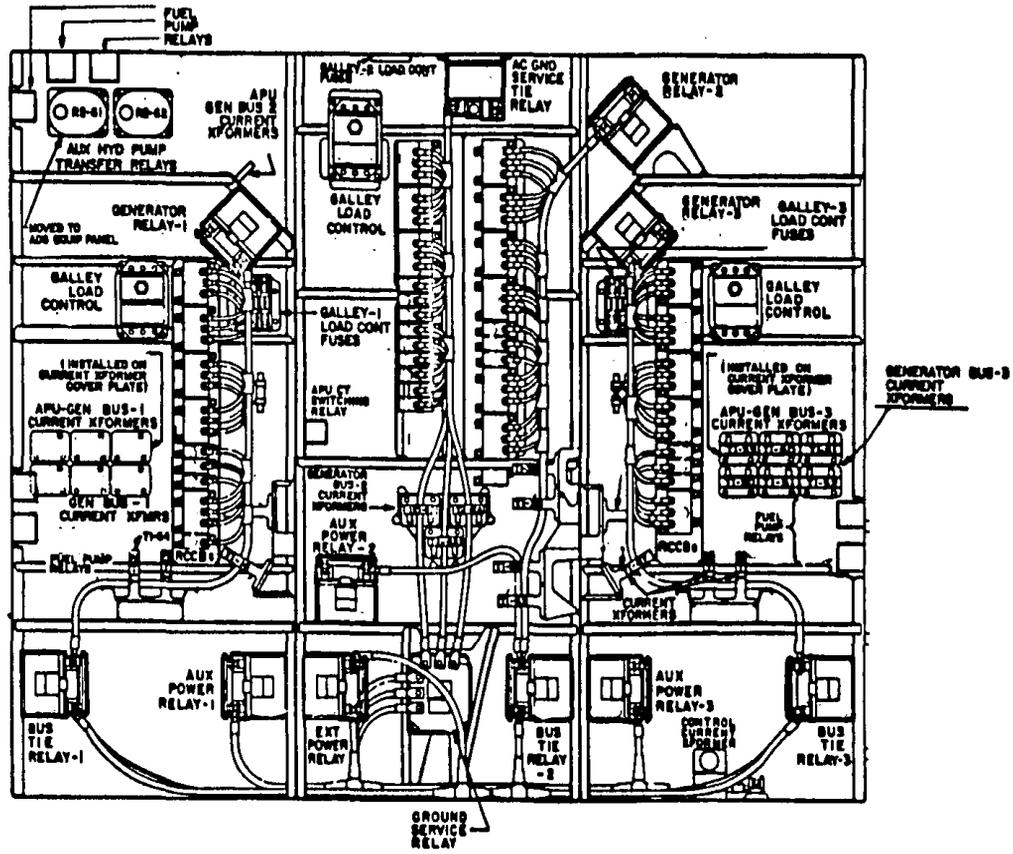
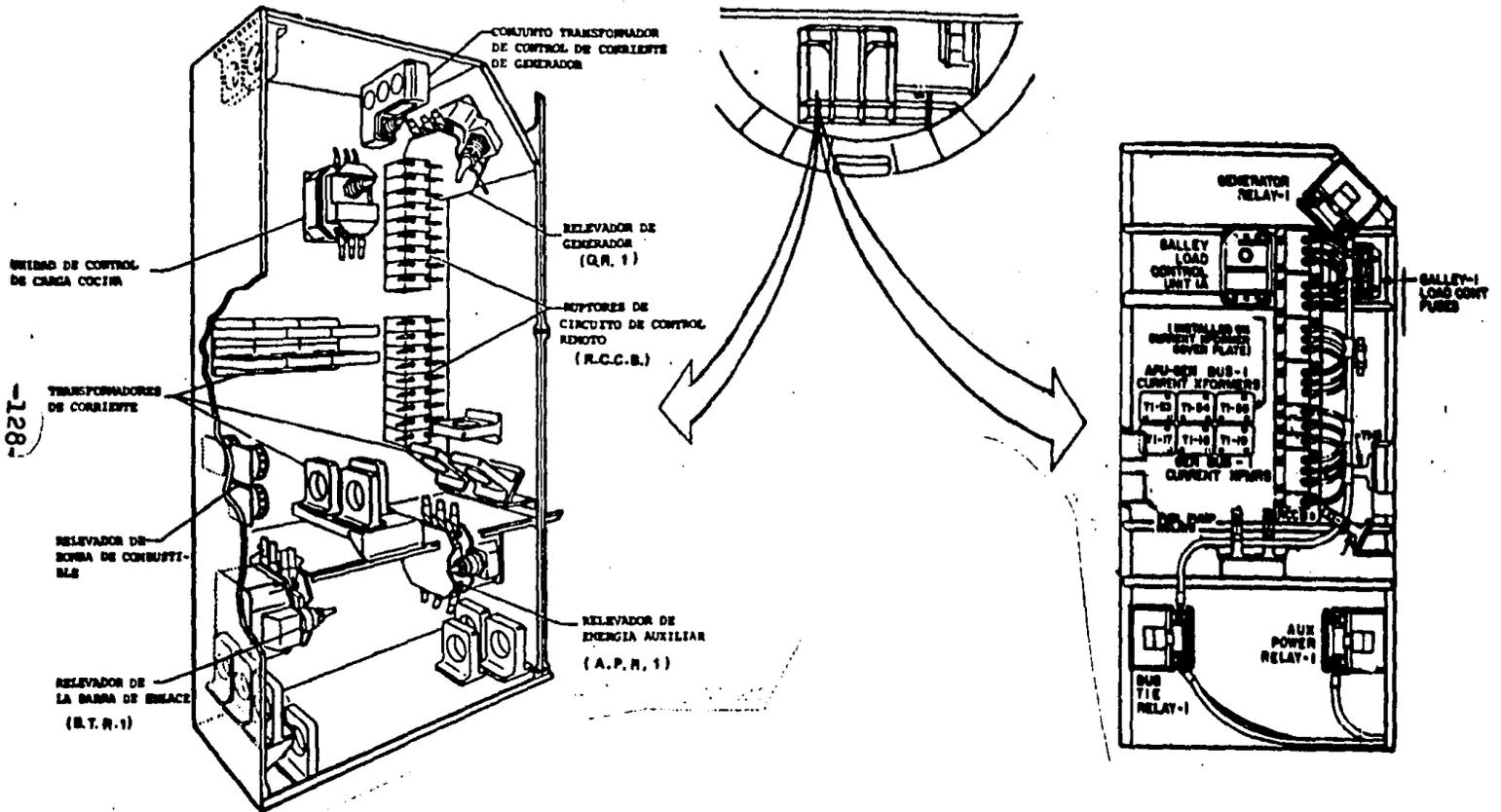


Fig. No. 3.2.3.2. Centro de Energía Eléctrica, Vista General.



-128-

Fig. No. 3.2.3.3, Bahía No. 1 del Centro de Energía Eléctrica.

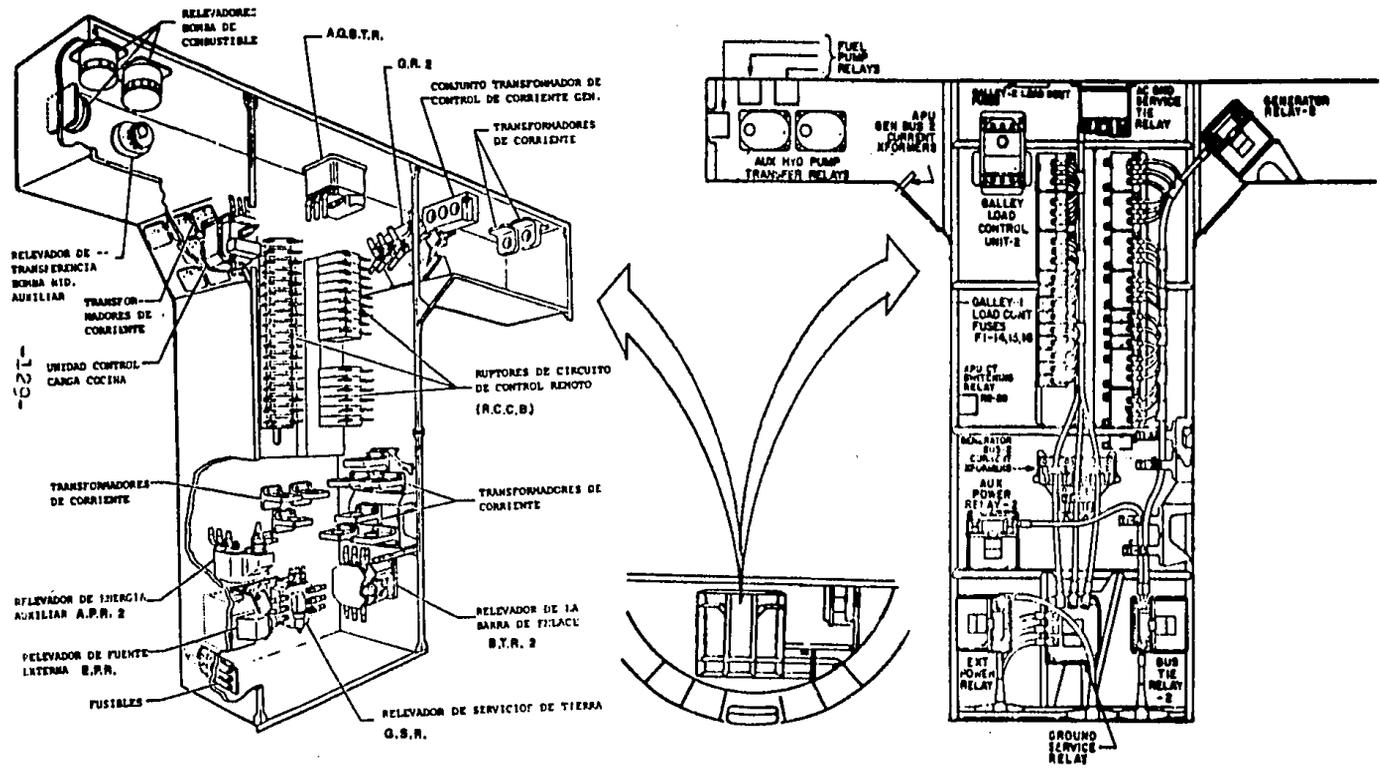


Fig. No. 3.2.3.4. Bahía No. 2 del Centro de Energía Auxiliar.

-130-

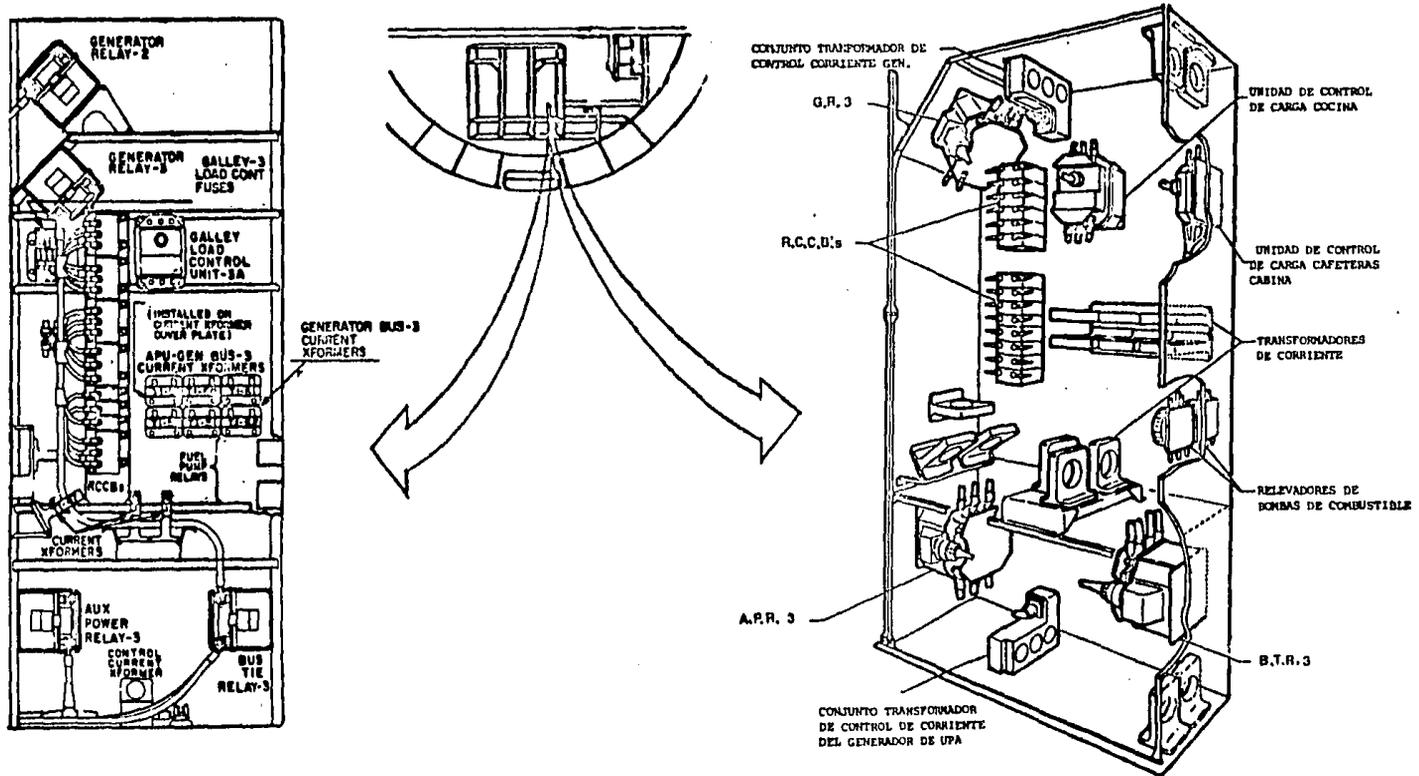


Fig. No. 3.2.3.5. Bahía No. 3 del Centro de Energía Eléctrica.

trica Auxiliar. Las cuatro unidades son idénticas y se encuentran localizadas en la repisa de equipo en el - - Compartimiento Central de Accesorios.

Cada Unidad de Control de Generador "G.C.U."- combina las funciones de regulación de voltaje del Generador, Sistema de Control y Sistema de Protección. El circuito regulador de voltaje es completamente estático y emplea un voltaje promedio tomado de una de las fases. Un control marcado "V/ADJ" esta incorporado a la unidad para ajustar la salida de voltaje de generador corres-- pondiente. Girando el control en el sentido de las ma-- necillas del reloj se incrementa el voltaje y en senti-- do contrario disminuye.

Montados en la parte frontal de la Unidad de-- Control del Generador, hay cinco indicadores de falla,-- marcados "FLRU", un interruptor de rearmado de estos indicadores, un interruptor de luz de prueba o de confia-- bilidad, cuatro luces fusibles-indicadores con dos fusibles de refacción y un tornillo de ajuste de voltaje. - En la parte posterior de la Unidad, hay un receptáculo-- que permite conectarla al alambrado del avión.

Las Unidades de Control del Generador "G.C."U" pueden observarse en la figura No. 3.2.3.1.1. "Localización de las Unidades de Control del Generador", y en la figura No. 3.2.3.1.2., se muestra la unidad por separa-- do.

El equipo de autoprueba de la Unidad de Con-- trol del Generador "BITE", realiza dos funciones: Prime-- ra, ciertos circuitos de protección son verificados por la indicación de la luz de "ACUERDO" y "NO ACUERDO", --

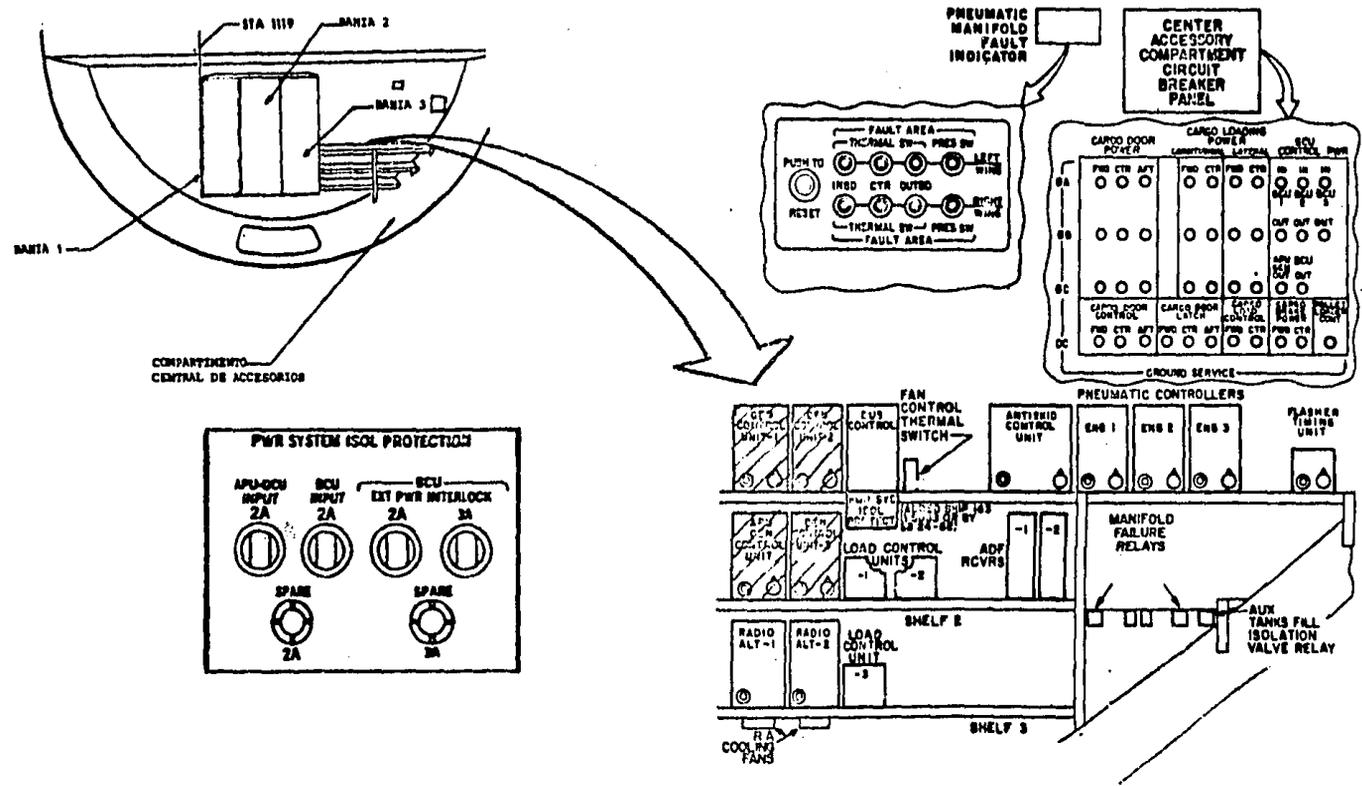


FIG. No. 3.2.3.1.1. Localizacion de las Unidades de Control del Generador

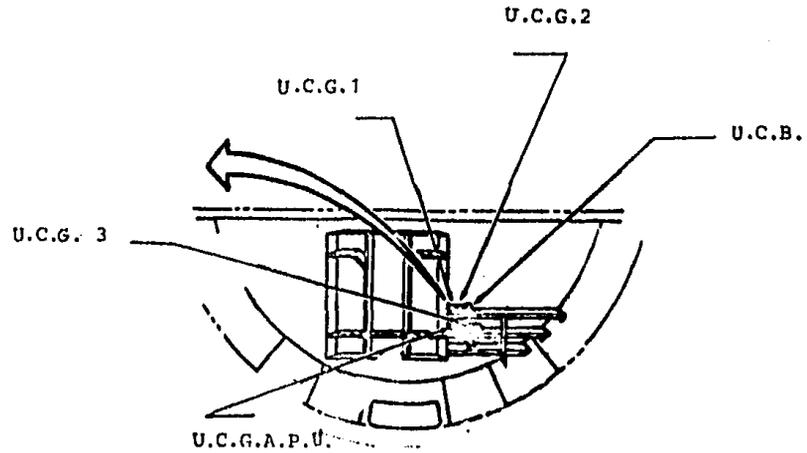
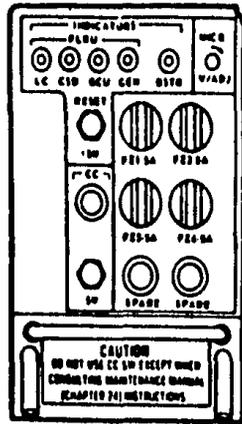


Fig. No. 3.2.3.1.2. Unidad de Control del Generador.

con la finalidad de dar o no la salida del avión. Segun da, las fallas son analizadas para determinar el cambio de la unidad en línea.

Después de que un indicador magnético de la -- Unidad de Control del Generador "G.C.U." muestra un cambio de color amarillo (Falla), la remoción de la energía de la Unidad no cambia la indicación. Energizada la Unidad de Control del Generador "G.C.U." se actúa manualmen te el interruptor de rearmado a color negro (NORMAL), -- siempre que la falla no permanezca presente. Durante la operación del sistema, cuando no hay señales de falla -- presente, los indicadores permanecerán en color negro.

La energía de corriente directa, C.D., para el control principal de la Unidad de Control del Generador- "G.C.U.", se divide en energía para el Regulador de Voltaje "V.R." y la suficiente para el control y la opera-- ción de C.D.

La fuente de Energía de C.D. para el Regulador de Voltaje es el Generador de Imán Permanente "P.M.G." - únicamente, el cual a su vez, tiene dos embobinados se-- cundarios. Uno de los embobinados secundarios esta - -- conectado a un rectificador trifásico de onda completa y a un filtro, que proporciona energía de Corriente Direc ta al Regulador de Voltaje "V.R.", cuando el Relevador - de Control de Campo de Generador "G.C.R." y tiene sus -- contactos cerrados. La figura No. 3.2.3.1.3. presenta - el "Diagrama Simplificado del Regulador de Voltaje "V.R.".

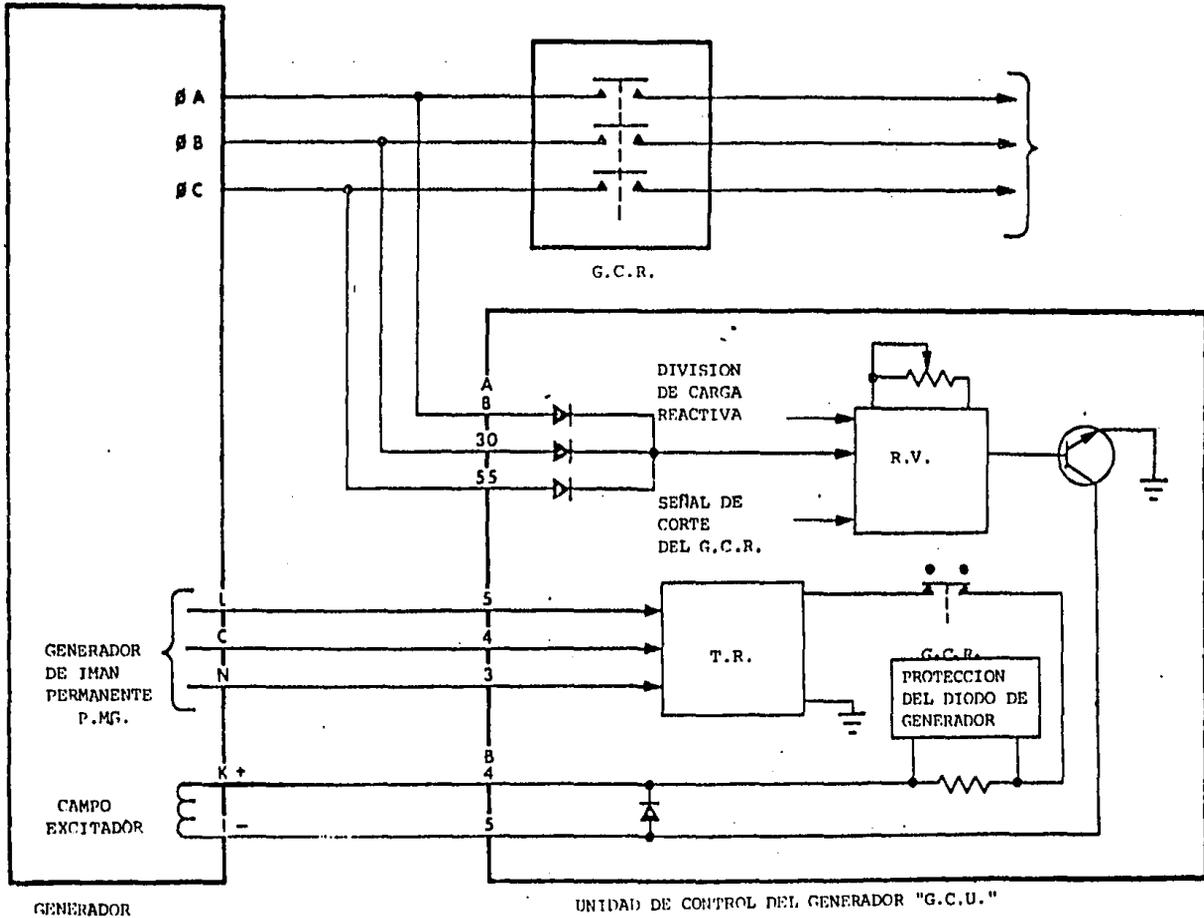


Fig. No. 3.2.3.1.3. Diagrama Simplificado del Regulador de Voltaje.

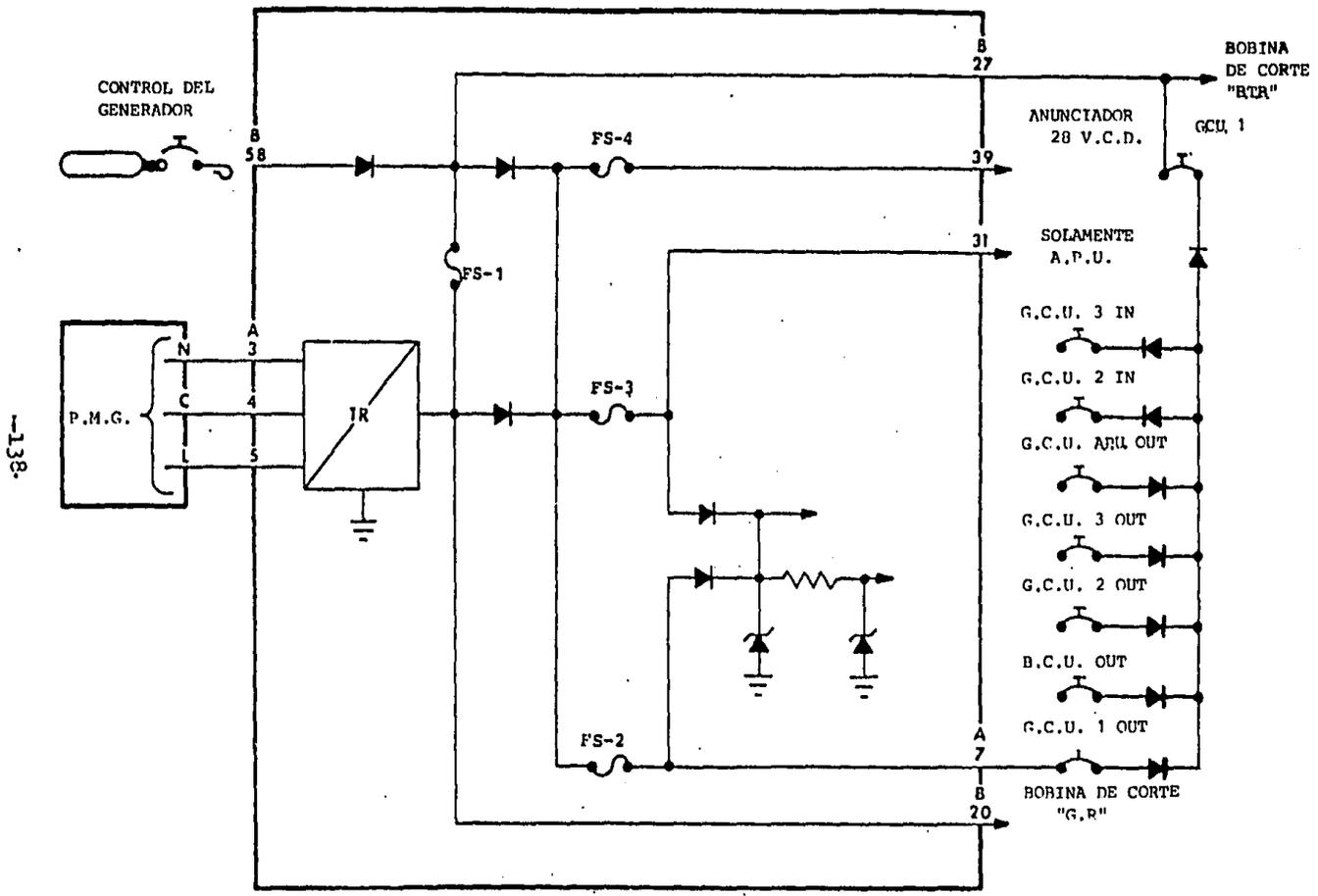
**3.2.3.1.1. Energía de C.D. para el Control y Operación-
de la Unidad de Control del Generador - - -
"G.C.U.".**

La energía de C.D. para el control de la Unidad y para su operación, está proporcionada por el segundo embobinado secundario del Transformador del Generador de Imán Permanente "P.M.G." en la Unidad de Control de Generador "G.C.U.". Este voltaje de C. A., se rectifica por medio de un rectificador trifásico de onda completa y se proporciona a seis líneas alimentadoras de C.D. Las líneas de energía de C.D. de la Unidad de Control del Generador "G.C.U." están aisladas por diodos y protegidas por fusibles, de manera que la pérdida de una línea, debido a alguna falla, no provocará la pérdida de otras. La segunda fuente de energía de C.D. es la interconexión de la red de empalme de energía eléctrica de C.D. Esta red es alimentada por los tres canales principales de la Unidad de Control del Generador "G.C.U.", la Unidad de Control del Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar "G.C.U." de la "A.P.U.", y la Unidad de Control de Barras "B.C.U.". Una tercera fuente de poder (unicamente para la unidad de la A.P.U.) es la Barra de la Batería del Avión, cuyo voltaje de C.D. se recibe de la Barra de la Batería a través de un ruptor de circuito a la Unidad de Control del Generador "G.C.U.". En esta unidad, un filtro y un diodo están incorporados para conectar la Barra de la Batería a las seis líneas alimentadoras.

Para el canal principal de la Unidad de Con--.

trol del Generador "G.C.U.", una de las seis líneas de alimentación proporciona energía de la Unidad de Control del Generador "G.C.U." a la red. La Unidad de Control del Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar -- "G.C.U." de la "A.P.U." y la Unidad de Control de Barras "B.C.U." solamente proporcionan energía a la red; pero no la reciben de ella. Cada entrada y salida esta aislada de la red por un diodo y un ruptor de circuito, de manera que la pérdida de una línea de alimentación, provocada por una falla, no causará la pérdida de la otra línea. Esta Red de Empalme, asegura que una alimentación de 28 V.C.D., estará disponible todo el tiempo para realizar las funciones de control y protección de la Unidad de Control del Generador "G.C.U.", sin tomar en cuenta de que canal se está proporcionando energía de C.D., incluyendo a la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U." y canales de Fuente Externa. Para observar esto, me referiré a la figura No. 3.2.3.1.1.1. "Diagrama Simplificado de Energía de Control".

Para desenergizar el canal principal de energía de la Unidad de Control del Generador "G.C.U." con propósitos de mantenimiento, es necesario asegurarse de que el Generador asociado no se encuentre girando y que el ruptor de circuito de entrada "IN", desde la red a la Unidad de Control del Generador "G.C.U.", se encuentre abierto. Estas condiciones deben ser reunidas cuando se tiene movimiento o instalado las Unidades. En el caso de la Unidad de Control del Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar, para desenergizar el canal princi



-138-

Fig. No. 3.2.3.1.1.1. Diagrama Esquemático Simplificado de Energía de Control.

pal con propósitos de mantenimiento, es necesario asegurarse de que el Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar no está girando y que el Ruptor de la Barra de la Bateria a la unidad, también esté abierto.

3.2.3.1.2. Relevador de Control del Generador "R.C.G."

El Relevador de Control del Generador "R.C.- - G.", es magnéticamente trabado, con contactos que controlan la aplicación o remoción de la alimentación de energía al Generador de Imán Permanente "P.M.G.", a través del Regulador de Voltaje "V.R." al campo excitador del Generador. La energía de operación del Relevador de control del Generador "G.C.R.", es la misma energía de control de la Unidad de Control del Generador "G.C.U.", y que es de 28 V.C.D.

El procedimiento para cerrar manualmente el Relevador de Control del Generador "G.C.R.", se realiza colocando el Interruptor de Control del Generador correspondiente, localizado en el Tablero Superior Izquierdo del Tablero del Ingeniero de Vuelo, momentáneamente a la posición de "RESET". La Bobina del Relevador de Control del Generador "G.C.R.", cerrará siempre que no esté presente una señal de corte causada por una falla.

El Relevador de Control del Generador "G.C.R." cerrará y permanecerá en esa condición de operación normal del sistema. Este procedimiento se verifica en la figura No. 3.2.3.1.2.1. "Diagrama Esquemático Simplificado del "G.C.R.".

El corte manual del Relevador de Control del Generador "G.C.R.", se realiza por medio de la operación manual de la Palanca de Fuego para los Motores y por la Operación del Interruptor de Control de Fuego para la --

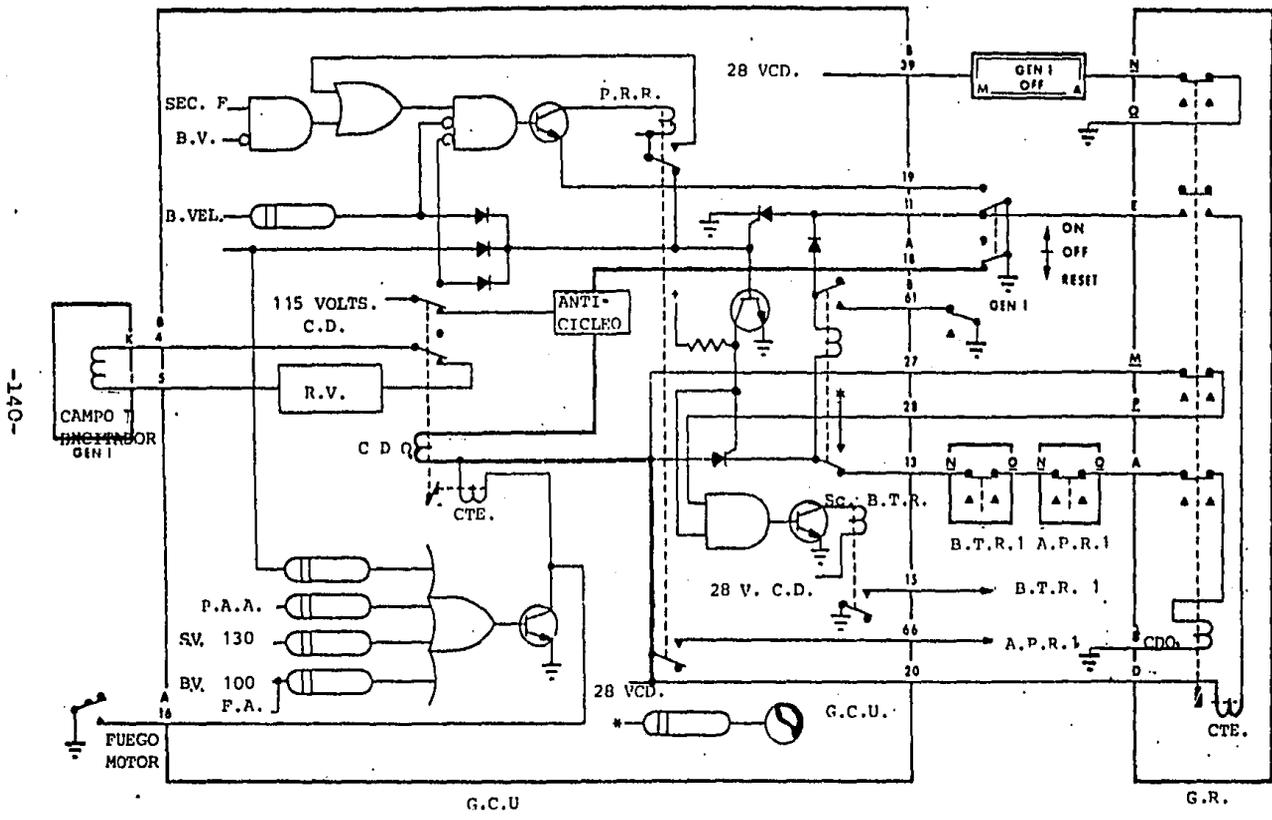


Fig. No. 3.2.3.1.2.1. Diagrama Esquemático Simplificado del Relevador de Control del Generador "G.C.R."

Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", ya que ambos afectan a su Generador Respectivo . El corte automático se realiza cuando la bobina de corte del "G.C.R.", se energiza por señales de: Un retardador de bajo voltaje o - - sobre voltaje, un retardador de protección diferencial y por los circuitos abiertos de protección de alimentación en paralelo. Se cuenta con un interseguro de corte que previene el cicleo en el Relevador de Control del Generador. Si una falla corta el Relevador, podrá ser cerrado de nuevo, cuando el interruptor de Control del Generador es colocado momentáneamente en la posición de "RESET" pero si la falla no ha sido removida o si otra falla - - ocurre mientras el interruptor está en cualquier posición, el Relevador de Control del Generador "G.C.R." se cortará y permanecerá así para efectuar el corte del Relevador de Control del Generador. Me referiré a la figura - No. 3.2.3.1.2.1.

Se cuenta con un Relevador de Energía Disponible "P.R.R." el cual recibe señales del Relevador de Control del Generador "G.C.R.", Secuencia de Fase, (SEC.F.) Bajo Voltaje (U.V.), y de los Circuitos de Baja Velocidad (U.S.) durante los procedimientos normales de arranque de motor. Esto previene el cierre del Relevador del Generador "G.R." hasta que las condiciones de operación del generador son satisfactorias y el Interruptor de Control del Generador "G.R." es colocado en la posición de "ON". Una vez activado, el Relevador de Energía Disponible "P.R.R." se autotraba y el corte del Relevador de Generador "G.R." es controlado por las señales de salida de los circuitos de protección. El Relevador de Energía Disponible "P.R.R." se desenergiza cuando el Relevador de Control del Generador es colocado en la posición de -

"OFF".

Para lo anterior me referiré a la figura No.- 3.2.3.1.2.1. para el cierre del Relevador de Energía -- Disponible "P.R.R." y la misma figura No. 3.2.3.1.2.1.- para la operación de corte.

El Relevador del Generador es controlado por la operación automática de la Unidad de Control del Generador "G.C.U." La operación automática del Relevador del Generador "G.R.", está asegurada durante el arranque de los motores por medio de la función de protección de un retardo por la baja velocidad. Si no ocurre ninguna falla y la salida de voltaje del generador, así como su frecuencia han alcanzado los límite especificados, el Relevador del Generador "G.R." automáticamente cerrará. De la misma forma si sucede un corte automático -- del Relevador de Control del Generador "G.C.R." o bien, se presenta una condición de baja velocidad, el Relevador del Generador "G.R." automáticamente será cortado.- Dichas operaciones del Relevador de Generador "G.R." se muestran en las figuras No. 3.2.3.1.2.1. a las cuales - les precede su correspondiente circuito lógico, figura- No. 3.2.3.1.2.2. y 3.2.3.1.2.3.

Existen controles tanto de operación automática como manual sobre el Relevador de la Barra de Enlace "B.T.R.". Dispositivos Estáticos para proporcionar señales de cierre y un relevador para las señales de corte. Cualquier corte del Relevador del Generador "G.R." - - (fuera de las fallas de barra) automáticamente rearma - el circuito de corte temporal de las Barras de Enlace - con una señal del Relevador del Generador "G.R.".

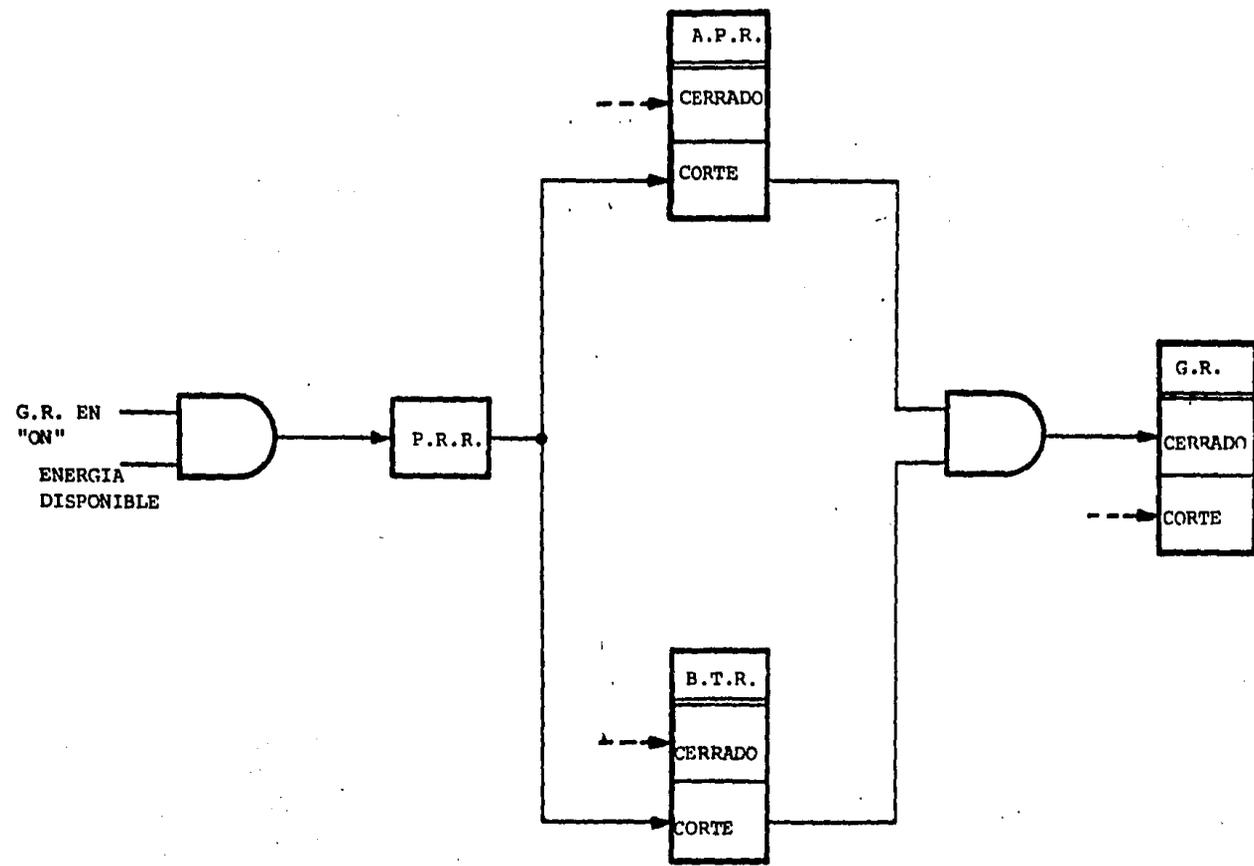


Fig. No. 3.2.3.1.2.2. Operación de Cerrado del Relevador del Generador, Circuito Lógico.

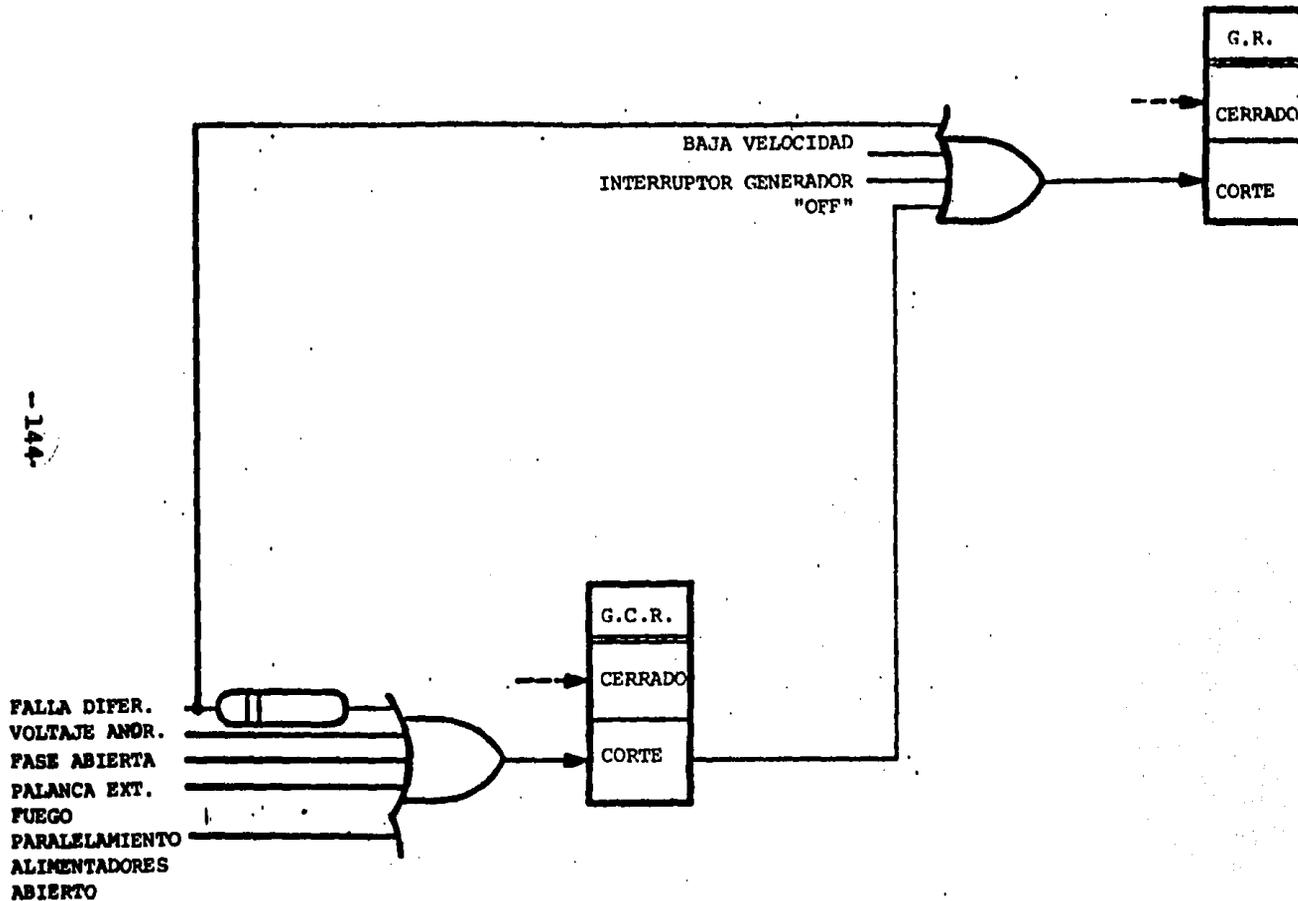


Fig. No. 3.2.3.1.2.3. Operación de Corte del Relevador de Generador "G.R."

Dos dispositivos de corte previenen que el sistema se mantenga oscilando, durante las condiciones de falla. Uno de ellos previene que el Relevador de Control del Generador "G.C.R." y el Relevador de Generador "G.R." oscilen, después de que se presenta una señal de corte.

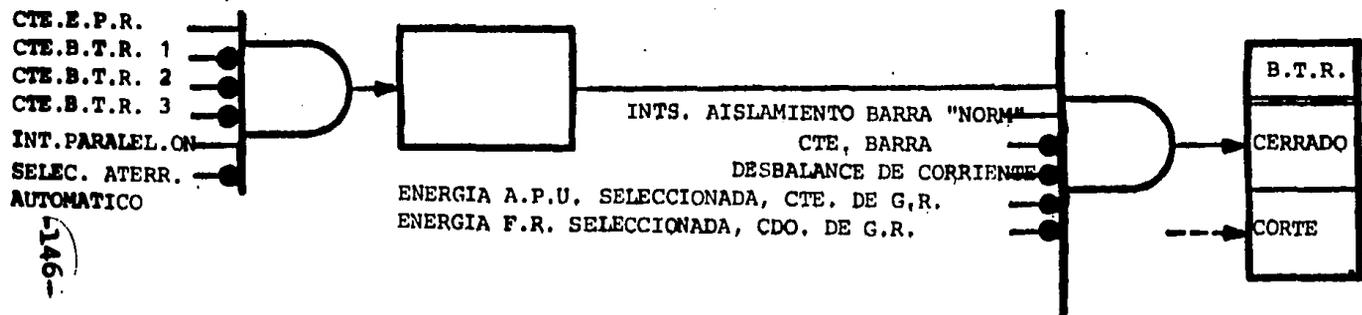
El rearmado se realiza colocando el Interruptor de Control del Generador "G.R." en la posición marcada "RESET", y luego en la posición de "ON". Las señales de falla subsecuentes, causarán un corte para cada operación de rearmado.

El segundo dispositivo previene el cicleo del Relevador de Barra de Enlace "B.T.R.", si ocurre una falla y el rearmado de la Barra de Enlace es automático, siguiendo un corte del Relevador de Control del Generador o por falla diferencial en la misma Barra. En el caso de una falla de barra, el Relevador de Barra de Enlace "B.T.R." y su Relevador de Energía Auxiliar "A.P.R."-asociado; se cortarán.

En el caso de una falla diferencial en la Barra, todos los Relevadores de Barra de Enlace "B.T.R." y los Relevadores de Energía Auxiliar "A.P.R." también serán cortados.

Las operaciones de Cierre y de Corte del Relevador de Barra de Enlace "B.T.R." y del Relevador de Energía Auxiliar "A.P.R." se ilustran en las figuras de la No. 3.2.3.1.2.4. a la 3.2.3.1.2.8.

La salida de voltaje del sistema de C.A., se regula controlando la cantidad de energía entregada por



146-

Fig. No. 3.2.3.1.2.4. Operación de Cerrado del Relevador de Barra de Enlace "B.T.R."

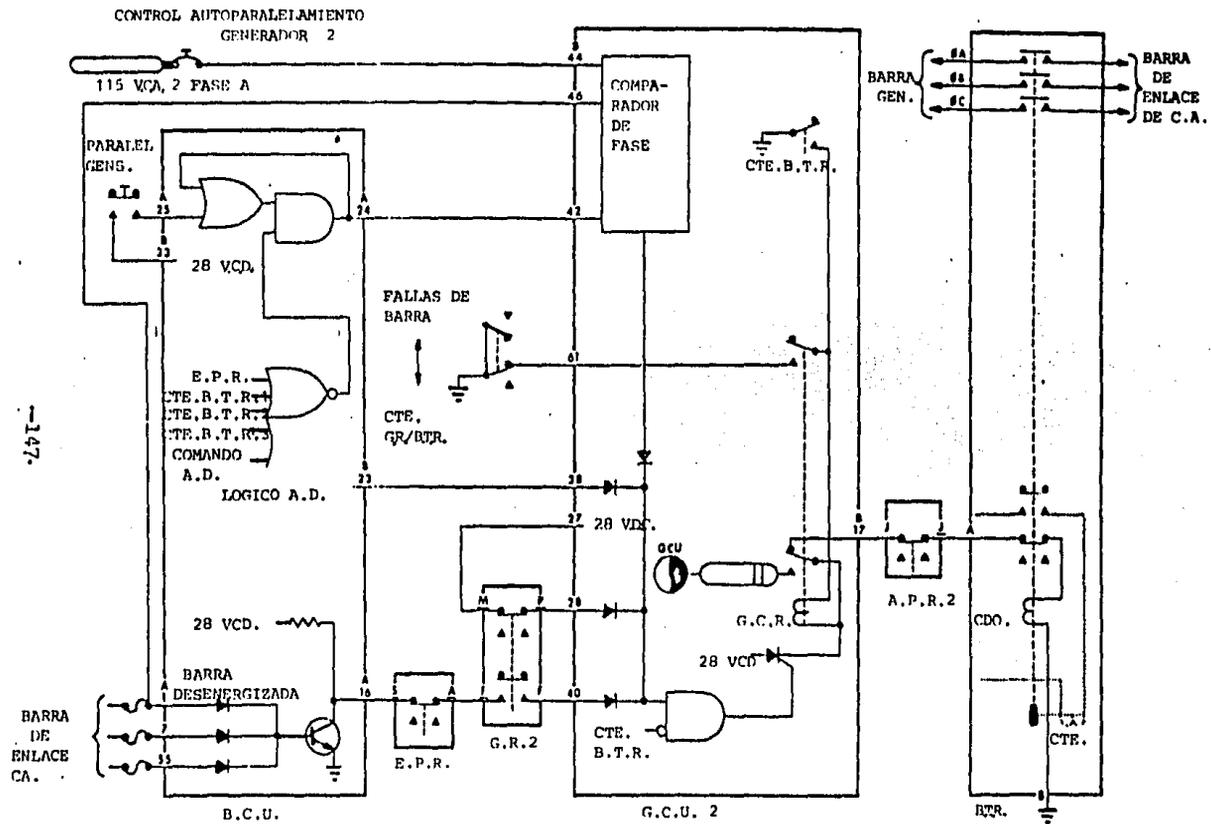
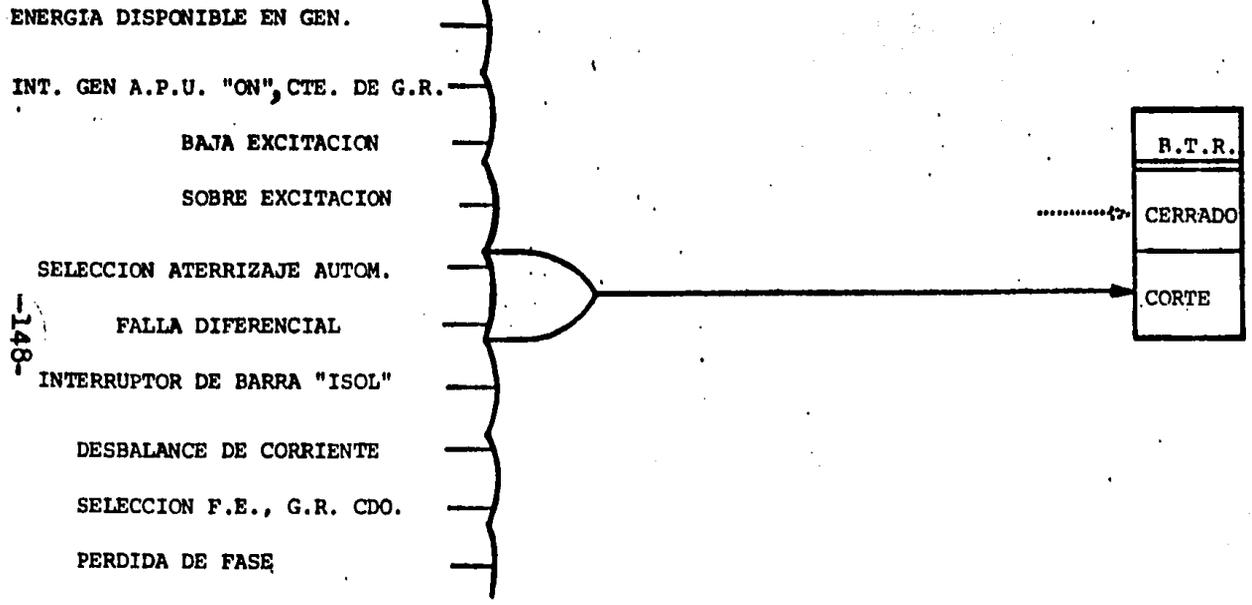


Fig. No. 3.2.3.1.2.5. Diagrama Esquemático Simplificado del Relevador de la Barra de Enlace "RTR"



-148-

Fig. No. 3.2.3.1.2.6. Operación de Corte del Relevador de Barra de Enlace "B.T.R."

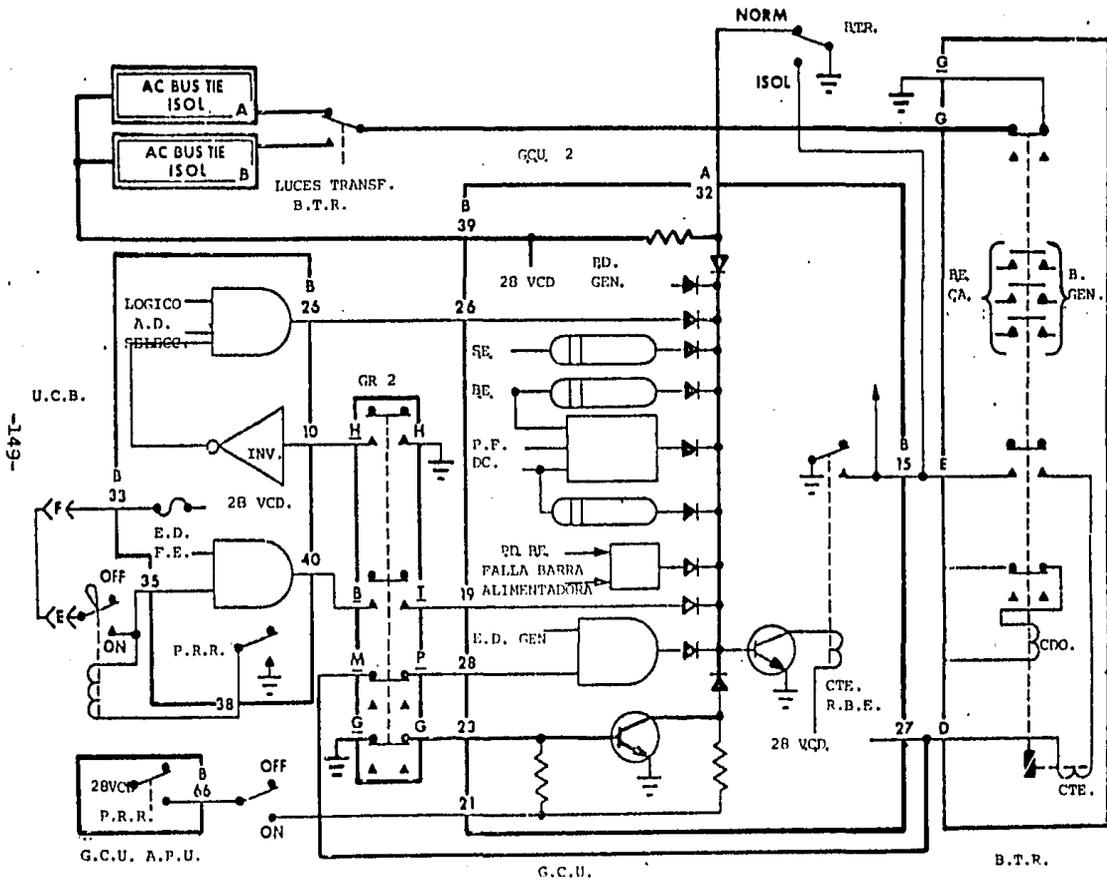


Fig. No. 3.2.3.1.2.7. Diagrama Lógico de Corte del Relevador de Barra de Enlace "B.T.R.".

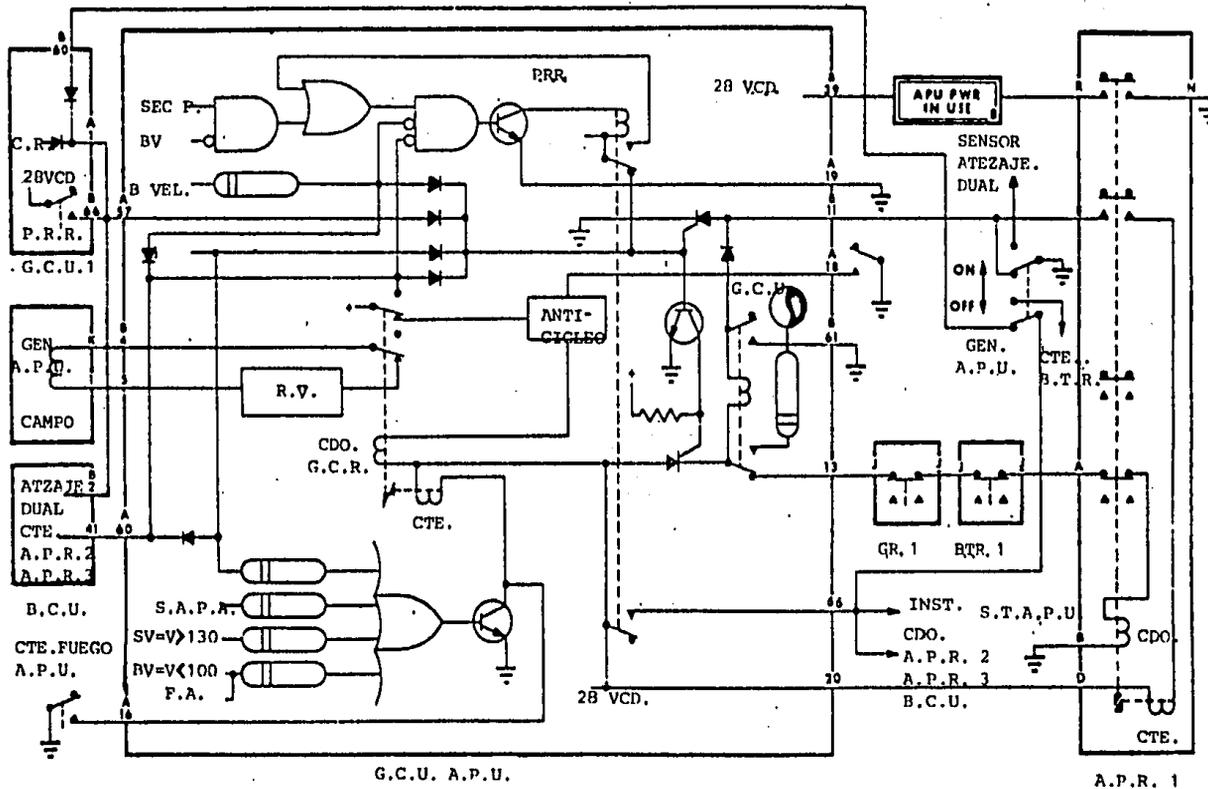


Fig. No. 3.2.3.1.2.8. Diagrama Esquemático Simplificado del Relevador de Energía Disponible "A.P.R."

el Regulador de Voltaje "R.V." controla la cantidad de energía entregada al campo del excitador del Generador, variando la frecuencia y modulando la amplitud para una energía de salida. Todo esto, puede observarse en la figura No. 3.2.3.1.2.9. en la que se representa la Operación del Regulador de Voltaje "V.R.", tomando en cuenta la referencia que representa la carga reactiva del generador.

3.2.3.2. Unidad de Control de Barras "B.C.U."

La Unidad de Control de Barras "B.C.U.", está localizada en la repisa de equipo en el Compartimiento Central de Accesorios al igual que las Unidades de Control de Generador "G.C.U." como lo indica la figura No. 3.2.3.1.1.

La Unidad de Control de Barras "B.C.U." proporciona protección a la Barra de Enlace de C.A., control y protección de las Fuentes Externas Principal y de Cocina, Control de paralelamiento Automático y la configuración de aterrizaje dual del sistema eléctrico.

Todos los relevadores de la Unidad de Control de Barras "B.C.U." están sellados herméticamente y trabados eléctricamente. Componentes miniaturizados están instalados en tarjetas de circuito impreso que a su vez se conectan con una tarjeta maestra de circuito impreso.

La Unidad de Control de Barras "B.C.U." cuenta con un equipo interconstruido de autopruueba, que a través de los circuitos de protección y de una luz indicadora de No-Acuerto, verifica la correcta operación de

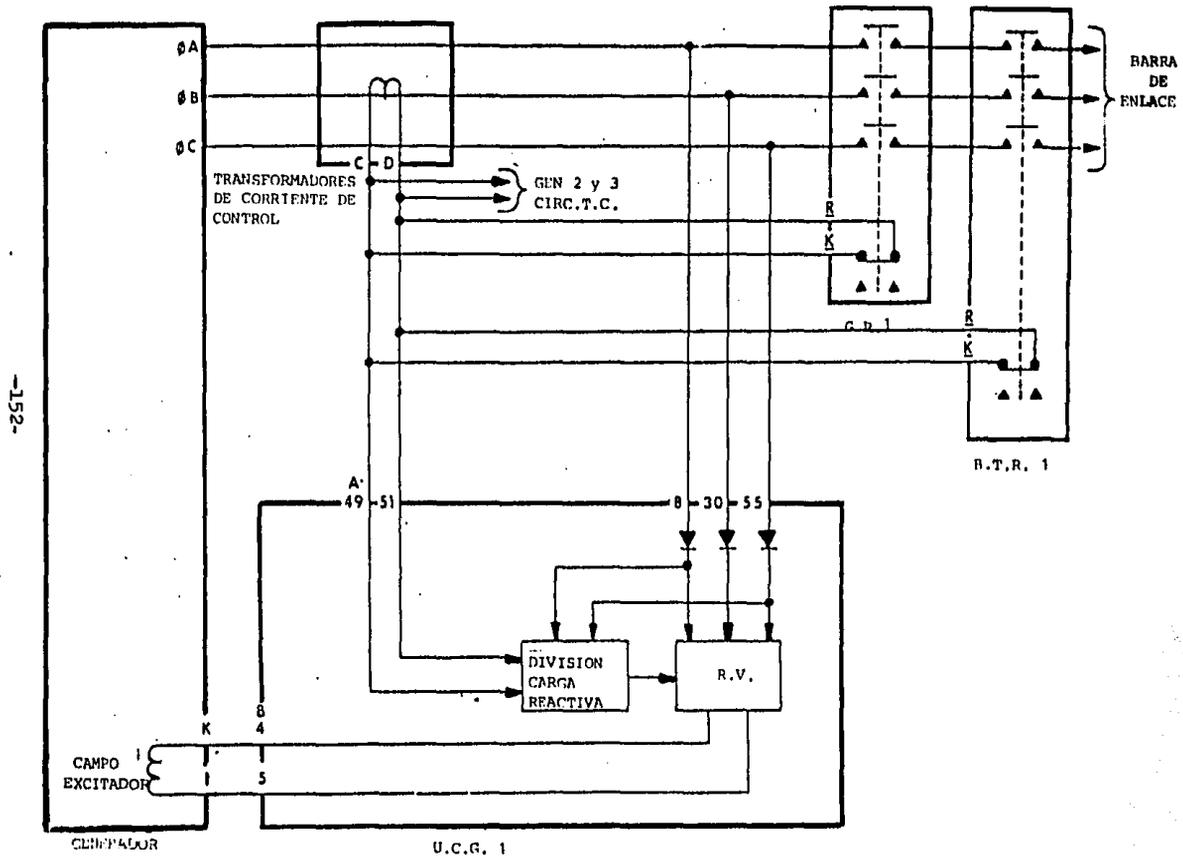


Fig. No. 3.2.3.1.2.9. Diagrama a Bloques de la Operación del Regulador de Voltaje V.R.

la Unidad,

El Circuito de Autoparalelamiento compara la frecuencia del generador con la barra de Enlace, con el propósito de poner en paralelo el generador con la Barra de Enlace. Cuando el desplazamiento de la frecuencia está entre 0 y 4 Hz., el circuito de autoparalelamiento iniciará su operación si la diferencia del ángulo de fase en el instante del paralelamiento es menor de 90 grados.

La señal de Autoparalelamiento opera para - - cerrar cualquier Relevador de Barra de Enlace "B.T.R." - que se encuentre abierto.

El Generador no puede ser puesto en paralelo, si una Fuente Externa de energía está alimentando a la Barra de Enlace de C.A.. Si cualquier interruptor de - Aislamiento de Barra se encuentra en la posición marcada "ISOL", si esta presente alguna condición de corte - del Relevador de Barra de Enlace "B.T.R." de algún Generador, si el sistema ha sido seleccionado para la configuración de Aterrizaje Dual o si cualquier Relevador de Energía Auxiliar "A.P.R." está cerrado.

Montado sobre el Tablero Frontal de la Unidad de Control de Barras "B.C.U." está una luz de prueba de confiabilidad, un interruptor y tres luces fusibles indicadoras, y además dos fusibles de reserva. Un receptáculo de doble inserto, en la parte trasera de la Unidad, se conecta el alambrado del avión a la Unidad. La figura No. 3.2.3.2.1. muestra la localización de la Unidad de Control de Barras "B.C.U."

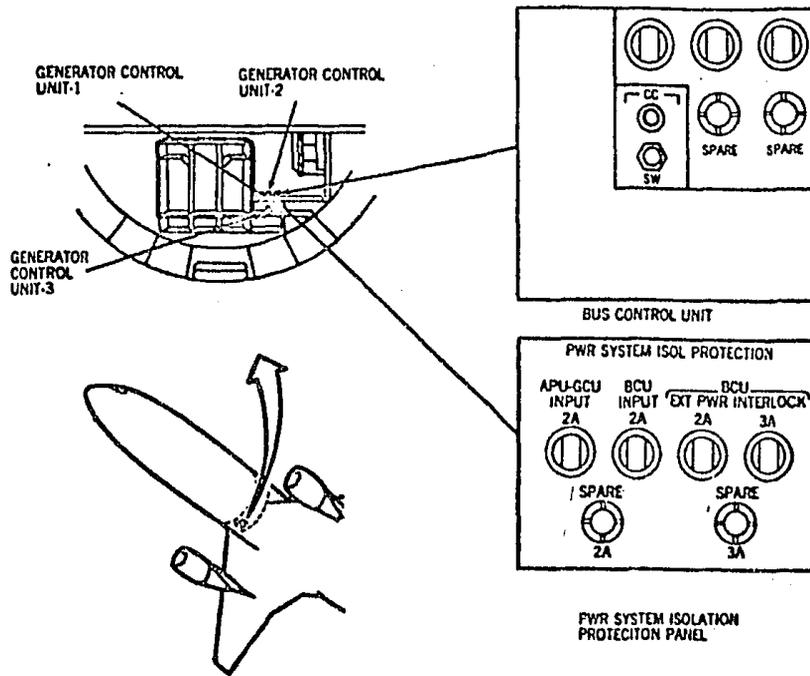


Fig. No. 3.2.3.2.1. Unidad de Control de Barras.

4. Sistema de Corriente Directa.

4.1. Generalidades.

La Energía Eléctrica de C.D. para la alimentación de los sistemas del avión es provista por dos fuentes La principal es la conversión de energía de C.A. a energía de C.D. por medio de cuatro Transformadores Rectificadores que se encuentran instalados en el Compartimiento Electrónico y la segunda es la proveniente de las Baterías de Niquel-Cadmio. Las Baterías se encuentran en el Compartimiento de Accesorios Central, como se puede observar en las figuras No. 4.1.1. y 4.1.2.

Los interruptores de control de estas fuentes se encuentran localizados en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo tal y como se puede observar en la figura No. 4.1.3.

Los Transformadores Rectificadores proporcionan la energía de C.D. adecuada para el control y operación, siempre que se tenga disponible energía de C.A. en el Sistema Eléctrico de avión.

Estas unidades reciben energía de C.A. de cualquiera de los generadores o bien de la Fuente Externa, en el caso de que el avión se encuentre en tierra.

El Generador a Mando de Aire "A.D.G." alimenta al "T.R." No. 3 y así constituye el Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Derecho, como se observa en la figura No. 4.1.4.

Las Baterías de Niquel-Cadmio son, al mismo --

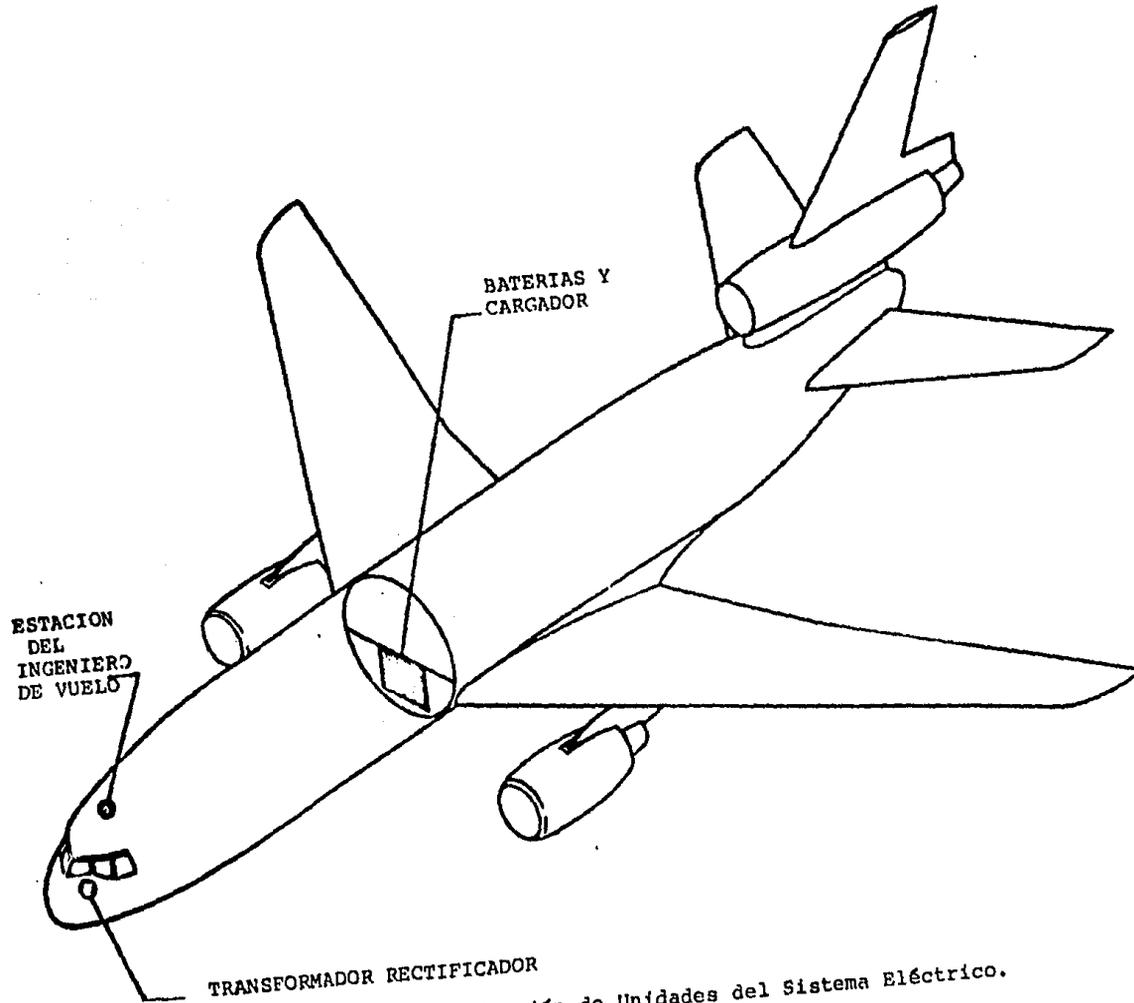


Fig. No. 4.1.1. Localización de Unidades del Sistema Eléctrico.

-157-

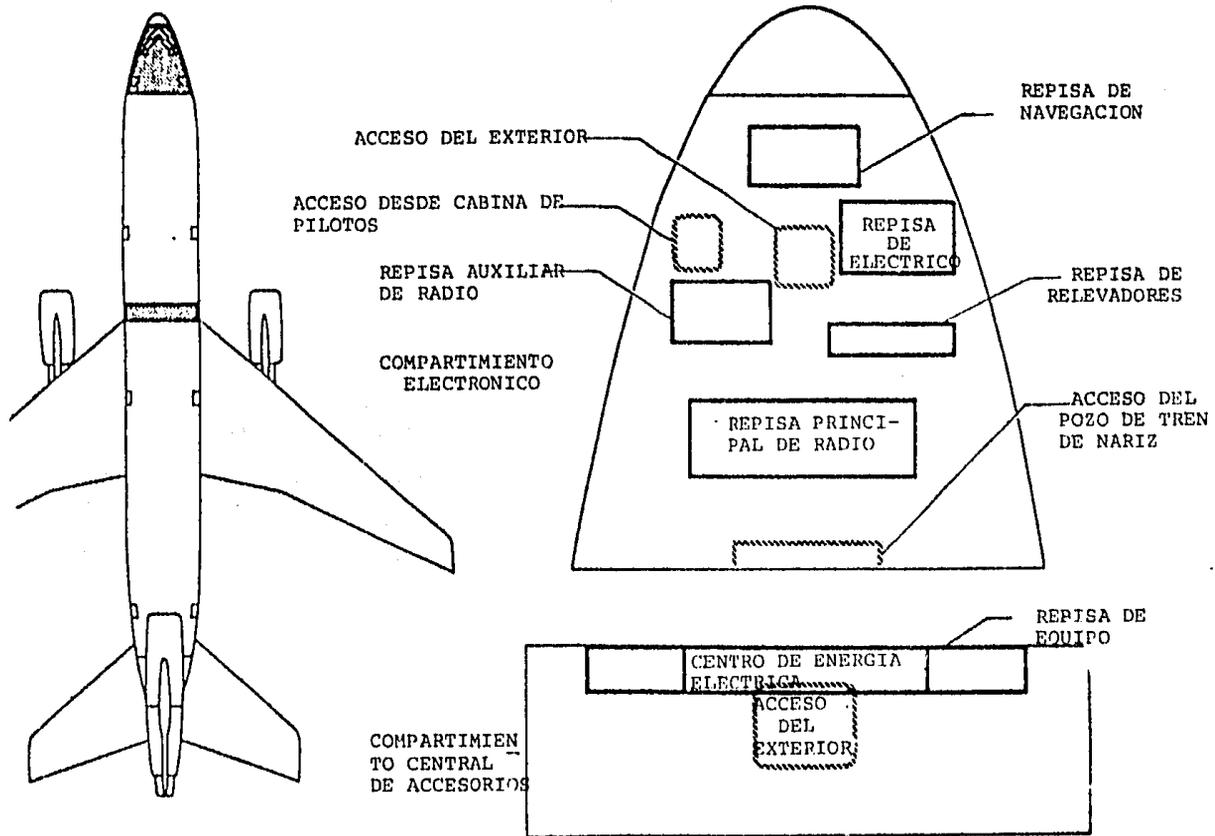


Fig. No. 4.1.2. Localización de Equipo del Sistema Eléctrico.

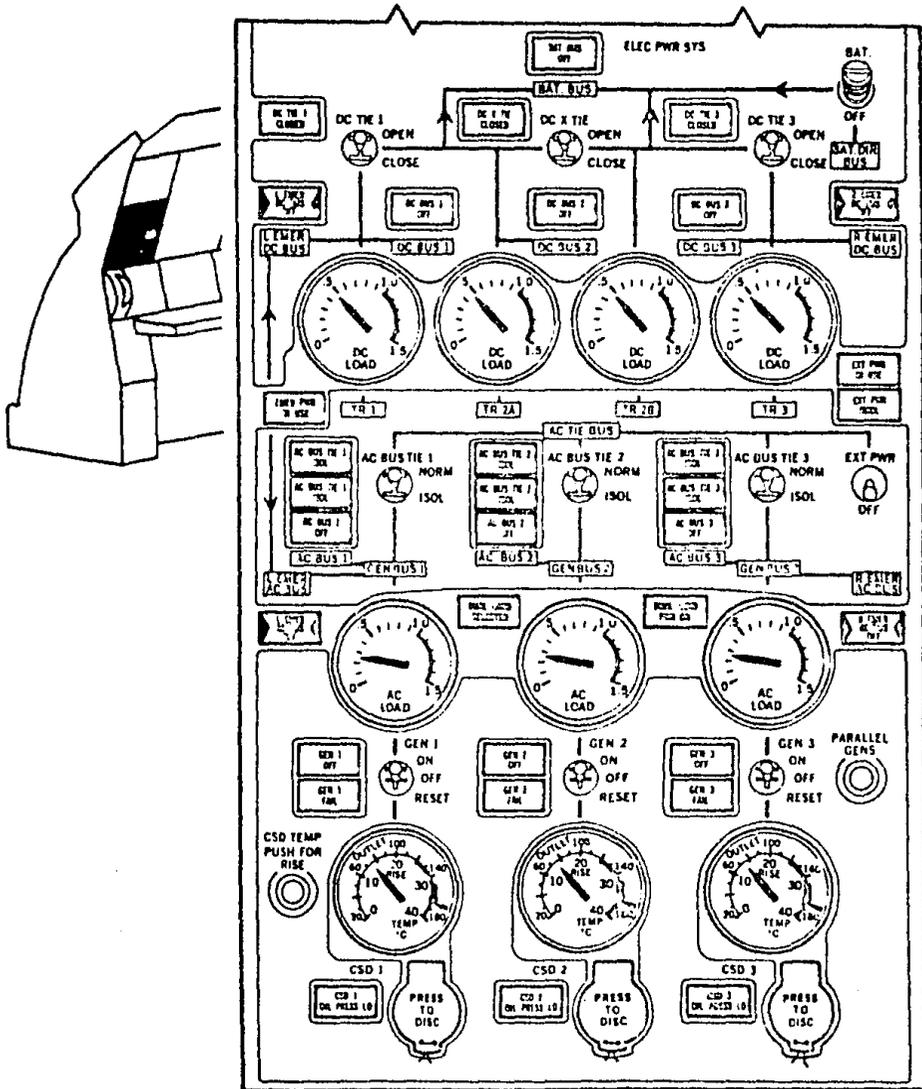


Fig. No. 4.1.3. Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo.

-65T-159-

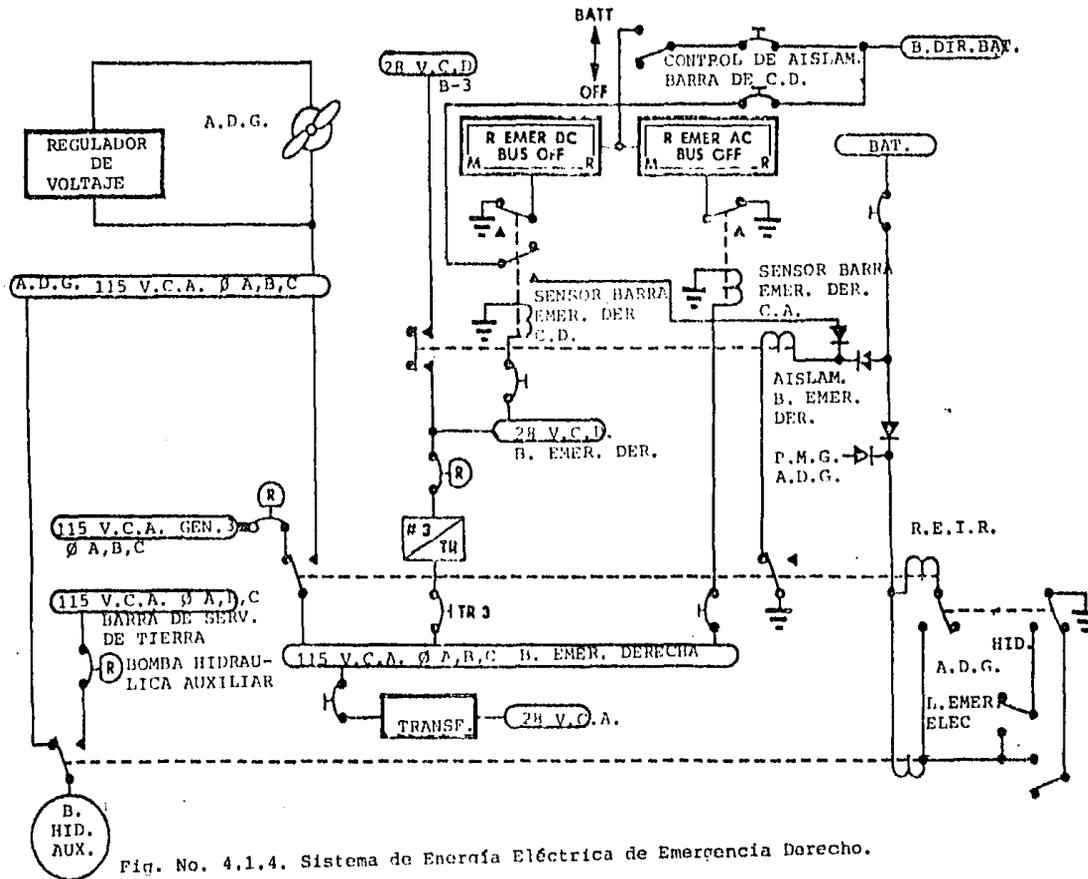


Fig. No. 4.1.4. Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Derecho.

tiempo, la fuente de energía y de control para efectuar el arranque de los motores y de la Unidad de Potencia -- Auxiliar "A.P.U.".

En el caso de emergencia, las baterías sirven -- como una fuente de alimentación a un Inversor Estático -- para constituir en esta forma el Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Izquierdo, como se podrá observar en la figura No. 4.1.5.

El Cargador de la Batería es una unidad que se encarga de mantener a las Baterías totalmente cargadas -- por medio de una corriente constante, como lo observamos en la figura No. 4.1.6.

4.2. Descripción de las Unidades del Sistema Eléctrico de C.D.

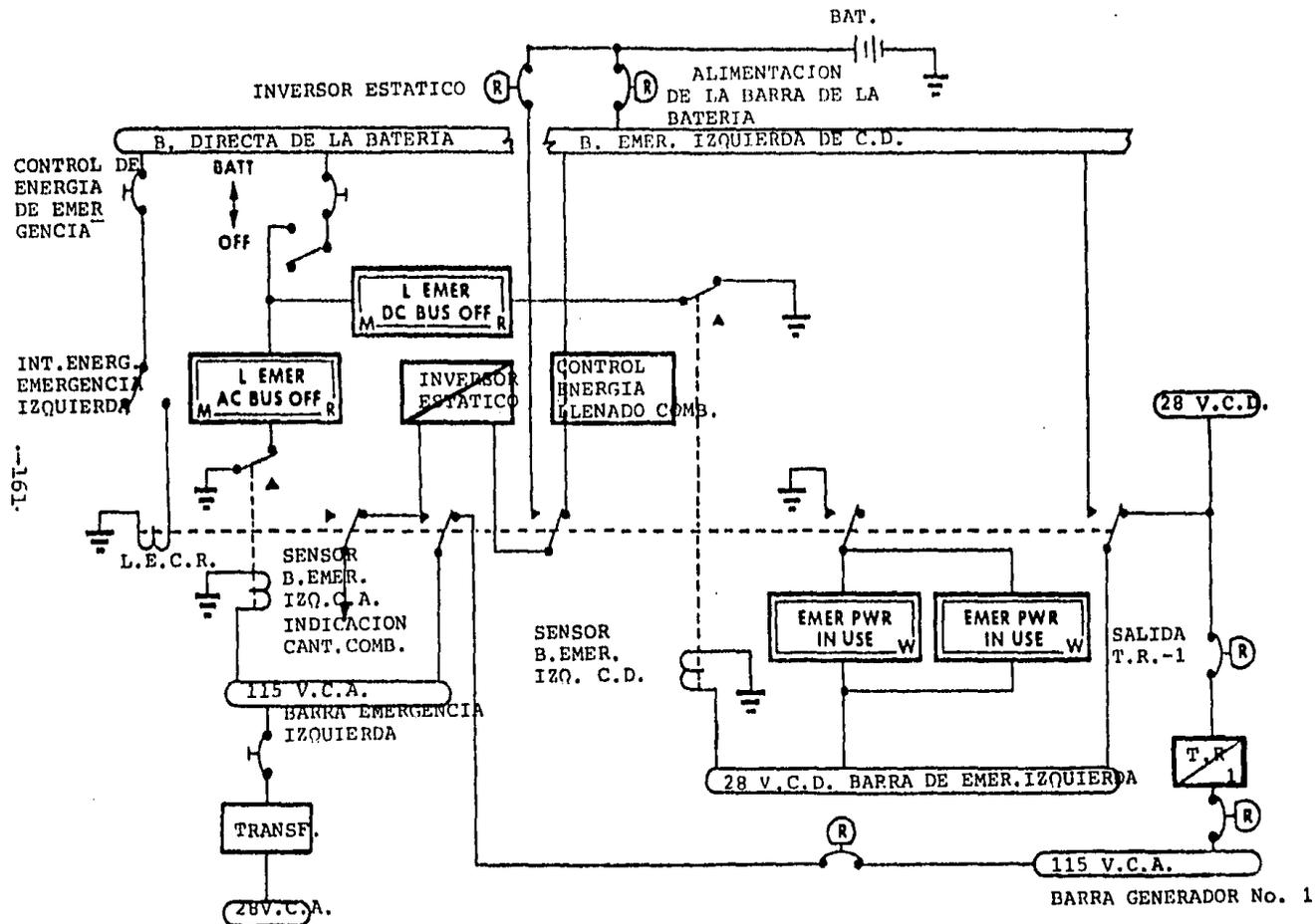
4.2.1. Transformadores Rectificadores.

Cada unidad Transformador Rectificador convierte el voltaje trifásico de 115/200V., 400Hz. a un voltaje de 28 V.C.D. y una corriente de 75 ampers.

El Transformador Rectificador es capaz de soportar una sobre carga del orden de 150% por un lapso de 10 minutos y una sobre carga de 200% por 5 segundos.

El rango de operación del Transformador Rectificador va desde 108 hasta 122 V.C.A. (valores medidos de fase a neutro) como voltaje de entrada, para proporcionar una salida con un rango de 3 a 75 ampers y entre 24 y -- 29 V.C.D.

El Transformador Rectificador es un dispositivo



Fir. No. 4.1.5. Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Izquierdo.

de estado sólido, enfriado por convección y con el embobinado primario del Transformador aterrizado. En el secundario, se encuentran conectados en delta unos rectificadores de silicio con el fin de rectificar en onda completa a un voltaje de 28 V.C.D.

Estos transformadores Rectificadores no tienen ningún dispositivo de ajuste externo. Su localización en el avión se muestra en las figuras No. 4.2.1.1. y 4.2.1.2.

4.3. Baterías.

Dos baterías de Niquel-Cadmio de 11 celdas cada una y 14 V. están conectadas en serie para proporcionar V.C.D.

Las baterías están diseñadas para entregar 50 -- ampers-hora. Cada conjunto de baterías incorpora dos -- conectores, uno de los cuales es para la energía principal de C.D. y el otro para conectar las líneas de los sensores de voltaje y temperatura.

El sensor de temperatura se encuentra localizado en la cavidad entre las celdas de cada batería.

La línea sensora de voltaje está conectada a la terminal positiva del conector de C.D. por medio de una resistencia. Todo esto se hace referencia en las figuras No. 4.3.1. y 4.3.2.

4.4. Cargador de la Batería.

Esta unidad convierte la energía de entrada de -

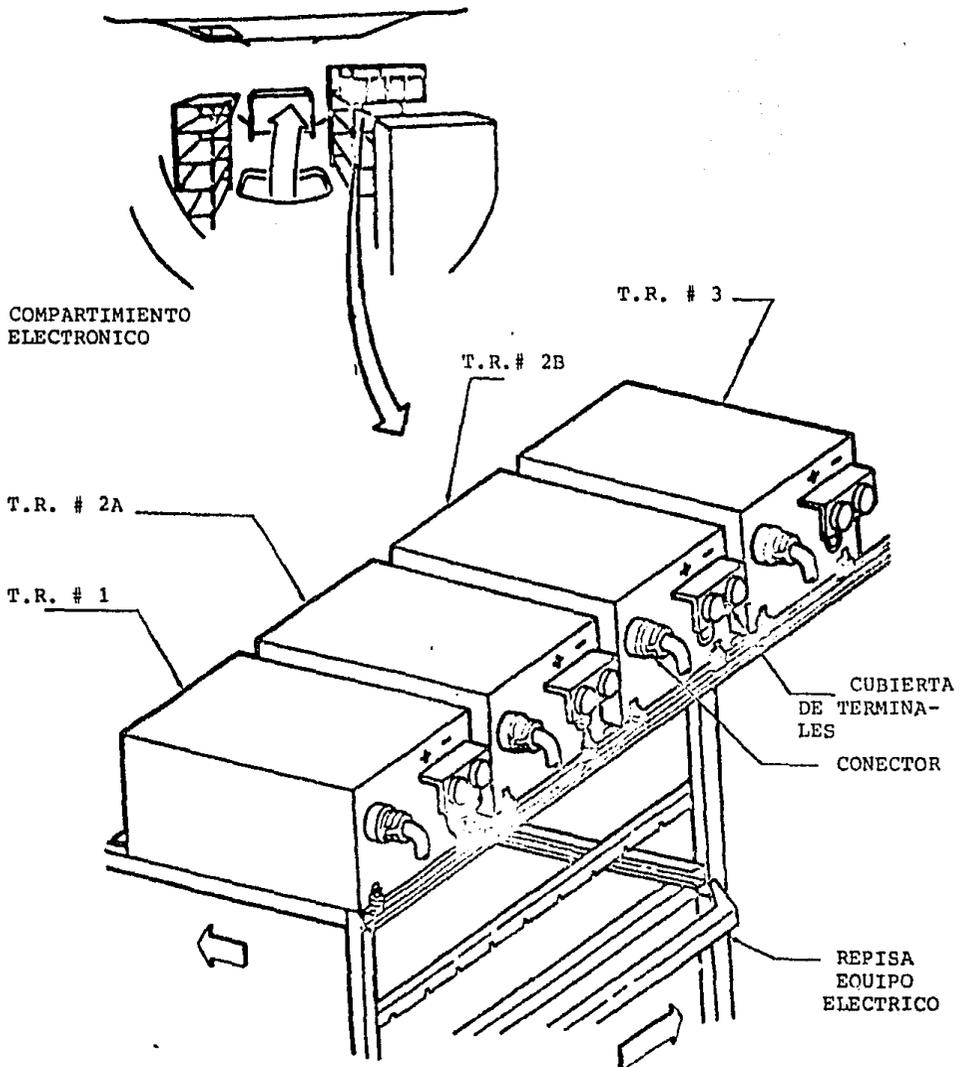


Fig. No. 4.2.1.1. Localización de las Unidades Transformadores Rectificadores.

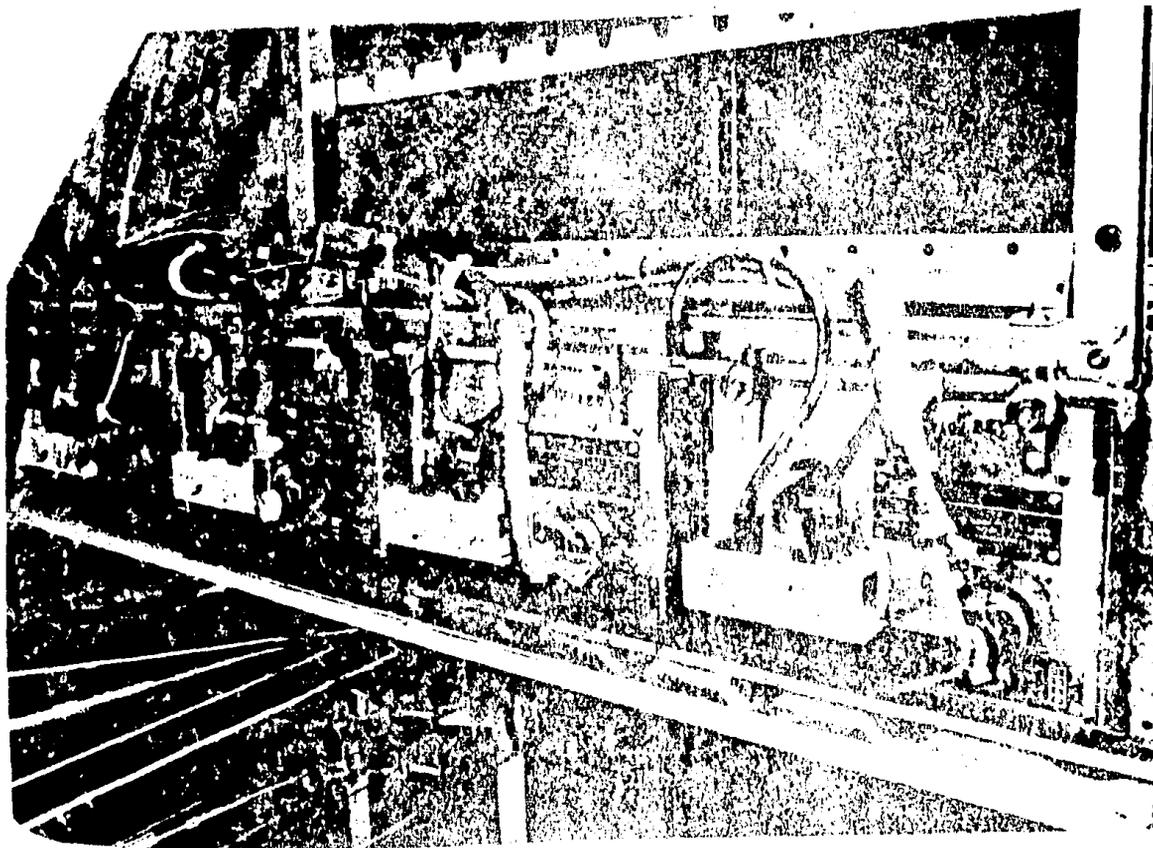
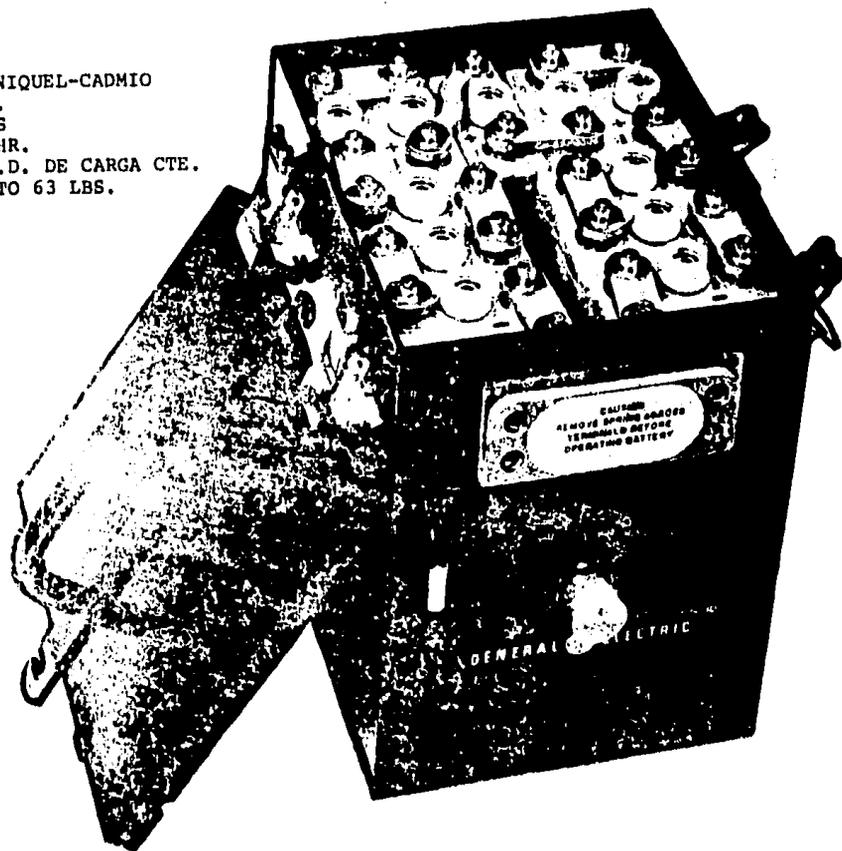


Fig. No. 4.2.1.2. Transformadores e amplificadores.

BATERIA NIQUEL-CADMIO
14 V.C.D.
11 CELDAS
50 AMP.-HR.
16.5 V.C.D. DE CARGA CTE.
PESO BRUTO 63 LBS.



-166-

Fig. No. 4.3.1. Bateria.

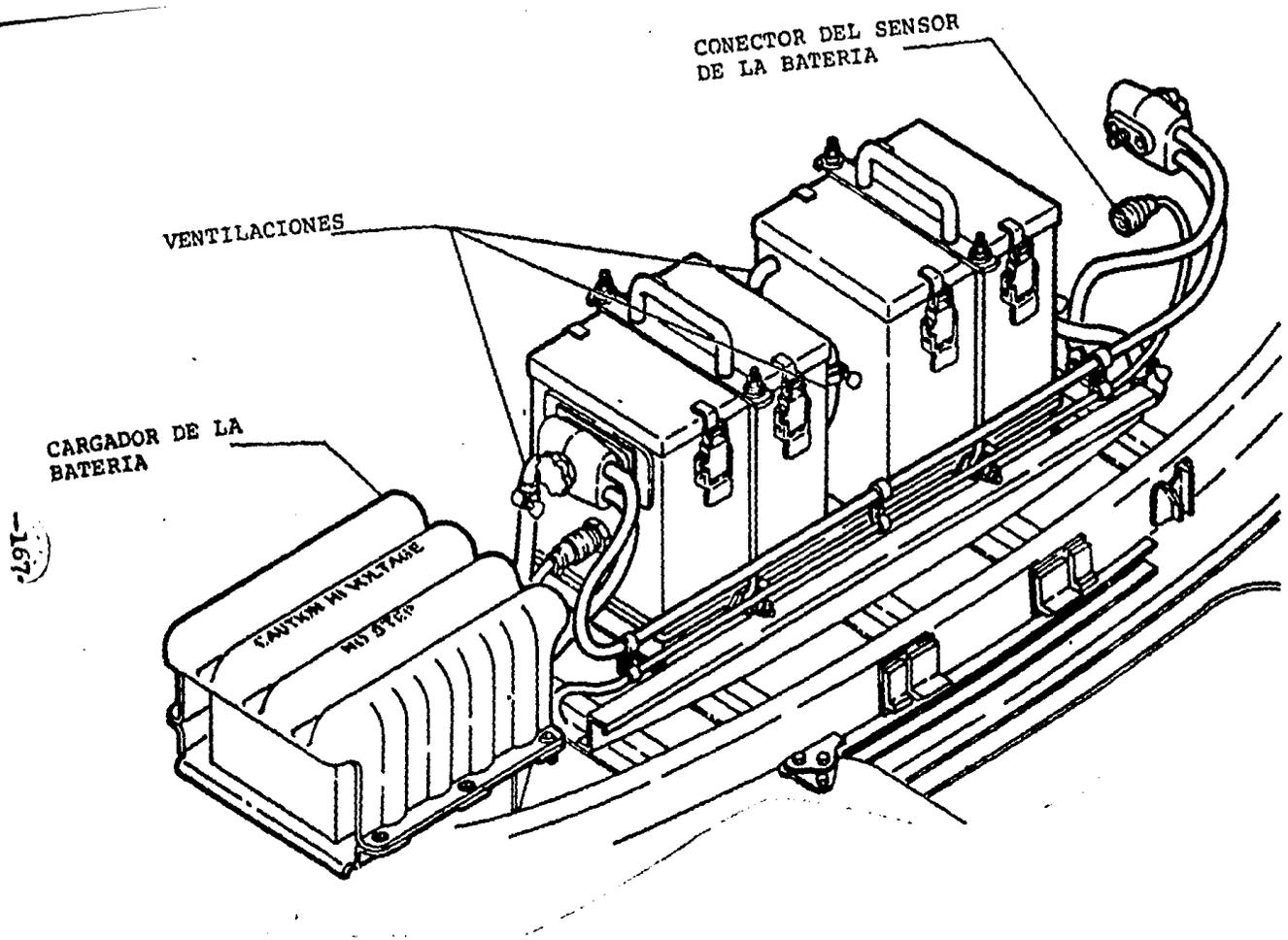


Fig. No. 4.3.2. Conjunto de las Baterías y el Cargador.

un voltaje trifásico de 115/200 V.C.A., 400 Hz. a una salida controlada de voltaje de C.D. para mantener las baterías totalmente cargadas. La salida del cargador es de aproximadamente 65 amper.

El rango de voltaje operacional de entrada a la unidad es de 108 a 122 V.C.A. mientras su salida, va de 26 a 39 V.D.C. y es controlada por los sensores de temperatura de la batería.

El cargador de baterías es un dispositivo de estado sólido enfriado por convección, que utiliza un transformador conectado en estrella con el primario aterrizado y el secundario en delta. Unos rectificadores de silicio se usa en la unidad para obtener una rectificación de onda completa de la energía de C.A. Otros rectificadores controlados, del mismo tipo, se utilizan también para actuar como interruptores de la salida del cargador en función, de la temperatura y el voltaje de las baterías y de la aceptación de carga de la misma. En la figura No. 4.4.1. de muestra el cargador de la batería y en la figura No. 4.4.2. se muestra su diagrama esquemático.

4.5. Componentes para el Control e Indicación de C.D.

Tanto el control como la indicación de la energía eléctrica de C.D. se lleva al cabo mediante la utilización de diversas unidades, mismas que se tratarán en forma individual en los siguientes párrafos para facilitar su descripción.

Para continuar con el orden establecido, los primeros componentes serán aquellos que intervienen en el

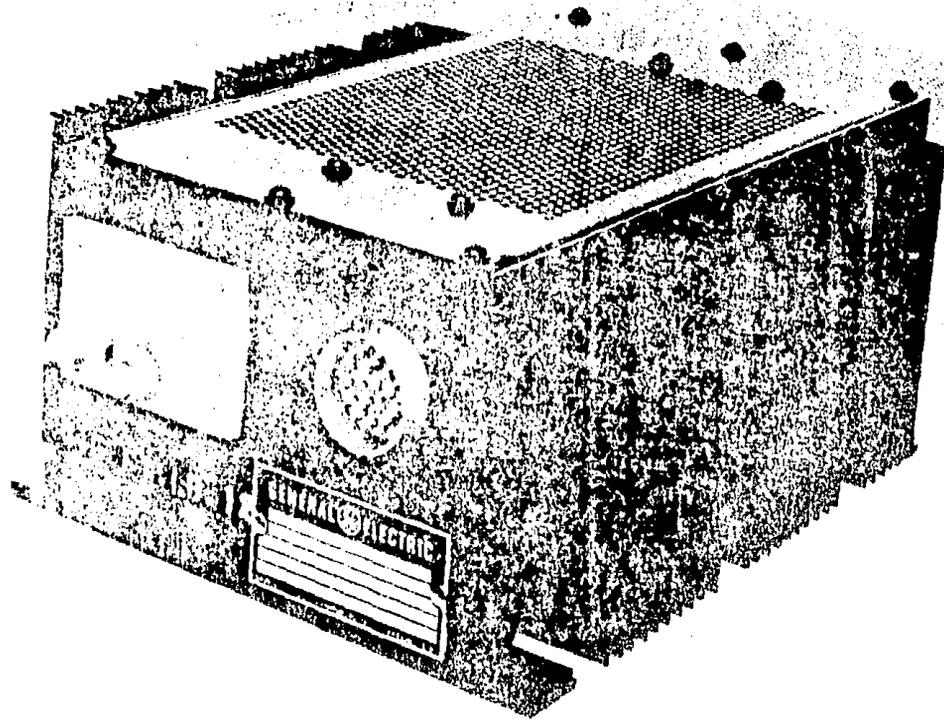


Fig. No. 4.4.1. Cargador de Bateria.

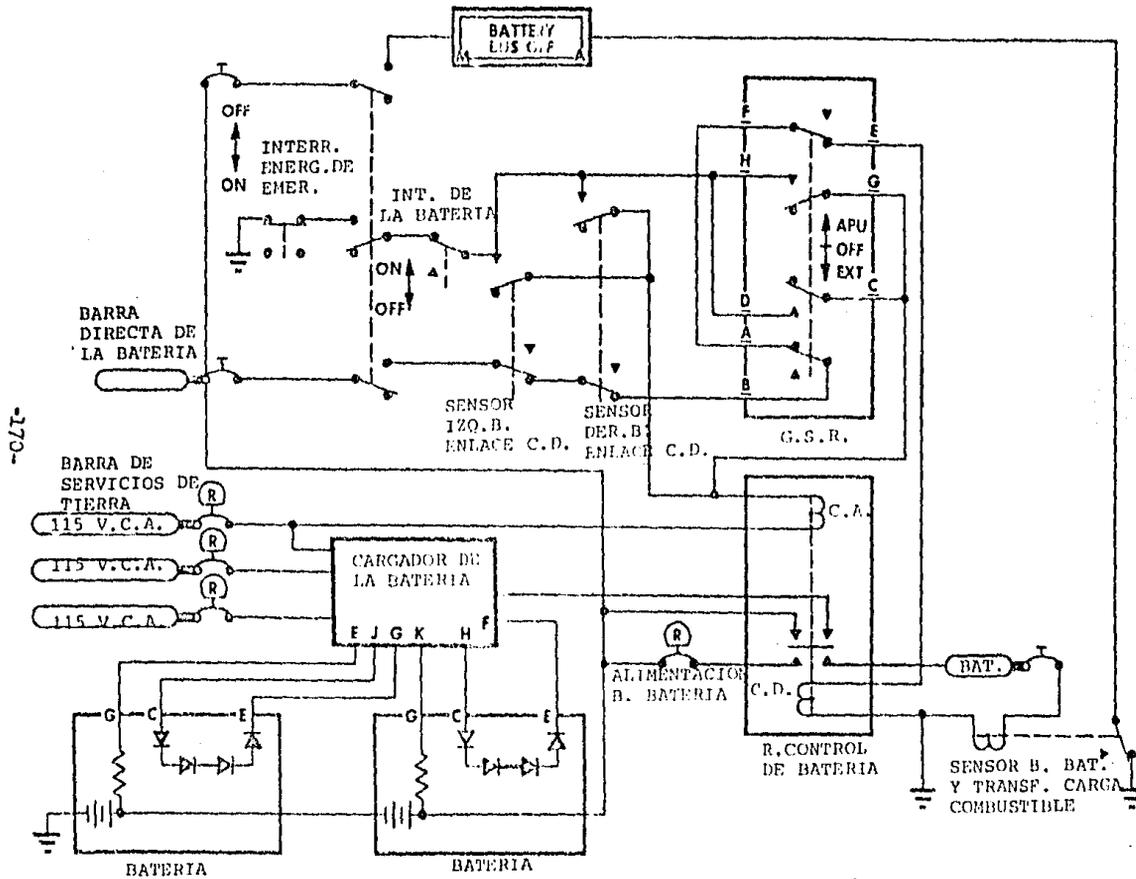


Fig. No. 4.4.2. Diagrama de Energía de C.D. de la Bateria.

control y los siguientes en la indicación.

4.5.1. Control.

4.5.1.1. Relevador de Aislamiento de la Barra de Emergen- cia Derecha "R.E.I.R.".

Este relevador se encuentra localizado en el Tablero de Energía de Corriente Directa en el Comparti- - miento Electrónico. La bobina del relevador opera con un rango de 16 a 19 V.C.D.

Un juego de contactor principal está diseñado para operar con 300 ampers y otro juego auxiliar de un so- - lo polo y doble tipo calibrado a 5 ampers, como se mues- - tra en la figura No. 4.5.1.1.1.

4.5.1.2. Relevadores de Enlace de C.D. "D.T.R.".

Son dos relevadores de traba magnética que se- - usan en la distribución de C.D. y se localizan en el Ta- - blero de Energía de C.D. en el Compartimiento Electrónico y son actuados a la posición ya seade abrir o de cerrar, - al aplicárseles 28 V.C.D. Cada uno de ellos tiene un -- contacto principal de 200 ampers y tres juegos de contac- - tos auxiliares de doble tiro, fabricados para operar a -- 5 ampers, como lo indica la figura No. 4.5.1.1.1.

Otro relevador llamado de Control Remoto de - Alimentación Cruzada de C.D. "D.T.X.R." de 50 ampers es - operado a control remoto y usado en la distribución de -- C.D., localizado en el Tablero de Energía de C.D. en el - Compartimiento Electrónico, y se actúa a la posición de - abierto o cerrado por una Unidad Indicadora y de Control-

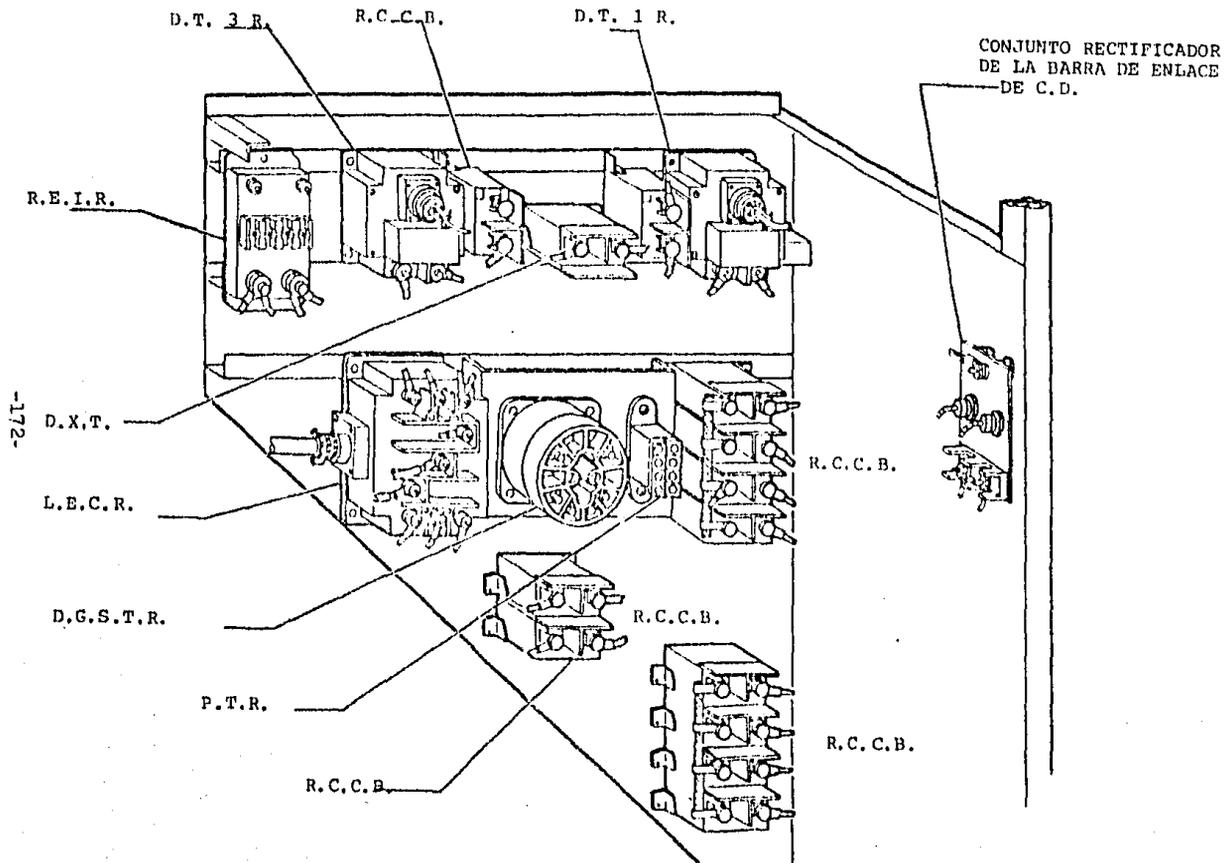


Fig. No. 4.5.1.1.1. Tablero de Energía de C.D.

en la Cabina de Pilotos, como lo muestra la figura No. --
4.5.1.1.1.

4.5.1.3. Interruptores de Enlace para C.D.

Son tres interruptores que, como su nombre lo indica, se usan para interconectar el Sistema de Barras - de C.D. Estos interruptores se encuentran en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo y controlan tanto a los relevadores de enlace de C.D. "D.T.R." como al ruptor del Circuito.

Estos interruptores son de un polo un tiro de traba mecánica y están diseñados para operar con 20 amperes y 30 V.C.D., como se muestra en la figura No. 4.1.3.

4.5.1.4. Relevadores de Dispersión de Carga de C.D.

"D.L.S.R."

Son dos relevadores localizados en el Tablero de Energía de C.D. en el Compartimiento Electrónico. Los relevadores operan con C.D. Cada uno de ellos tiene un --- contacto principal de 300 amperes y además un juego de contactor auxiliares de un polo, doble tiro. Estos relevadores se alimentan de una Barra de C.A., y no tienen un control directo.

4.5.1.5. Interruptor de la Bateria.

Es un interruptor de dos posiciones en el cual se tiene incorporado un seguro de protección, para evitar que sea cambiado de posición accidentalmente, cuando se encuentra en la posición marcada "BAT".

Cuando este interruptor, se coloca en la posi---

ción "BAT", el Cargador de la Batería estará conectado a - la misma, si la barra de corriente alterna de Servicios de Tierra está energizada.

La posición de "OFF" del interruptor desconecta la Barra de la Batería de la misma Batería y previene que tanto la barra como el Cargador, sean conectados a la Batería.

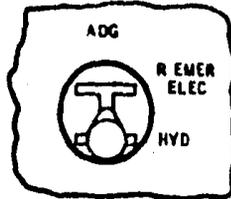
Este interruptor es, al mismo tiempo, un control de energía de emergencia, puesto que está diseñado para que en la posición de "ON" conecte la Barra de la Batería con - la Batería, evitando que el cargador pueda seguir sus fun-- ciones, como se muestra en la figura No. 4.1.3.

4.5.1.6. Interruptor de Energía de Emergencia Izquierda.

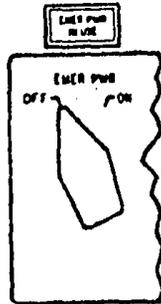
Es un interruptor de tipo rotatorio, de dos posiciones, seis polos, el cual se localiza en el Tablero Supe-- rior de Pilotos. Cuando se encuentra en la posición de "ON" energiza al Relevador de Control de la Barra de Emergencia- Izquierda "L.E.C.R.", el cual conecta la Batería al Sistema de Emergencia Izquierdo. Cuando se encuentra en la posi- - ción de "OFF" permite la operación normal del Sistema Eléc- trico. Este interruptor permite que se efectúen e impidan- varias funciones de protección para la operación del Subsistema de la Batería, incluyendo el control de carga de la Batería y la selección de la fuente de emergencia para iluminación, como lo muestra la figura No. 4.5.1.6.1.

4.5.1.7. Relevador de Control de la Barra de Emergencia Iz- quierda "L.E.C.R. "

Se le localiza en el Tablero de Energía de C.D.



INTERRUPTOR SELECTOR
DE CARGA DEL A.D.G.



INTERRUPTOR
ENERGIA DE
EMERGENCIA
IZQUIERDO

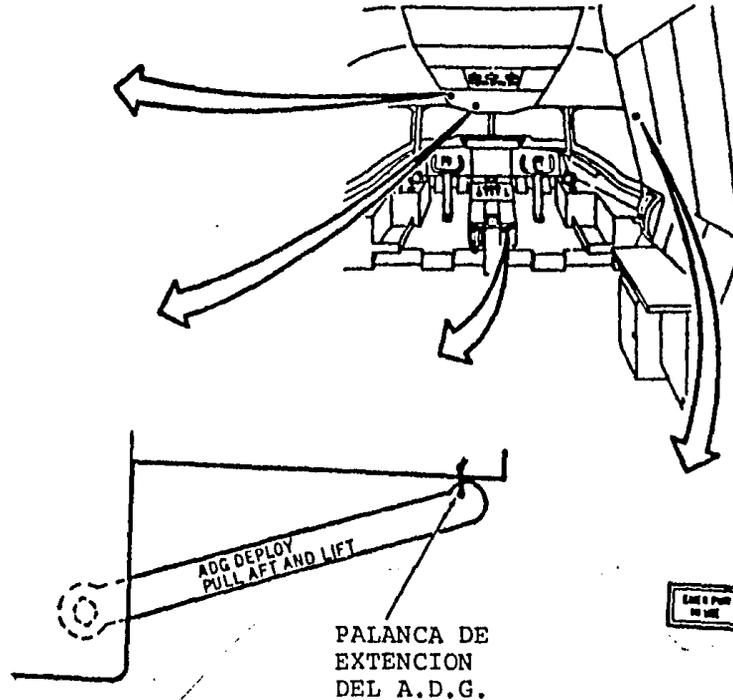


Fig. No. 4.5.1.6.1. Localización de Componentes de Control e Indicación de Energía de Emergencia Izquierda.

en el Compartimiento Electrónico, su bobina opera en un rango de 16 a 29 V.C.D. El relevador tiene sus contactos principales adecuados para operar con 100 A. y un juego de contactos auxiliares de doble polo doble tiro para ser operados para que conduzcan 3 A., como se observa en la figura No. 4.5.1.1.1.

4.5.1.8. Interruptor Selector de Carga del Generador a Mando de Aire "A.D.G."

Es un interruptor de dos posiciones, de trabamecánica que se usa para transferir la energía eléctrica del Generador a Mando de Aire "A.D.G." a una Bomba Hidráulica o bien, al Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Derecho. Este interruptor se localiza en el Tablero Superior de Pilotos y se encuentra colocado normalmente en la posición marcada "HYD".

Si el interruptor es llevado a la posición de "REMER ELEC" operará los relevadores de control que transferirán la energía eléctrica del "A.D.G." hacia el Sistema de Emergencia Eléctrica de Emergencia Derecho y aísla éste de la Barra de C.D. No. 3, como se observa en la figura No. 4.5.1.6.1.

4.5.1.9. Relevador del Cargador de la Batería "C.B.R."

Es un relevador de doble actuación. Una de las bobinas del relevador es alimentada con 115 V.C.A. y la otra es energizada con 28 V.C.D. cuando la Barra de la Batería está siendo alimentada por la Batería. La primera bobina mencionada, contiene su respectivo rectificador de onda completa.

Un Sistema de Interseguro, previene que se - -

aplique energía a ambas bobinas simultáneamente. Sus -- contactos principales del relevador están hechos para -- conducir una corriente de 100 A y el relevador cuenta -- además con unos contactos auxiliares de un polo un tiro -- fabricados para conducir 3 A. Este relevador se localiza en el Tablero de Equipo de la Batería como se puede -- observar en la figura No. 4.5.1.9.1.

4.6. Indicación.

A continuación se enlistan todos los compo-- nentes que intervienen en la indicación de C.D.

4.6.1. Multímetro de C.D.

El Multímetro de C.D. se encuentra localiza-- do en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero -- de Vuelo. La mitad superior de la carátula indica el -- voltaje en un rango de 0 a 40 V.C.D. y la mitad inferior indica el amperaje con una escala de 0 a 100 A. tanto pa -- ra carga como para descarga de la Batería y pueden leerse ambas indicaciones al mismo tiempo, como se puede obser-- var en la figura No. 4.6.1.1.

4.6.2. Interruptor Selector de Indicación.

Se trata de un interruptor selector de ocho-- posiciones que se localiza en el Tablero de Control e in -- dicación del Ingeniero de Vuelo. Este interruptor propor -- ciona la manera de seleccionar la indicación individual -- del voltaje de las Barras de C.D. y de la Batería en con -- junto con el voltaje de C.A. y la frecuencia en la Barra de Emergencia Izquierda del "A.D.G.", así como otras in -- dicaciones como se ha especificado en el Capítulo de Co-

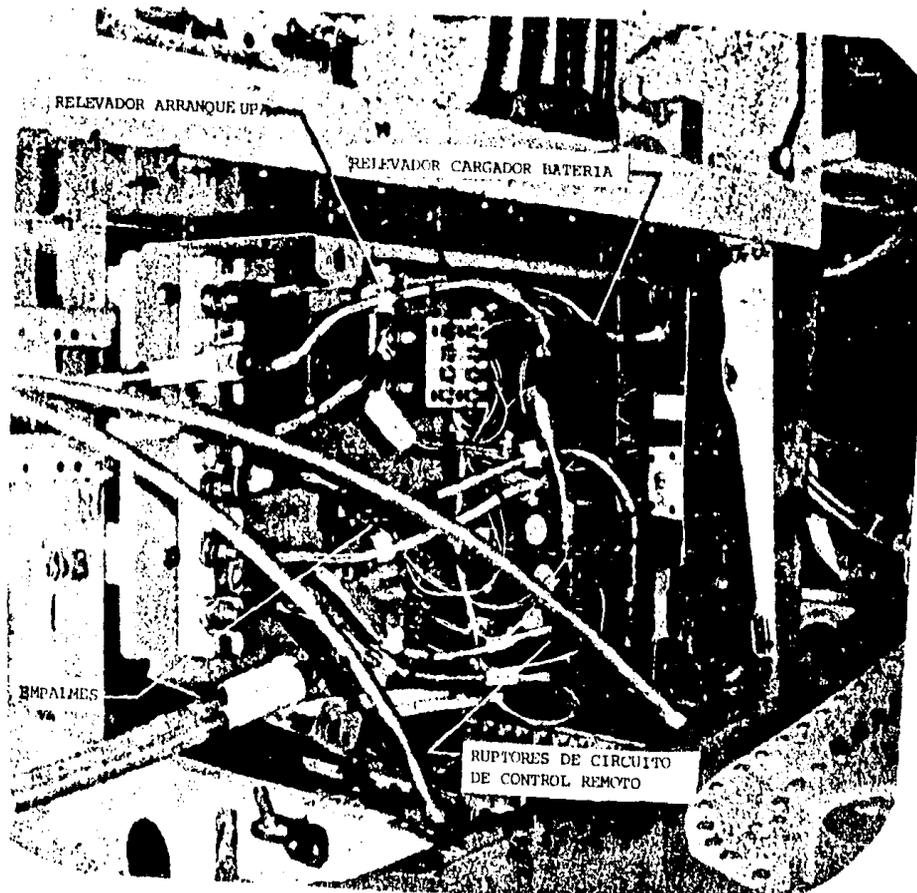


Fig. No. 4.5.1.9.1. Tablero del Equipo de la Bateria.

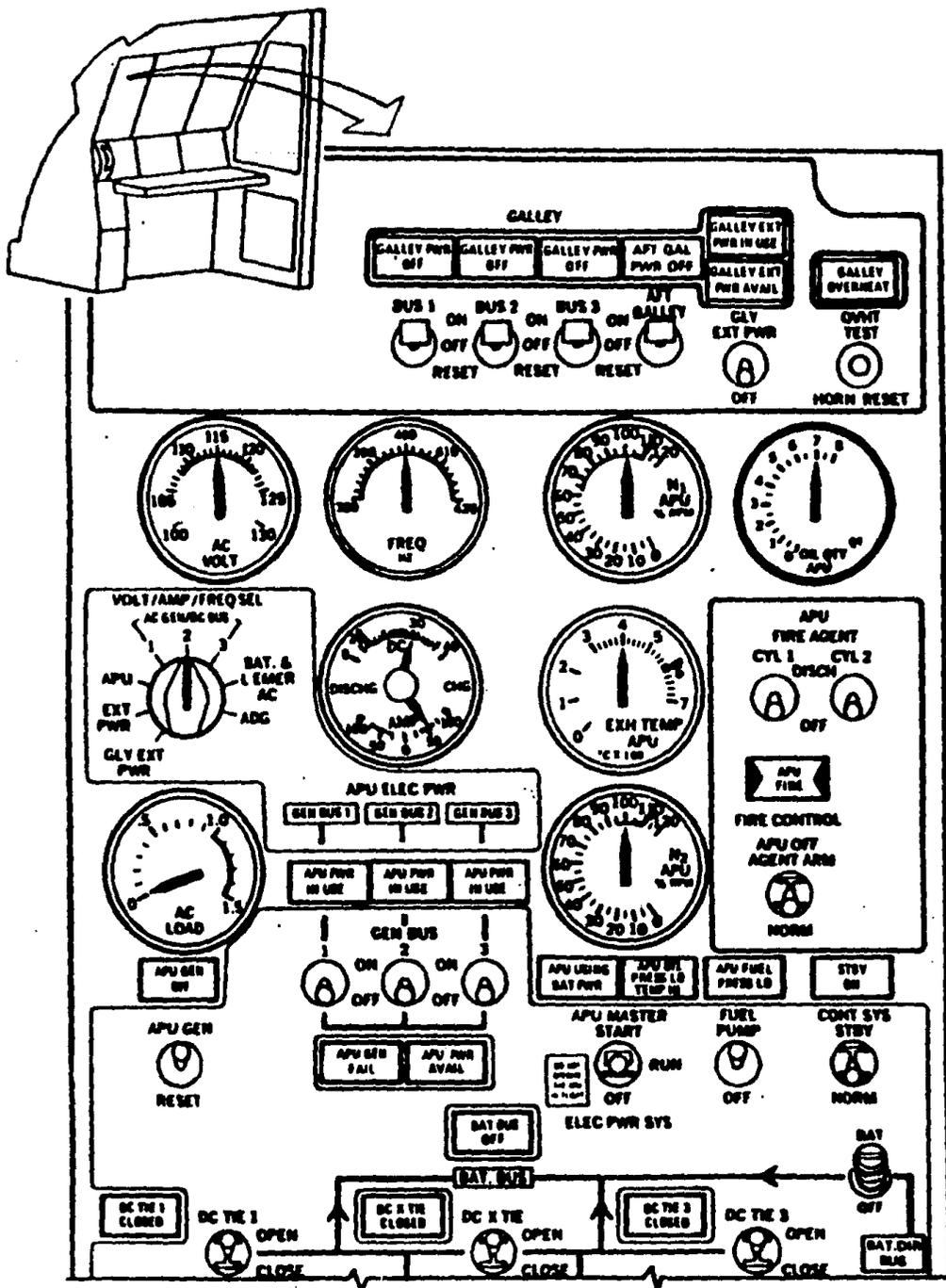


Fig. No. 4.6.1.1. Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo.

riente Alterna como se refiere en la figura No. 4.6.1.1.

4.6.3. Indicadores de Carga de C.D.

Son cuatro los instrumentos indicadores de carga de C.D. que se encuentran en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo. Cada uno de los Transformadores Rectificadores cuenta con un indicador. Cada uno de estos indicadores está calibrado a la salida del respectivo Transformador Rectificador de manera que 0.5 de indicación equivale a 37.5 A. ó 50% de salida; 1.0 equivale a 75 A. ó 100% de salida y 1.5 equivale a 112.5A ó 150% de salida. Esto se puede constatar en la figura No. 4.1.3.

4.6.4. Luces de Energía de Emergencia en Uso.

Son dos luces de color blanco, una localizada en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo, con la leyenda "EMER PWR IN USE", y la otra en el Tablero Superior de Pilotos adyacente al interruptor de energía de emergencia, como se indica en la figura No. 4.5.1.6.1.

Estas luces encienden cuando el interruptor de energía de emergencia se coloca a la posición de "ON" indicando así, que las Barras de Emergencia Izquierdas están alimentadas con la fuente de emergencia.

4.6.5 Luces de Barras de C.D. de Emergencia Desenergizadas.

Son dos luces de color rojo, con la leyenda "L EMER DC BUS OFF", una para cada una de las Barras de

C.D. de Emergencia, tanto derecha como izquierda, que se encuentran localizadas en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo, como se muestra en la figura No. 4.1.3.

Quando la Barra se encuentra desenergizada, --tando la luz de la barra desenergizada como la de alarma maestra deberán de encender, lo mismo que la luz roja sumatoria de emergencia, que se encuentra en el Tablero --Anunciador del Tablero Superior de Pilotos, con la leyenda "ELEC".

4.6.6. Luces de Barras de C.D. Desenergizadas.

Son tres luces ambar, con la leyenda "DC BUS - OFF", una para cada una de las Barras de C.D. Estas luces se localizan en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo; y encienden junto con las luces maestras de precaución y la luz de aviso "ELEC" cuando la barra correspondiente se encuentra desenergizada.

Esto se puede observar en la figura No. 4.1.3.

4.6.7. Luces de Relevadores y Ruptor de Enlace de C.D. - Cerrados.

Son tres luces de color azul, con la leyenda - "DC TIE CLOSED", localizadas en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo; dos de ellas, son para indicar cuando el Relevador de Enlace de C.D. respectivo "D.T.C." se encuentra cerrado, y la otra para indicar que el Relevador de Enlace de Alimentación Cruzada - "D.X.T." se encuentra cerrado, como lo indica la figura - No. 4.1.3.

4.6.8. Luz de Barra de Batería Desenergizada.

Esta luz de color ambar, con la leyenda "BAT - BUS OFF", enciende para indicar que la Barra de la Batería se encuentra desenergizada, ya que el interruptor de la batería se encuentra en la posición de "BAT".

Esta luz se localiza en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo como se muestra en la figura No. 4.1.3.

4.7. Operación de los Componentes Principales que Intervienen en la Generación, Control e Indicación del Sistema de C.D.

4.7.1. Generación.

4.7.1.2. Transformador Rectificador "T.R."

Esta unidad constituye la fuente principal de energía eléctrica de C.D., misma que se genera por la -- conversión de la energía eléctrica de C.A. que recibe la unidad, y que es dirigida al Sistema de Distribución para que se energicen las barras de C.D., las que normalmente operan aisladas; pero que pueden ser operadas en paralelo, cerrando los interruptores de enlace de C.D.

Son cuatro las unidades Transformadores Rectificadores "T.R." y están marcadas con los número 1, 2A, 2B y 3. Las unidades Nos. 1 y 2A reciben alimentación de C.A. de las Barras de Generador No. 1 y 2 respectiva-

mente. La unidad 2B recibe alimentación de C.A. de la Barra de Generador No. 2, al través de la Barra de Servicios de Tierra, mientras que la unidad No. 3 recibe alimentación de C.A. de la Barra de Generador No. 3 al través de la Barra de C.A. de Emergencia Derecha.

Durante la operación normal, los Transformadores Rectificadores "T.R." Nos. 1, 2A y 3 alimentan a las Barras de C.D. Nos. 1, 2 y 3 respectivamente y el Transformador Rectificador "T.R." 2B, alimenta a la Barra de C.D. de Servicios de Tierra. Además las unidades Nos. 1 y 3 alimentan con energía de C.D. a los Sistemas de Energía Eléctrica de Emergencia Izquierda y Derecha, respectivamente, y que las unidades Nos. 2A y 2B energizan a la Barra de la Batería.

4.7.1.3. Distribución.

En la distribución de la energía eléctrica - de C.D., cualquier barra puede ser energizada por cualquier unidad "T.R."; si se hace la selección apropiada de los interruptores de control que se tienen en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo.

Para protección del sistema, en la distribución de la energía las barras de alimentación de C.D. - se conectan con las barras de distribución, por medio de interruptores de circuito y las cargas se encuentran distribuidas de tal forma que no se sobrecargue un solo Transformador Rectificador "T.R."

En el diagrama que se muestra en la 4.1.6., se puede observar lo anteriormente expresado.

4.7.2. Control.

4.7.2.1. Relevador de Aislamiento de la Barra de Emergencia Derecha "R.E.I.R."

Este relevador tiene como función la de mantener aislado al sistema del Generador a Mando de Aire - - "A.D.G.". Su control se efectúa al través del Relevador de Transferencia de la Barra de Emergencia Derecha - - - "R.E.I.R.", el cual opera cuando la palanca de extensión del "A.D.G." es actuada y el interruptor selector se coloca en la posición "R EMER ELECT".

El relevador de aislamiento abre para remover todas las cargas del Transformador Rectificador No. 3, - excepto aquellas de la Barra de C.D. de Emergencia Derecha.

4.7.2.2. Relevadores de Enlace de C.D. "D.T.R."

Estos relevadores tienen la función de permitir la alimentación de energía a las barras de C.D., que se apoyan en un "T.R." que se encuentre inoperativo, y se controla por medio de sus respectivos interruptores, - con los cuales se puede cerrar o abrir para aislar o enlazar el sistema de distribución de C.D.

Los interruptores de enlace de C.D. son tres, - que controlan la operación de la C.D. desde el Tablero -

de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo y que -- están marcados con las leyendas: "DC TIE 1", "DC X TIE" y "DC TIE 3".

4.7.2.3. Interruptor de la Batería.

Este interruptor cuando se coloca en la posición normal "BAT" permite que su cargador se conecte -- con la misma, siempre y cuando, la Barra de C.A. de servicios de Tierra se encuentre energizada.

Cuando se encuentra en la posición de "OFF" - desconecta la Barra de la Batería con lo que se evita - que la batería sea drenada de energía cuando no sea así requerido.

4.7.2.4. Interruptor de Energía de Emergencia Izquierda

Cuando este interruptor se encuentra en la posición normal de "OFF" opera, permitiendo que las Barras de C.A. y de C.D. de Emergencia Izquierda reciban alimentación del Sistema Principal de Distribución de Energía y al mismo tiempo permite que se efectúe la carga - de la Batería actuando como interseguro.

Si el interruptor es llevado a la posición - de "ON", evita la operación de carga de la Batería y - - transfiere a las Barras de C.A. y de C. D. de Emergencia Izquierdas la energía del Inversor Estático y de la Batería, respectivamente, con lo que la Barra de C.D. - de Emergencia Izquierda se convierte en una fuente de - reserva para los sistemas.

4.7.2.5. Interruptor Selector de Carga del Generador a Mando de Aire "A.D.G."

Este interruptor cumple con la función de dirigir la energía que produce el Generador a Mando de Aire "A.D.G.", una vez que ha sido extendido. Cuando el interruptor se encuentra en su posición normal "HYD" se energiza una Bomba Hidráulica Auxiliar, y cuando se coloca en la posición "R EMER ELECT" se alimenta a las Barras de C.A. y de C.D. de Emergencia Derechas.

4.7.2.6. Relevador de Carga de la Batería "C.B.R."

Es un relevador de tres posiciones, que en condiciones en que el avión no requiere energía de la Batería se encuentra abierto y con sus bobinas de C.A. y de C.D. desenergizadas.

Si el interruptor de energía de emergencia-- y el de la Batería se encuentran en posición normal y el cargador está recibiendo su alimentación de C.A., entonces el relevador tendrá cerrados sus contactos correspondientes para permitir la operación de carga de la Batería.

Si no existe energía eléctrica disponible -- del Sistema Principal de C.A. y los Relevadores Sensores de Enlace están desenergizados, el "C.B.R." cerrará los contactos correspondientes para conectar la batería con la Barra de la Batería, como se requiere pa-

ra la operación normal de control y para la operación de emergencia.

4.7.3. Indicación.

4.7.3.1. Vóltmetro y Ampérmetro de C.D.

Este indicador trabaja de acuerdo con la posición del interruptor selector, de manera que cuando el selector es colocado en "AC GEN/ DC BUS 1.2.3." se obtendrá la lectura de voltaje de C.D. en su carátula superior y de amperaje en la inferior del mismo. La lectura normal de voltaje deberá encontrarse en el rango de 24 a 29 V.C.D. Cuando el interruptor es puesto en la posición de "BAT & L EMER AC" se obtendrá en el indicador las lecturas de voltaje y de amperaje correspondientes a la Batería y a la Barra de Emergencia Izquierda. Si se está efectuando la carga de la Batería el indicador medirá la magnitud de la carga que está entrando en la Batería. La misma posición del interruptor indicará el voltaje y amperaje de descarga de la Batería cuando no está siendo cargada o bien, cuando se está operando en modo de emergencia o prueba.

El voltaje de la Barra Directa de la Batería debe fluctuar entre los 26 y 29 V.C.D., con excepción de la operación de la carga de la Batería, en la cual estará dentro del rango de 29 a 34 V.C.D. y durante la operación en modo de emergencia en la que estará entre -

22 y 29 V.C.D. Simultáneamente, la indicación de la magnitud de la descarga estará sobre los 100 A.

4.7.3.2. Indicadores de Carga de C.D.

Cada uno de los cuatro Indicadores de Carga de C.D. está identificado con su respectivo Transformador Rectificador "T.R."

El indicador muestra la demanda de corriente que tiene el "T.R." en términos de porcentaje de carga sin observar la salida de voltaje.

5. Sistema de Fuente Externa.

5.1. Generalidades.

El Sistema de Distribución de Energía Eléctrica de C.A. puede ser alimentado al través de una Fuente Externa al avión, siempre y cuando sea de 115 V.C.A., 3-fases y 400 Hz. que se conecta al Receptáculo de Fuente Externa Principal del avión. Este mismo receptáculo -- permite la alimentación con energía eléctrica al través del Relevador de Servicios de Tierra "E.P.R." para energizar las Barras de Servicios de Tierra, tanto de C.A. -- como las de C.D., sin energizar ninguna otra barra. De la misma manera se puede conectar una Fuente Externa, de las mismas características, a las cargas eléctricas de la cocina conectándola al segundo Receptáculo de Fuente Externa para las Cocinas.

La energía se aplica a las Barras de la Cocina a través de los Relevadores de Transferencia "G.T.R.", -- los cuales son controlados por el Relevador Esclavo de -- la Fuente Externa.

Las correspondientes luces de indicación de la Cabina de Pilotos y en el Tablero de Tierra, proporcionan una indicación de cuando cada receptáculo tiene energía disponible y cuando cada receptáculo está proporcionando energía de una Fuente Externa.

La alimentación de energía eléctrica a una barra es automáticamente controlada al través de un sistema prioritario. Los Generadores de Motor constituyen -- la primera prioridad, el Generador de la Unidad de Poten

cia Auxiliar "A.P.U." es la segunda prioridad y la Fuente Externa la tercer prioridad.

En el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo se encuentra localizado un Interruptor de Fuente Externa Principal e Interruptores de Fuente Externa de Cocinas. Otro Interruptor de Control de Energía eléctrica de la Fuente Externa, para la alimentación de los Servicios de Tierra, se encuentra localizado en el Tablero de Servicios de Tierra, en el mamparo lateral de la puerta de Acceso delantera izquierda o 1L como se muestra en las figuras Nos. 5.1.1. y 5.1.2.

El Receptáculo de la Fuente Externa Principal acepta energía de tres fases y se introducen al través de los alfileres A, B y C y la tierra firme por el N. Los alfileres E y F son conectados entre sí por el conector de la Fuente Externa, como se observa en la figura No. 5.1.3.

La salida de la Unidad de Control de Barras -- "B.C.U." proporciona el medio de control para la energía de la Fuente Externa usada para todos los requerimientos del avión, además de dar 28 V. C.D. al alfiler F del receptáculo para asegurar el circuito de un Relevador de Alimentación de la Fuente Externa.

Un arreglo alterno puede ser usado, si se tiene energía eléctrica de tres fases, 115 V.C.A. y 400 Hz. conectada a los alfileres A, B y C y una tierra en el N, y además energía de 28 V.C.D. con su positivo en el alfiler E y un negativo al alfiler N. En este arreglo las tres fases están condicionadas al uso de energía eléctrica

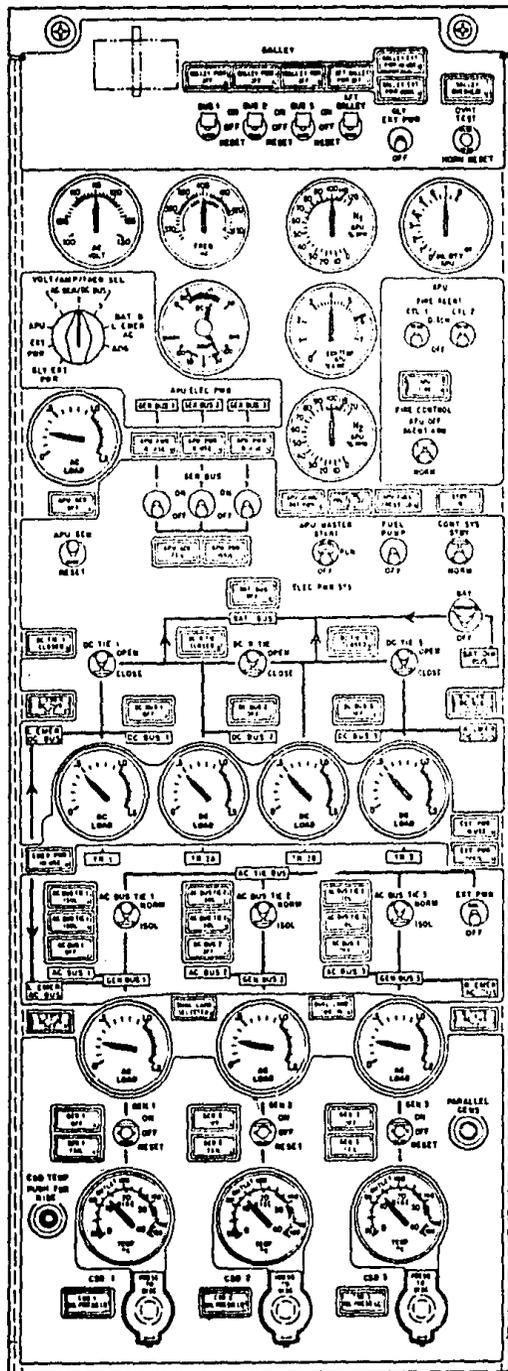


Fig. No. 5.1.1. Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo.

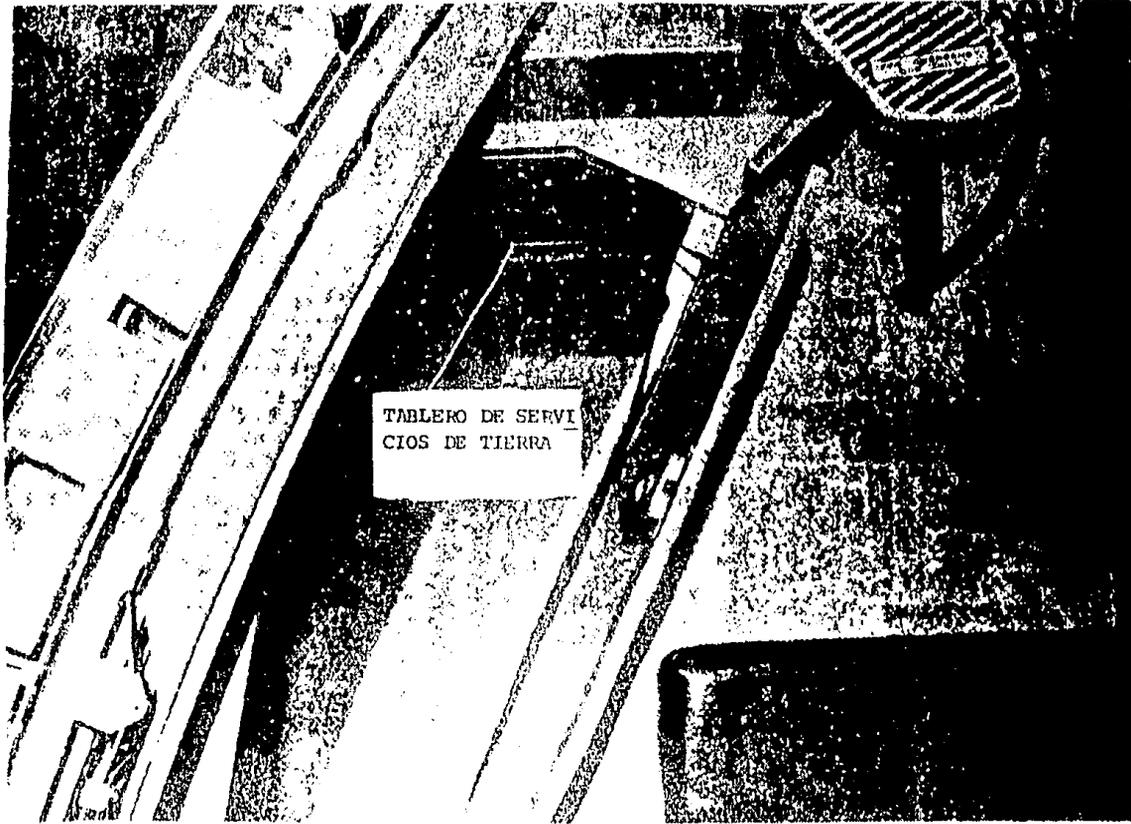


Fig. No. 5.1.2. Tablero de Servicios de Tierra.

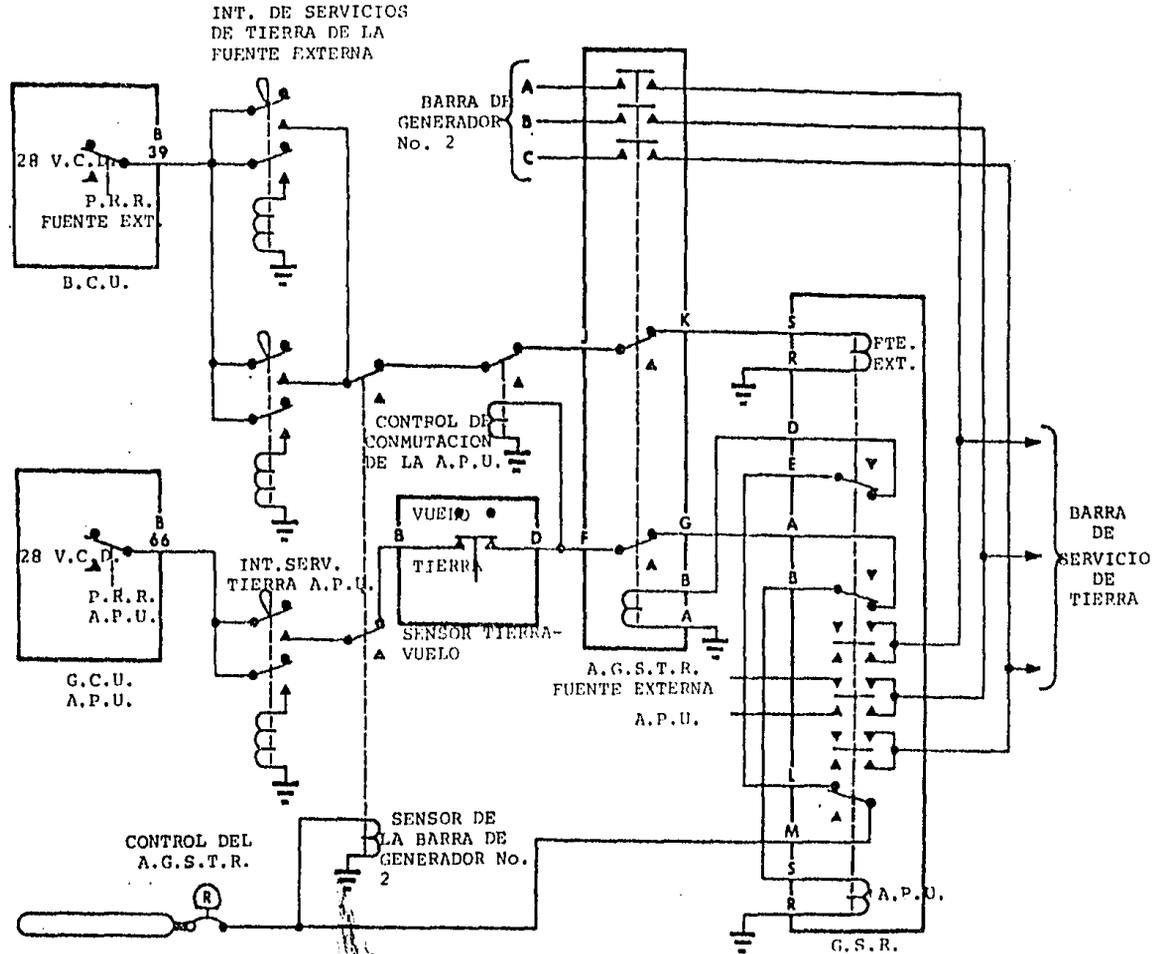


Fig. No. 5.1.3. Diagrama Eléctrico de Servicios de Tierra.

ca externa de C.D. en el Circuito de Control y la salida de C.D. de la "B.C.U." no se encuentra en uso.

Los dos receptáculos de conexión de Fuente Externa son para la alimentación del Subsistema de Distribución de Energía Eléctrica de Fuente Externa para Cocinas y para el Subsistema de Distribución de Energía Eléctrica de Fuente Externa Principal. Ambos receptáculos aceptan la entrada de energía con las mismas características ya expuestas, y están equipados con un dispositivo de seguro de tensión del cable, el cual previene que los conectores se suelten accidentalmente. Durante condiciones de emergencia, solo bastará jalarlo con fuerza para soltar el seguro y con ésto remover los conectores. Luces de indicación en cada receptáculo informan de la disponibilidad y el uso de la energía de la Unidad de Fuente Externa, como se observa en la figura No. 5.1.4. y No. 5.1.5.

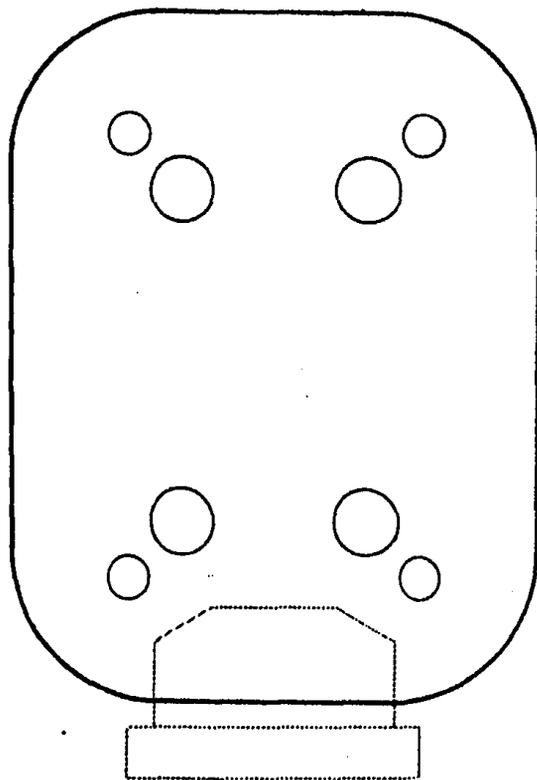
Un sistema de control permite que la energía eléctrica sea aplicada a la Barra de Enlace, o bien a la Barra de C.A. de Servicios de Tierra, sin que por eso, se energicen otras barras del Sistema.

5.1. Descripción.

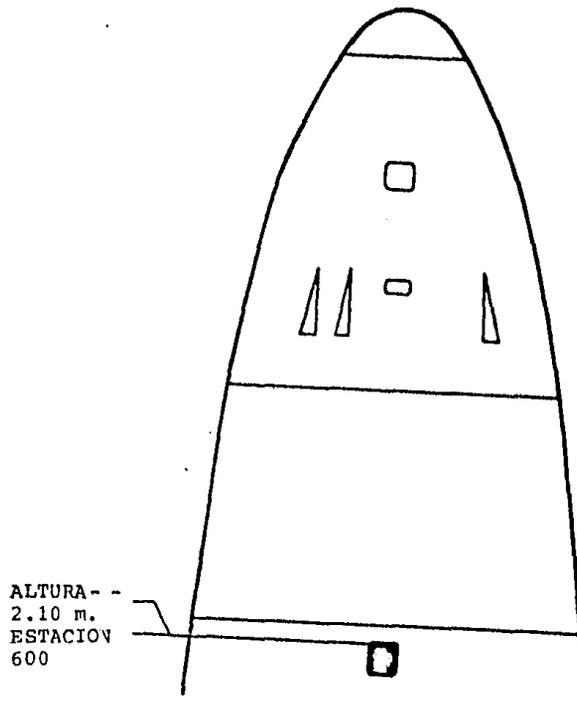
5.2.1. Fuente Externa Principal y su Control.

5.2.1.1. Receptáculo de Fuente Externa Principal.

Este receptáculo permite conectar la energía eléctrica de la Unidad de Fuente Externa a la Barras de -



PUERTA



ALTURA - -
2.10 m.
ESTACION
600

VISTA DE ABAJO HACIA ARRIBA

Fig. No. 5.1.4. Localización del Receptáculo de Conexión de la Fuente Externa.

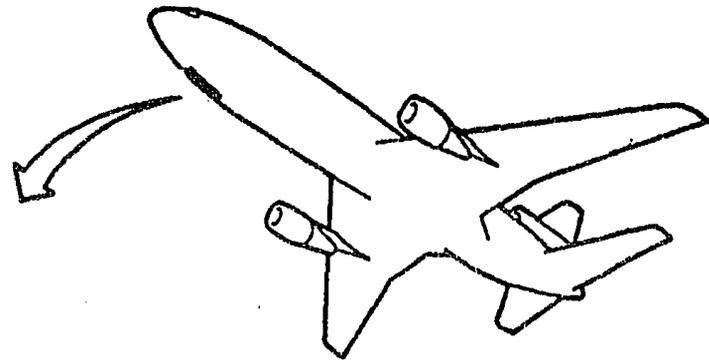
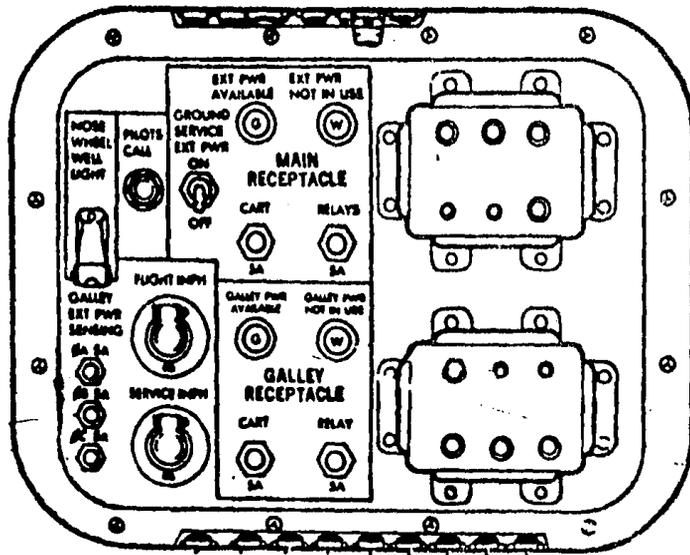


Fig. No. 5.1.5. Receptáculo de Conexión de la Fuente Externa.

los Generadores al través del Relevador de Fuente Externa "E.P.R.", cuando dicha energía cumple con las características adecuadas y el Interruptor de la Fuente Externa se encuentra en la posición "EXT PWR". Además esta energía puede ser usada en la Barra de Servicios de Tierra, al través de su Relevador "G.S.R.", si uno de los Interruptores se encuentra en la posición de "ON". Si el avión está siendo alimentado únicamente en el Sistema Principal por la Fuente Externa, se tendrá que las Barras de Cocina se encuentran inoperativas.

5.2.1.2. Relevador de la Fuente Externa "E.P.R."

Este relevador cierra cuando la energía eléctrica de la Fuente Externa se conecta en su receptáculo principal, siempre que se alcancen las condiciones de energía disponible. Estas condiciones requieren que la calidad de la energía con que está siendo alimentado el sistema sea aceptable y que la Barra de Enlace se encuentre momentáneamente desenergizada. La acción de colocar el Interruptor de la Fuente Externa "E.P.R." en la posición de "ON" hace que se corten todos los "B.T.R." si se encuentran cerrados, provocando que la Barra de Enlace se desenergice, para que sea verificada por el circuito protector y así poderse cerrar el "E.P.R." .

La Fuente Externa es cortada automáticamente por cualquier falla o manualmente cuando el interruptor es llevado a la posición de "OFF".

5.2.1.3. Interruptor de la Fuente Externa.

Es un interruptor de traba magnética en su posición de "EXT PWR". Al encontrarse en esta posición, per-

mite que se aplique la energía eléctrica de la Fuente -- Externa a la Barra de Enlace.

Si se coloca en la posición de "OFF" remueve entonces, la energía de la Fuente Externa de la Barra de Enlace.

Si se provoca el corte por alguna falla, se requerirá rearmar manualmente para que el Interruptor de la Fuente Externa restaure la energía al sistema.

5.2.2. Fuente Externa para la Cocina y su Control.

5.2.2.1. Receptáculo de Conexión de la Fuente Externa de Cocina.

Permite, como su nombre lo indica, colocar un conector de energía de la Fuente Externa al avión, para energizar todas las Barras de Cocina, cuando dicha energía se encuentra disponible y alguna otra fuente de energía se encuentra en uso para energizar al Sistema Principal. Para energizar las Barras de Cocina, el Interruptor de la Fuente Externa de Cocina, que se encuentra localizado en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo, deberá ser colocado en la posición de -- "GLY EXT PWR", así como los interruptores de Barras de Cocina deberán de ser seleccionados en la posición de -- "ON", como se aprecia en la figura No. 5.1.1.

Los circuitos de interseguros hacen que la -- energía eléctrica de la Unidad de Fuente Externa del Sistema Principal no puede ser usada para energizar las Barras de la Cocina.

Cuando la Fuente Externa de Cocinas está conectada al avión, la "B.C.U." verifica las características de la energía que está siendo proporcionada y si éstas son las adecuadas, el circuito de energía disponible para la fuente externa permite que se alimente al sistema al través de la operación de Relevador Esclavo del Interruptor de Fuente Externa de Cocina, que se alimenten -- también las Unidades de Control de Cocinas y Relevadores de Transferencia de Cocina, "G.L.C.U." y "G.T.R.", respectivamente.

Debido a que los Relevadores de Transferencia de Cocinas "G.T.R." están apoyados en las Barras de C.D. de la Fuente Externa para Cocinas, no podrá aplicarse al sistema, al menos que las Barras de C.D. se encuentren energizadas, ya sea por la Fuente Externa Principal o por alguno de los Generadores con que cuenta el avión.

Cualquier señal de falla que produzcan los circuitos de protección de la cocina, provocará el corte -- automático del "P.R.R." y la desenergización de las Barras de Cocina, gracias a la acción del Relevador Esclavo del Interruptor y los Relevadores de Transferencia -- "G.T.R."

La "B.C.U." también controla las bobinas de corte de todos los relevadores de control, por medio de la operación de los relevadores de sobrecorriente de la misma unidad. Estos relevadores se energizan por la acción de los circuitos de protección por sobrecorriente, de la "B.C.U." cuando éstos a su vez reciben las señales de sobrecarga en los Generadores, como se ve en la

figura No. 5.2.2.1.1.

5.2.2.2. Interruptor de la Fuente Externa de Cocina.

Este interruptor se encuentra localizado en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo, - si es colocado en la posición marcada "GLY EXT PWR" permi tirá que la energía eléctrica de la Fuente Externa sea - aplicada al sistema, siempre y cuando tenga las caracte- rísticas adecuadas, y los interruptores individuales de las Barras de Cocina se encuentren en la posición de "ON".

El interruptor es magnéticamente trabado en la posición "GLY EXT PWR". Si el interruptor es puesto en la posición de "OFF" remueve la energía eléctrica de las Barras de las Cocinas.

5.2.2.3. Interruptor de Barra de Cocina.

Son tres los interruptores de este tipo, uno - para cada una de las Barras de Cocina. Se encuentran lo calizados en el Tablero de Control e Indicación del Inge- niéro de Vuelo.

Cuando se les coloca en la posición de "ON", - éstos conectan la correspondiente Barra de Cocina a la - Barra Asociada de Generador, o bién a la Fuente Externa.

Si el interruptor es llevado a la posición de- "OFF" se desconectará la correspondiente Barra de Cocina de su respectiva Barra de generador o de la Fuente Exter na, y si es colocado en la posición momentánea de - - - "RESET" se le esta reinstalando, si las cargas fueron re

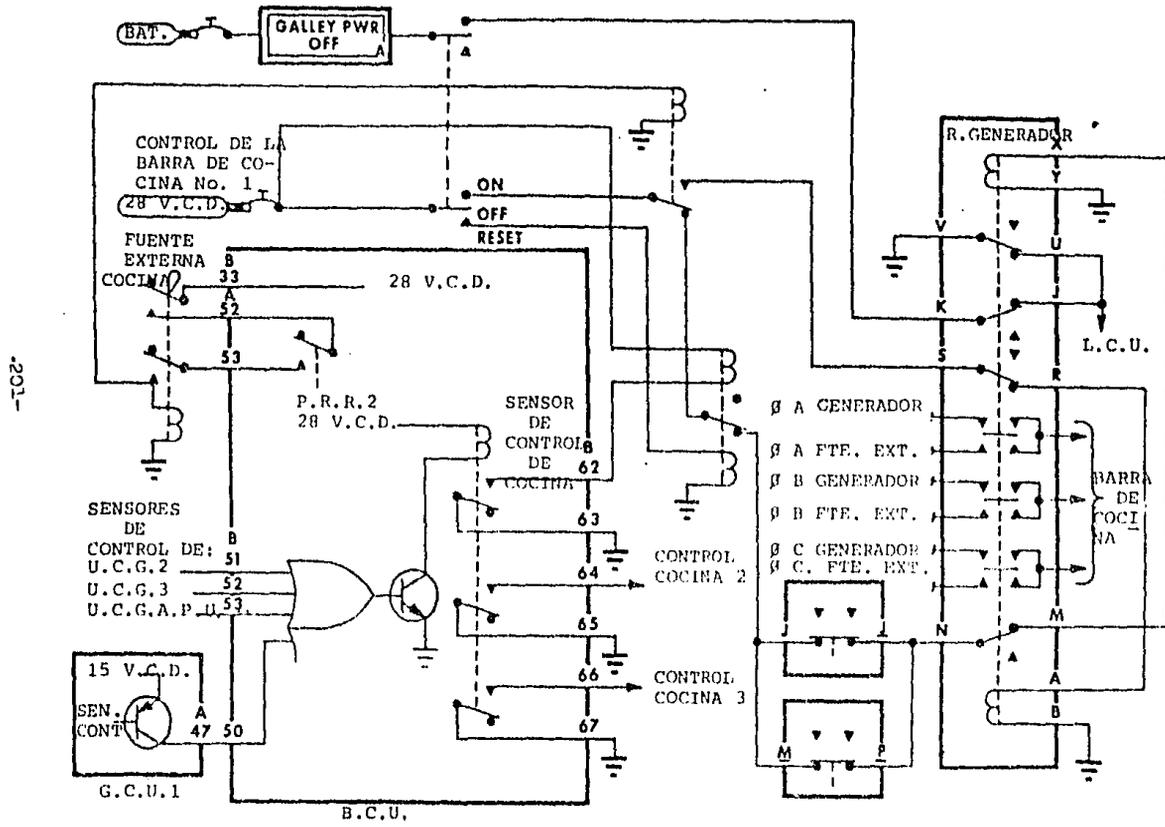


Fig. No. 5.2.2.1.1. Diagrama Eléctrico del Sistema de Protección por Sobrecorriente de Cocinas.

movidas durante una operación automática por falla. Después de un corte debido a alguna protección diferencial, se debe complementar esta acción, colocando el interruptor en la posición de "OFF".

5.2.2.4. Interruptor de Cocina Trasera.

Este interruptor se encuentra marcado con la leyenda "COFFE BAR SWITCH" y está localizado en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo.

Cuando se encuentra en la posición de "ON", - - este interruptor permite la operación normal de la Cocina Trasera, en cambio, cuando se le coloca en la posición de "OFF" desconecta dicha cocina de las cargas que alimenta dicha Barra.

En el caso de un corte debido a una protección diferencial, la posición de "OFF" vendrá a complementar la acción de rearmado de la protección de la Cocina.

5.2.3. Protección por Alimentación con Fuente Externa.

Para efectuar las funciones de protección que se requieren, se han incorporado los dispositivos necesarios para proteger tanto al avión como a las fuentes del sistema, como se observa en la figura No. 5.2.3.1.

Los aspectos que se consideran como funciones de protección son:

- Corto Circuitos y Circuitos Abiertos.
- Sobre y Bajo Voltaje.
- Sobre y Baja Frecuencia.

-203-

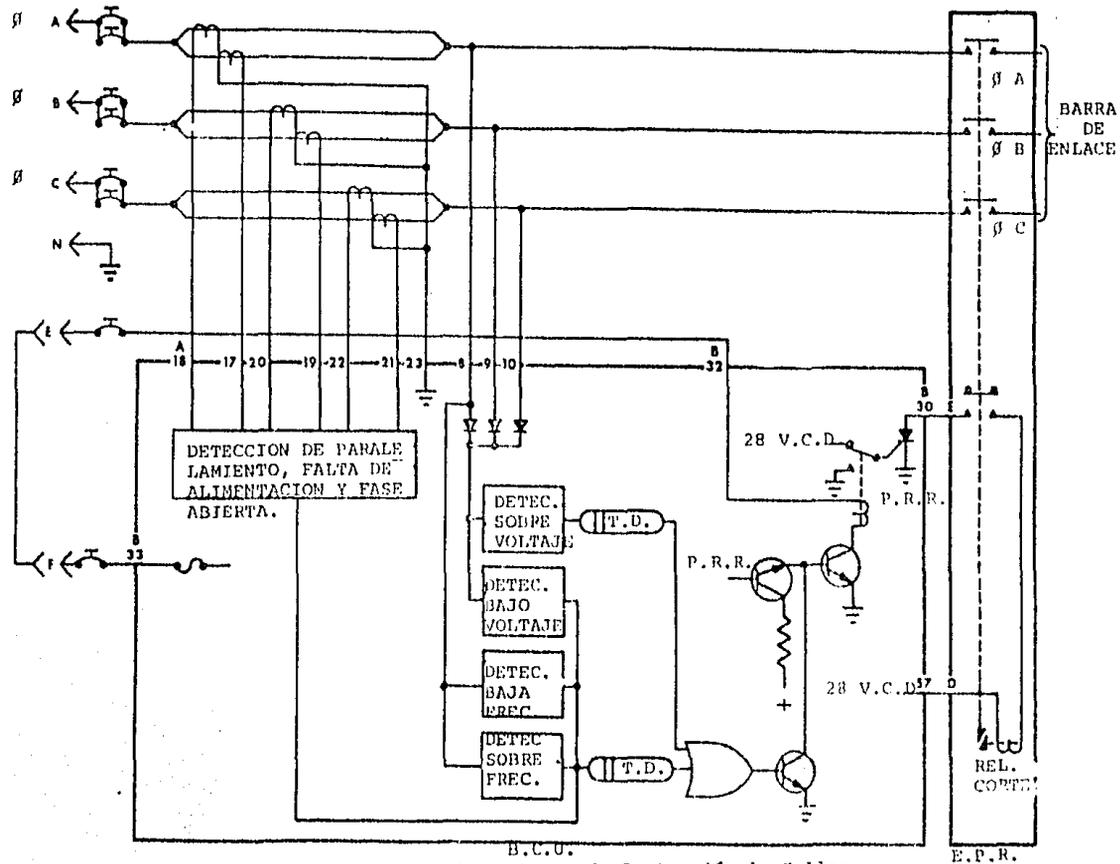


Fig. No. 5.2.3.1. Diagrama Eléctrico del Sistema de Protección de Fallas de la Fuente Externa.

-Secuencia de Fase Incorrecta.

5.2.3.1. Protección por Sobrevoltaje.

Cuando ocurre una condición de sobrevoltaje, - la protección correspondiente corta o previene que cierre el "E.P.R." en el circuito principal de la Fuente -- Externa y al mismo tiempo, corta o previene el cierre de cualquiera de los "G.T.R." del circuito de Fuente Externa de Cocinas. El voltaje existente se compara con uno de referencia y si existe una diferencia, se envía una - señal al circuito de energía disponible, el cual causa - que el "E.P.R." o el "G.T.R." correspondiente se corte o permanezca abierto.

5.2.3.2. Protección por Bajo Voltaje.

Cuando ocurre una condición de bajo voltaje la protección correspondiente corta o previene el cierre -- del "E.P.R." del circuito de Fuente Externa Principal y corta o previene el cierre de cualquier "G.T.R." del circuito de Fuente Externa de Cocina.

- El circuito sensor de bajo voltaje monitorea - el voltaje de la línea y da una señal proporcional al -- promedio de las tres señales de entrada. Cuando dicha - señal cae por debajo del nivel de referencia por un - tiempo determinado, una señal es enviada al circuito de energía disponible, la cual provoca que el "E.P.R." o el "G.T.R." aplicable, sea cortado o permanecido abierto.

5.2.3.3. Protección por Baja Frecuencia.

Cuando se presenta una condición de baja fre--

cuencia, la protección correspondiente corta o previene el cierre del "E.P.R." del circuito de Fuente Externa -- Principal y corta o previene el cierre de cualquier -- "G.T.R." en el circuito de Fuente Externa de Cocina.

La lectura de baja frecuencia se obtiene monitoreando una fase del voltaje de línea. Un circuito -- comparará el tiempo del ciclo negativo con respecto a -- una constante de tiempo, de manera que si el tiempo que dura el ciclo negativo excede la constante dada provoca que el "E.P.R." o el "G.T.R." aplicable se corte o permanezca abierto.

5.2.3.4. Protección por Sobrefrecuencia.

Cuando ocurre una condición por sobrefrecuencia, la protección correspondiente corta o previene el cierre del "E.P.R." del circuito de Fuente Externa Principal y corta o previene el cierre de uno o de todos los "G.T.R." en el circuito de Fuente Externa de Cocina.

La lectura de sobrefrecuencia se obtiene monitoreando una fase del voltaje de línea. Un circuito -- compara el tiempo del ciclo negativo con una constante -- de tiempo, de manera que si el tiempo que dura el ciclo negativo es de una magnitud menor que el predeterminado por la constante, se envía una señal al circuito de energía disponible, la que provoca que el "E.P.R." o el correspondiente "G.T.R." sea cortado o permanezca abierto.

5.2.3.5. Protección por Secuencia de Fase.

La protección por secuencia de fase para la --

Fuente Externa opera cuando la secuencia es inadecuada. Un circuito prohíbe el cierre del "E.P.R." para el circuito de Fuente Externa Principal e inhibe el cierre de los "G.T.R." cuando dicha secuencia es inadecuada en el circuito de Fuente Externa de Cocinas.

5.2.3.6. Protección por Corriente Diferencial.

Existe una red de protección por corriente diferencial para la Barra de Enlace, misma que opera cuando la Fuente Externa está energizando la Barra de Enlace. Esta protección se efectúa monitoreando una comparación de magnitudes de corriente al través de los Transformadores de Corriente. Si una falla presente en el área de monitoreo causará una diferencia significativa en la magnitud de la corriente, provocaría que el circuito de protección que se encuentra calibrado a un determinado valor, operará para cortar todos los "B.T.R.", "A.P.R." y "E.P.R."

5.2.3.7. Protección por Fase Abierta.

La protección por fase abierta opera en el Receptáculo de Fuente Externa y en la Barra de Enlace. Esta protección usa los transformadores de corriente para efectuar la comparación de sus magnitudes en cada una de sus tres fases de entrada. Si la corriente en cualquiera de sus fases decrece hasta un valor determinado, o si se presenta una corriente diferencial significativa que exceda un valor determinado, se genera una señal, la cual hace que el "E.P.R." sea cortado.

5.2.3.8. Protecciones por Sobrecorriente y Corriente Diferencial para Cocinas.

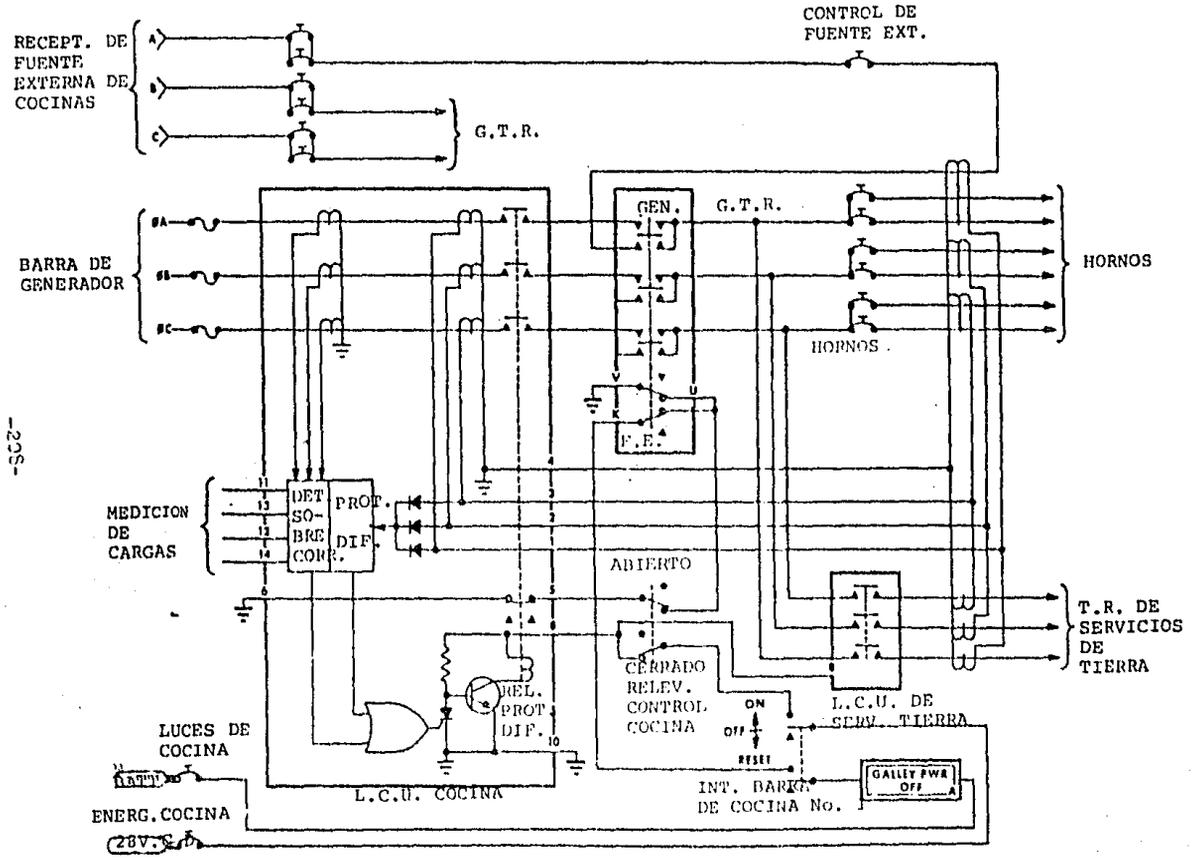
Este tipo de protecciones se proporcionan al través de las Unidades de Control de Carga de Cocinas y de los Transformadores de Corriente. La protección va desde el lado de carga de la Barra de Generador hasta el lado de carga de la correspondiente Barra de Cocina y la Barra del Centro de Servicio de las Cafeteras. Si ocurre alguna falla en esas áreas, la protección cortará las cargas eléctricas aplicables y desenergizará la barra. Esta protección es proporcionada por la Unidad de Control de Carga, como se aprecia en la figura No. 5.2.3.8.1. y la No. 5.2.3.8.2.

5.3. Operación.

5.3.1. El Receptáculo de la Fuente Externa está conectado a la Barra de Enlace de C.A. al través del Relevador de la Fuente Externa "E.P.R." Circuitos de Interseguro están incorporados al sistema para que cuando se está alimentando al avión con la adecuada energía eléctrica de la Fuente Externa, si cualquier Relevador de Generador "G.R." está cerrado, el Relevador de la Barra de Enlace "B.T.R." se abra si se encuentra cerrado o viceversa.

El Interruptor de la Fuente Externa Principal es manualmente colocado en la posición de "EXT PWR" y trabado magnéticamente para permitir así, la alimentación con la Fuente Externa.

Conforme se efectúan los cortes de los Motores, el "G.R." correspondiente se abre y el "B.T.R." se cierra permitiendo con ésto que la Fuente Externa asuma



-205-

Fig. No. 5.2.3.8.1. Diagrama Eléctrico de Protección de Carga de Cocinas.

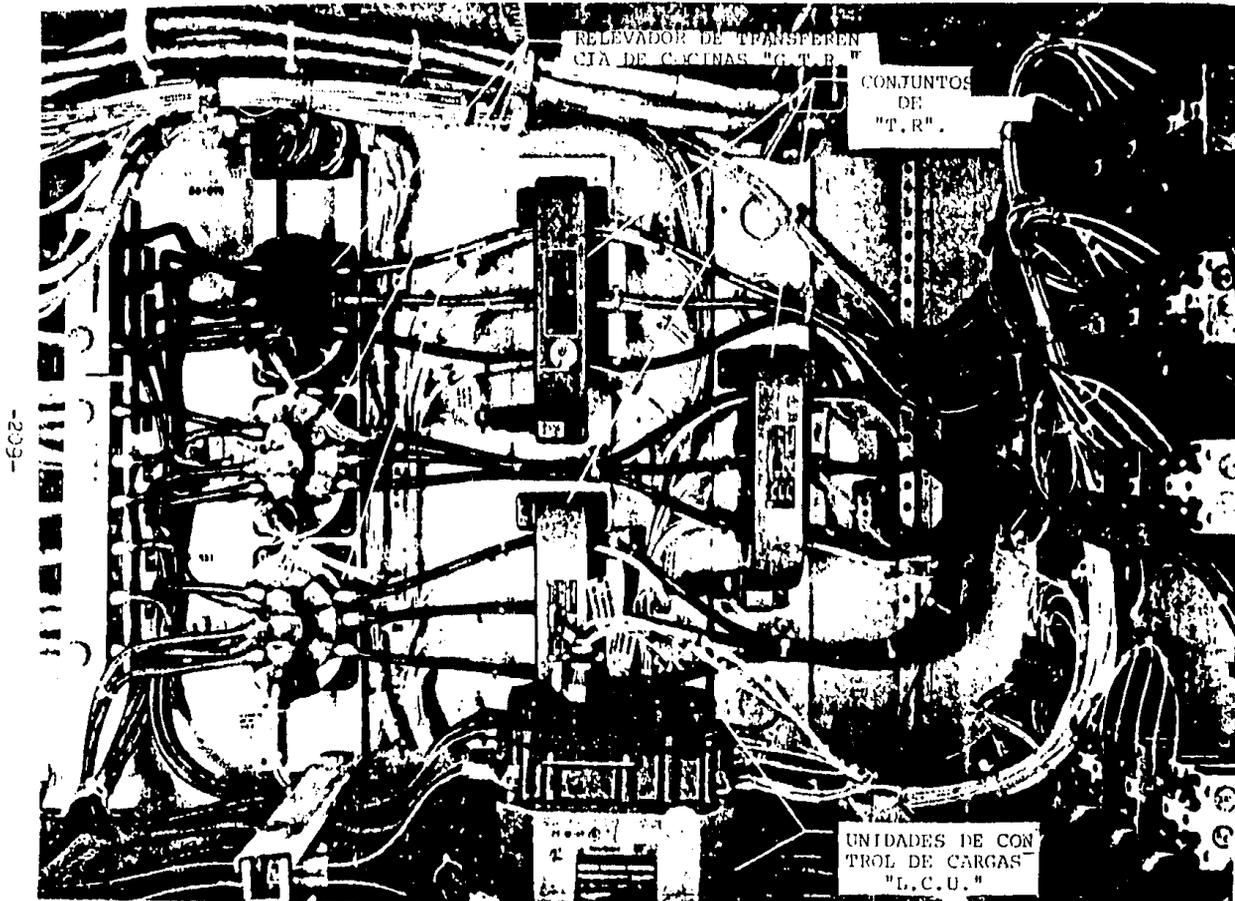


Fig. No. 5.2.3.8.2. Tablero de Distribución Eléctrica del Sistema de Cocinas.

progresivamente las cargas del Sistema, conforme los Generadores de Motor las abandonan.

Cuando la Fuente Externa está alimentando a la Barra de Enlace de C.A. y cualquier Generador alcanza su capacidad para proporcionar energía. El "B.T.R." asociado abrirá y el Generador será automáticamente conectado a su correspondiente Barra de Generador al cerrarse su "G.R." por medio de su interruptor.

Con el Generador de la Unidad de Potencia -- Auxiliar "A.P.U." en disponibilidad de proporcionar -- energía, ya sea, que la Fuente Externa está o no alimentando a la Barra de Enlace. Puede hacerse la selección de cualquier barra para que sea energizada por dicho -- Generador, al través del "A.P.R.", siempre que la barra que ha sido seleccionada no se encuentre energizada por algún Generador de Motor; ésto debido a las prioridades del Sistema.

5.3.2. La Distribución de la energía eléctrica en el -- Sistema, permite que se puedan energizar las Barras de Servicio de Tierra de C.A . y de C.D. separadamente, para alimentar lo necesario para las funciones de carga - y descarga del avión, iluminación, carga de combustible y otros requerimientos de la operación terrestre.

Las Barras de Servicio de Tierra pueden ser energizadas por la Fuente Externa, conectando ésta al - Receptáculo correspondiente, al través del Relevador de Servicios de Tierra "G.S.R." o por el Generador de la - Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U.", al través del - -

mismo relevador, como se aprecia en la figura No.5.3.2.1.

5.3.3. Existen tres luces de color verde que dan indicación de energía de la Fuente Externa disponible, las cuales se encuentran: una en el Tablero de Control, e indicación del Ingeniero de Vuelo, la otra en el Tablero de Servicios de Tierra y la última en el Tablero de Tierra, mismas que estarán encendidas cuando la energía de la Fuente Externa cumpla con las características adecuadas.

5.3.4. Una luz blanca que indica que la Fuente Externa no está en uso, estará encendida siempre que el Conector de la Fuente Externa esté acoplado al Receptáculo, ya sea que la Unidad de Fuente Externa esté o no operando, el Interruptor de Fuente Externa así como ambos Interruptores de Servicios de Tierra con Fuente Externa estén en la posición de "OFF" y el Interruptor de la Batería deberá estar en la posición de "BAT".

5.3.5. Dos luces de Indicación de la Fuente Externa en uso, una de las cuales es de color Azul se encuentra instalada en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo y enciende cuando el Interruptor de Fuente Externa es llevado a la posición de "EXT PWR" siempre que la misma esté entregando la energía con las características adecuadas. La otra luz de color verde está en el Tablero de Servicios de Tierra y enciende cuando el Interruptor de Servicios de Tierra de Fuente Externa se coloca en la posición de "ON", si la energía entregada es correcta.

5.3.6. Dos luces de color verde indican que la Fuente --

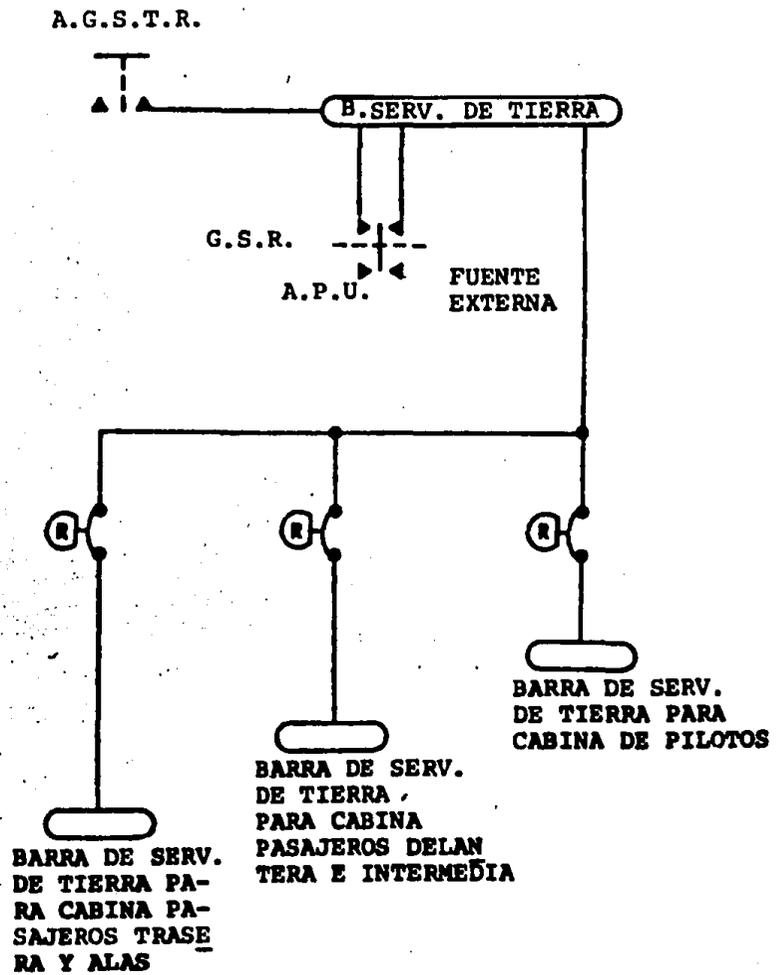


Fig. No. 5.3.2.1. Diagrama de Distribución de Barras de Servicios de Tierra.

Externa de Cocinas está disponible y encienden siempre que la fuente conectada esté entregando energía correctamente. Una de las luces se encuentra en el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo y la otra en el Tablero de Tierra.

5.3.7. Si la luz de Fuente Externa disponible está encendida en el Tablero de Tierra, y esta energía no se está usando, se tendrá también una luz blanca de Fuente Externa Cocina No.en Uso encendida, como lo podemos constatar en la figura No. 5.3.7.1.

En el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo se encuentran instaladas, inmediatamente encima de los Interruptores de Selección de Barras, tres luces ambar, que indican cuando las barras de Cocina están desenergizadas y una luz ambar para indicar que la Cocina Trasera está desenergizada.

Cuando los Interruptores de Selección de Barras de Cocina se encuentran en la posición de "ON", las luces que indican que las Barras están desenergizadas seguirán encendidas hasta que el Relevador Individual de Transferencia Cierre, como se ve en la figura No. 5.1.1.

5.3.9. Cuando se tenga energía disponible de la Fuente Externa de Cocinas o la luz correspondiente encendida, y el Interruptor de la Fuente Externa de Cocinas sea colocado a la posición de "GLY EXT PWR" y algún Interruptor Selector de Barra en la posición de "ON" se tiene que encenderá una luz de color azul, que indica que la-

-11-

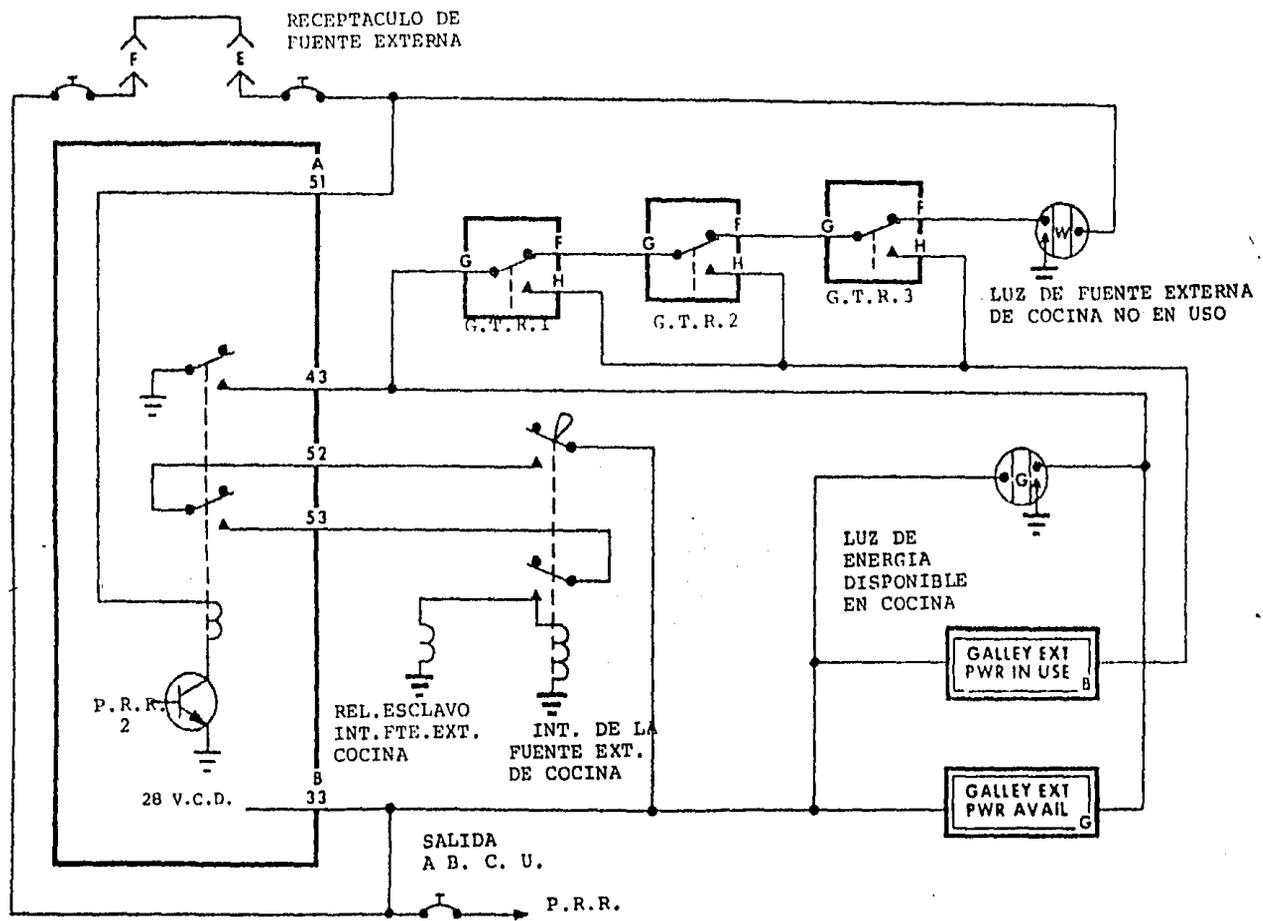


Fig. No. 5.3.7.1. Diagrama de Luces de Control e Indicación de la Fuente Externa.

Fuente Externa de Cocinas se encuentra en uso.

5.3.10. En el Tablero de Control e Indicación del Ingeniero de Vuelo se encuentran dos luces de color azul - del Relevador de Enlace de C.D. y otra luz, también de color azul, del "R.C.C.B." encienden cuando dichos - - componentes están en la posición de cerrados.

6. DIAGRAMAS ELECTRICOS.

6.1. Sistema Eléctrico.

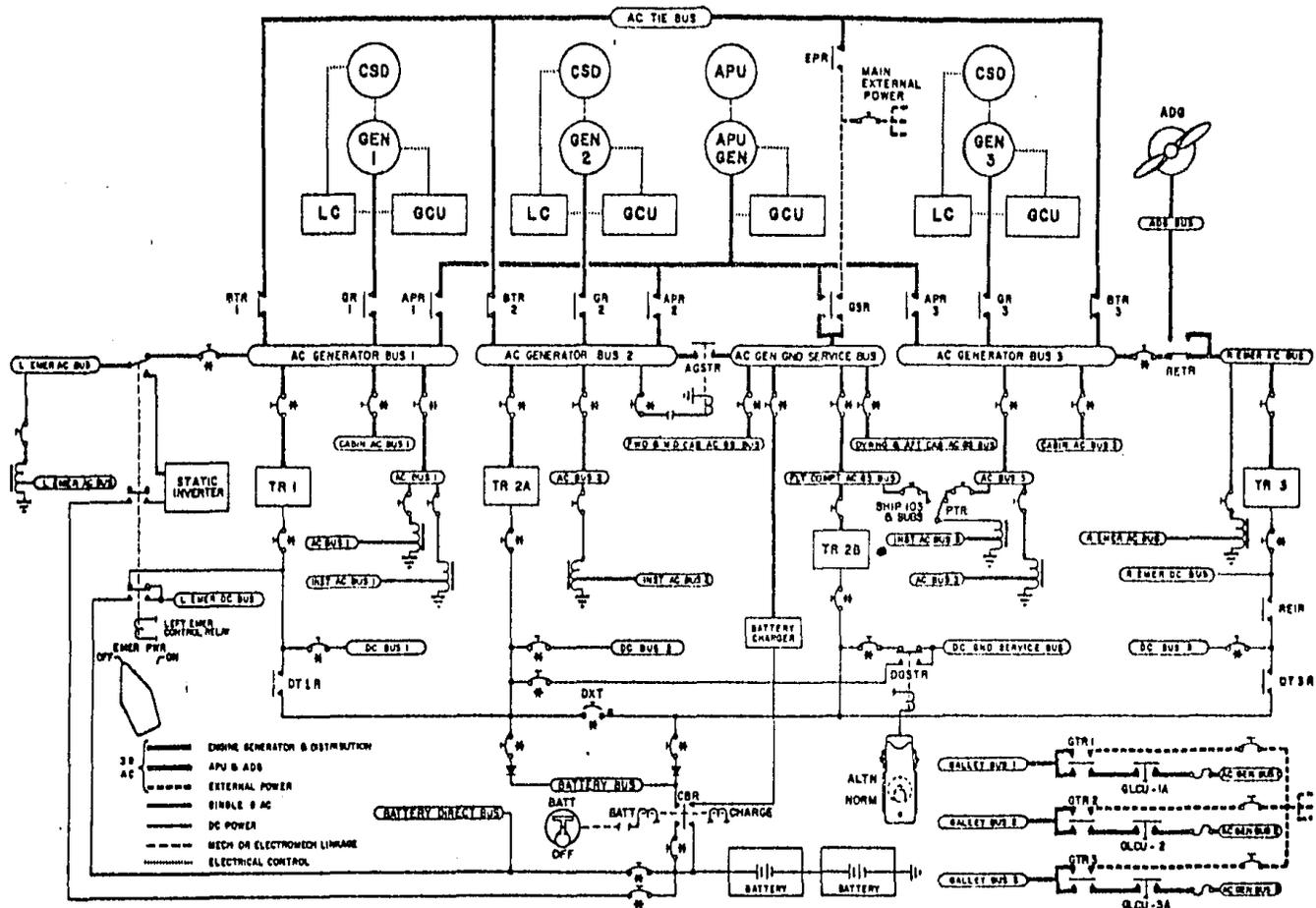


Fig. No. 6.1.1. Distribución del Sistema de Energía Eléctrica.
 Ref. No. 24-00

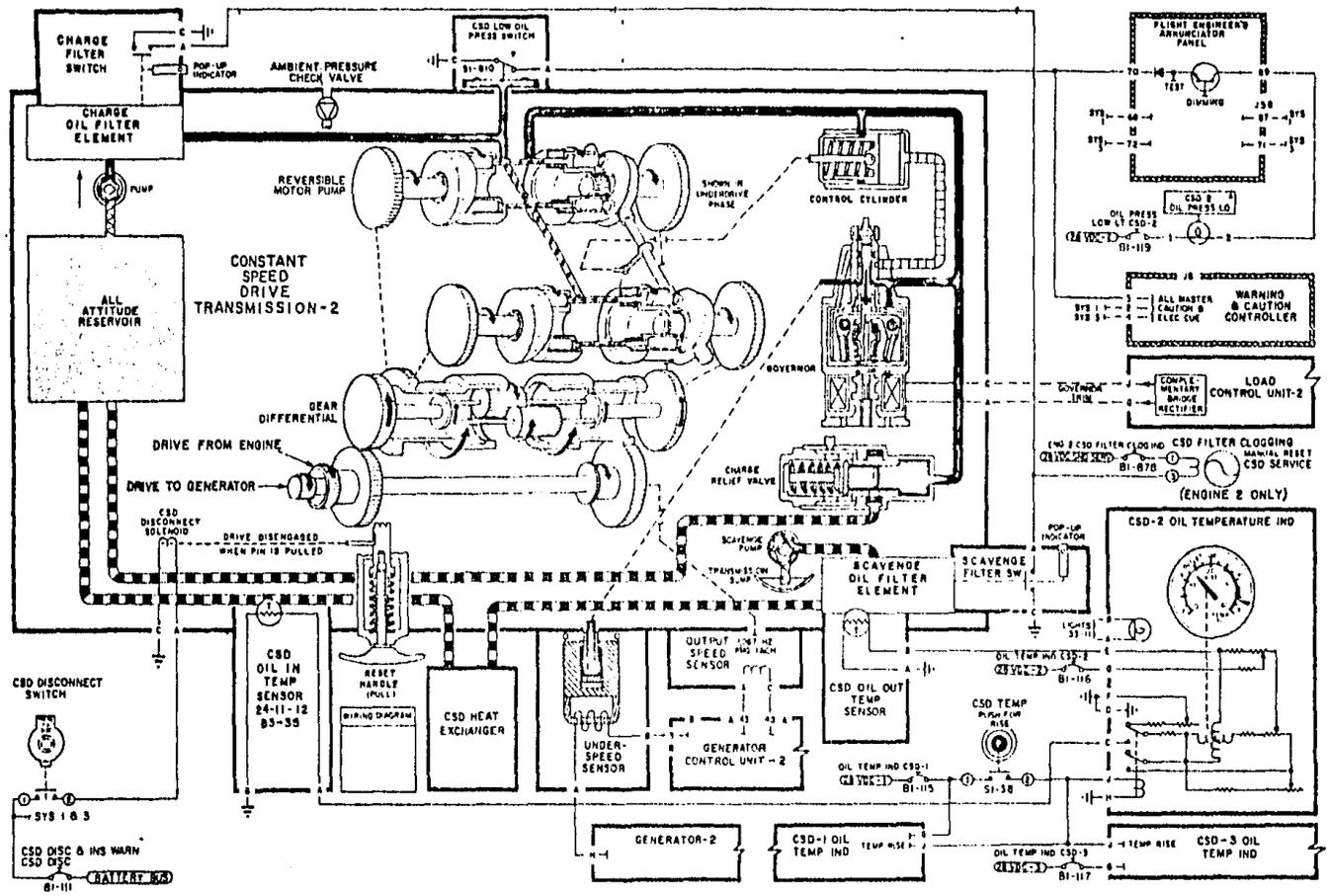


Fig. No. 6.1.2. Unidad de Velocidad Constante "C.S.D."
 Ref. No. 24-10-0.

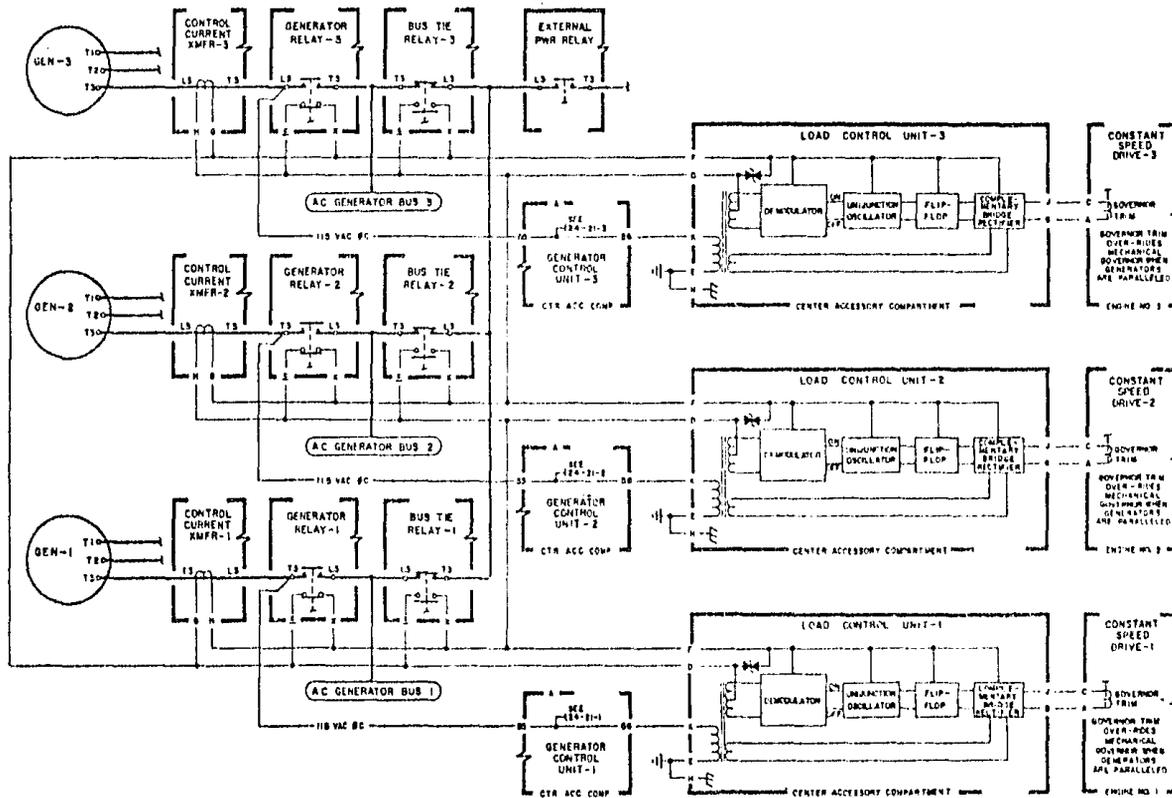


Fig. No. 6.1.3. Control de la Unidad de Velocidad Constante "C.S.D."
 Ref. No. 24-15-0.

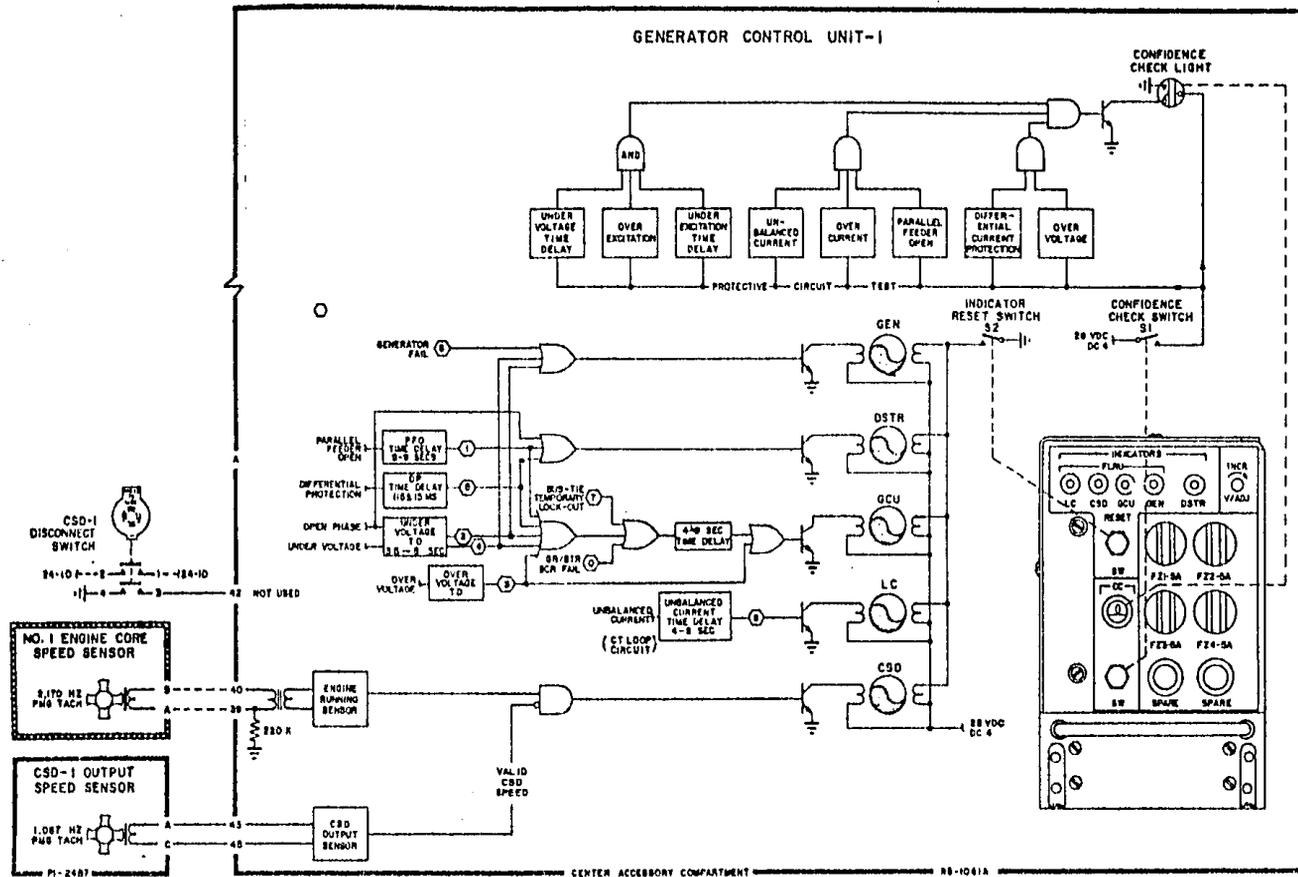


Fig. No. 6.1.5. Aislamiento de Fallas del Sistema de Control y Generación de C.A. del Generador No. 1.
Ref. No. 24-21-1. Pag. 2.

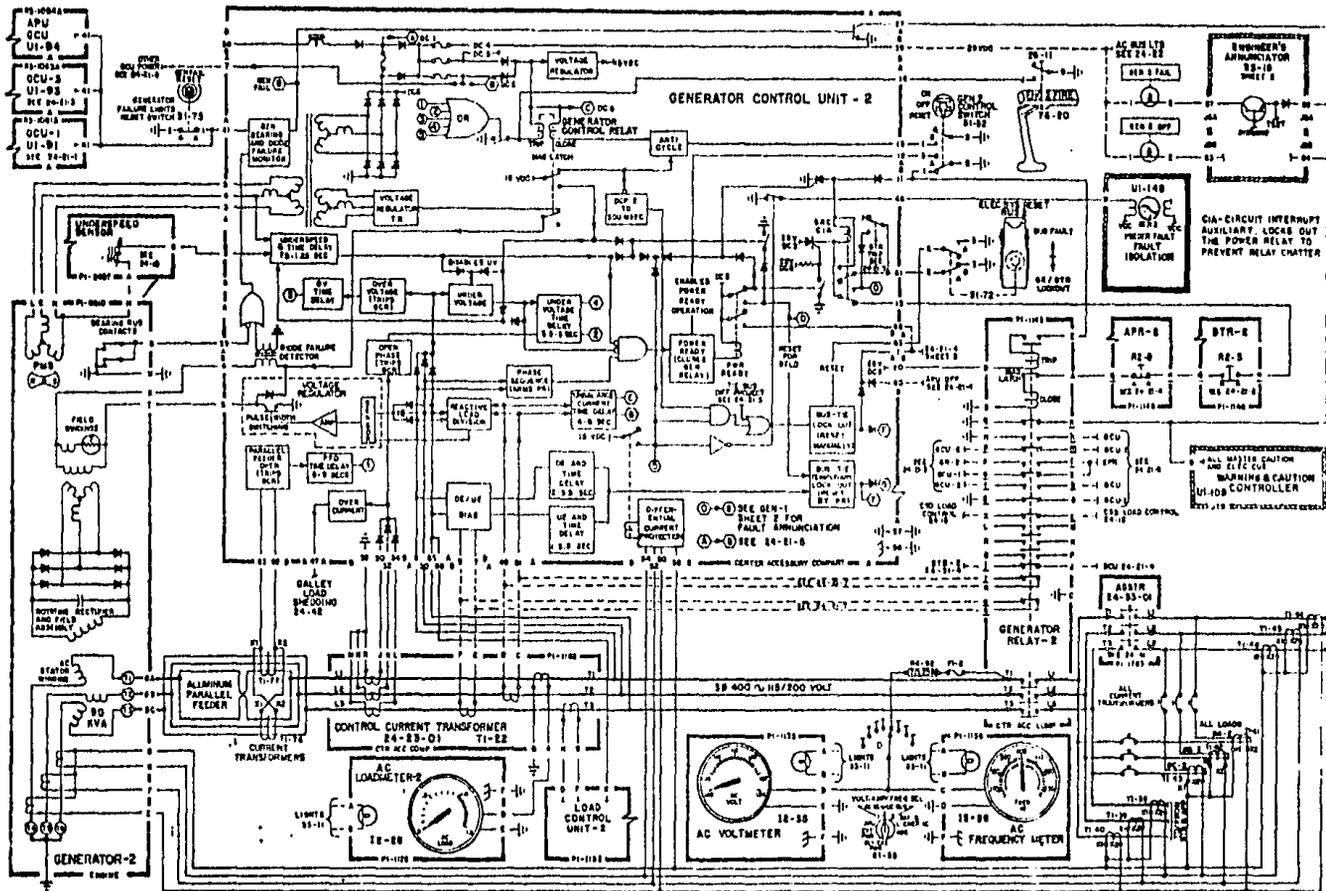


Fig. No. 6.1.6. Sistema de Control y Generación de C.A. del Generador No. 2.
 Ref. No. 24-21-2.

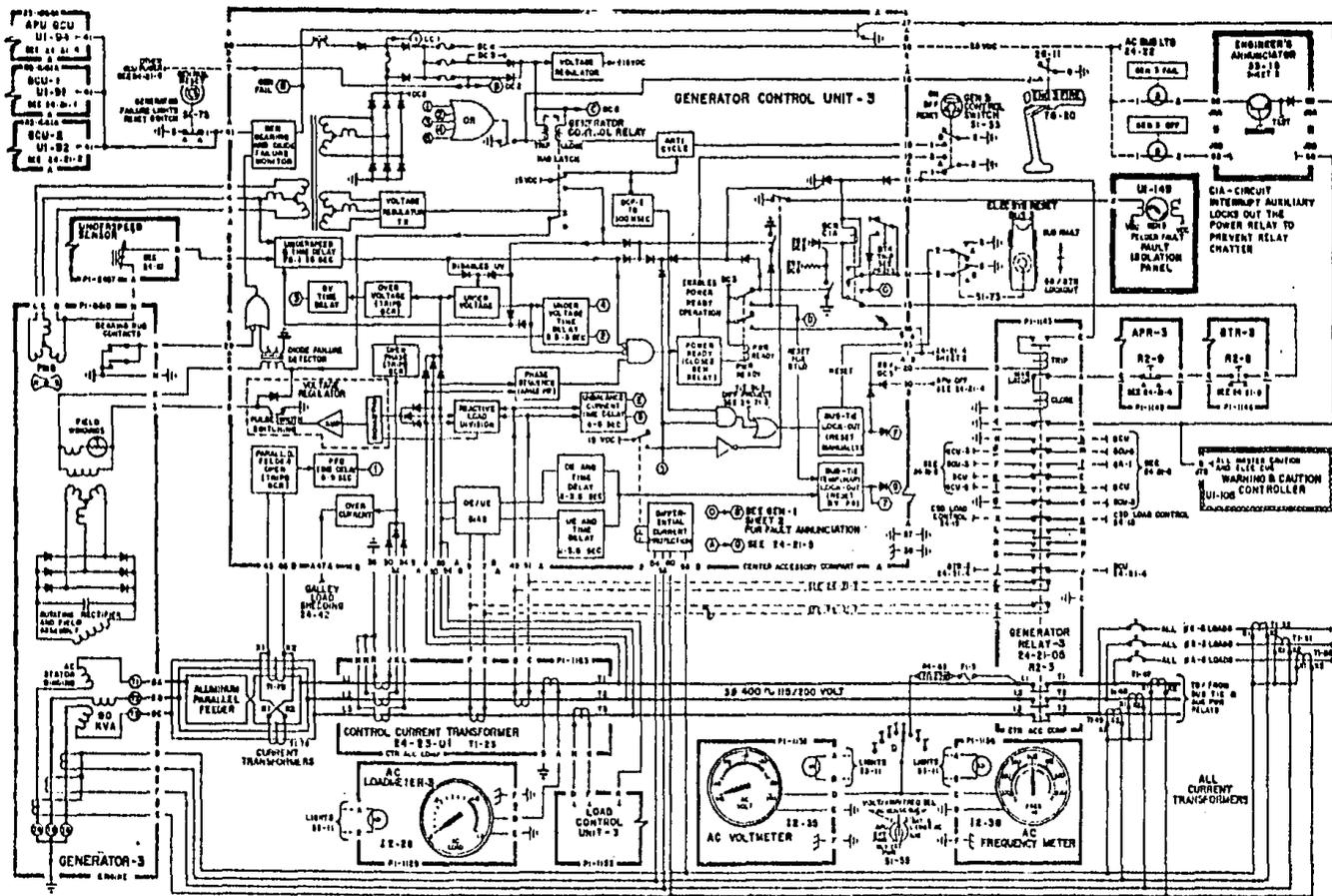


Fig. No. 6.1.7. Sistema de Control y Generación de C.A. del Generador No. 3.
 Ref. No. 24-21-3.

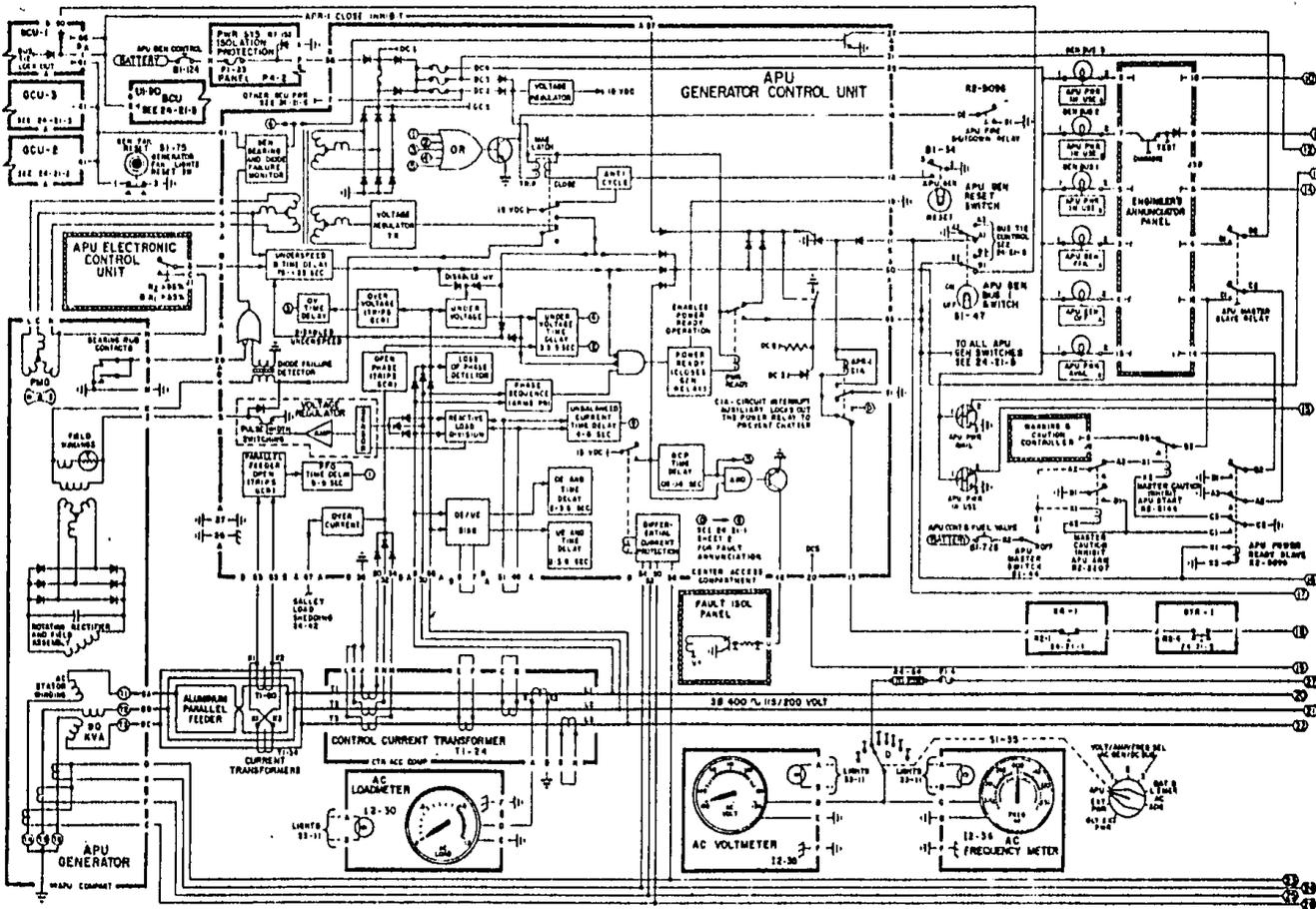


Fig. No. 6.1.8. Sistema de Control y Generación de C.A. del Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U."
 Ref. No. 24-21-4. Pág. 1.

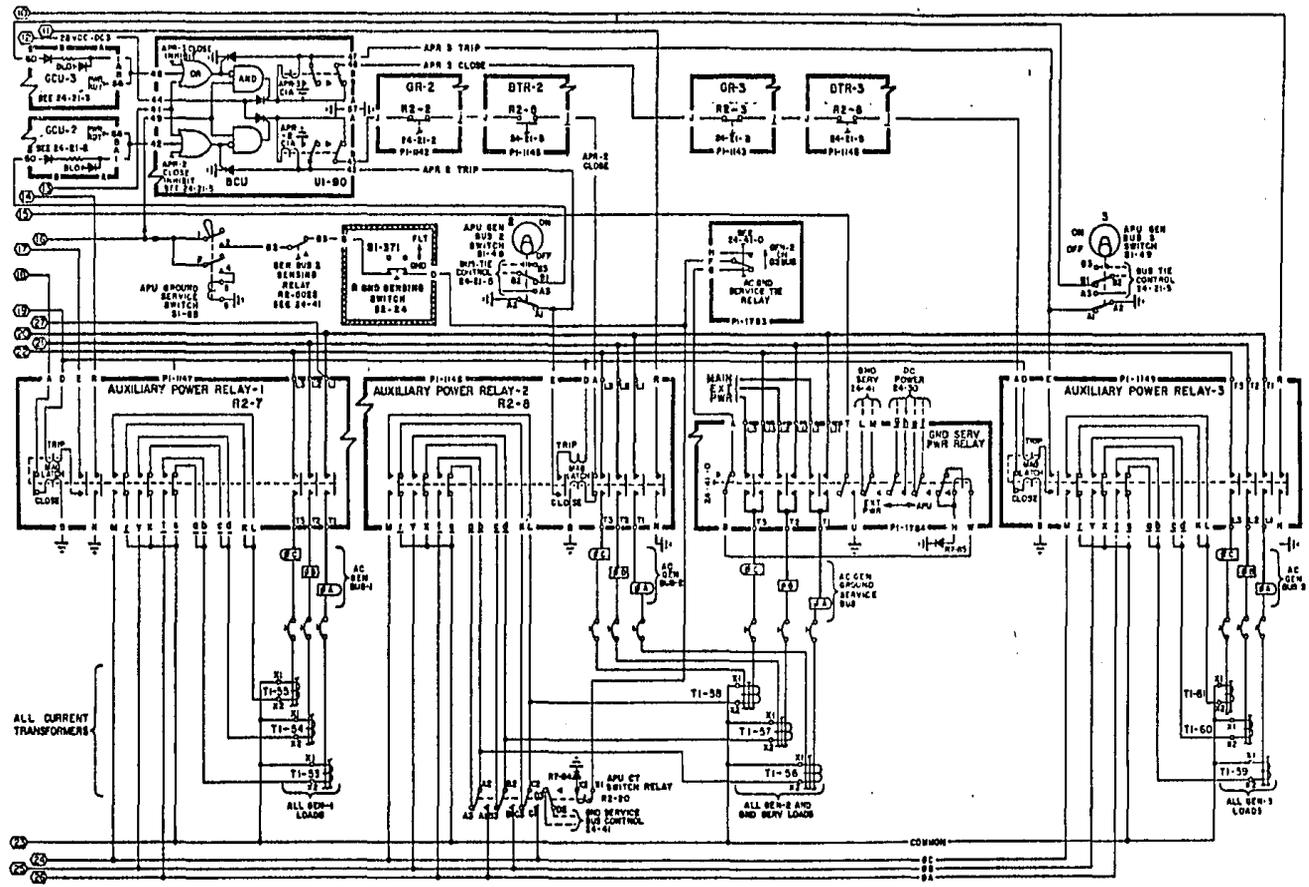


Fig. No. 6.1.9. Sistema de Control y Generación de C.A. del Generador de la Unidad de Potencia Auxiliar "A.P.U."
 Ref. No. 24-21-4. Paq. 2.

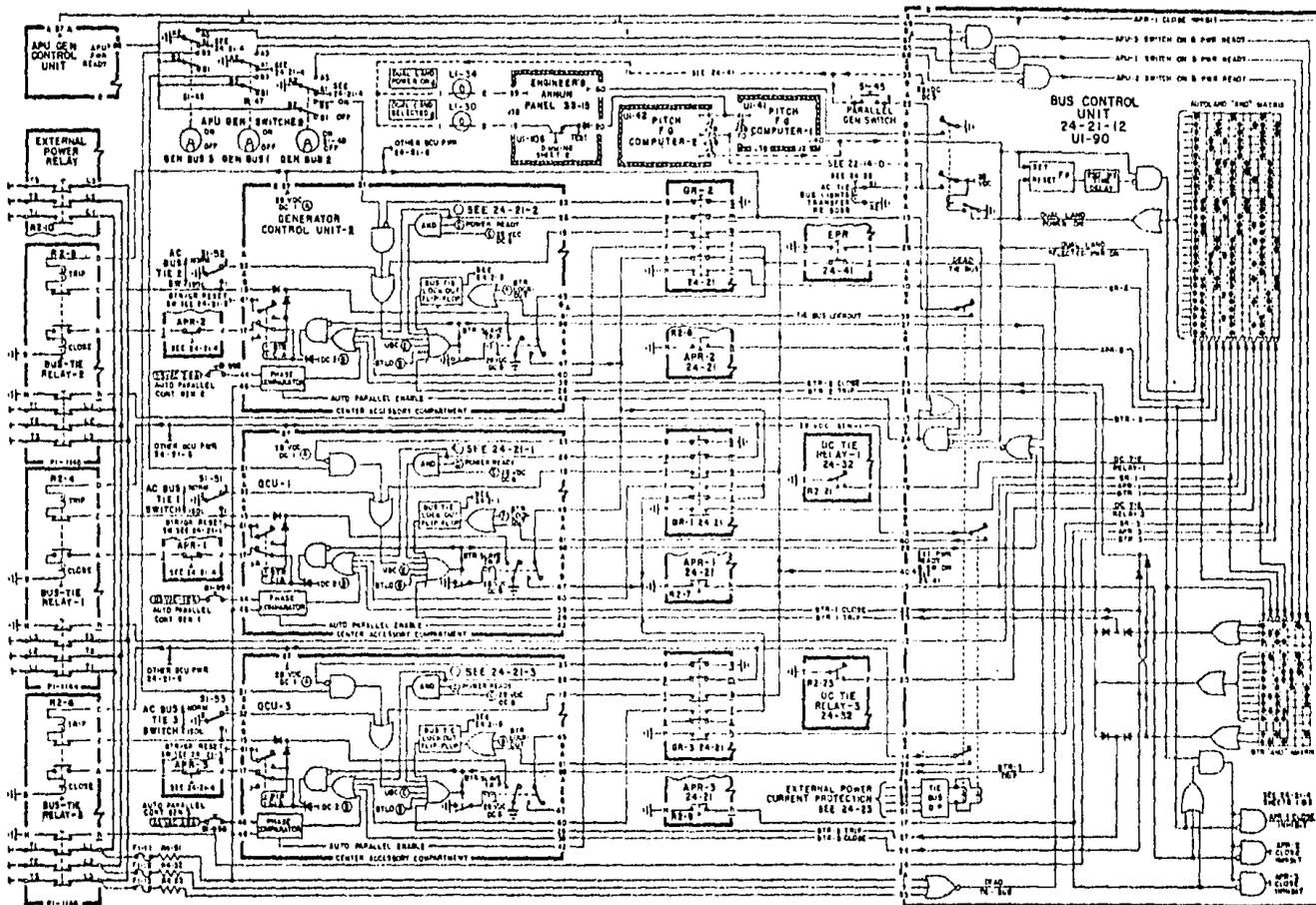


Fig. No. 6.1.10. Sistema de Control de Energía Eléctrica de la Barra de Enlace de C.A.

Ref. No. 24-21-5.

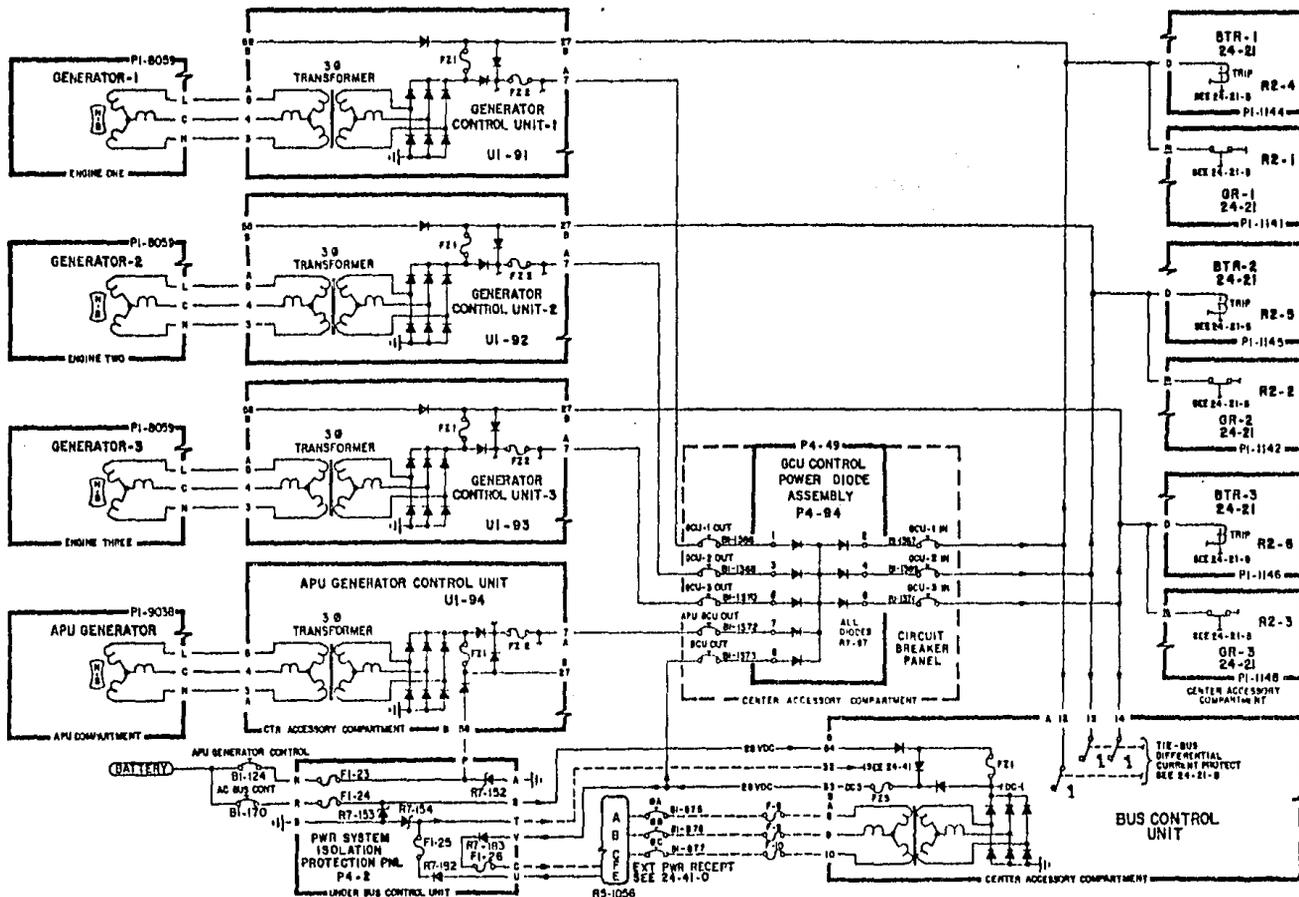


FIG. No. 6.1.11. Sistema de Control de la Unidad de Control del Generador "G.C.U."
Ref. No. 24-21-6.

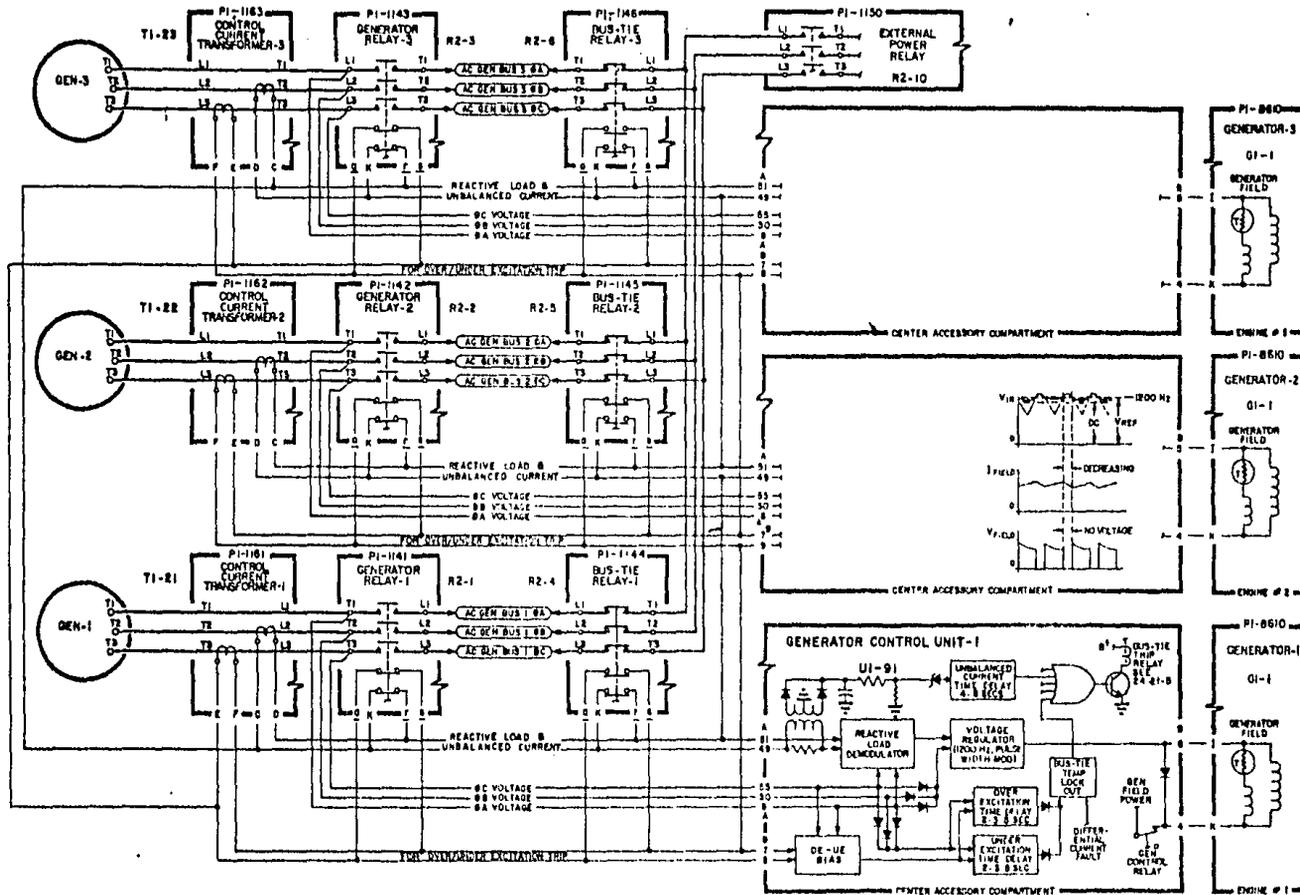
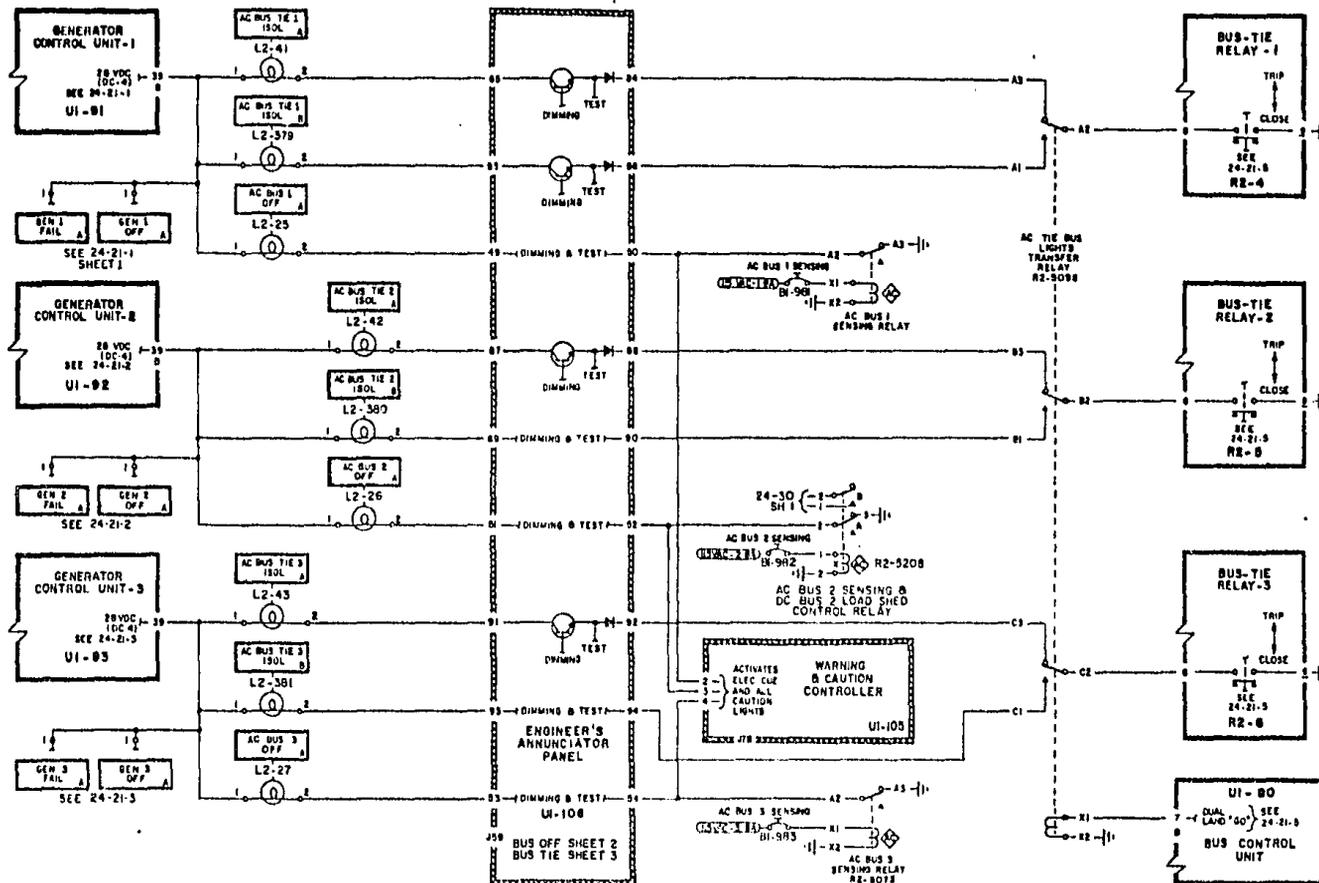


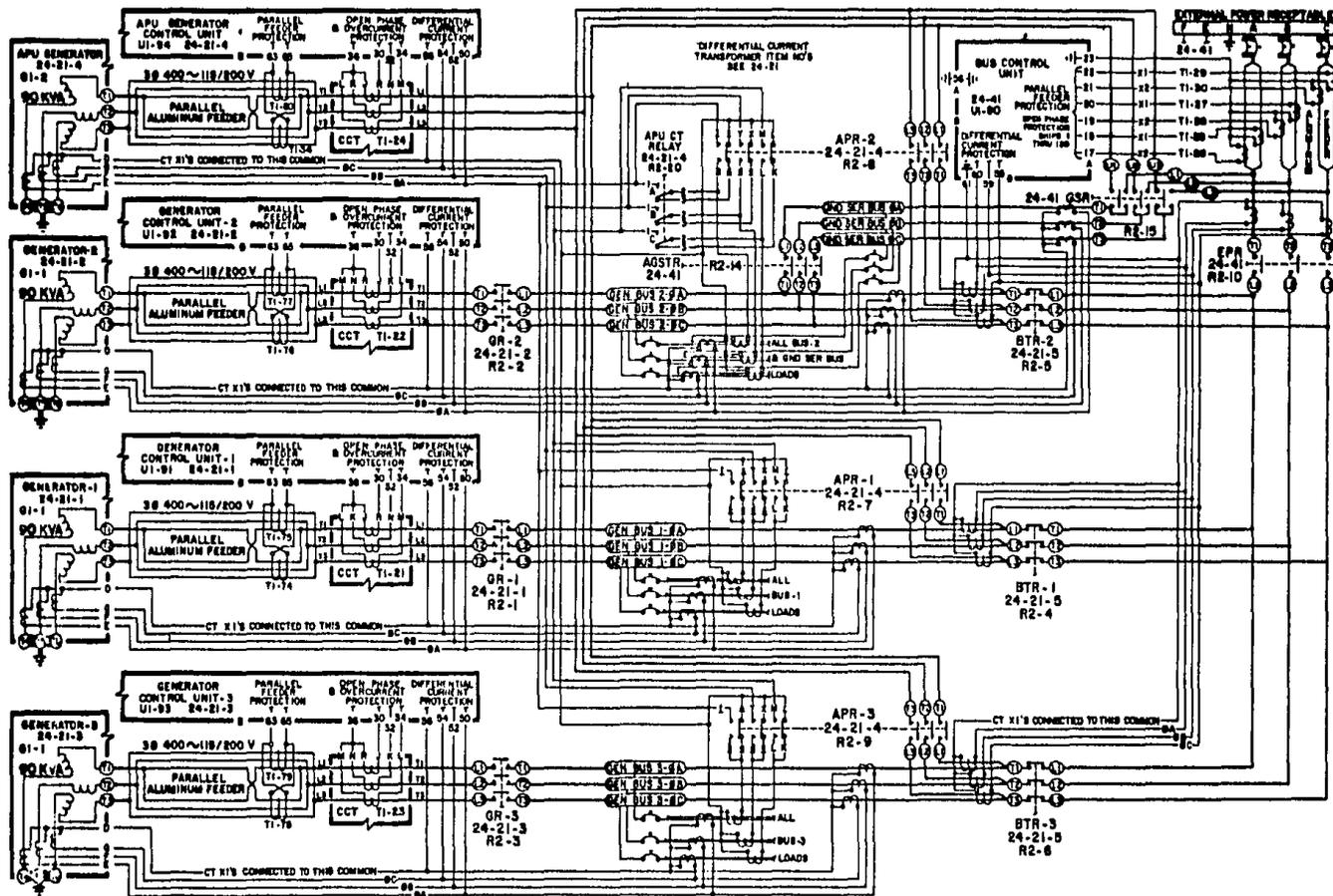
FIG. NO. 6.1.12. Sistema de Ajuste de la Carga Reactiva del Sistema Eléctrico en modo paralelo y su regulación de Voltaje.

REF. NO. 24-21-7



220

Fig. No. 6.1.13. Sistema de Luces de las Barras de Energía Eléctrica de C.A.
Ref. No. 24-22-0.



-230-

Fig. No. 6.1.14. Sistema de Protección de Energía Eléctrica de C.A.
 Ref. No. 24-23-0.

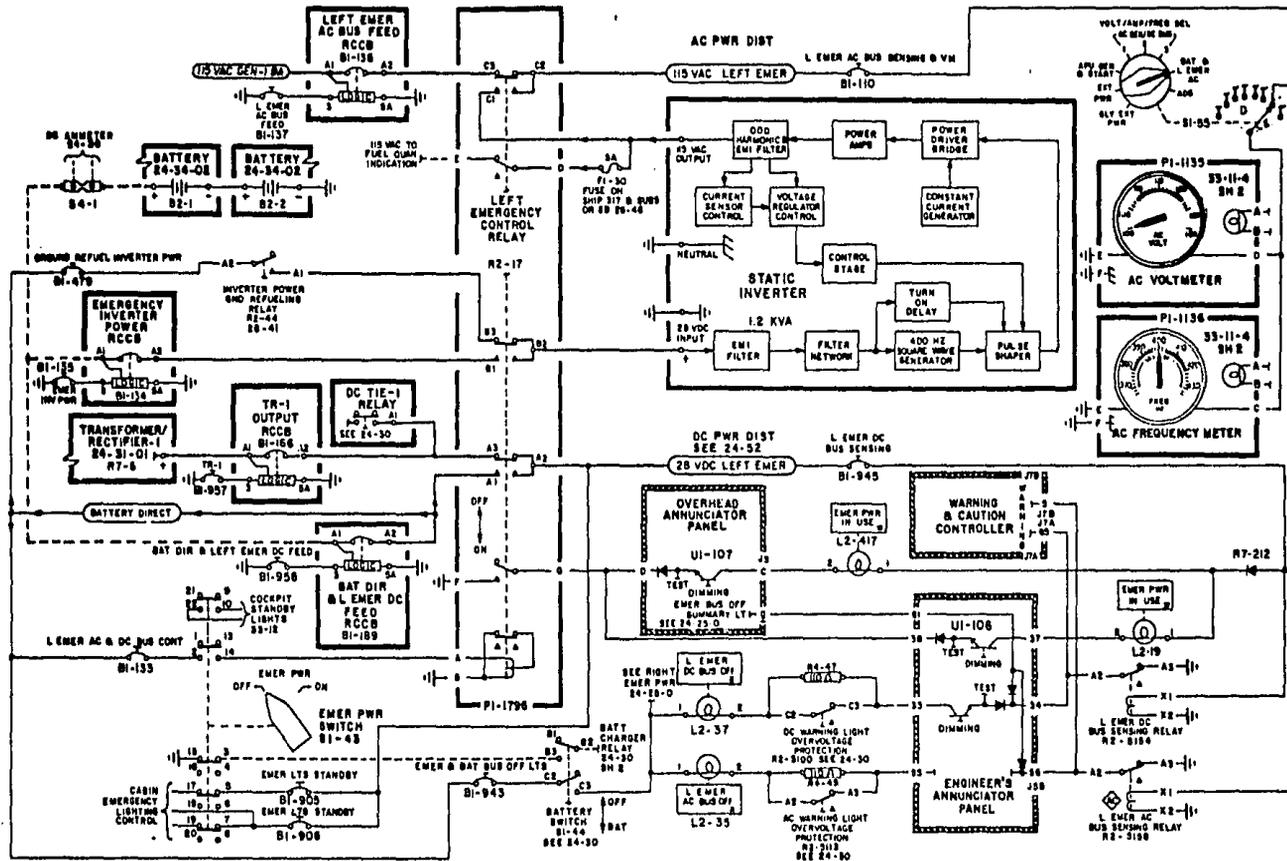
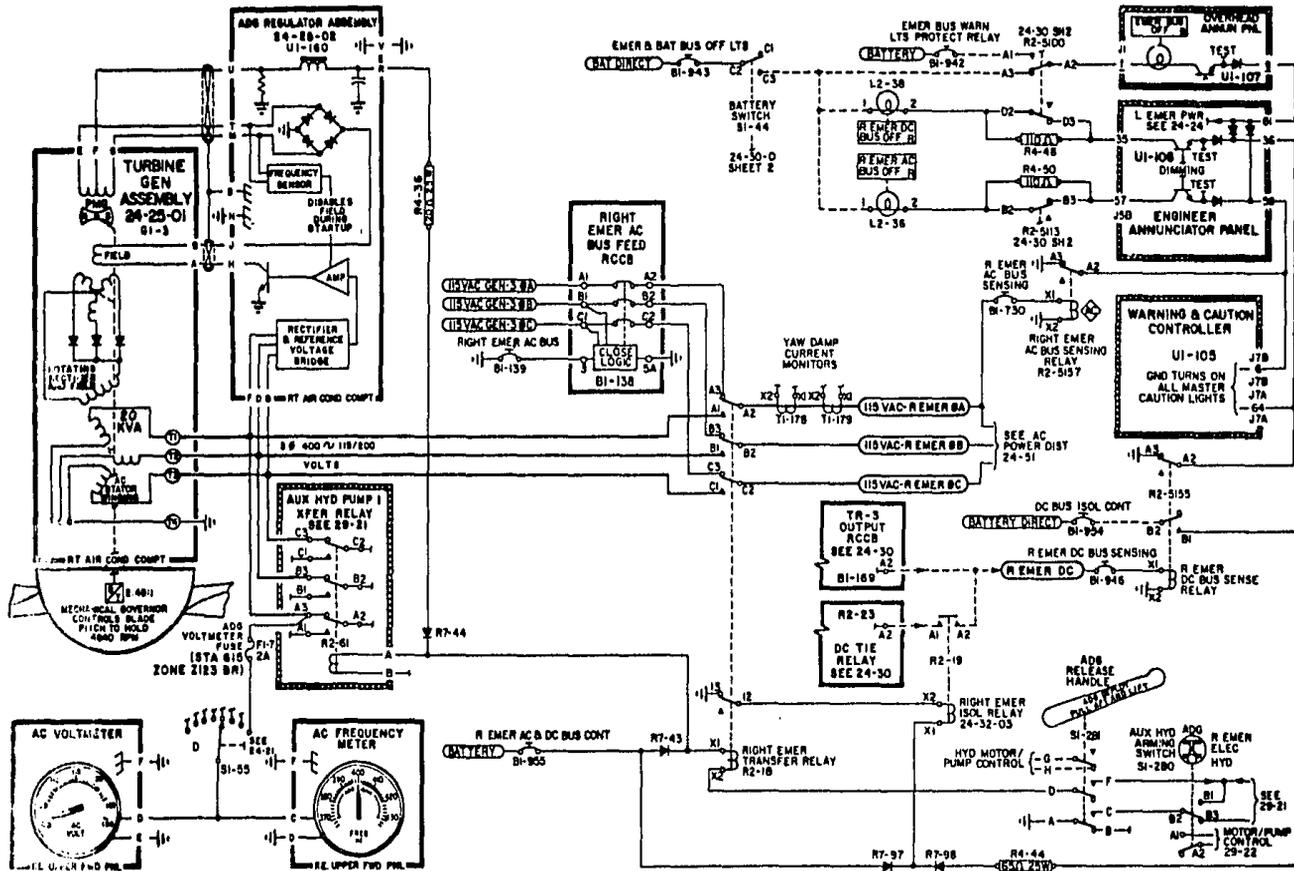


Fig. No. 6.1.15. Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Izquierda
 Ref. No. 24-24-0.



232-

Fig. No. 6.1.16. Sistema de Energía Eléctrica de Emergencia Derecha
 Ref. No. 24-25-0. Pág.1.

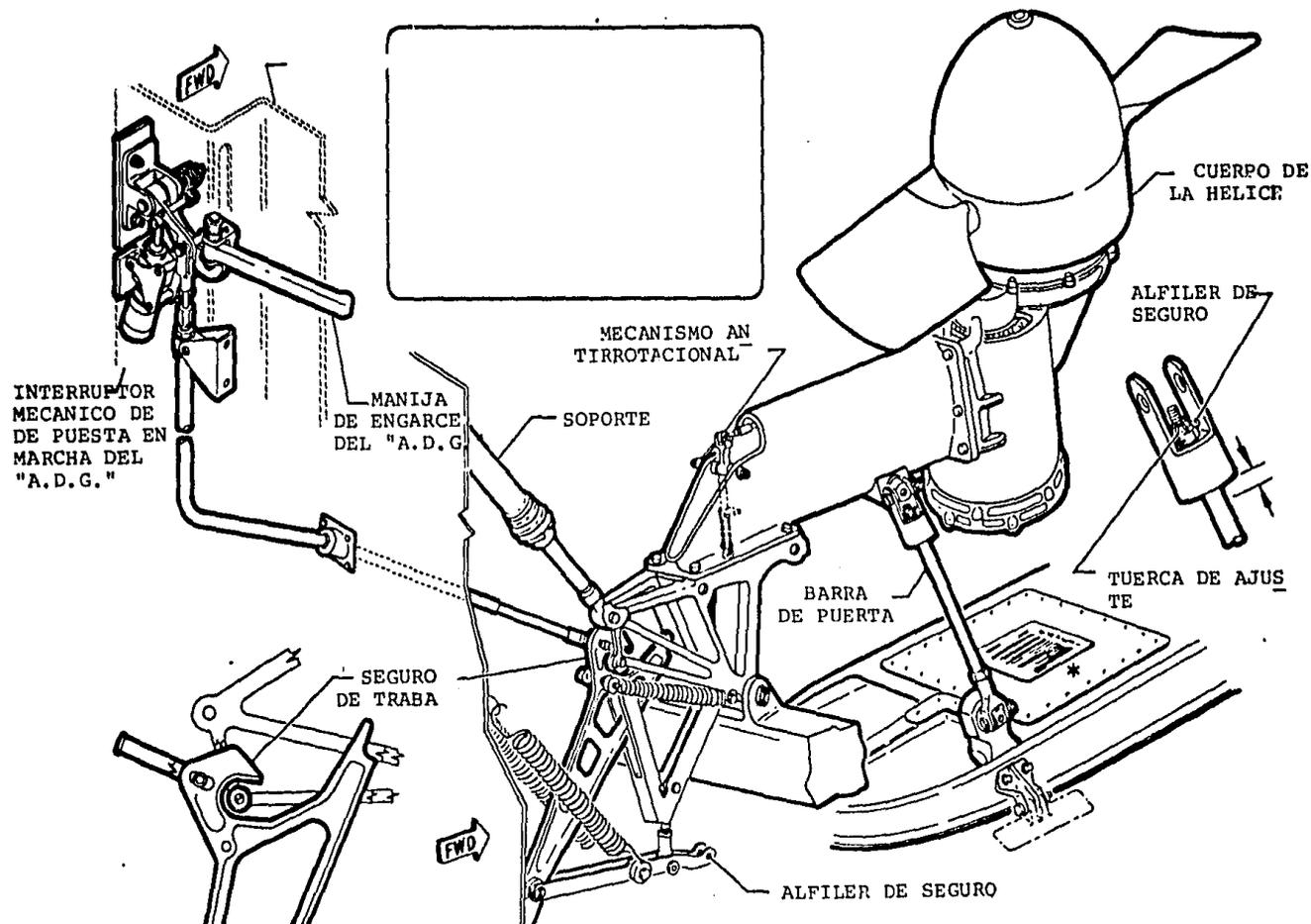
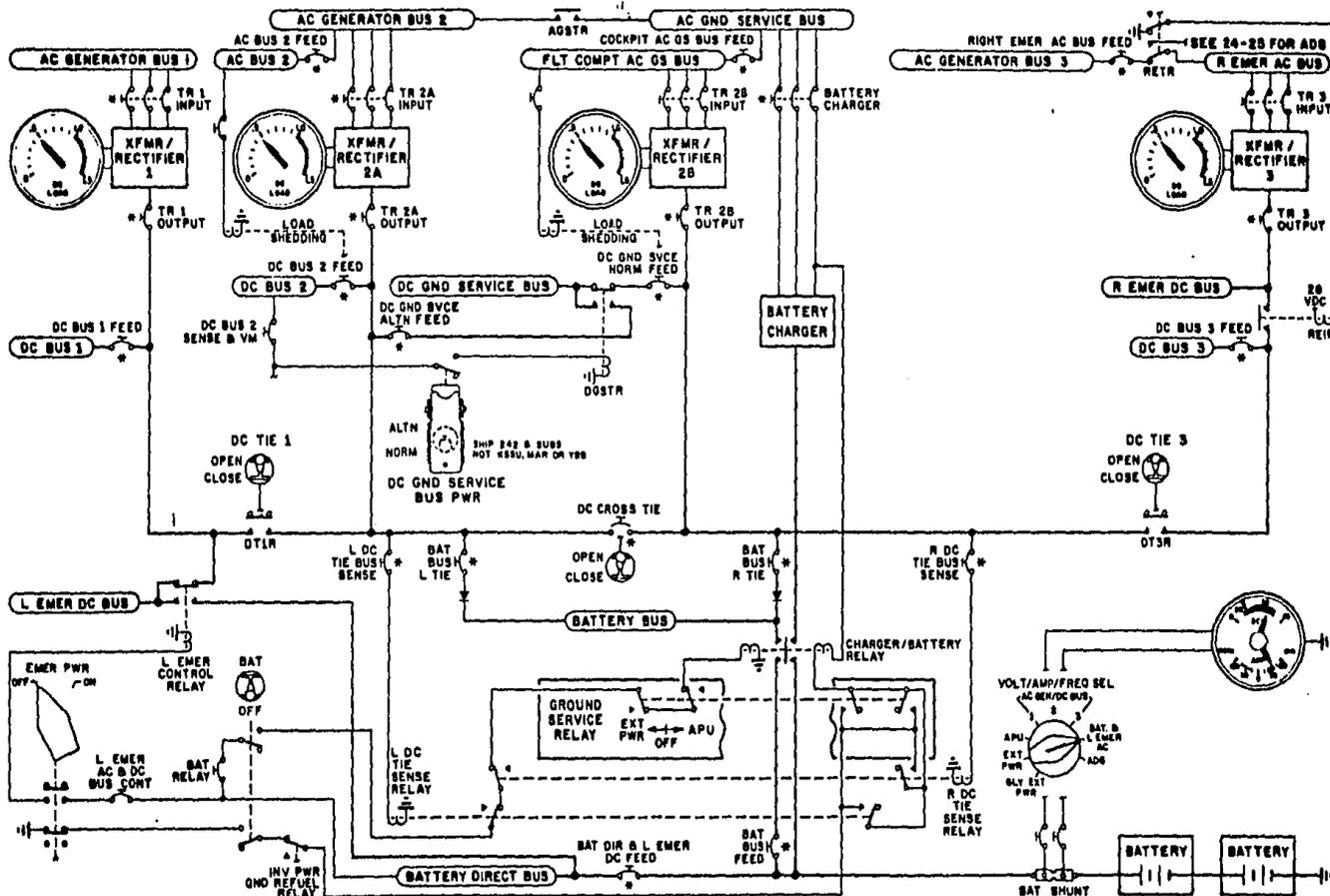
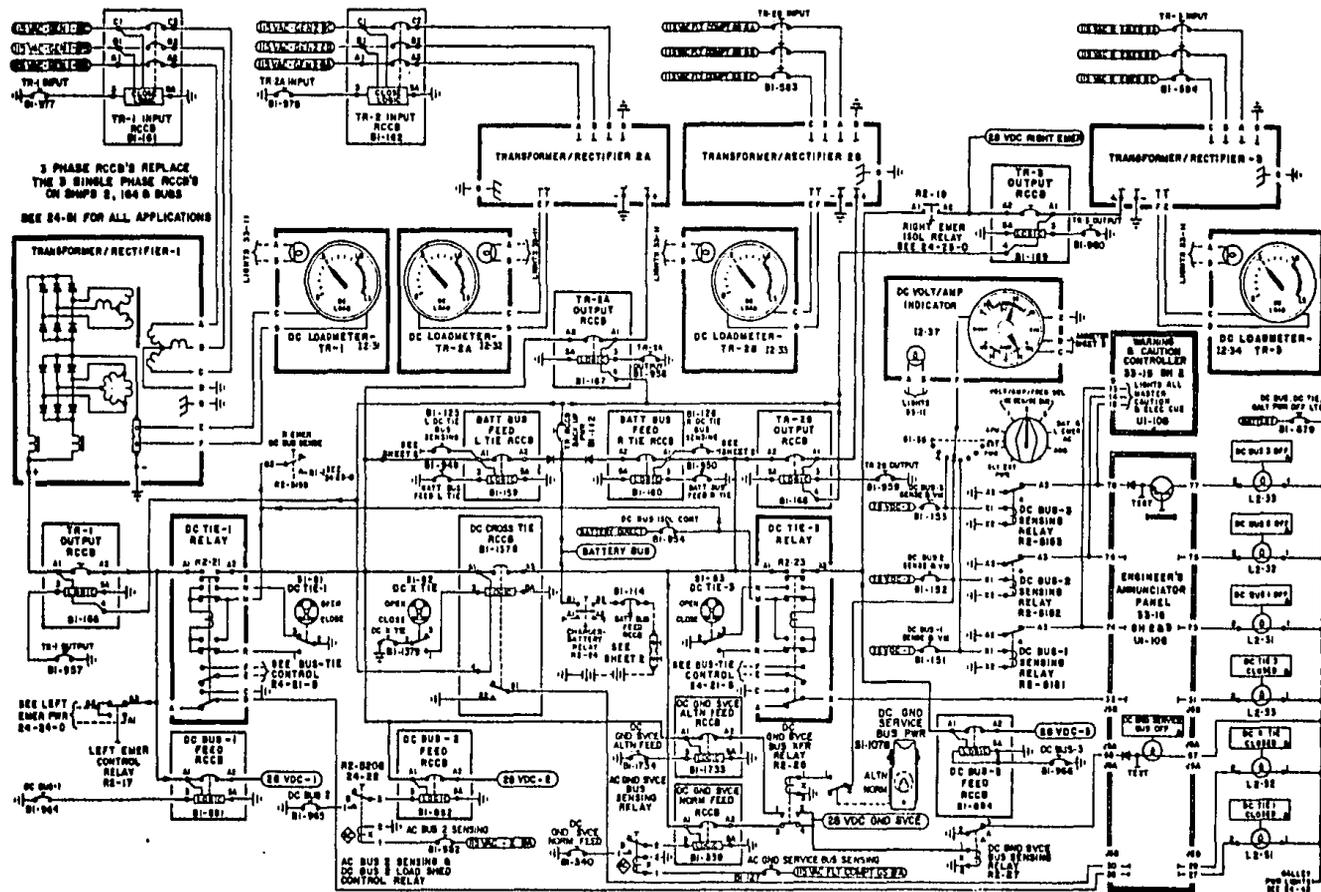


Fig. No. 6.1.17. Generador a Mando de Aire del "A.D.G."
 Ref. No. 24-25-0. Pag. 2.



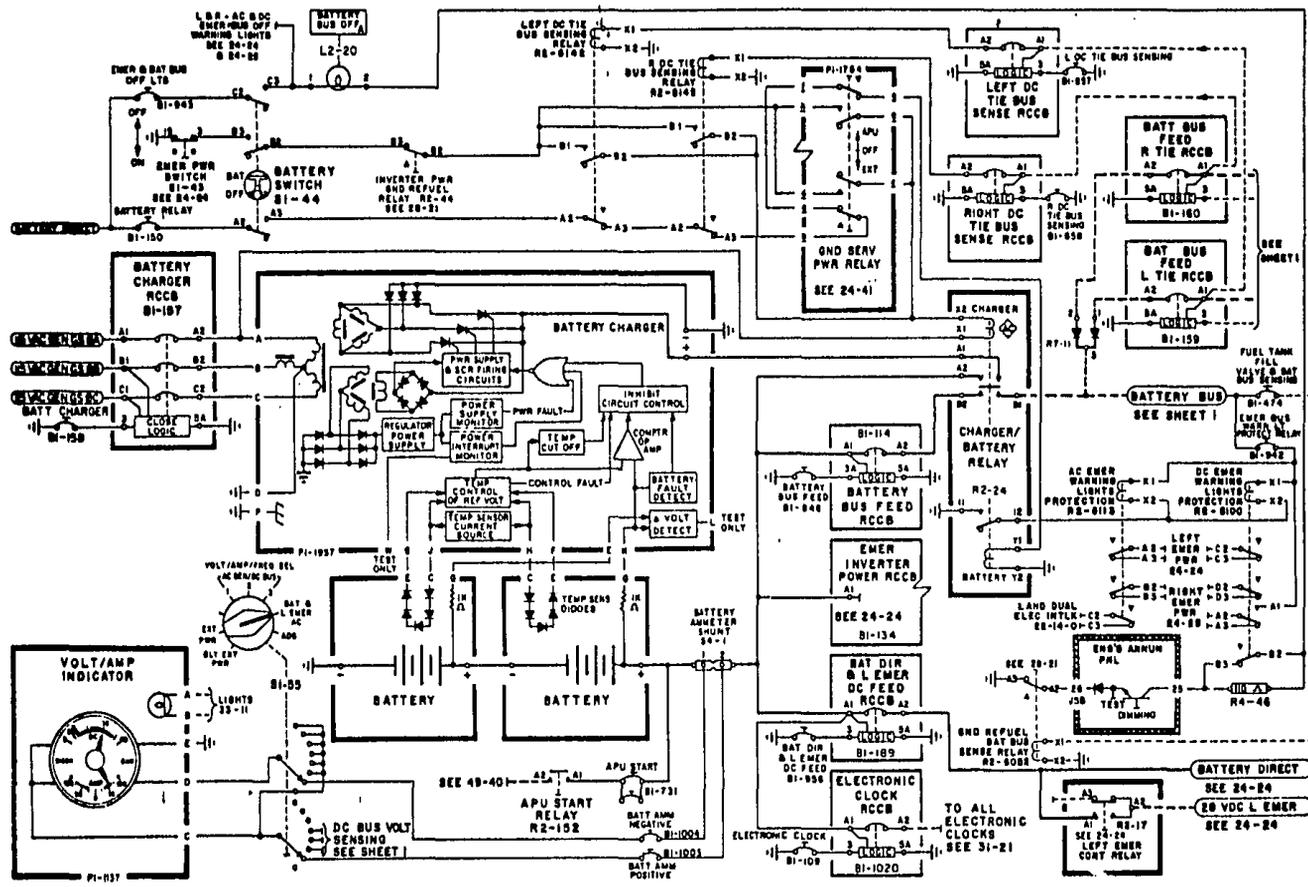
-234-

Fig. No. 6.1.18. Distribución del Sistema de Energía Eléctrica de C.D.
REF. No. 24-30.

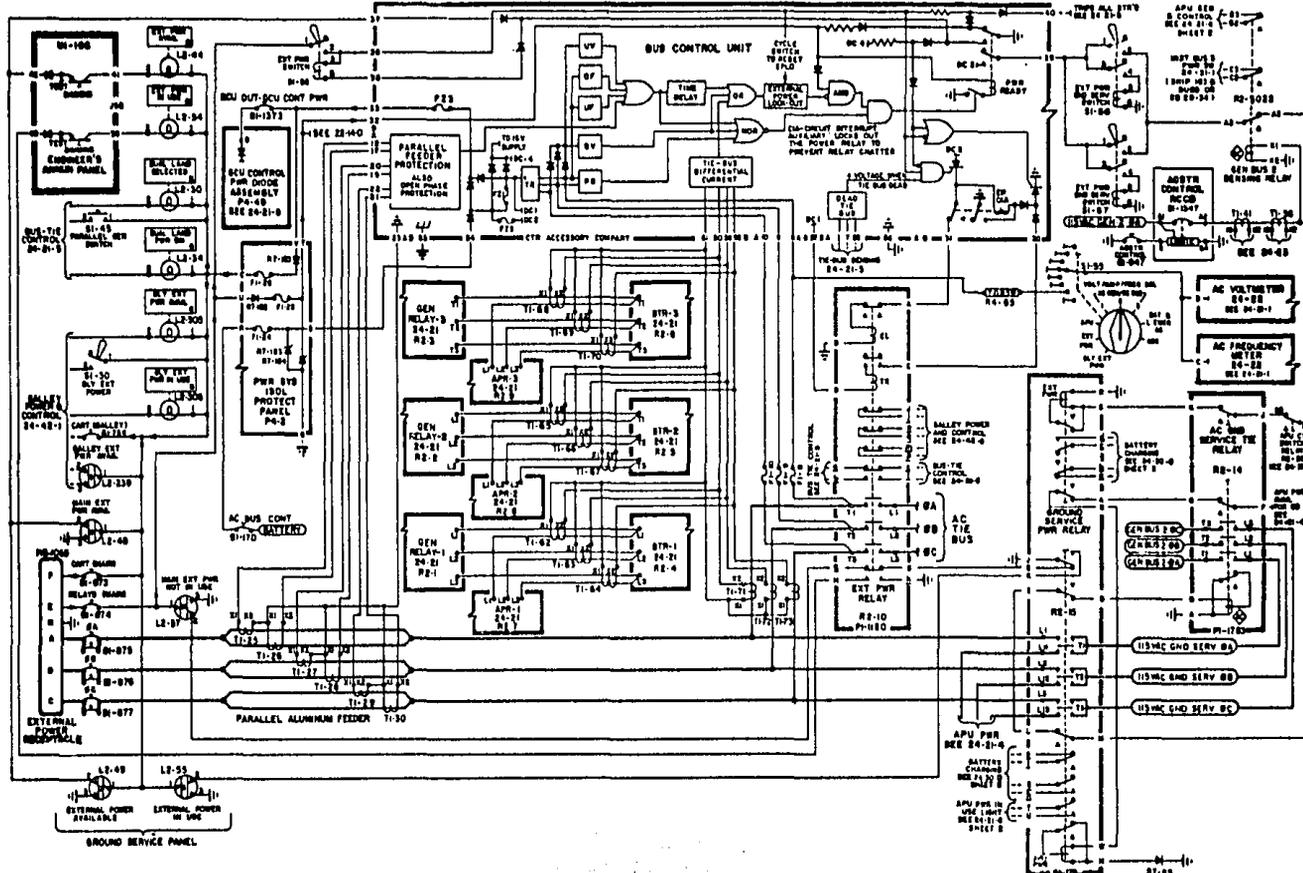


-23-

Fig. No. 6.1.19. Sistema de Control de Energía Eléctrica de C.D.
Ref. No. 24-30-0. Pag. 1.

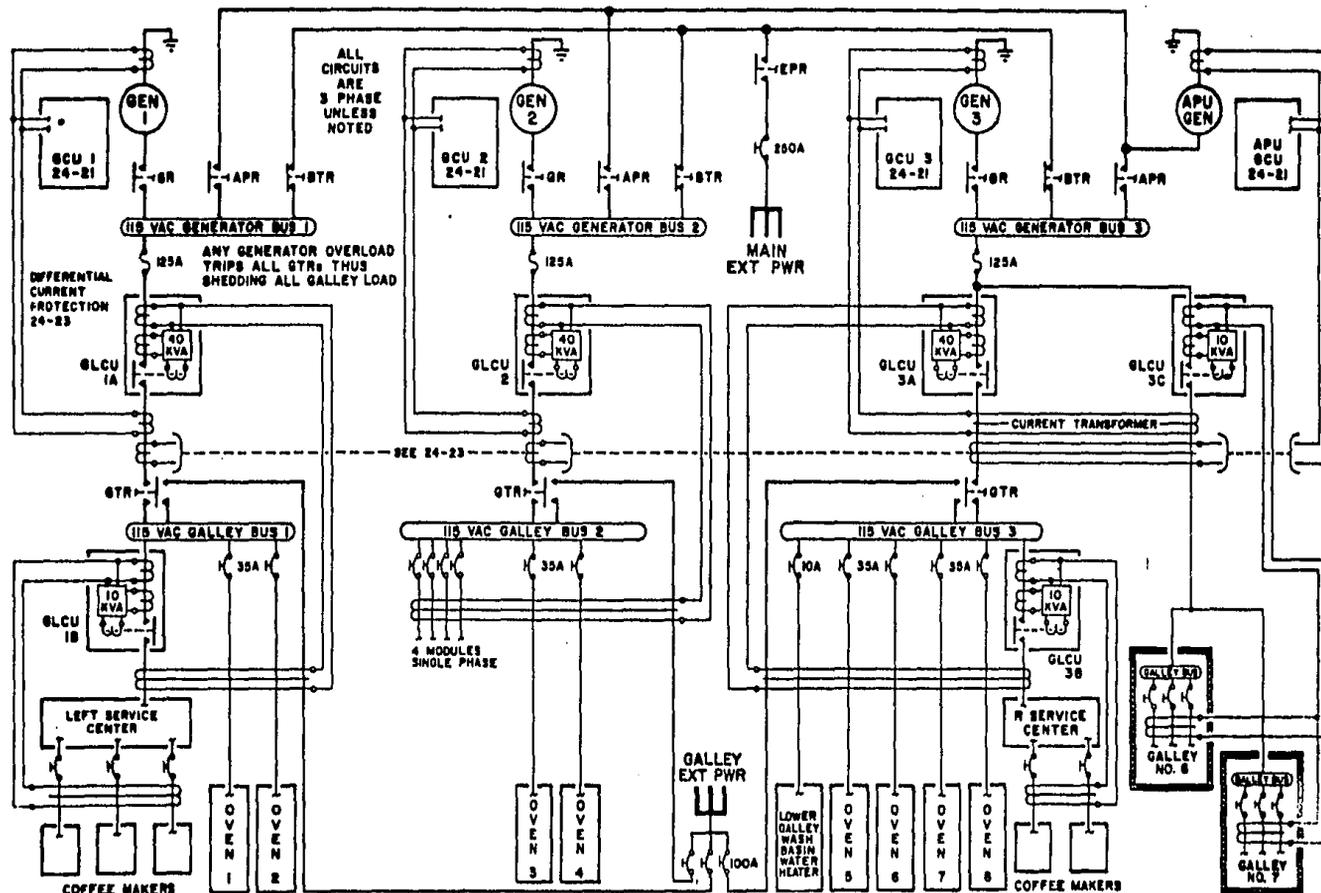


236
 - Fig. No. 6.1.20. Sistema de Control de Energía Eléctrica de C.D.
 Ref. No. 24-30-0. Pag. 2.



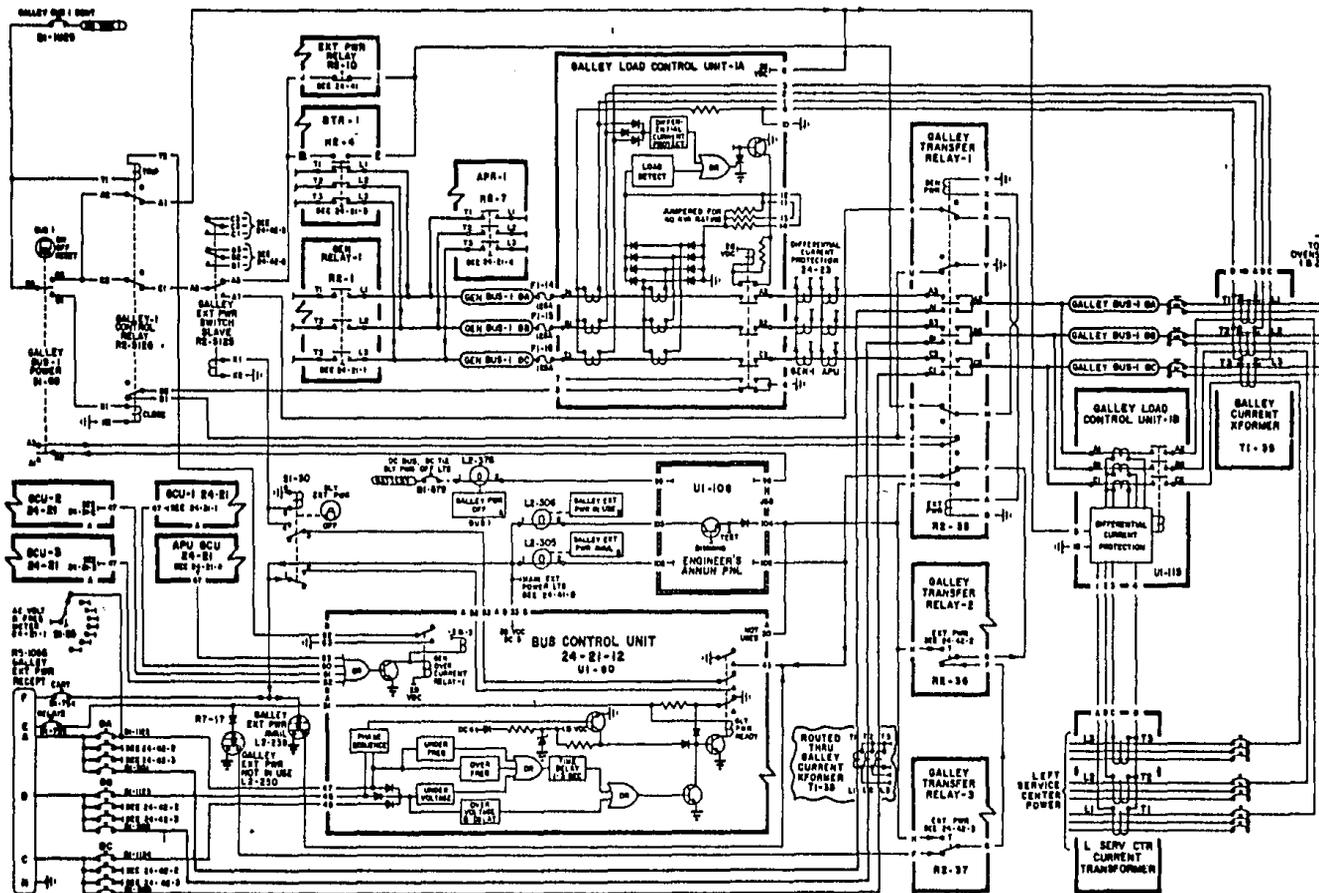
27

Fig. No. 6.1.21. Sistema de Control de Energía Eléctrica de la Fuente Externa.
 Ref. No. 24-41-0.



230

Fig. No. 6.1.22. Sistema de Energía Eléctrica y Cargas de las Cocinas.
Ref. No. 24-42.



239-

Fig. No. 6.1.23. Sistema de Energía Eléctrica de las Cocinas.
 Ref. No. 24-42-1.

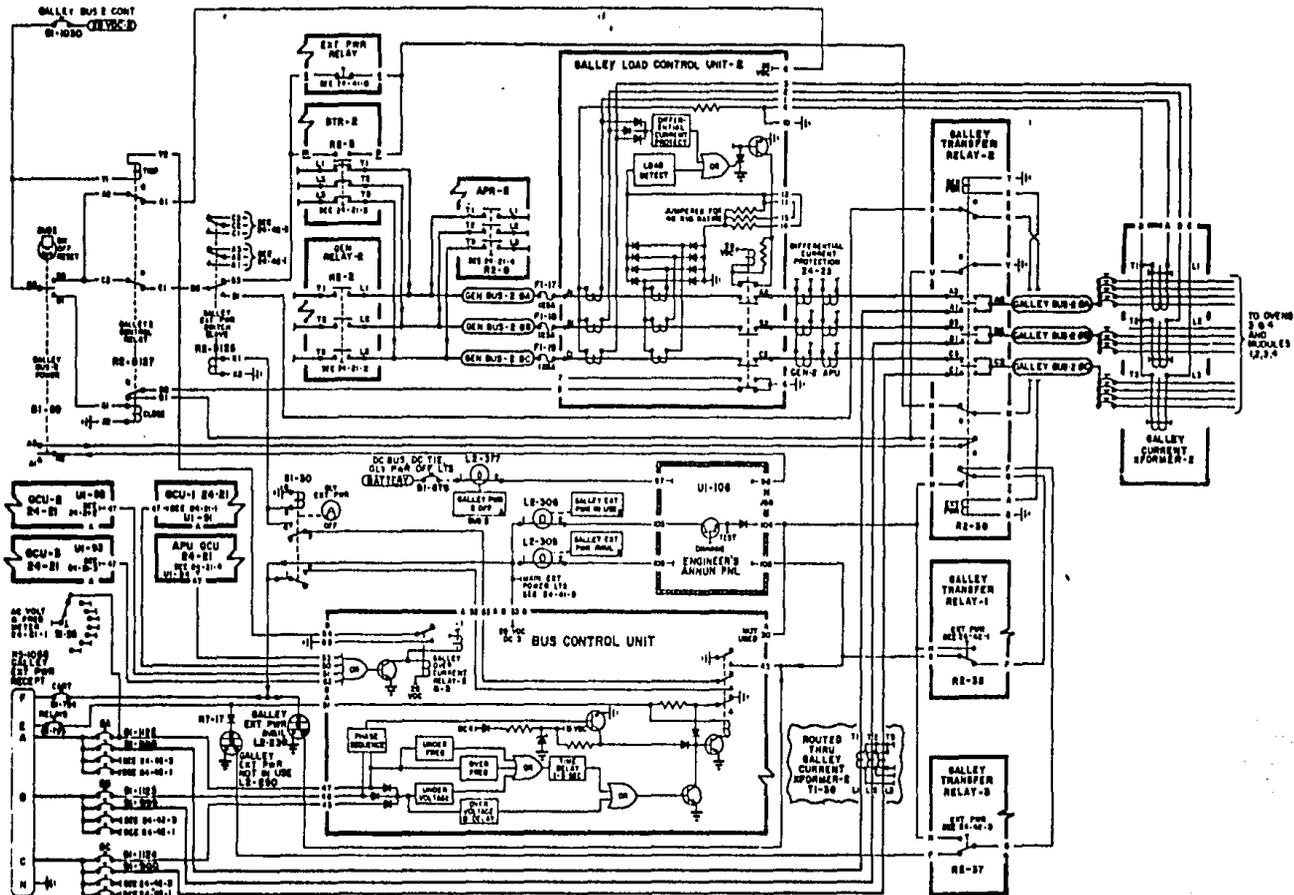
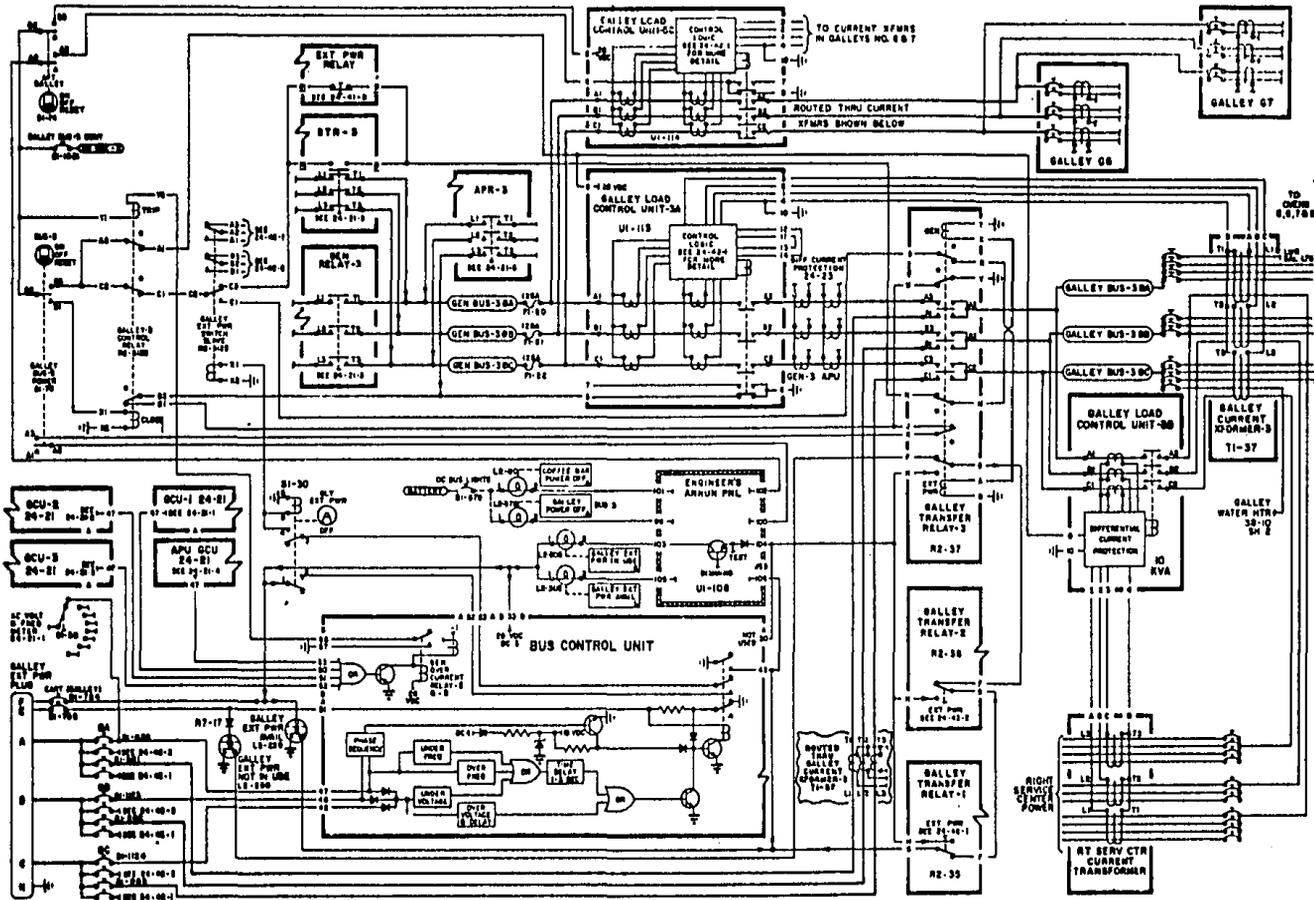


Fig. No. 6.1.24. Sistema de Energía Eléctrica de las Cocinas
(Cont.)

Ref. No. 24-42-2.



-241- Fig. No. 6.1.25. Sistema de Energía Eléctrica de las Cocinas. (Cont.)
 Ref. No. 24-42-3.

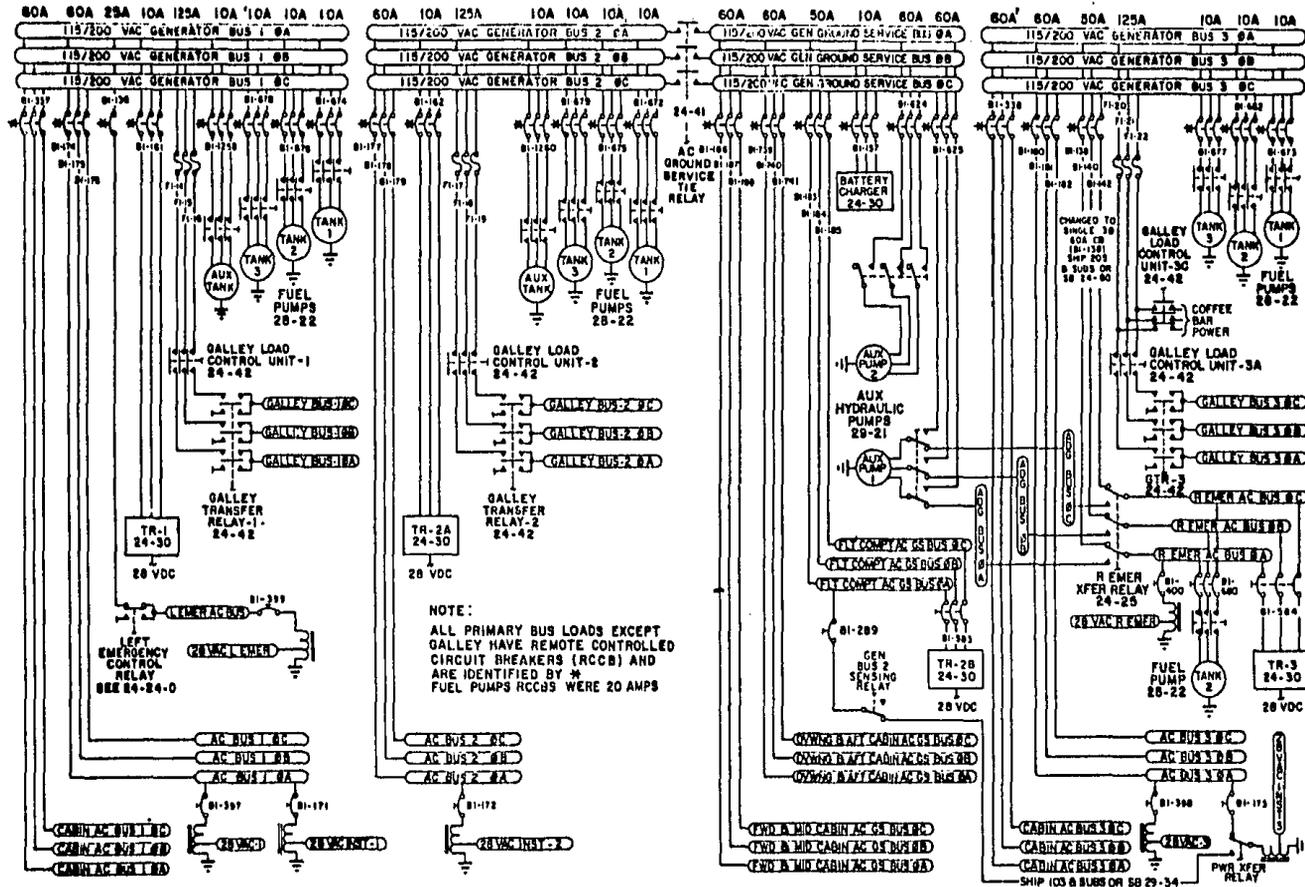


Fig. No. 6.1.26. Sistema de Distribución de Energía Eléctrica de C.A.
 Ref. No. 24-51.

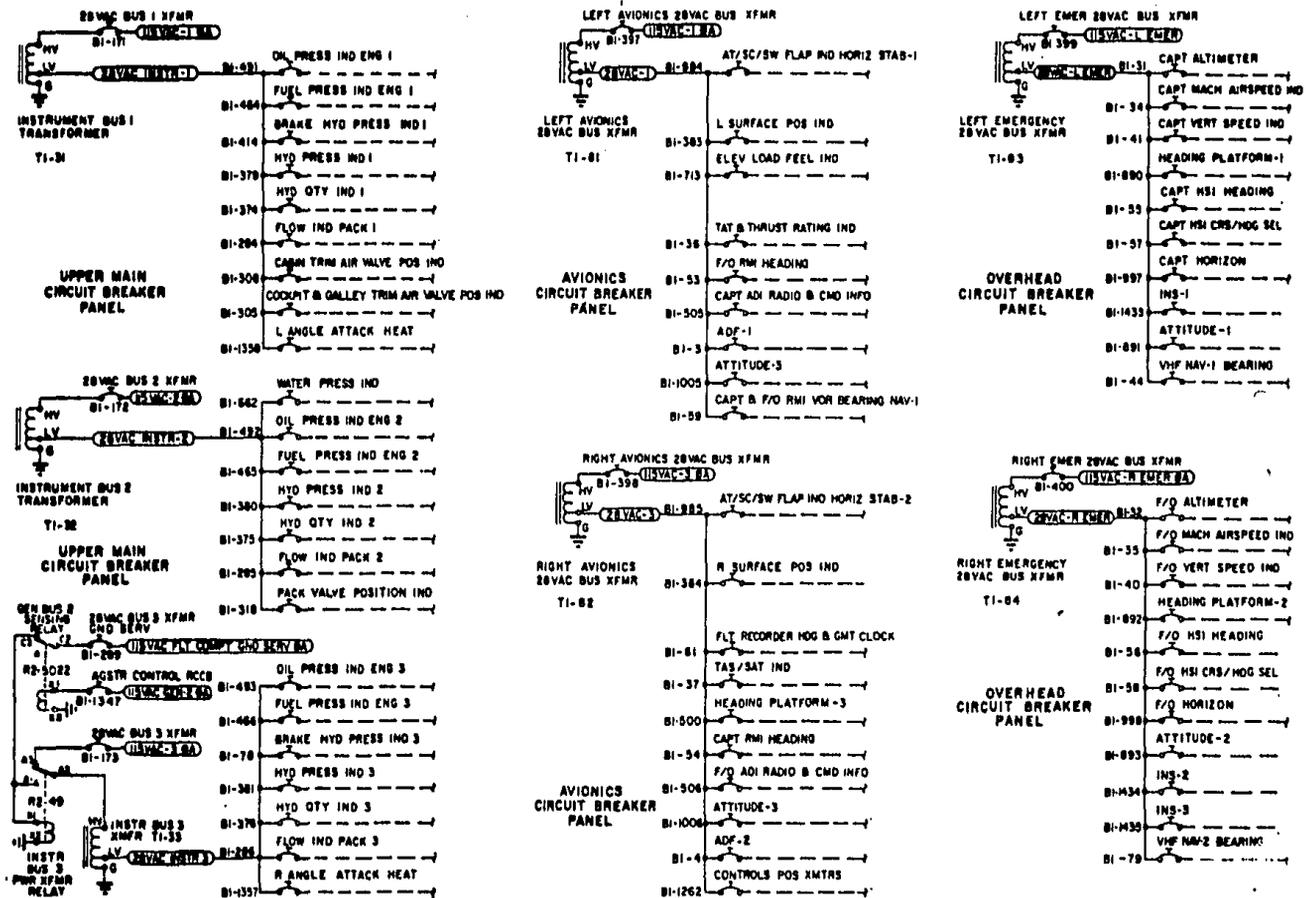


Fig. No. 6.1.27. Sistema de Distribución de Energía Eléctrica en los Instrumentos, Equipo de Vuelo y Radio.
Ref. No. 24-51-1.

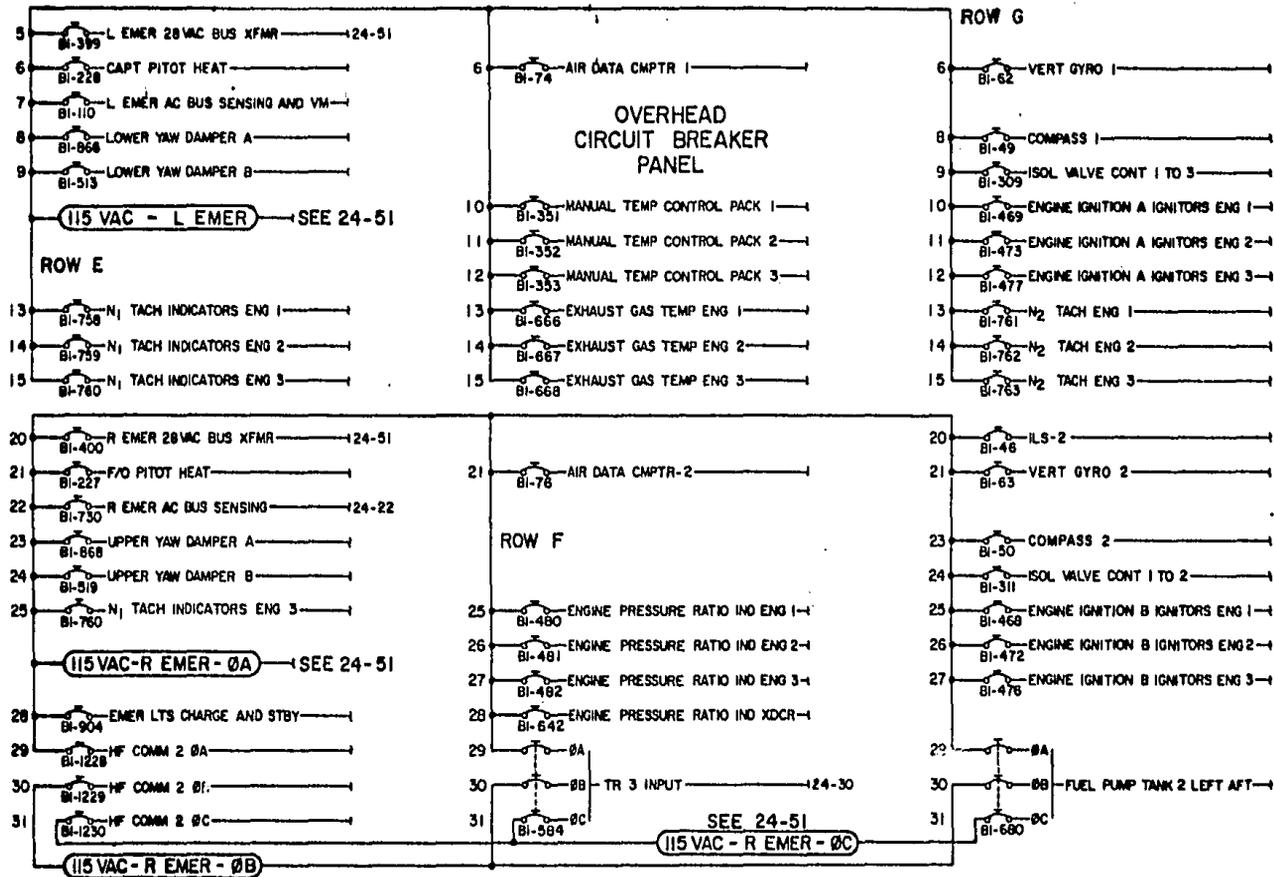


Fig. No. 6.1.20. Sistema de Distribución de Energía Eléctrica de 115 V.C.A.

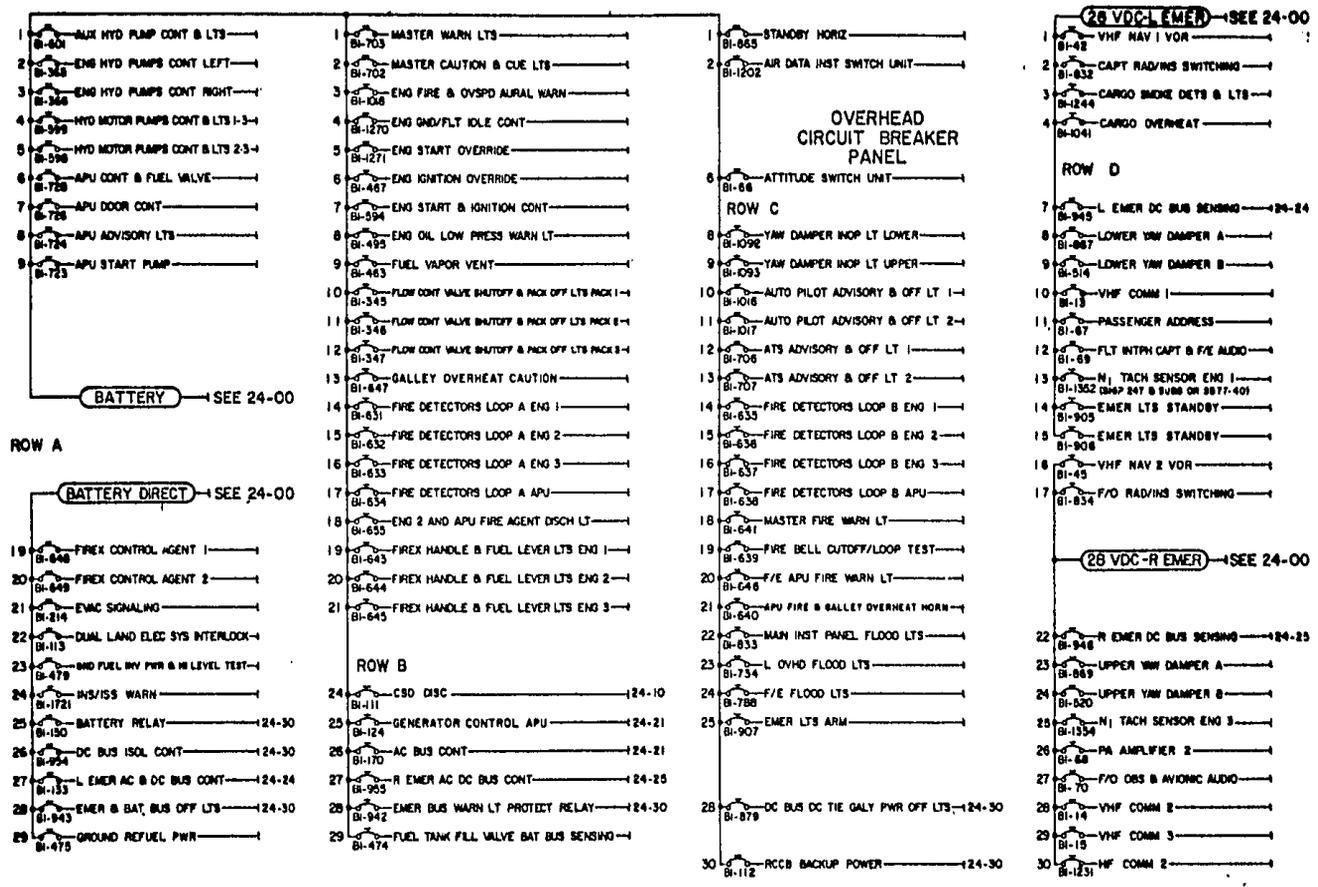


Fig. No. 6.1.29. Sistema de Distribución de Energía Eléctrica de C.D. de Emergencia y Batería.
Ref. No. 24-52-1.

24-52-1

7. Conclusión.

La aviación está experimentando progresos tan --
considerables que el número de movimientos se duplica, --
aproximadamente, cada tres años. En la actualidad, se --
cuenta con aviones seguros y de una infraestructura per--
feccionada, tanto en el campo electrónico como en el - -
estructural, lo que hace que disminuya, considerablemente,
los riesgos de accidente. Para convencerse, bastará con
saber que el avión, como el que se menciona en este estu-
dio, en una ruta noratlántica dispone de 25 Sistemas de -
Radionavegación de largo alcance, 260 de corto alcance, -
160 Radiofaros de Acercamiento a los aeropuertos, puede -
obtener informes meteorológicos de 75 centros especiales--
y comunicarse por radio con 130 estaciones interconecta--
das entre ellas por circuitos especiales. Además, en --
caso de necesidad, puede aterrizar en uno de los 35 aero-
puertos regulares o de los 45 provistos para arribadas --
forzosas.

Merced a la alta calidad del material, a las re-
visiones cuidadosas que se efectúan constantemente y al -

· casi perfecto funcionamiento de sus instalaciones radio-electrónicas el número de accidentes es reducido. El carácter sensacional y catastrófico que confiere la prensa a los accidentes aéreos, no puede poner en duda la elocuencia de las cifras: el riesgo de que una persona caída de una escalera es hoy mayor que aquel en el que incurre al viajar en un moderno avión de línea comercial.

La electrónica aplicada a la aviación, le - ha dado un impulso tan importante, que el uso del transistor, los microcircuitos, los microprocesadores y la computadora misma, la han hecho un instrumento con el cual, - el hombre ha alcanzado las metas soñadas desde la antigüedad, y abre las puertas a un espacio infinito que conquistar.

8.- Bibliografia.

- 8.1. "Problem of Manflight"
James Howard Means
Smithsonian Institution
Washington, D.D. 1964.
- 8.2. "Air Transportation Management"
Joseph L. Nichalson
Temple University
Philadelphia, Pennsylvania. 1979.
- 8.3. "Airships"
Robert Jackson
Cassell & Company Ltd.
Library of Congress, U.S.A. 1979.
- 8.4. "U.S.A. National Transportation Safety Board Decisions"
National Transportation Safety Board
Washington, D.C. 1984
- 8.5. "Aviation Machanics"
E.L.S., Macmillan
New York. 1983.
- 8.6. "Airframe Structure and Controls
Flying Instruments & Equipment"
William Speller
London, England. 1982.
- 8.7. "Automation in Electronic Test Equipment."
David M. Goodman.
University Press
New York. 1983.
- 8.8. "Dictionary of Aeronautical Engineering"
Joseph L. Nayler
Totowa, N. Y. 1967.

- 8.9. "Electronics and Microcircuits"
E. James Angelo, J.R.
I.S.E. McGraw-Hill, Inc.
Tokyo, Japan. 1969.
- 8.10. "Digital Integrated Electronics"
Herbert Taub & Donald Shilling.
I.S.E. McGraw-Hill, Inc.
Tokyo, Japan. 1977.
- 8.11. "Integrated Electronics: Analog and Digital
Circuits & Systems"
I.S.E. McGraw-Hill, Inc.
Tokyo, Japan. 1977.
- 8.12. DC-10 Maintenance Manual. .
Douglas Aircraft Co.
Long Beach Calif. U.S.A.
- 8.13. DC-10 Schematics & Block-Diagrams.