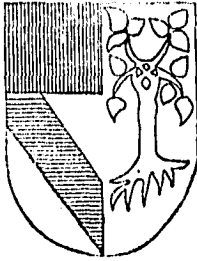


308917

61  
24



UNIVERSIDAD PANAMERICANA  
ESCUELA DE INGENIERIA  
CON ESTUDIOS INCORPORADOS A LA  
UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO

**"DISEÑO DE UN INSTRUMENTO DE ENSEÑANZA  
DIDACTICA SOBRE SISTEMA DE GENERACION DE  
ENERGIA ELECTRICA DEL AVION MD-80 PARA SU  
MANTENIMIENTO"**

## **TESIS**

**QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:**

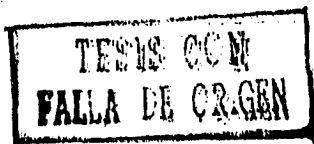
**ING. MECANICO ELECTRICISTA**

**AREA: INGENIERIA MECANICA**

**P R E S E N T A**

**MARIA DEL CARMEN GUADALUPE VILLA DE LA VEGA**

**Director de Tesis: ING. RODOLFO BRAVO DE LA PARRA**



**México, D. F. 1996**

**TESIS CON  
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



**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 esta 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.

**TESIS**

**COMPLETA**

**Con un gran cariño y agradecimiento :**

**A mis papás Pedro y Mercedes por la formación que de ellos he recibido.**

**A mis hermanos Mercedes y Enrique  
A la Gran pequeñita de la casa, Merce.**

**A mis tías Ma. Elena y Sor Marisa.**

**A Gerson.**

**A mi director de tesis Ing. Rodolfo Bravo, por la atención prestada para la realización de esta obra y por sus consejos alentadores y de superación.**

**A mi asesor de tesis Prof. Adolfo Salgado por el gran apoyo que siempre me ha brindado, así como sus enseñanzas y dedicación.**

**A todos y cada uno de mis profesores.**

**A mis compañeros.**

# INDICE

PROLOGO.....	1
OBJETIVO GENERAL .....	3
OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	3
<b>CAPITULO 1</b>	
<b>1. INTRODUCCIÓN.....</b>	<b>4</b>
<b>1.1 SISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA .....</b>	<b>4</b>
<b>1.2 FUENTES DE ENERGÍA.....</b>	<b>7</b>
<b>1.3 FUNCIONES BÁSICAS DE LOS COMPONENTES.....</b>	<b>9</b>
<b>1.4 CONFIGURACIONES DEL SISTEMA ELÉCTRICO .....</b>	<b>11</b>
1.4.1 CONFIGURACIÓN DEL TIPO PARALELO.....	11
1.4.2 CONFIGURACIÓN SISTEMA DE BARRAS SEPARADAS.....	12
1.4.3 CONFIGURACIÓN DE SISTEMA PARALELO SEPARADO .....	13
<b>CAPITULO 2</b>	
<b>2. GENERALIDADES SISTEMA ELÉCTRICO .....</b>	<b>14</b>
<b>2.1 DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN GENERAL .....</b>	<b>14</b>
<b>2.2 SUBDIVISIÓN DEL SISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA EN EL AVIÓN.....</b>	<b>17</b>
<b>2.2.1 SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA ELÉCTRICA DE CA.....</b>	<b>17</b>
<b>2.2.2 SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE CD .....</b>	<b>22</b>
<b>2.2.3 SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>26</b>
<b>CAPITULO 3</b>	
<b>3. GENERACIÓN DE CORRIENTE ALTERNA .....</b>	<b>29</b>
<b>3.1 UNIDAD DE VELOCIDAD CONSTANTE (UVC) .....</b>	<b>29</b>
<b>3.1.1 CONTROL DE LA UVC .....</b>	<b>32</b>
<b>3.1.2 INDICADOR DE FRECUENCIA DEL GENERADOR ASOCIADO A LA UVC .....</b>	<b>33</b>
<b>3.1.3 INDICADOR DE TEMPERATURA DE ACEITE DE LA UVC.....</b>	<b>34</b>
<b>3.1.4 LUCES INDICADORAS DE LA UVC .....</b>	<b>35</b>
<b>3.1.5 UNIDAD DE DESCONEXIÓN DE LA UVC .....</b>	<b>37</b>
<b>3.2 GENERADOR DE CA .....</b>	<b>39</b>
<b>3.2.1 OPERACIÓN DE UN GENERADOR MONOFÁSICO.....</b>	<b>40</b>
<b>3.2.2 OPERACION DE UN GENERADOR TRIFÁSICO .....</b>	<b>43</b>

3.2.3 OPERACIÓN DE UN GENERADOR TRIFÁSICO SIN ESCOBILLAS .....	44
3.3 REGULADOR DE VOLTAJE .....	48
3.3.1 OPERACIÓN .....	49
3.4 TRANSFORMADORES DE CORRIENTE DE PROTECCIÓN DIFERENCIAL (CT'S) .....	51
3.4.1 LOCALIZACIÓN DE LOS CT'S EN EL AVION .....	51
3.5 UNIDAD DE CONTROL DEL GENERADOR ( GCU ) .....	51
3.5.1 TABLERO ANUNCIADOR DE MANTENIMIENTO DE LA GCU .....	53
3.5.2 PROTECCIONES DE LA UNIDAD DE CONTROL DEL GENERADOR .....	56
3.5.2.1 SOBREVOLTAJE .....	58
3.5.2.2 BAJOVOLTAJE .....	58
3.5.2.3 PROTECCIÓN DIFERENCIAL .....	60
3.5.2.4 PROTECCIÓN DE BAJA FRECUENCIA .....	62
3.5.2.5 PROTECCIÓN DE SECUENCIA DE FASE .....	65
3.5.3 EN TÉRMINOS MUY GENERALES: .....	65
3.6 UNIDAD DE CONTROL DE BARRAS DE CA .....	67
3.7 RELEVADORES DE POTENCIA DEL SISTEMA DE CA .....	67
3.7.1 LOS RELEVADORES DE POTENCIA UTILIZADOS EN EL SISTEMA DE GENERACIÓN DE CA .....	67
3.7.1.1 RELEVADOR DEL GENERADOR (GR) .....	69
3.7.1.2 RELEVADORES DE POTENCIA DE APU (LAPR Y RAPR) .....	70
3.7.1.3 RELEVADOR DE ALIMENTACIÓN CRUZADA (ACTR) .....	72
<b>CAPITULO 4</b>	
4. GENERACIÓN DE CD .....	77
4.1 TRANSFORMADORES RECTIFICADORES TR'S .....	77
4.2 DIODOS DE CORRIENTE INVERSA .....	79
4.3 CARGADOR DE BATERÍAS .....	79
4.4 BATERÍAS .....	82
4.5 RECTIFICADORES DE BLOQUEO .....	82
<b>CAPITULO 5</b>	
5. SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE EMERGENCIA .....	85
5.1 ENERGÍA DE EMERGENCIA .....	85
5.1.1 INVERSOR DE EMERGENCIA .....	86
5.1.2 BATERÍAS .....	95

## **CAPITULO 6**

<b>6. CONTROL Y MONITOREO .....</b>	<b>91</b>
<b>6.1 TABLEROS DE CONTROL DE ENERGÍA ELÉCTRICA .....</b>	<b>91</b>
<b>6.1.1 TABLERO SUPERIOR DE CONTROL DE ENERGÍA ELÉCTRICA.....</b>	<b>91</b>
<b>6.1.1.1 INDICADORES .....</b>	<b>96</b>
<b>6.1.1.2 LUCES INDICADORAS.....</b>	<b>96</b>
<b>6.1.2 TABLERO ELÉCTRICO DE SERVICIO DE TIERRA. ....</b>	<b>98</b>
<b>6.1.2.1 LUCES INDICADORAS.....</b>	<b>100</b>
<b>6.2 ENERGÍA EXTERNA.....</b>	<b>102</b>
<b>6.2.1 CONTROLES. ....</b>	<b>103</b>
<b>6.2.2 DISTRIBUCIÓN.....</b>	<b>103</b>
<b>6.2.3 LECTURAS.....</b>	<b>104</b>
<b>6.2.4 OPERACIÓN. ....</b>	<b>104</b>
<b>CONCLUSIONES .....</b>	<b>110</b>
<b>BIBLIOGRAFIA .....</b>	<b>112</b>
<b>ANEXO GLOSARIO</b>	
<b>ABREVIATURAS Y ACRONISMOS .....</b>	<b>114</b>

# PROLOGO

La elaboración de este Instrumento de Enseñanza Didáctica sobre "Sistemas de Generación de Energía Eléctrica del Avión MD-80 para su Mantenimiento", está diseñado especialmente para alumnos con conocimientos básicos de electricidad que tengan la inquietud de conocer y, posteriormente, manipular los conceptos del fascinante mundo de los sistemas de generación de energía eléctrica en una aeronave.

Así mismo, dicho instrumento surge de la necesidad de preparar un material didáctico y pedagógico, sobre la generación de energía eléctrica de una aeronave que actualmente se encuentre operando, dando un enfoque general de la operación de cada uno de los sistemas, dejando en claro los conceptos y los datos de operación, así como las funciones de las unidades y componentes que intervienen en cada uno de los sistemas de generación de energía eléctrica que se encuentran dentro del avión MD-80.

Fue necesaria la realización de esta obra debido, que para el aprendizaje del sistema de generación de energía eléctrica en los aviones, se cuenta con bastante material, pero la mayoría del mismo se encuentra en Inglés, y en ocasiones este material se encuentra explicado de una forma rebuscada, que en primera instancia, es difícil de entender, y siendo que el perfil del alumno para el cual está diseñada esta obra, es una persona que ha tenido poco, o nada, de contacto con el medio aeronáutico. Se pretende crear con este instrumento de enseñanza, bases sólidas en los alumnos de tal manera que se les facilite, en un futuro, la interpretación de diagramas esquemáticos propios del avión.

También se ha encontrado el problema de gente que ya se encuentra trabajando en el medio, y que llegan a tomar un curso de análisis de fallas del sistema eléctrico, por ejemplo, que tienen severos problemas para la interpretación correcta de los diagramas y, en ocasiones, presentan deficiencias en varios conceptos fundamentales, necesarios para el entendimiento claro de la operación del sistema. De esta manera se pensó en realizar este tipo de trabajo para ayudar al mejor entendimiento y aprovechamiento por parte del alumno.

Aunque esta obra está dirigida a alumnos en su etapa formativa como mecánicos de avión ; también, está dirigida al personal que ya está laborando en el área de mantenimiento de línea de los aviones, y que se ha logrado mejores resultados en el desempeño de sus actividades.



Esta obra comienza por introducir al alumno con el capítulo 1 "Introducción" el cual trata en términos generales una descripción del sistema de energía eléctrica en los aviones comerciales, las fuentes de energía, las diferentes configuraciones de sistema eléctrico de los aviones. El capítulo 2 "Generalidades del Sistema Eléctrico" donde se da una explicación más detallada del sistema eléctrico del avión MD-80, distribución de energía de CA y distribución de energía de CD, así como una descripción del comportamiento del sistema en el caso de existir fallas que lleven al avión a una condición de emergencia. El capítulo 3 "Generación de Corriente Alterna", permite al alumno involucrarse de una manera más detallada a la operación de cada uno de los componentes que integran al sistema de generación de CA. El capítulo 4 "Generación Corriente Directa" donde habla de cada uno de los componentes utilizados para obtener corriente directa y la distribución de la misma. El Capítulo 5 "Sistema de Generación de Energía de Emergencia", habla de condiciones de falla que se pudieran tener en un vuelo, y los sistemas de respaldo que se tienen en el avión para no afectar la aeronavegabilidad del avión. En el capítulo 6 "Control y Monitoreo", proporciona una herramienta muy útil al lector, ya que este capítulo habla de la operación de los tableros de control de energía eléctrica, y de los tableros anunciadores, por medio de los cuales y realizando una correcta interpretación de las luces e indicaciones que pudieran aparecer, el operador puede reconocer cuando el sistema está operando correctamente o no y además saber qué unidad es la que está ocasionando la falla.

## **OBJETIVO GENERAL**

Este instrumento de enseñanza didáctico sobre el sistema de generación de energía eléctrica en una aeronave para su mantenimiento, pretende facilitar el aprendizaje y entendimiento de los diversos sistemas de generación de energía eléctrica que se tiene dentro de la aeronave, siendo que el sistema eléctrico es uno de los más importantes para la aeronavegabilidad segura de un avión. Se pretende también alcanzar un nivel óptimo de calidad de aprovechamiento por parte del alumno, de tal manera que, del estudio de los capítulos teóricos y, principalmente el último capítulo dedicado al control y monitoreo de la energía con la ayuda de la teoría asimilada; el alumno adquiera las herramientas suficientes para realizar el análisis de fallas de una manera adecuada y correcta, el cual tendrá que efectuar posteriormente cuando realice el mantenimiento de algún equipo en especial.

## **OBJETIVOS ESPECIFICOS:**

El alumno al finalizar el estudio de este instrumento de enseñanza será capaz de :

- Reconocer los diferentes tipos de clasificaciones que se tienen de sistema eléctrico en una aeronave, y ubicar en cuál de estas clasificaciones está la aeronave MD-80, (avión seleccionado para el desarrollo de este trabajo).
- Describir en términos generales los subsistemas en los que se encuentra dividido el sistema eléctrico de los MD-80
- Describir la operación de cada uno de los componentes del sistema de corriente alterna, así como la detección de algún problema ocasionado por una falla de una de estas unidades.
- Explicar la distribución de energía de corriente alterna
- Describir la operación de cada uno de los componentes del sistema de corriente directa , así como la detección de algún problema ocasionado por una falla de una de estas unidades.
- Explicar la distribución de energía de corriente directa.
- Reconocer la importancia del sistema de energía de emergencia.
- Diferenciar la clasificación de un sistema de energía de emergencia limitado y de un sistema de energía de emergencia ilimitado.
- Operar el tablero de control del sistema eléctrico, tanto para distribución de energía en todo el avión como para aislar fallas y determinar qué unidad hay que remover.
- Interpretar significado de luces, indicadores y anuncios relacionados con el sistema eléctrico, en la cabina de vuelo y en el compartimiento eléctrico/electrónico.

# **CAPITULO 1**

## **1. INTRODUCCIÓN**

### **1.1 SISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA**

La función del sistema eléctrico en un aeronave comercial es la de generar, regular y distribuir energía eléctrica a través de la aeronave.

Las aplicaciones primordiales del sistema eléctrico son la operación instrumentos de vuelo de la aeronave, energizándose sistemas esenciales y el sistema de servicio a pasajeros, entre diversos sistemas necesarios para la aeronavegabilidad del avión.

La nueva generación de aeronaves se les considera como aviones muy dependientes de la energía eléctrica, debido al amplio uso de los instrumentos electrónicos de vuelo en los sistemas.

La energía esencial, como implica su propio nombre, es aquella energía que se le considera esencial para la operación segura de la aeronave. La energía que se utiliza para el servicio de pasajeros es la que se considera como la iluminación a la cabina, energía que se utiliza para operar el sistema de entretenimiento y para preparar los alimentos. Es obvio que los aviones requieren de tener un sistema autosuficiente, adecuado y fiable de generación de energía.

La mayoría de los aviones comerciales, por no decir que en la actualidad todos, utilizan dos tipos de energía :

- a) Corriente Directa (CD)
- b) Corriente Alterna (CA)

Aunque se pueden utilizar diferentes voltajes, la mayoría de las aeronaves utilizan voltajes de 28 VCD y 115 VCA de tres fases a 400 Hz para energizar al avión.

Por medio del uso de unidades transformadoras rectificadoras (TRU), las cuales cambian y rectifican los voltajes de 115 VCA a 28 VCD. Se puede alimentar a barras de CD y componentes de CD, a través del uso de la energía proveniente de un generador de CA. Ver figura 1.1-1

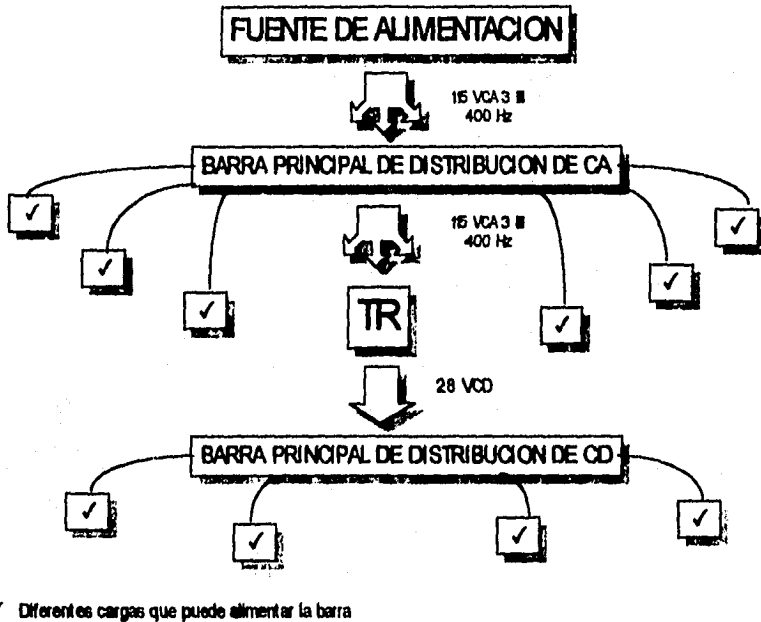


figura 1.1-1 Diagrama a bloques de distribución de energía en términos generales

En algunas aeronaves se realiza la reducción de voltaje de 115 VCA a 26 VCA para circuitos de iluminación.

La energía de emergencia, o la energía de respaldo, puede suministrar energía al sistema cuando ocurre una falla completa de generadores, como se puede ver en la figura 1.1-2. En este caso, la energía de respaldo se lleva a cabo por medio de baterías de 28 VCD, alimentando éstas a algunos elementos que requieren de alimentación de 28 VCD, y que necesitan energizarse para un vuelo seguro, mientras que la energía de CA se requiere para alimentar unidades que, también, deben ir energizadas durante el vuelo, por cuestiones de seguridad, se alimentarán a través de un inversor estático, el cual cambia la energía de 28 VCD, provenientes de la batería a 115 VCA a una sola fase y 400 Hz.

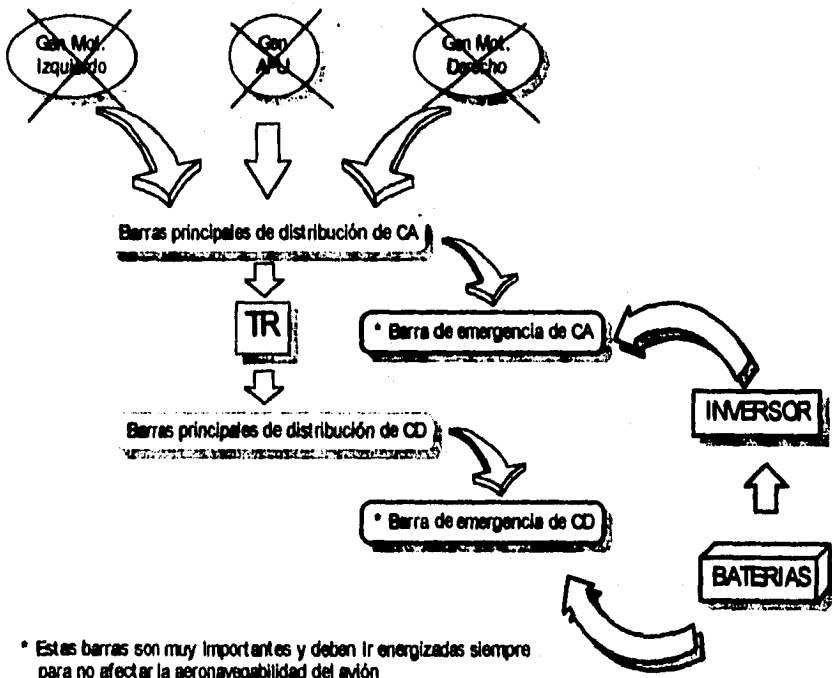


figura 1.1-2. Diagrama de energía de respaldo

Cuando el avión se encuentra trabajando en modo de respaldo su energía se encuentra limitada en tiempo y en distribución, debido a las limitaciones de la batería.

## 1.2 FUENTES DE ENERGÍA

Algunas de las fuentes de energía son generadores impulsados por el motor, la unidad auxiliar de potencia conocida como (APU = Auxillary Power Unit), energía externa, generadores impulsados por motor hidráulico y generadores impulsados por aire de impacto.

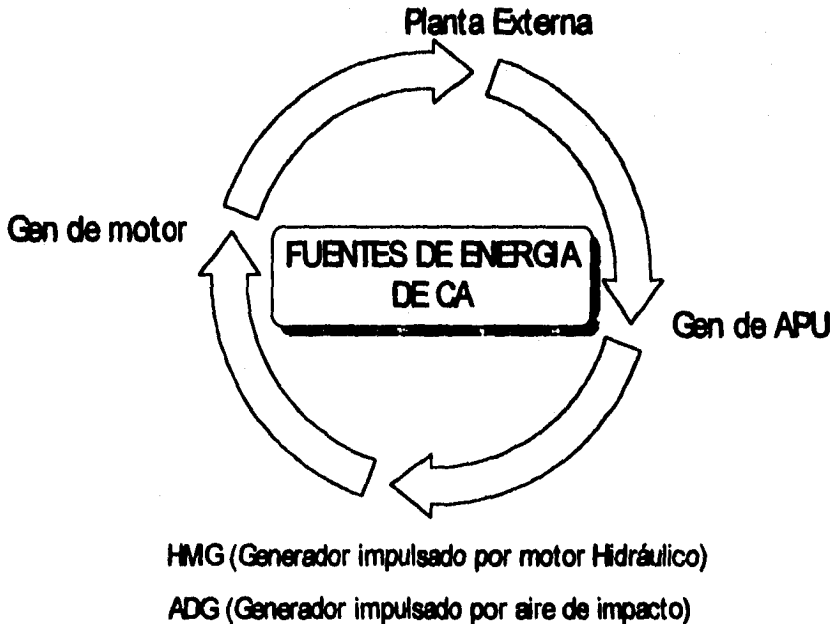


figura 1.2-1 Fuentes de energía de CA

Cada motor impulsa a los generadores de CA, los cuales son normalmente la fuente primaria de distribución de energía en vuelo. El APU puede utilizarse

como una fuente de energía de respaldo en vuelo, ( una excepción es en las aeronaves 727 en donde el APU solamente puede operarse en tierra.)

La energía externa se utiliza únicamente en tierra, y dicha energía la proporciona una unidad de energía de tierra conocida como (GPU = Ground Power Unit).

Los GPU's pueden ser unidades portátiles o estacionarias, las cuales generalmente proporcionan energía de CA a través de un conector externo, el cual se conecta a un receptáculo localizado en el área de la nariz del avión.

Puede utilizarse una turbina de aire de impacto como fuente de energía de respaldo.

En el caso de que no se encuentre disponible la energía de los generadores de motor y del APU en vuelo algunas aeronaves tienen incorporada una turbina generadora de aire de impacto, la cual se puede desplegar para proporcionar energía de CA. La batería de níquel - cadmio puede ser utilizada como una fuente de energía o como energía de emergencia. La batería proporciona 28 VCD directamente y el inversor estático proporciona 115 VCA 400 Hz. Ver figura 1.2 - 2

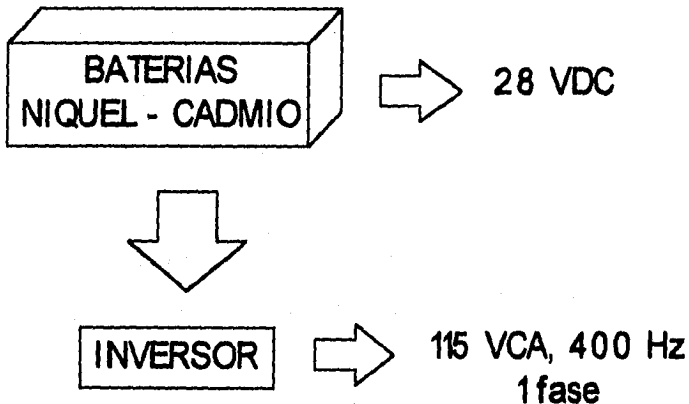


figura 1.2-2 . Diagrama de fuentes de energía de respaldo

Existen, también, aviones que en el momento de no tener disponible energía de generadores de motor y de APU, utilizan como energía de respaldo un generador impulsado por un motor hidráulico, conocido como generador de motor hidráulico (HMG = Hydraulic Motor Generator). Figura 1.2.-3

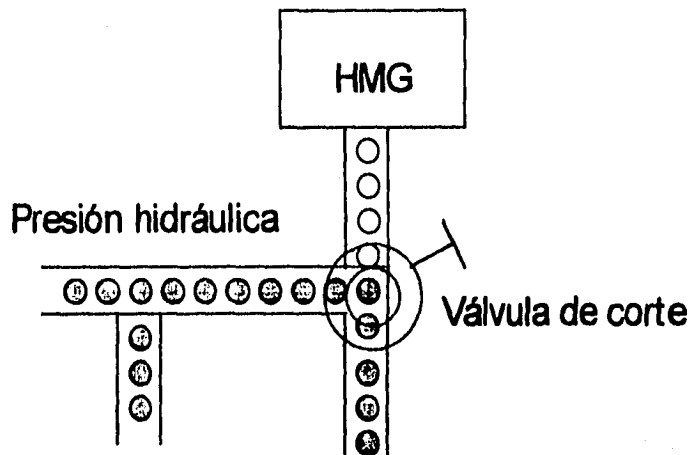


figura 1.2-3. Diagrama del sistema de generación de energía (HMG)

### 1.3 FUNCIONES BASICAS DE LOS COMPONENTES DEL SISTEMA.

Las funciones básicas de los componentes del sistema eléctrico son las de generar, controlar y distribuir la energía en la aeronave, además de por supuesto, proteger el sistema eléctrico. Los generadores de motor y de APU cambian la energía mecánica en energía eléctrica utilizando una unidad de velocidad constante a la cual se le conoce como UVC, la cual mantiene a una velocidad constante la velocidad del generador.

La velocidad a la cual trabaja el generador determina la frecuencia de salida del generador. Como la mayoría de los componentes en el avión necesitan de 400 Hz, se debe mantener constante la velocidad del generador. La unidad de velocidad constante es impulsada por el motor y utiliza un ensamblador diferencial y bombas hidráulicas para mantener constante la velocidad del generador.



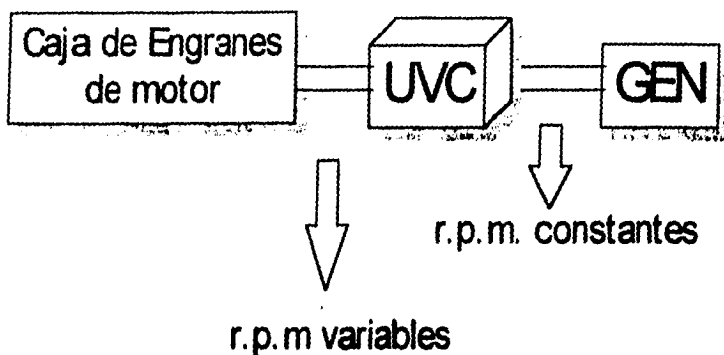


figura 1.3 - 1 Acoplamiento de UVC

Existen aviones donde la UVC está integrada con el generador en un mismo alojamiento y se les conoce con el nombre de IDG.



figura 1.3 - 2 IDG

La mayoría de las UVC's pueden ser desconectadas cuando se experimenta un problema durante la operación. Así mismo, también desconecta al generador y la UVC no puede reconectarse en vuelo.

Los transformadores rectificadores se utilizan para cambiar 115 VCA 400 Hz a 28 VCD , como se muestra en la figura 1.3 - 3 . Para poder realizar esto, la unidad transformadora rectificadora debe utilizar un transformador para reducir el voltaje de 115 VCA a 28 VCA. La parte rectificadora cambia de CA a CD. Generalmente, cada barra de CA alimenta a la unidad transformadora

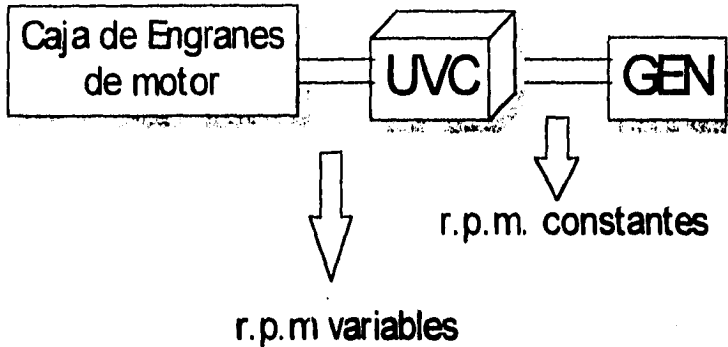


figura 1.3 - 1 Acoplamiento de UVC

Existen aviones donde la UVC está integrada con el generador en un mismo alojamiento y se les conoce con el nombre de IDG.



figura 1.3 - 2 IDG

La mayoría de las UVC's pueden ser desconectadas cuando se experimenta un problema durante la operación. Así mismo, también desconecta al generador y la UVC no puede reconectarse en vuelo.

Los transformadores rectificadores se utilizan para cambiar 115 VCA 400 Hz a 28 VCD , como se muestra en la figura 1.3 - 3 . Para poder realizar esto, la unidad transformadora rectificadora debe utilizar un transformador para reducir el voltaje de 115 VCA a 28 VCA. La parte rectificadora cambia de CA a CD. Generalmente, cada barra de CA alimenta a la unidad transformadora

rectificadora y ésta alimenta a la barra de CD. Ambas corrientes de CA y CD se utilizan en el avión durante su operación.

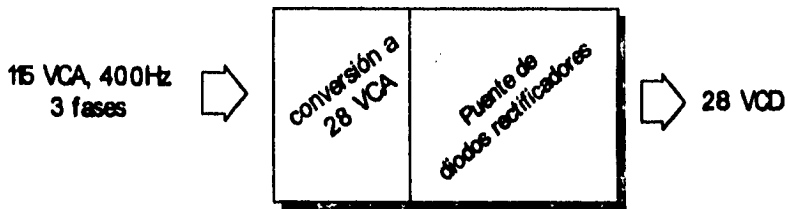


figura 1.3 - 3 Transformador rectificador.

Cada generador tiene un regulador o una unidad de control del generador, conocida como (GCU = Generator Control Unit = Unidad de Control de Generador), la cual controla la salida del generador. Los circuitos de protección del generador monitorean varios parámetros del sistema eléctrico, tales como voltaje, frecuencia, sobre corriente, bajo voltaje y falla diferencial. Los transformadores de corriente se utilizan para sentir la corriente de carga y protegen de una falla diferencial (cuando alguna línea de alimentación se encuentra en corto). El tablero de control del sistema eléctrico generalmente se encuentra localizado en el tablero superior de la cabina de pilotos.

## 1.4 CONFIGURACIONES DEL SISTEMA ELÉCTRICO

Básicamente se tienen 3 configuraciones diferentes del sistema eléctrico, en los aviones :

- a) Configuración paralelo
- b) Configuración de barras separadas
- c) Configuración de sistema paralelo separado

### 1.4.1 CONFIGURACION DEL TIPO PARALELO

La configuración del tipo paralelo se utiliza en B727, 747 (series recientes), DC-10. Toda la carga del sistema eléctrico se encuentra compartida y equilibrada por todos los generadores activos en el sistema paralelo. Una de las

ventajas de este tipo de configuración es que si uno de los generadores falla , el otro generador puede tomar las cargas del generador que falló sin interrumpir el servicio eléctrico primario. El sistema, además, tiene la capacidad de redistribuir automáticamente la carga de los otros generadores activos.

Cada uno de los generadores es controlado por la unidad de control del generador (GCU), que además controla al relevador del generador de su canal. Los transformadores de corriente monitorean la línea de corriente y proporcionan señales a las GCU's para control y función de protección, y a los controladores de carga durante la operación paralela de generadores. Los controladores de carga controlan la velocidad del IDG (unidad en la que se encuentra integrado generador y UVC) para mantener igualdad de división de carga real entre los generadores paralelos. Los transformadores de protección diferencial, monitorean los cables de alimentación para abrir la alimentación en caso de condiciones de un corto.

#### **1.4.2 CONFIGURACION DE SISTEMA DE BARRAS SEPARADAS**

Algunos ejemplos de aeronaves que utilizan este tipo de configuración de sistema eléctrico de barras separadas son el Boeing 737, 757, 767 y MD-80. En el sistema de barras separadas los generadores no operan en paralelo. Cada generador proporciona energía de una manera separada a su barra respectiva. El único momento en donde los dos canales del generador se conectan es cuando el avión se encuentra alimentado con energía de APU, o con energía externa, o en el caso de que uno de los generadores de motor haya fallado. Los canales del generador se conectan eléctricamente a través de relevadores de acoplamiento de barra, los cuales abren y cierran automáticamente dependiendo de la fuente de energía. Cuando la energía externa, o la energía de APU, se utiliza como fuente de energía, los relevadores de acoplamiento de barra se cierran conectando ambos canales de generador de una manera conjunta.

Cuando un generador de motor (1) energiza a su línea, el relevador de acoplamiento de barra (1) se abre en el momento que el generador acepta el sistema de carga. Ver figura 1.4.2-1. Cuando el otro generador de motor energiza a su línea, el relevador de acoplamiento de barra (2) se abre, y ahora cada canal de generador es independiente en su operación.

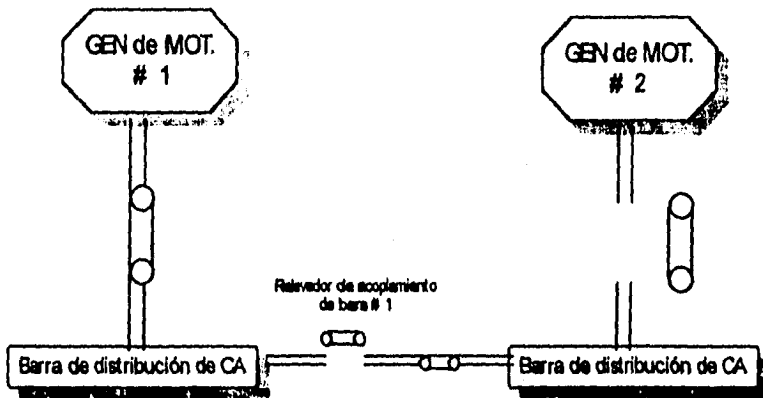


figura 1.4.2-1. Diagrama Configuración de barras separadas

### 1.4.3 CONFIGURACION DE SISTEMA PARALELO SEPARADO

La configuración del sistema del tipo paralelo separado puede operar con todos los generadores en paralelo, o puede operar separadamente, o eléctricamente desconectados, por medio de un sistema de relevador. En el momento de que el sistema de separación por relevador cierra, conecta las dos mitades de la barra de sincronía. Cuando el sistema de separación por relevador abre, hace que se separe la barra de sincronía en dos mitades separadas o en dos sistemas. El sistema de paralelo separado se utiliza en los aviones Boeing 747-400.

El MD-80, es un avión del tipo de configuración de barras separadas, en los siguientes capítulos se hablará a detalle de este tipo de configuración, de su comportamiento y de todos los componentes que se necesitan para operar de una manera segura la distribución del sistema eléctrico del avión.

# **CAPITULO 2**

## **2. GENERALIDADES SISTEMA ELECTRICO**

### **2.1 DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN GENERAL**

Los sistemas de energía de CA y CD usados en el avión son similares en diseño. Ambos sistemas están divididos en dos sistemas independientes uno del otro :

**IZQUIERDO  
DERECHO**

Normalmente cada sistema opera independientemente, teniendo su propia fuente de energía y sus propias barras, a través de las cuales, se alimentan las diferentes cargas del avión. Cuando por alguna circunstancia se pierde la energía de alguno de los sistemas, un relevador que hace la función de: ALIMENTACION CRUZADA, que permite alimentar ambos sistemas con un solo generador. Ver figura 2.1-1

Una de las principales diferencias entre la función de alimentación cruzada de un sistema de CA y un sistema de CD es que :

Si uno de los dos generadores falla, el relevador de alimentación cruzada de CA, automáticamente cierra para alimentar ambos sistemas (izquierdo y derecho) con un generador, estando el interruptor de ALIMENTACION CRUZADA en cabina

en la posición de "AUTO", mientras que en el caso de que alguno de los sistemas izquierdo o derecho de CD fallara, para poder recuperar la energía a uno de estos dos canales el relevador de alimentación cruzada de CD opera manualmente, es decir en la cabina de vuelo se debe pasar el interruptor de ALIMENTACION CRUZADA DE CD a la posición de "CLOSE", al cerrar este relevador las barras de CD quedan interconectadas. Ver figura 2.1 - 2

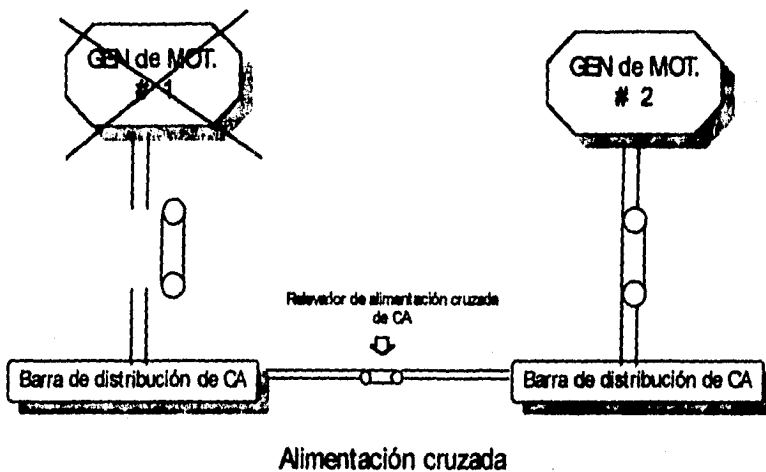
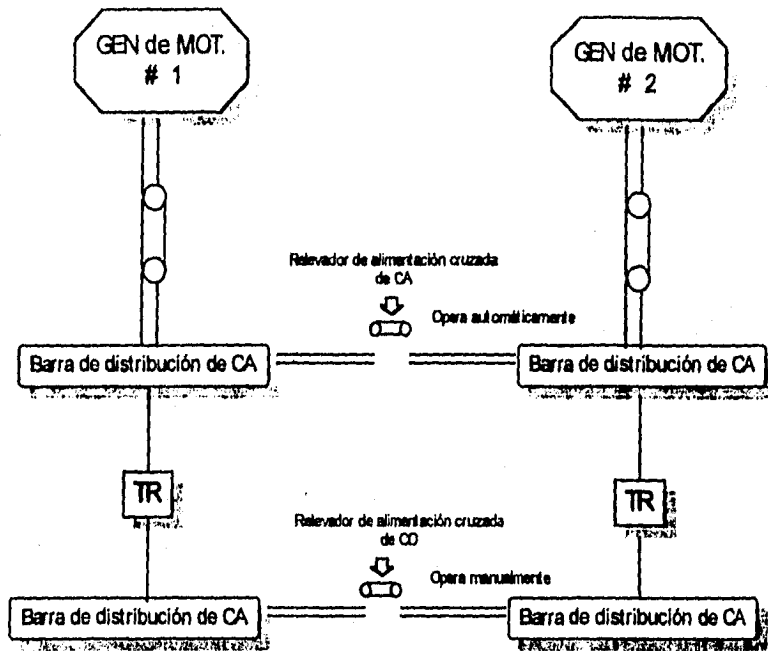
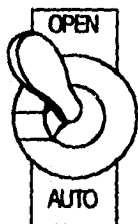


figura 2.1-1. Diagrama de alimentación cruzada

Quando el avión está en tierra, el circuito de control de la función de ALIMENTACION CRUZADA que está interconectado con los relevadores de control de tierra, queda inhibido para hacer la función de ALIMENTACION CRUZADA, cuando se está utilizando como fuente de alimentación la Unidad Auxiliar de Energía (APU) o la Planta de Energía Externa. Ver figura 2.1-3



INTERRUPTOR DE ALIMENTACION  
CRUZADA DE CA



INTERRUPTOR DE ALIMENTACION  
CRUZADA DE CD

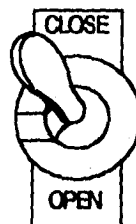


figura 2.1 - 2 Diagrama alimentación cruzada CA y CD





figura 2.1-3 Opciones de alimentación cruzada de CA.

## 2.2 SUBDIVISION DEL SISTEMA DE ENERGIA ELECTRICA EN EL AVION

El sistema eléctrico en los MD-80 se subdivide en 3 sistemas de generación de energía :

- a) SISTEMA DE GENERACION DE ENERGIA DE CA
- b) SISTEMA DE GENERACION DE ENERGIA DE CD
- c) SISTEMA DE GENERACION DE ENERGIA DE EMERGENCIA

Se explicará, a continuación, un poco cada uno de estos sistemas de generación de energía en términos generales.

### 2.2.1 SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA ELÉCTRICA DE CA

LAS FUENTES DE ENERGÍA DE CA SON:

- a) Generadores de motor
- b) Generador de APU (Auxiliary Power Unit)
- c) Planta externa

Los generadores de motor, son la fuente principal de energía para las barras de CA y tienen las siguientes características

- a) Sin escobillas
- b) 40 KVA
- c) 115 / 200 VCA
- d) Trifásicos
- e) 400 Hz
- f) Velocidad del generador es de 6000 r.p.m.

La velocidad del generador se mantiene constante por medio de la UVC (Unidad de Velocidad Constante).

La Unidad Auxiliar de Potencia (APU), cuenta con un generador del mismo tipo de los generadores de motor, el cual es capaz de alimentar una barra desenergizada en vuelo, o proporcionar la CA necesaria cuando el avión está en tierra y no se dispone de energía de planta externa.

El APU se encuentra localizado en el compartimiento trasero de accesorios.

Como se muestra en la figura 2.2.1-1 por medio de relevadores de control, el APU puede proporcionar energía a la barra izquierda, barra derecha y a una barra conocida como barra de servicio de tierra (de la cual se hablará en capítulos posteriores) en forma individual, a todas en general, o en diferentes combinaciones de barras, siempre que éstas no estén energizadas por generadores de motor.

Otra de las fuentes de CA es la Planta de Energía Externa, la cual sirve como fuente de alimentación cuando el avión está en tierra.

Cuando el avión se alimenta por medio de planta de energía externa y el APU es conectado a barras, automáticamente, el APU se hará cargo de abastecer de energía a las barras y, también, automáticamente la energía externa se desconectará de barras.

En la sección de nariz del lado izquierdo del avión, se localiza el receptáculo de energía externa.

Este receptáculo sirve para conectar la energía externa trifásica de 400 Hz necesarios para alimentar a las barras cuando no se tiene energía de generadores de motor o de APU. La distribución de energía externa es similar a la de APU.

Las barras no recibirán energía externa, en caso de estar alimentadas por generadores de motor o de APU.

Con esto se puede notar que al tener 3 fuentes de energía de CA disponibles en el avión, hay prioridades de alimentación a barras principales de distribución de energía eléctrica. Ver figura 2.2.1-3

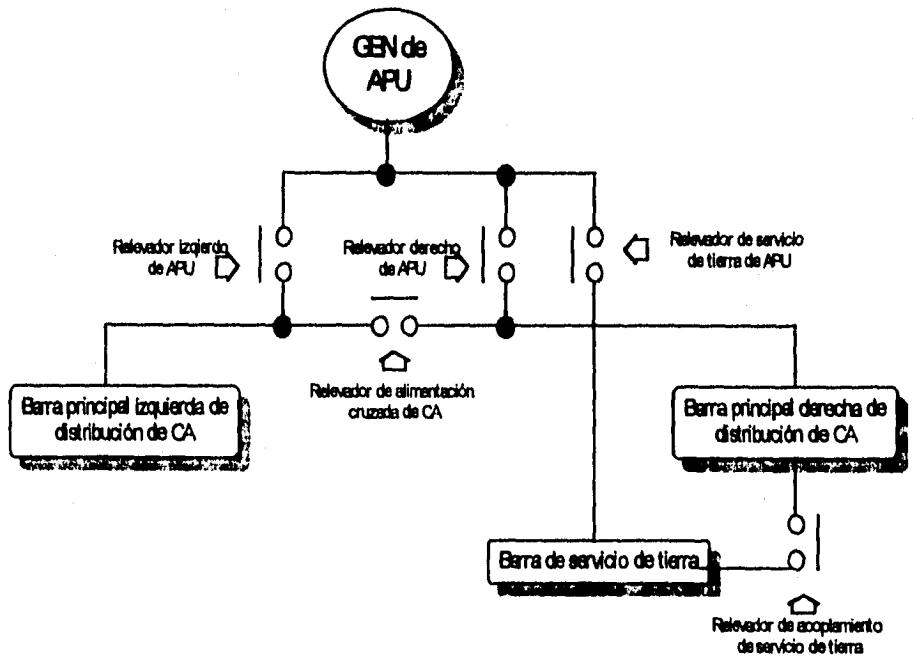


figura 2.2.1-1 Diagrama de distribución de energía con generador de APU

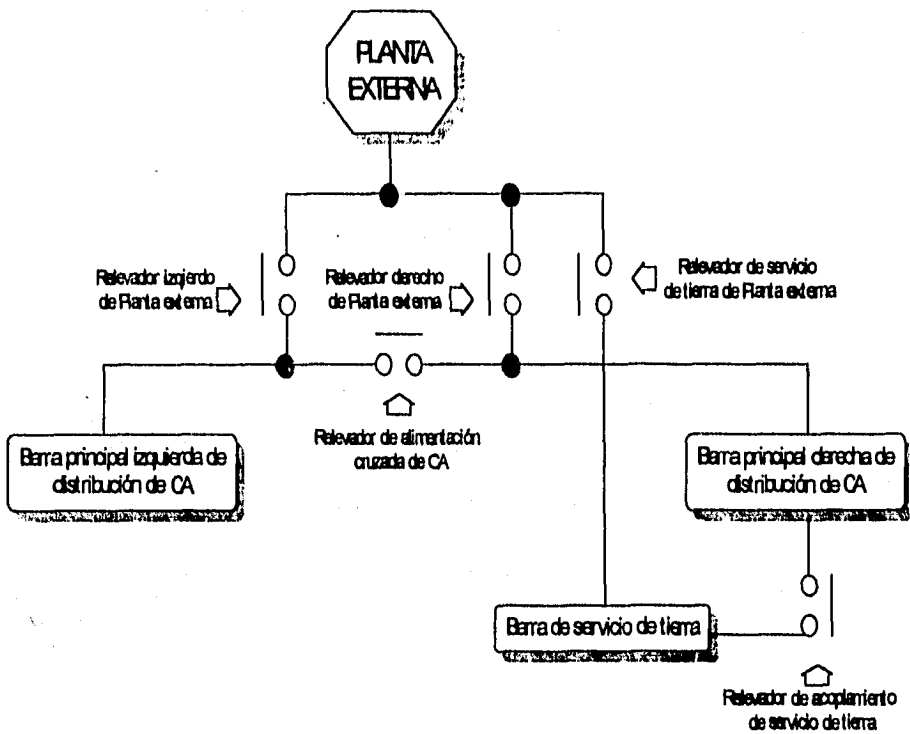


figura 2.2.1-2 Diagrama de distribución de energía con planta externa

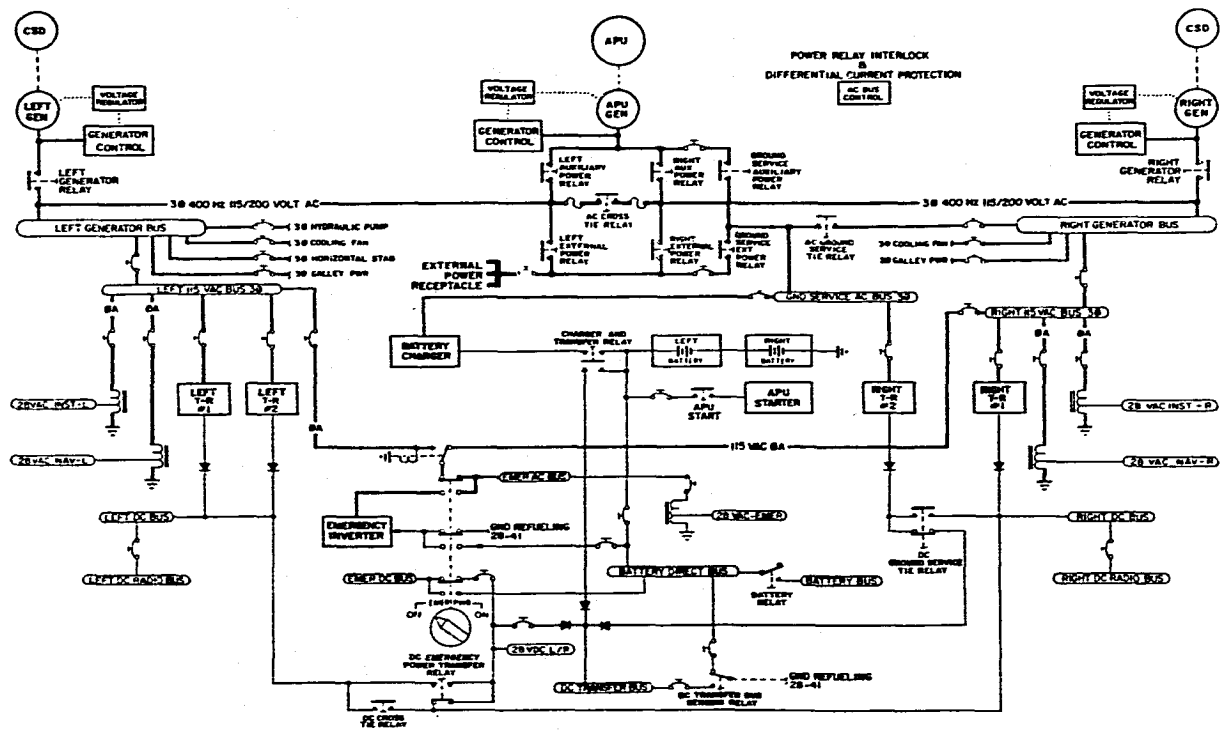


figura 2.2.1-3 Diagrama general de distribución de energía

Las prioridades de alimentación son las siguientes :

- PRIORIDAD 1°                      Generadores de Motor
- PRIORIDAD 2°                      Generador de APU
- PRIORIDAD 3°                      Planta Externa

Dentro del sistema de generación de energía de CA, hay unidades que continuamente se encuentran monitoreando, que la calidad de energía entregada por los generadores sea la adecuada para la alimentación de las diferentes cargas. Estas unidades son las GCU (Unidad de Control del Generador).

Para poder monitorear la energía proporcionada por la planta externa existe otra unidad conocida como BCU (unidad de control de barras) la cual realiza más funciones, dentro de las cuales es el coordinar las prioridades de alimentación, ya que aunque se tengan disponibles todas las fuentes de energía, no todas se encuentran alimentando a las cargas, como ya se mencionó anteriormente.

El sistema de CA también cuenta con reguladores de voltaje, cuya función es la de mantener siempre constante el voltaje proporcionado por los generadores, estos reguladores de voltaje encuentran como parte integral de las unidades de control de generador.

Unos de los componentes más importantes del sistema de generación de CA son los relevadores de potencia, por medio de los cuales se permite que pase la energía de la fuente de CA a alimentar a barras de distribución de energía principal de CA, la cual, una vez que se encuentran energizadas, distribuyen su energía a otras barras y éstas a las diferentes cargas que demanda el avión.

## **2.2.2 SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE CD**

La Corriente Directa de 28 VCD, normalmente es abastecida por cuatro transformadores/rectificadores (TR's), los cuales se localizan en el compartimiento de accesorios delantero, estas unidades se encuentran alimentadas a su entrada por energía trifásica de 115 VCA, convierten la energía a 28 VCA y posteriormente rectifican la corriente, dando a la salida 28 VCD.

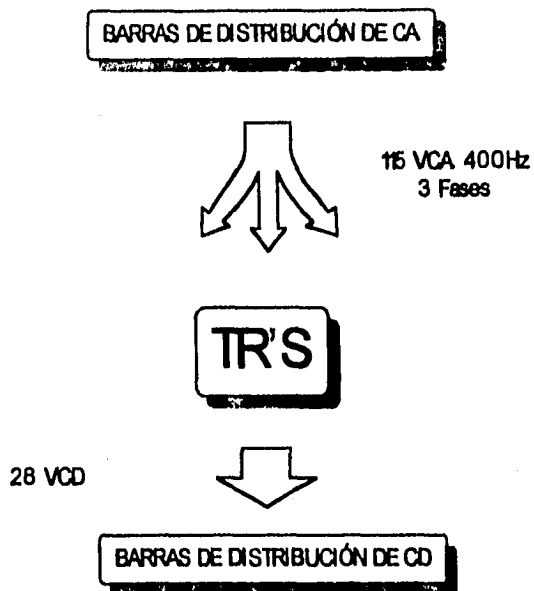


figura 2.2.2-1 Distribución de energía con TR's

Durante una operación normal, la barra izquierda de energía de CA alimenta a los dos transformadores rectificadores izquierdos, y éstos alimentan a la barra de principal de CD.

Mientras que en lado derecho, la barra derecha alimenta al TR # 1 y una barra conocida como barra de servicio de tierra alimenta al TR # 2. Ver figura 2.2.2-2

Cuando la barra principal derecha de CA está energizada, hay un relevador de CD de barra de servicio de tierra (DGSTR = Direct Current Ground Service Transfer Relay) que se energiza permitiendo que el transformador rectificador TR #2 esté conectado a la barra derecha de CD.

De tal manera que, en condiciones normales de vuelo, los dos TR's derechos alimentan a la barra principal de distribución de CD derecha, y los TR's izquierdos, alimentan a la barra principal de distribución de CD izquierda.

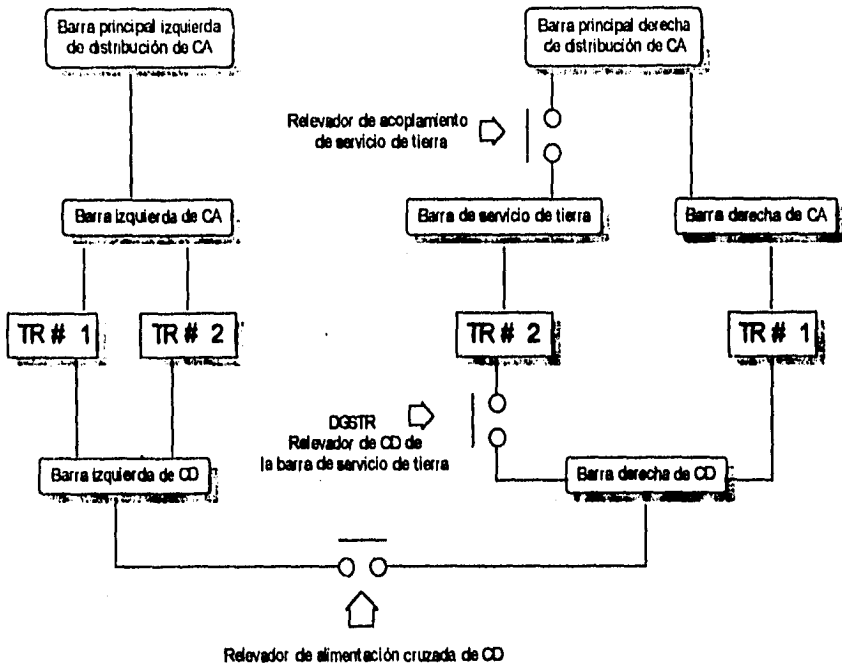


figura 2.2.2-2 Diagrama de distribución de energía de CD.

En el caso de que sólo se requiera energía para la barra de servicio de tierra, la barra derecha de CA está desenergizada, el relevador de CD de barra de servicio de tierra (DGSTR) está desenergizado y la salida del TR#2 está conectado a una barra que se le conoce como Barra de Transferencia de CD (DC TRANSFER BUS). Ver figura 2.2.2-3

La función de protección de las unidades TR's se realiza por medio de diodos, uno por unidad, que están conectados en serie con la salida del TR.

Hay dos baterías de níquel - cadmio de 14 volts cada una, instaladas en el compartimiento Eléctrico / Electrónico, conectadas en serie, para proporcionar 28 VCD para arranque de APU, también a través de un ruptor de 80 A, proporcionan



Para recargar las baterías, está instalado un cargador de alto rango. El cargador de baterías opera cuando la Barra de CA de servicio de tierra está energizada y el interruptor de batería está puesto. Para su operación recibe CA de la barra derecha a través del relevador acoplador de barra de servicio de tierra de CA. Durante operaciones en tierra, el cargador de baterías opera directamente de la barra de servicio de tierra. Además de proporcionar la energía necesaria para mantener la carga de las baterías, el cargador provee energía a la barra de directa de batería y a la barra de batería, durante operación normal.

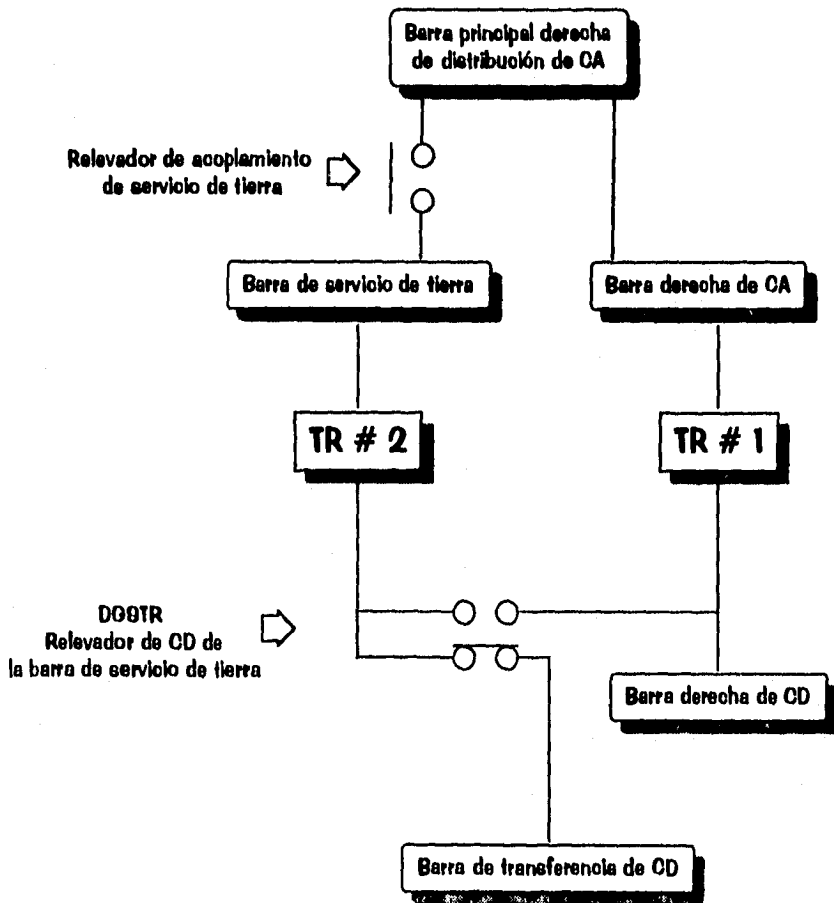


figura 2.2:2-3 Diagrama de distribución de energía con TR's derechos

### 2.2.3 SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE EMERGENCIA

Los sistemas de generación de energía de emergencia pueden clasificarse como:

- a) SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE EMERGENCIA LIMITADO
- b) SISTEMA DE GENERACIÓN DE ENERGÍA DE EMERGENCIA ILIMITADO

El hecho que sea limitado o ilimitado se refiere al tiempo de operación del sistema

Es decir, un sistema de generación de energía de emergencia, limitado solamente, se encontrará operando por un tiempo de 30 minutos, que sería aproximadamente el tiempo de descarga de la batería.

Mientras que en un sistema de energía de emergencia ilimitado, estará operando mientras se tenga otra fuente que proporcione la energía. Como sería el caso de aviones que utilizan un generador impulsado por un motor hidráulico, de tal manera que cuando fallaran todas las fuentes de energía principales de CA, siempre se tuviera presión hidráulica y el generador del HMG estaría funcionando, y se tendría generada una energía de respaldo.

En el caso de los MD-80 el tipo de sistema de energía de emergencia es el del tipo limitado, es decir, la fuente que se utiliza para un caso de emergencia son las baterías de níquel - cadmio, las cuales al someterlas a un régimen de descarga continuo, tienen un tiempo de operación de 30 a 45 minutos.

Como en el avión se tienen unidades que requiere de 28 VCD, y otras que requiere de 115 VCA, cuando exista una falla en el sistema eléctrico del avión y se requiera utilizar el sistema de generación de energía de emergencia, se utilizan a las baterías como fuente de alimentación de 28 VCD, y se utiliza a un inversor de 410 VA, instalado en el compartimiento de accesorios delantero, el cual proporciona 115 VCA monofásica 400 Hz.

Este inversor proporciona energía de CA a la barra de emergencia de CA cuando un interruptor de emergencia, que se tienen en cabina, está puesto en la posición de ON.

Para el control del sistema de energía eléctrica, se cuentan con tableros en la cabina de vuelo, en los cuales se tiene instrumentos, indicadores, interruptores, luces, mensajes por medio de los cuales el operador puede controlar y monitorear el estado del sistema eléctrico del avión.

Existen 2 barras de emergencia : una del sistema de CA y otra del sistema de CD, conocidas como :

- a) DC EMERGENCY BUS (Barra de emergencia de CD)
- b) AC EMERGENCY BUS (Barra de emergencia de CA)

Estas barras siempre deben ir energizadas, tanto en condiciones normales como en condiciones de emergencia.

Bajo condiciones normales de operación la barra izquierda de CA energiza a la barra de emergencia de CA. En el caso de que fallara la barra izquierda de CA, entonces la barra derecha de CA energiza a la barra de emergencia y, en el caso de que existiera un fallo completo de barras, la barra de emergencia de CA se energiza por medio del inversor de emergencia.

La barra de emergencia de CD se energiza bajo condiciones normales por la barra izquierda de CD, cuando ésta falla, entonces la barra derecha CD es la que energiza a la barra de emergencia de CD, y en caso de falla general entonces las baterías son las que energizan a la barra de emergencia de CD. Como se puede observar en la figura 2.2.3-1

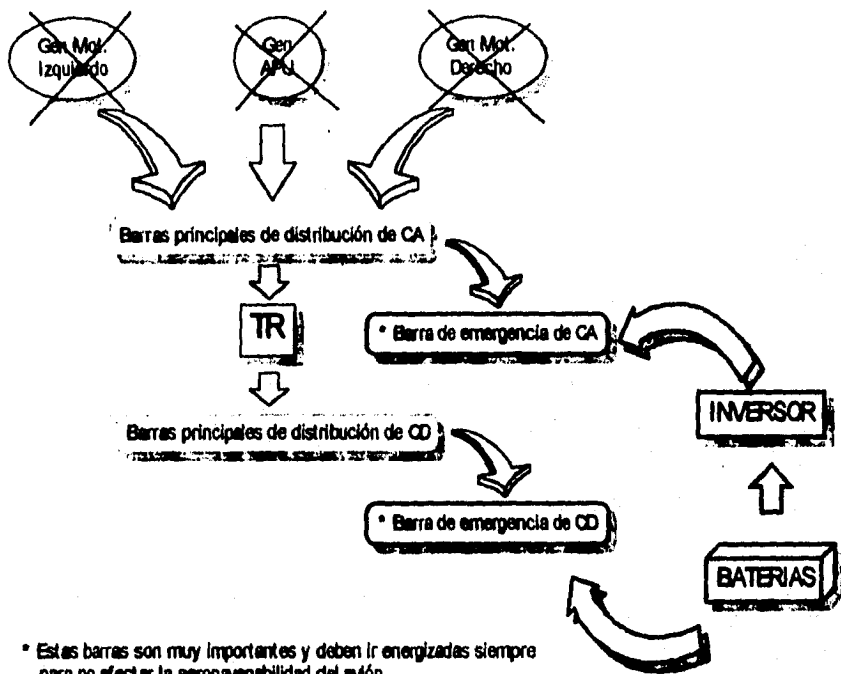


figura 2.2.3-1 Diagrama de energía de respaldo

# **CAPITULO 3**

## **3. GENERACION DE CORRIENTE ALTERNA**

### **3.1 UNIDAD DE VELOCIDAD CONSTANTE (UVC)**

La energía de CA en los MD-80 es trifásica y sus valores a la salida deben permanecer constantes en voltaje y en frecuencia.

Siendo estos valores:

VOLTAJE = 115 / 200 VCA

FRECUENCIA = 400 Hz

La unidad necesaria para mantener la frecuencia constante es la UVC, Unidad de Velocidad Constante. Esta unidad es uno de los componentes más importantes del sistema, debido a que en los aviones es necesario que los generadores produzcan corriente alterna trifásica de 115/200 Volts y 400 Hz. de frecuencia.

Para la obtención de una frecuencia constante en los generadores, es necesario que la velocidad de rotación del excitador (electroimán giratorio) sea constante.

Como el generador depende su movimiento del motor del avión, y éste varía su velocidad constantemente, dependiendo de la demanda de empuje, esto implicaría que variara constantemente el número de r.p.m. a los que se mueve el excitador, dando como consecuencia una frecuencia variable a la salida del generador.

Para que la velocidad de rotación del generador sea constante, sea cual fuere la variación en las velocidades del motor; se logra por medio de una unidad de

velocidad constante ( U V C ), también se le conoce con el nombre de CSD (Constant Speed Drive).

La localización de esta unidad en el avión, como se muestra en la figura 3.1-1 se encuentra acoplada a la caja de engranes de cada motor y, como ya se había mencionado antes, por medio de esta unidad se mantienen las r.p.m. al generador para que éste pueda dar 400 Hz constantes a la salida para alimentación de diversas cargas que requieren de esta calidad de energía; por lo que la UVC se encuentra intercalada entre el generador y el motor.

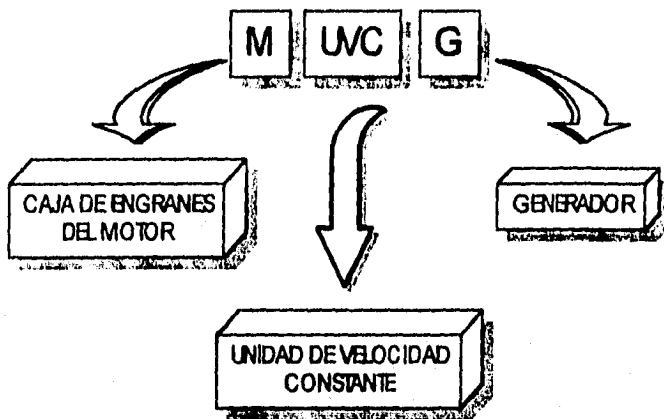


figura 3.1-1 Disposición de la UVC en el avión

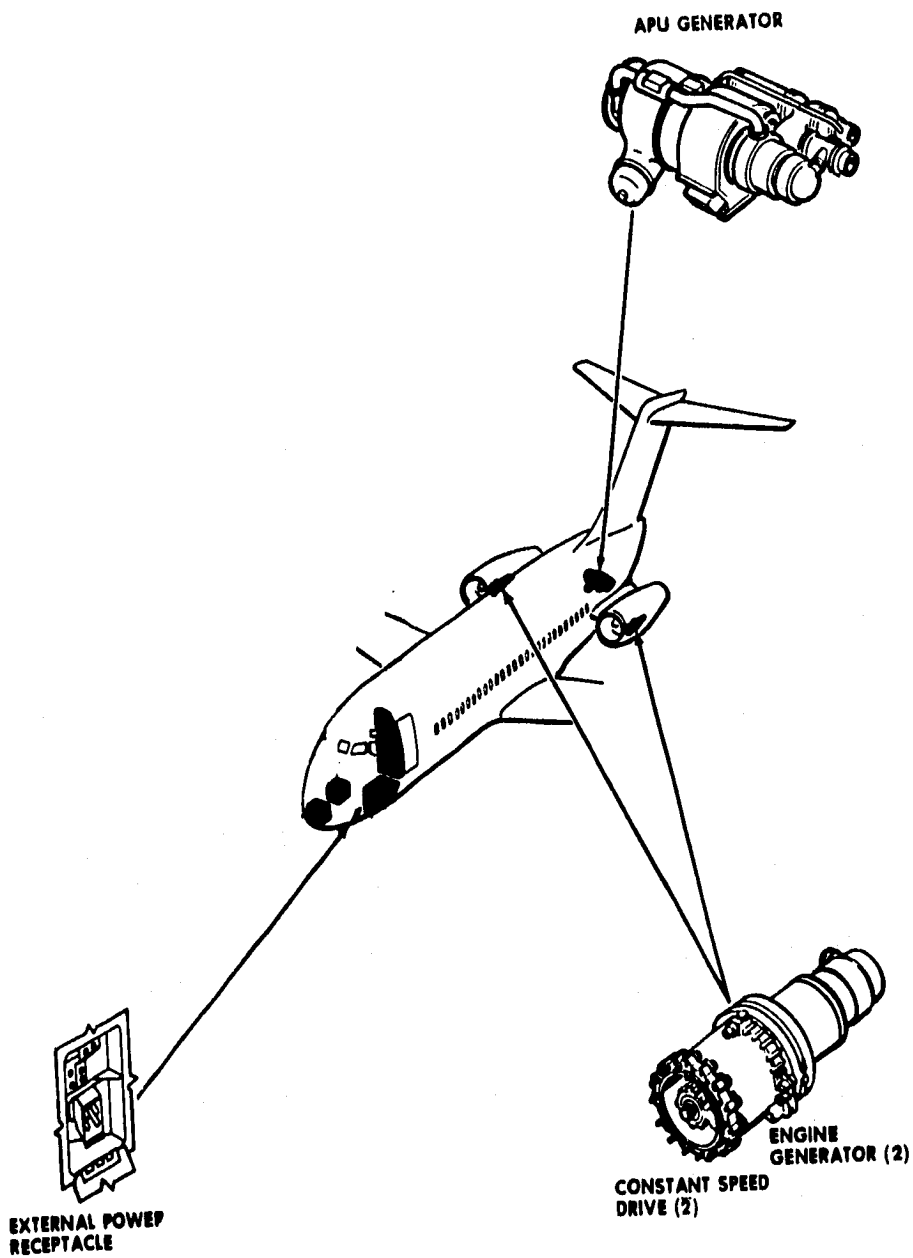


figura 3.1-2 Localización de la UVC en el MD-80

La UVC es una unidad del tipo hidromecánico cuya función es aumentar o disminuir las r.p.m. del motor con el objeto de entregar, en su eje de salida, que mueve el generador, unas R.P.M. constantes.

Para que la CSD o UVC funcione correctamente y de en su salida la velocidad necesaria, debe tener en su eje de entrada, un mínimo de revoluciones del motor entre 2500 y 3000 r.p.m. aproximadamente.

Cada transmisión de la UVC consta esencialmente de una transmisión hidráulica con controles mecánicos que regulan la velocidad de rotación de salida.

El movimiento utilizado para la transmisión del generador se controla y transmite al motor por medio de los efectos combinados de la unidad diferencial y de la unidad hidráulica.

### **3.1.1 CONTROL DE LA UVC**

La UVC presenta una unidad de desconexión que desconecta cuando funciona mal, una unidad enfriadora de aceite ( radiador ), y bulbos de temperatura de salida el aceite ( OUTLET ), de entrada ( INLET ), ver figura 3.1.1-1, y un sensor de presión.

La función de los bulbos de temperatura es proporcionar información de la temperatura de salida del aceite de la UVC, a esta temperatura se le denomina como TEMPERATURA "OUTLET", y también proporcionar información de la diferencia de temperaturas que se tienen entre la temperatura del aceite a la entrada de la UVC y la temperatura del aceite a la salida de la UVC, y a esta información se le conoce con el nombre de TEMPERATURA "RISE" ( Elevación de temperatura que experimenta el aceite en su recorrido por la unidad ).

Los dos sensores de temperatura (TEMP BULB OUTLET y TEMP BULB INLET ) envían sus señales a un indicador de temperatura de aceite situado en la cabina de vuelo.



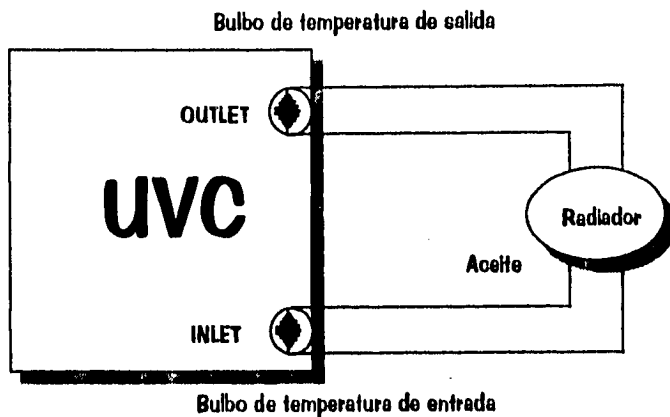


figura 3.1.1-1 Bulbos de temperatura de aceite UVC.

El control del correcto funcionamiento de la UVC se observa en cabina en los siguientes indicadores:

- a) INDICADOR DE FRECUENCIA DEL GENERADOR ASOCIADO A LA UVC
- b) INDICADOR DE TEMPERATURA DE ACEITE DE LA UVC
- c) LUCES INDICADORAS DE UVC

### 3.1.2 INDICADOR DE FRECUENCIA DEL GENERADOR ASOCIADO A LA UVC

La misión principal de la UVC es que su generador asociado proporciona una frecuencia a la salida, constante de 400 Hz.

Pudiera ser que un mal funcionamiento de la UVC se manifestara primeramente, en una frecuencia oscilante del generador en la salida. Esta oscilación debe ser de poca amplitud, ya que si las oscilaciones fueran muy amplias la frecuencia podría bajar a un valor mínimo ( baja frecuencia ) o sobrepasar un valor máximo ( sobre frecuencia ) actuando entonces las funciones de protección del GCU (Unidad de control del Generador, unidad de la que se hablará posteriormente)

aislando al generador del sistema de distribución, como se verá al describir la operación de la GCU.

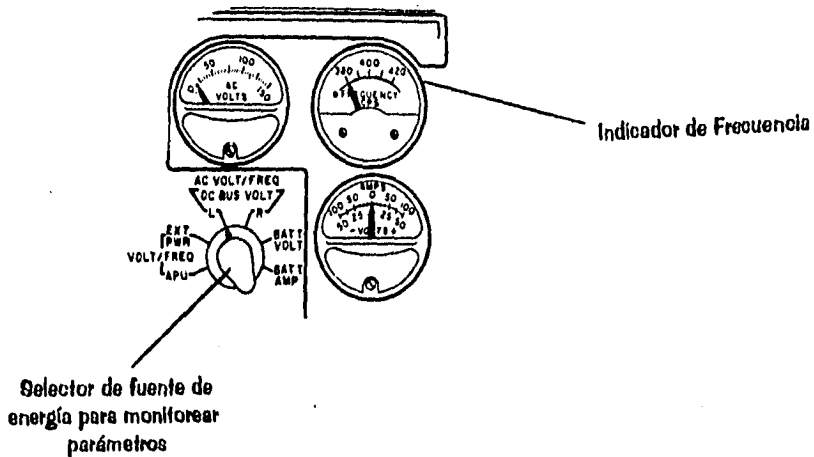


figura 3.1.2-1 Indicador de frecuencia.

### 3.1.3 INDICADOR DE TEMPERATURA DE ACEITE DE LA UVC

Los bulbos de temperatura de OUTLET e INLET, envían sus señales a un indicador de temperatura situado en la cabina de vuelo en el tablero superior. Este indicador tiene dos escalas una exterior y otra interior.

La escala interior OUTLET indica la temperatura de salida del aceite de la unidad. Al final de la escala hay una zona amarilla, de precaución, y una zona roja que indica que es peligroso operar la unidad dentro de esa gama de temperatura.

La escala exterior, RISE, indica la elevación de la temperatura de aceite a su paso por la unidad, es decir, la diferencia entre la temperatura de salida y de entrada.

Normalmente, el indicador señala la temperatura de salida, pero como puede verse en la figura hay un botón CSD TEMP RISE, cuando este botón se pulsa, el indicador que está recibiendo las dos señales, aunque solamente está utilizando

la de OUTLET, introduce las dos y las resta, dando la escala de RISE el incremento de temperatura.

Una indicación OUTLET hasta la zona amarilla implica un correcto funcionamiento de la UVC.

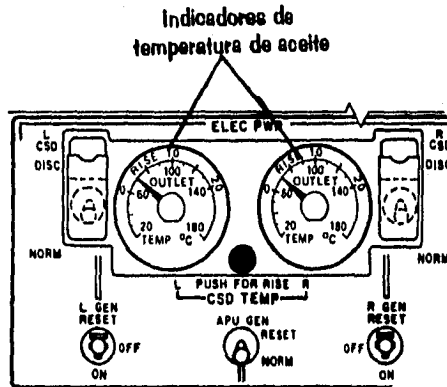


figura 3.1.3-1 Indicador de temperatura de aceite de UVC.

### 3.1.4 LUCES INDICADORAS DE LA UVC

Se puede controlar también la UVC comprobando la presión de su aceite. En el circuito de aceite de la UVC hay un interruptor sensor de presión. Cuando la presión del aceite de carga queda por abajo de un valor mínimo de seguridad, el interruptor se cierra, cerrando un circuito eléctrico, el cual provoca que se encienda en la cabina de vuelo una luz indicadora de esta anomalía.

Esta luz indicadora se encuentra ubicada en el tablero anunciador, el cual se encuentra en el tablero superior de la cabina de vuelo.

La luz ámbar de precaución muestra el siguiente mensaje :

L CSD OIL PRESS LOW ( en el caso de que la baja presión sea en la UVC izquierda)

R CSD OIL PRESS LOW ( en el caso de que la baja presión sea en la UVC derecha)

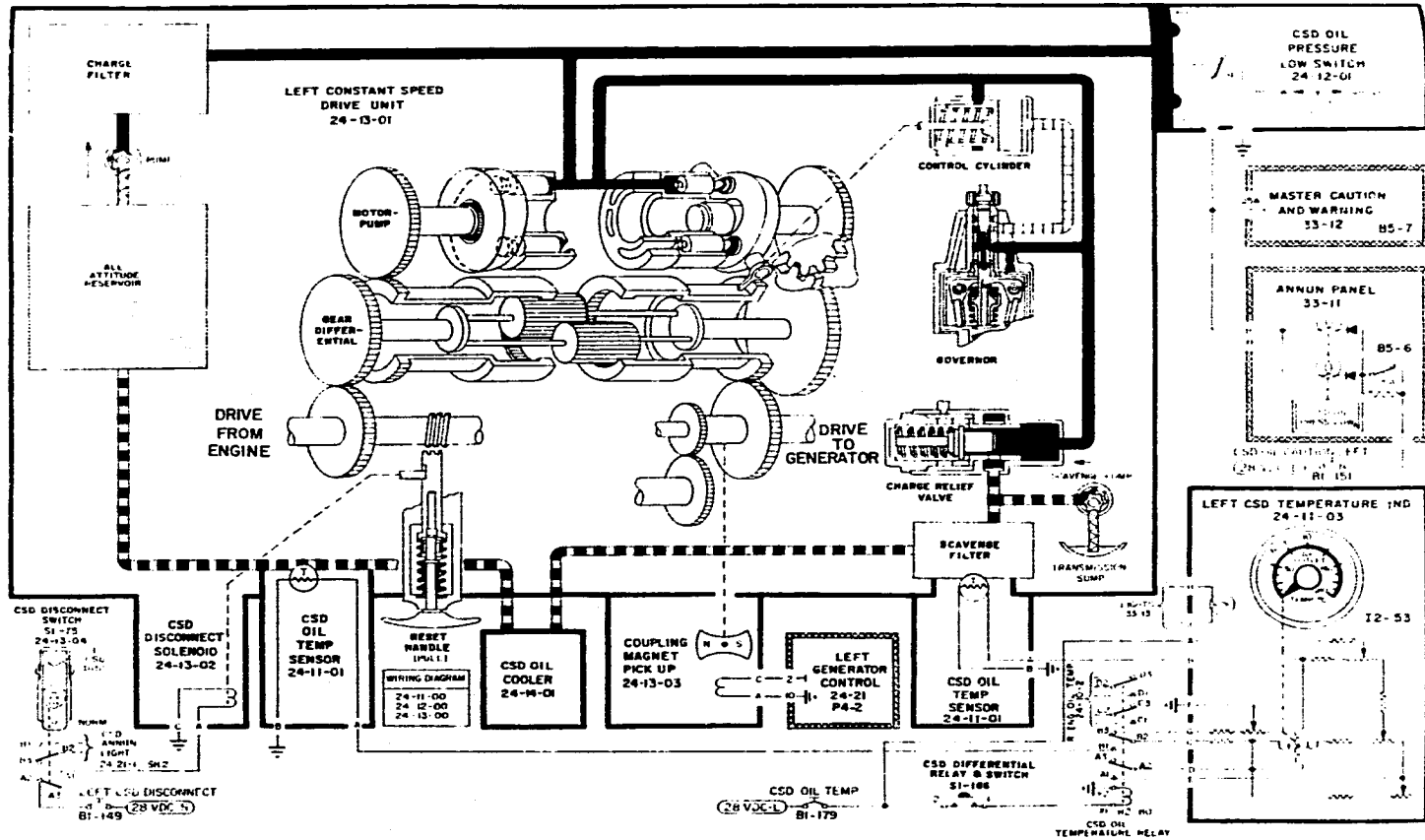


figura 3.1.4-1 Diagrama de UVC

### 3.1.5 UNIDAD DE DESCONEXIÓN DE LA UVC

La función de esta unidad es desconectar la UVC para que no siga girando en caso de avería de la propia unidad.

La desconexión se realiza eléctricamente por medio de un interruptor situado en la cabina de vuelo.

Este interruptor se encuentra en el tablero superior el cual tiene una guarda roja, y normalmente va frenado para evitar el realizar un desengarce inadvertido de la unidad. Figura 3.1.5-1

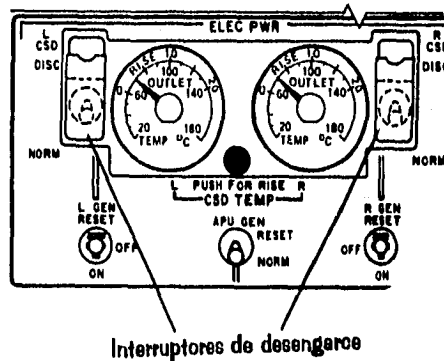


Figura 3.1.5-1 Interruptores de desconexión de las UVC's

Una vez que se ha desconectado la unidad, es decir una vez que se ha desengarzado a la UVC de la caja de engranes del motor, no se puede volver a re-engarzar hasta que el avión está en tierra con motores parados y se reasienta el sistema tirando de la manija de RESET situada en la propia unidad.

Figura 3.1.5-2

La desconexión de la transmisión, es un dispositivo accionado eléctricamente que desacopla el eje de entrada, separando del eje de la unidad, en caso de falla de una transmisión.

Al poner el interruptor de cabina en la posición DESCONEXIÓN se suministra corriente continua a un solenoide que retrae, eléctricamente un cerrojo. Un muelle o resorte fuerza la manilla hacia arriba engranando con un tornillo sin fin

que hace la desconexión. Para conectar de nuevo hay que tirar de la manilla hasta que el cerrojo entre en su alojamiento. Figura 3.1.5-3

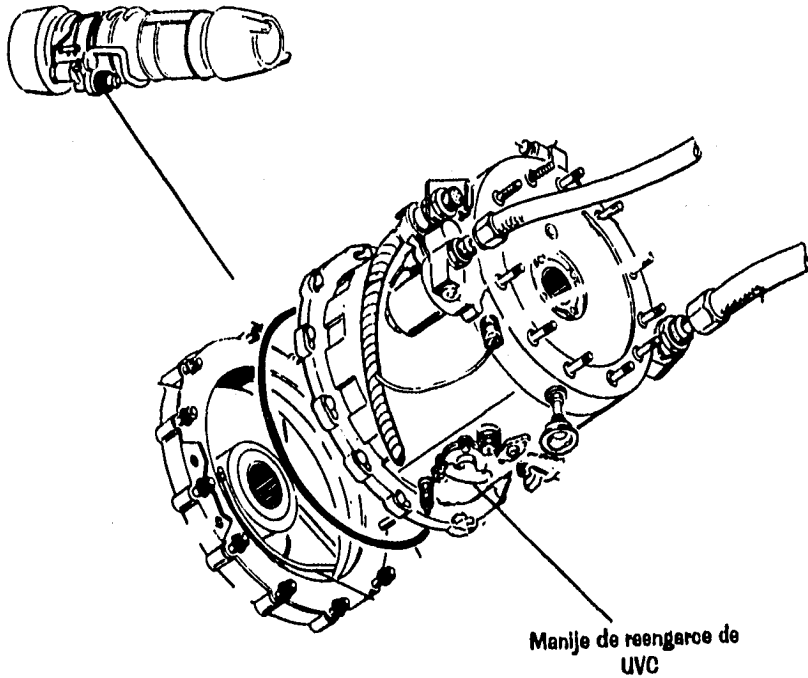


figura 3.1.5-2 Manija de re-enganche de la UVC.

El interruptor de desconexión es de posición momentánea, cargado con muelle y su acción es irreversible en vuelo. En cuanto a la producción del voltaje constante de salida se obtiene por medio del regulador de voltaje, variando el campo inductor del generador.

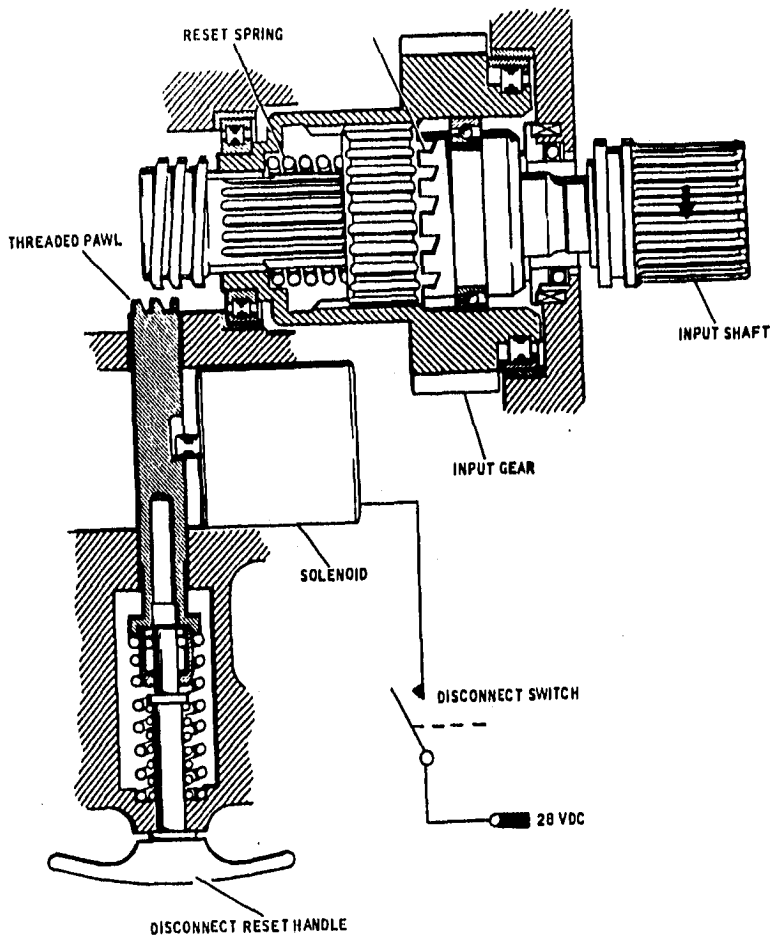


figura 3.1.5-3 Mecanismo de desengarce y engarce de la UVC

### 3.2 GENERADOR DE CA

En la figura se muestra un generador básico de corriente alterna (CA). Si se obliga a girar una espira de alambre (inducido) en medio del campo magnético producido por los imanes (inductor), se inducirá un voltaje en sus extremos voltaje que es aprovechado por una carga mediante las escobillas que permiten el contacto aunque la espira esté en movimiento. Las escobillas son de un material suave pero conductor como lo es el carbón.

### 3.2.1 OPERACIÓN DE UN GENERADOR MONOFÁSICO

Para funcionar apropiadamente, el generador de CA debe ser operado de forma que la espira gire a una velocidad constante. Obsérvese que cada extremo de la espira siempre está en contacto con la misma escobilla, al dar una vuelta completa (cada vuelta completa se conoce como una revolución). Figura 3.2.1-1

El funcionamiento de una sola vuelta o espira cuando produce un ciclo completo de voltaje alterno se muestra en la figura. Si se conecta una carga entre las terminales, circulará una corriente alterna a lo largo del circuito.

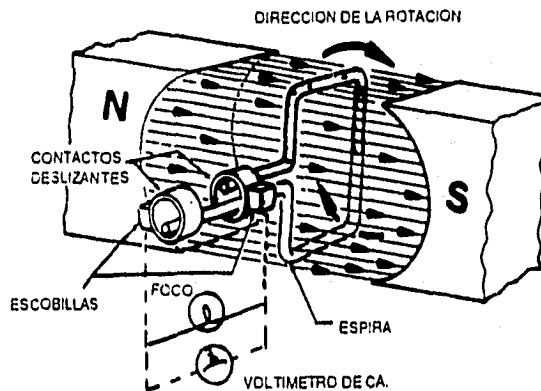


figura 3.2.1-1 Generador monofásico

Como se puede ver en la figura 3.2.1-2 cuando la armadura se mueve de la posición 1 a la posición 2 corta cada vez más las líneas de flujo. Por lo tanto el voltaje aumenta en una sola dirección desde cero hasta un valor máximo. Este aumento en el voltaje causa un aumento análogo en la corriente, el cual se muestra por el primer cuarto de la onda senoidal. En la posición 2 la bobina corta a la línea de flujo a un ángulo de  $90^\circ$ . En esta forma se produce el voltaje máximo.

Al moverse de la posición 2 a la posición 3, la armadura corta menos líneas de flujo en ángulo más agudo, pero en la misma dirección. Por esta razón, el voltaje disminuye desde su máximo valor hasta cero. Durante este tiempo la corriente decrece también a cero. Esto se muestra con el segundo cuarto de la onda senoidal.



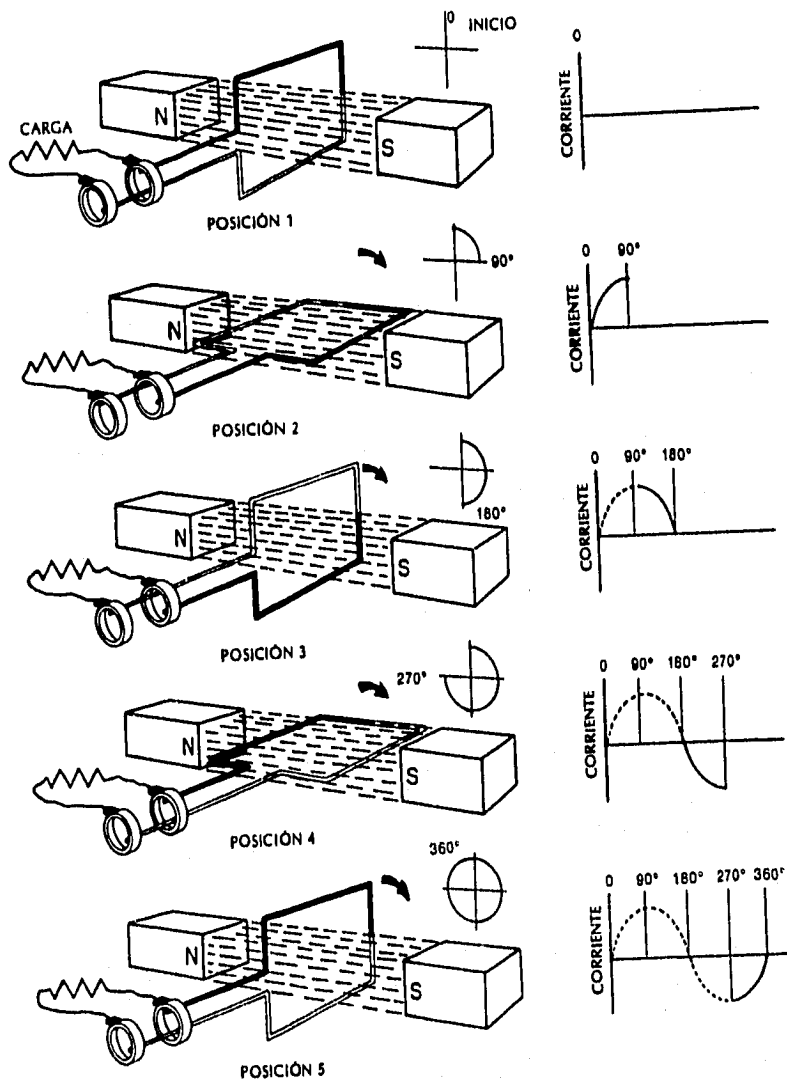


figura 3.2.1-2 Generación de un ciclo con un generador de CA de una sola espira

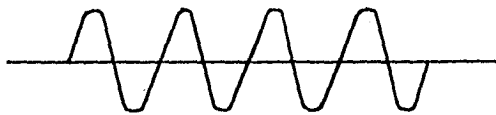
Como la armadura continua rotando hacia la posición 4, cada uno de sus lados corta el campo magnético en la dirección opuesta. Esto cambia la polaridad del voltaje y el sentido de la corriente. Una vez más, el voltaje y la corriente aumentan desde cero hasta sus valores máximos durante el tercer cuarto de la onda senoidal en sentido inverso.

De la posición 4 a la posición 5 la armadura regresa al punto inicial. En este lapso, el voltaje y la corriente disminuye desde sus valores más altos negativos hasta cero y así se completa el ciclo.

Cada vuelta la revolución dada por la espira, describe una gráfica como la muestra la figura, a una gráfica como ésta se le llama onda. Esta onda tiene una mitad positiva y otra mitad negativa. A cada mitad se le llama: **ALTERNANCIA POSITIVA O ALTERNANCIA NEGATIVA.**

A la onda completa, con sus dos alternancias, también se conoce como ciclo.

La CA se representa por medio de una onda.



**figura 3.2.1-3 Representación de onda de CA**

La característica principal de la CA es que cuando se presenta la alternancia positiva, la corriente fluye en un sentido y cuando se presenta la alternancia negativa, la corriente fluye en el sentido opuesto, esto es lo que le da su nombre de alterna.

Por cada revolución que efectúa la espira en medio del campo magnético, se genera una gráfica, u onda senoidal, igual a la de la figura anterior, y al número de ondas o ciclos que se presentan por segundo se le llama frecuencia o ciclaje.

Si en lugar de una espira se pusiera una bobina con varias vueltas, en medio del campo magnético, los voltajes inducidos en cada porción de la bobina serían como se muestra en la figura 3.2.1-4

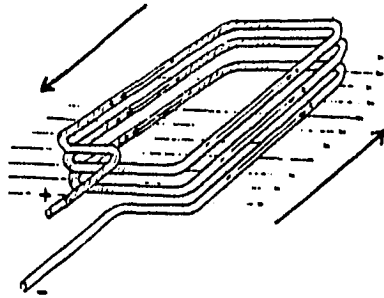


figura 3.2.1-4 Bobina con varias espiras

Nótese que es el mismo sentido que la figura, siguiendo el circuito de la bobina se ve que todos los voltajes inducidos se suman en los extremos, por lo tanto se deduce que a mayor número de espiras en la bobina, mayor voltaje se puede obtener en los extremos.

En un generador real, los imanes se substituyen por los electroimanes, para crear un campo magnético fijo. Y las bobinas se enrollan en las armaduras para mantener centrado con precisión al inducido y al inductor.

### 3.2.2 OPERACION DE UN GENERADOR TRIFASICO

Se explicó el principio de operación de un generador con una sola fase, donde una sola bobina es inducida por el campo magnético, el voltaje generado en los extremos de esa bobina es aprovechado para producir una corriente que sirve para activar un circuito eléctrico. Existen en la industria otros tipos de generadores más eficientes que son los generadores trifásicos.

Estos constan de tres enrollados o bobinas geométricas, desfasadas  $120^\circ$ , tal como se muestra en la figura 3.2.2-1

Aquí cada bobina genera una FEM (Fuerza electromotriz) independientemente de las demás pero de forma idéntica a como se explicó para el generador de una fase.

La forma de conexión con una terminal común se conoce como circuito estrella. Para simplificar, el generador trifásico se representa mediante el símbolo esquemático mostrado en la figura 3.2.2-2

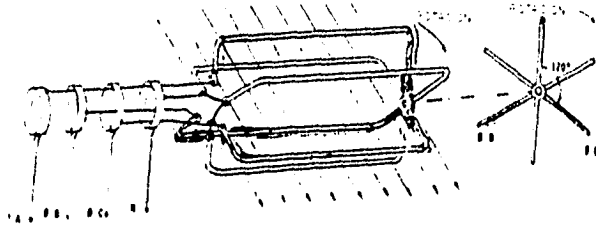


figura 3.2.2-1 Generador trifásico en conexión estrella

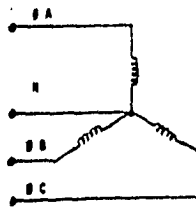


figura 3.2.2-2 Símbolo del circuito estrella de un generador

### 3.2.3 OPERACION DE UN GENERADOR TRIFÁSICO SIN ESCOBILLAS

El sistema de generación de corriente alterna es la fuente primaria de energía eléctrica en un avión.

Los generadores de corriente alterna utilizados son del tipo sin escobillas (inductor móvil). Normalmente dan una salida de corriente alterna trifásica de 115 / 200 VCA y una frecuencia de 400 Hz y la potencia de 40 KVA, siendo el giro al que debe permanecer constante el generador es de 6000 r.p.m.

El generador de corriente alterna del tipo sin escobillas no necesita ningún tipo de conexión eléctrica entre la parte giratoria y no giratoria del mismo, y se encuentra constituido por tres partes de producción, que son en realidad tres generadores elementales:

- 1º Generador PMG (generador de imán permanente)
- 2º Generador Excitador (electroimán giratorio)
- 3º Generador Principal (salida del generador)

Los tres generadores elementales van encerrados en un solo alojamiento.

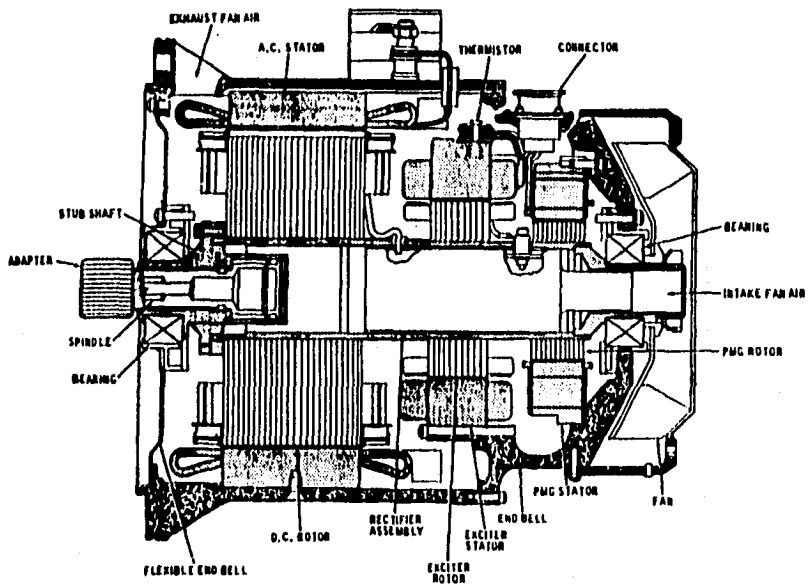


figura 3.2.3-1 Generador de CA

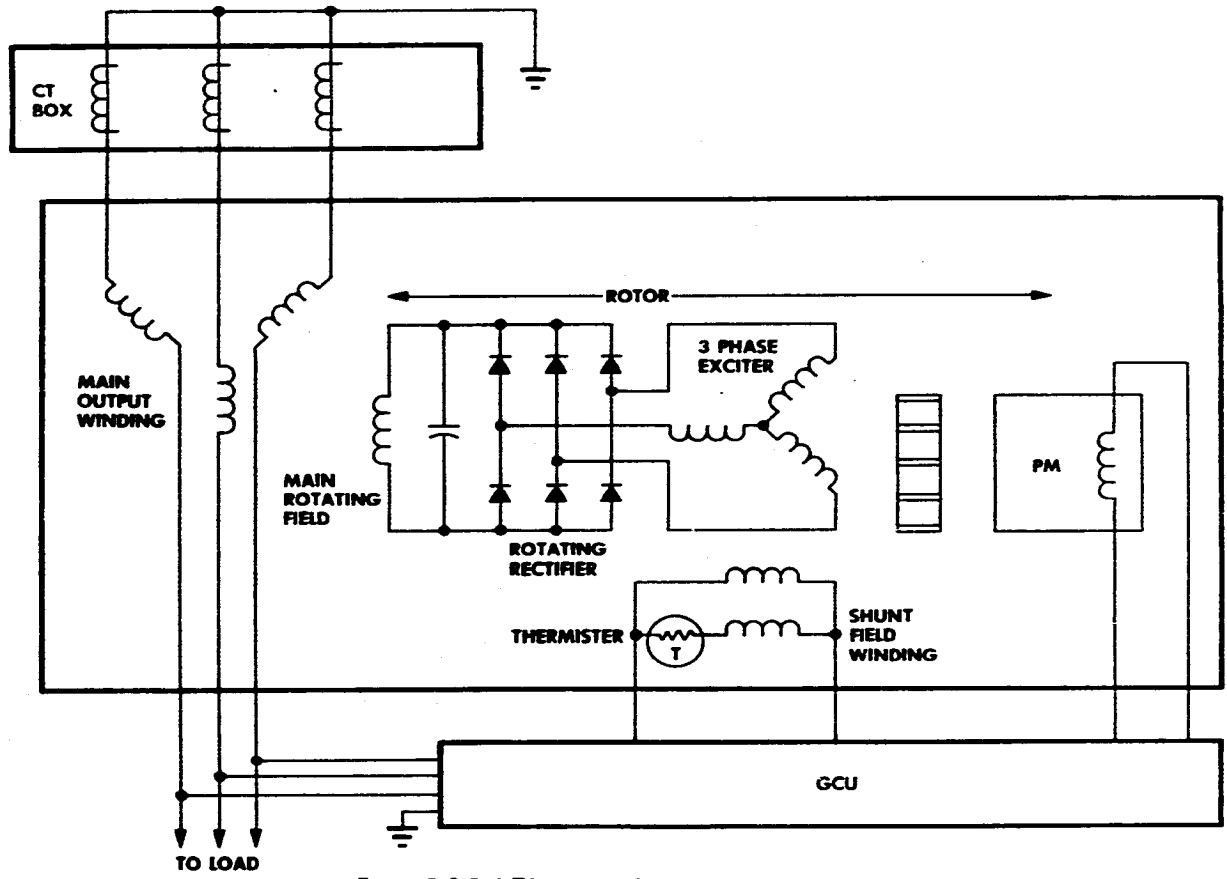


figura 3.2.3-1 Diagrama de generador de CA

El rotor del PMG, el Inducido del excitador, el rectificador giratorio y el campo del generador de corriente alterna van montados en el eje del generador. El inducido del estator del PMG, los devanados del campo del excitador y el Inducido del estator del generador principal de corriente alterna, están asegurados al armazón del generador y aislados del mismo.

El primer generador es magnético (de imán permanente) provisto de una sola fase, y en él se genera corriente alterna en los devanados de su inducido por la variación de flujo producido por el giro de una rueda de imanes permanentes.

El PMG produce la excitación inicial y alimenta de energía al regulador de voltaje y a la Unidad de Control del generador (GCU) de la cual se hablará posteriormente.

La corriente alterna producida en el inducido del PMG es rectificadora en la Unidad de Control del Generador (GCU) y pasa a través del regulador de voltaje para obtener corriente continua de excitación controlada. Esta corriente continua de excitación se aplica al excitador (Integral AC Generator) en unos electroimanes que son los devanados del campo del excitador. El campo fijo tiene dos devanados de campo en paralelo.

Hay un termistor (resistencia de coeficiente negativo de temperatura) conectada en serie con unos de los devanados para proporcionar una resistencia de campo inductor casi constante en la gama de temperaturas en que trabaja el generador.

El inducido del excitador consta de tres bobinas desfasadas  $120^\circ$  está en movimiento (el cual va montado en el eje del generador); el inducido del generador excitador es el rotor del generador excitador.

Observando de esta manera, que NO IMPLICA que en las tres partes de producción de energía que son los tres generadores de los que consta el Generador de CA en el avión, siempre la parte rotatoria de cada uno de estos generadores sea el inductor, y que siempre sea la parte del estator la que esté haciendo la función de inducido.

El generador excitador recibe en su parte de estator energía de la Unidad de Control del Generador, ya rectificadora con la calidad requerida, para que a la salida del generador principal se obtengan los 115/200 VCA necesarios para la alimentación de equipo utilizado en el avión que requiere de esta alimentación.

Produciéndose de esta forma una variación de flujo en estas tres bobinas, las que forman parte del rotor del generador excitador, (flujo producido por la corriente continua procedente del generador de imán permanente después de pasar por

los rectificadores y regulador de voltaje) por lo que se origina en las tres bobinas giratorias una corriente alterna trifásica.

Al estar en movimiento, para recoger esta corriente alterna trifásica necesitaríamos anillos colectores y escobillas; además, esta corriente alterna trifásica se vuelve a rectificar, pasándola a corriente debida al campo existente es todavía de pequeño voltaje. Para evitar este inconveniente (anillos colectores y escobillas) y aumentar el campo corriente continua a través de los rectificadores de doble onda.

Estos rectificadores son seis diodos conectados en un puente trifásico de onda completa

Esta corriente continua de mayor intensidad, se aplica como corriente de excitación en el generador principal. Se aplica a unos devanados excitadores (creadores de campo magnético). La figura anterior el diagrama muestra uno, pero normalmente habrá tres o cuatro pares de devanados, por los que circulará la corriente continua en sentido contrario en cada uno de ellos con relación al anterior, constituyendo así lo que normalmente se llama " pares de polos " del generador.

Como todo el conjunto del excitador, es decir, bobinas desfasadas  $120^\circ$ , rectificadores de doble onda y pares de polos, ésta en movimiento, los pares de polos giran y producen una variación de flujo en tres bobinas desfasadas  $120^\circ$  del generador principal ( inducido estator del generador principal ) que por lo tanto no necesitan movimiento.

En estas tres bobinas, como el campo magnético ya es suficiente, se produce una FEM de 115 / 200 V controlada constantemente por el regulador de voltaje.

La corriente trifásica producida en el generador principal se utiliza para alimentar energía eléctrica al avión. Como el inducido, donde se produce la corriente, no tiene movimiento, se puede conectar directamente al circuito exterior, evitando los anillos colectores y escobillas que dan exceso de chispa en atmósferas poco densas y encarecen el mantenimiento.

### **3.3 REGULADOR DE VOLTAJE**

El regulador de voltaje se alimenta del PMG y proporciona energía de corriente continua al inductor del excitador. El regulador detecta el voltaje de salida del generador, para que en función de éste proporcione la excitación requerida para mantener una salida constante de 115 VCA.



El regulador proporciona la excitación necesaria al generador, comparando un voltaje de referencia con el voltaje de salida.

En la mayoría de los casos se cuenta con un regulador de voltaje por cada generador existente en la aeronave.

El sistema de generación de energía eléctrica los reguladores de voltaje son circuitos integrados a las unidades de control del generador

### 3.3.1 OPERACIÓN

La energía necesaria para la operación del regulador, como se dijo anteriormente es proporcionada por el PMG, con excepción de la energía detectada de salida. De esta manera, se tiene una fuente de energía independiente de la carga del generador. La energía del PMG es rectificadora y la salida de CD se usa como una fuente de energía de la unidad. La muestra de voltaje a la salida del generador, se rectificadora, se filtrada y se compara con el voltaje de referencia. Las acciones anteriores determinan el voltaje de salida para excitar el campo del generador. En el caso de las aeronaves MD-80, en la parte frontal de la GCU, se hace el ajuste necesario para obtener el voltaje de salida del generador (115 +/- 3 volts). Ajuste del regulador de voltaje en aquellos aviones en donde se encuentra integrado a la Unidad de Control del Generador ( GCU )

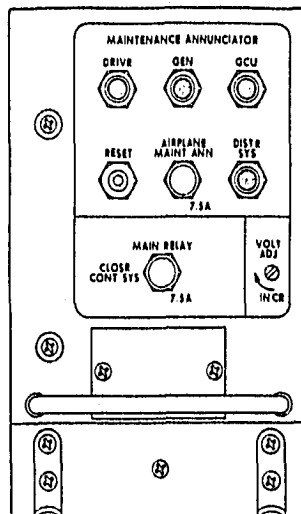


figura 3.3.1-1 Unidad de Control del Generador GCU

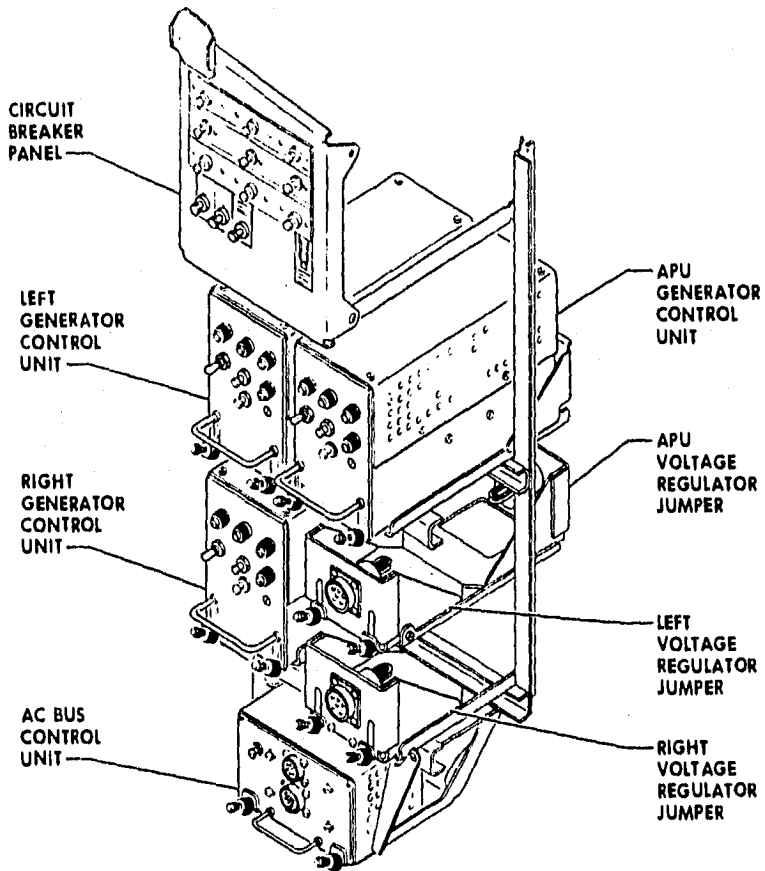


figura 3.3.1-2 Localización de GCU's

### **3.4 TRANSFORMADORES DE CORRIENTE DE PROTECCIÓN DIFERENCIAL (CT'S)**

Los transformadores de corriente de protección diferencial (CT's) se usan para detectar la corriente que está circulando entre línea y línea o entre línea y tierra, con el propósito de detectar una falla, cuando ésta se presenta en cada una de las fuentes de energía (generador izquierdo, generador derecho o APU).

#### **3.4.1 LOCALIZACIÓN DE LOS CT'S EN EL AVION**

Hay un CT por cada fase en el lado de tierra. Por esta razón, son necesarios 6 CT's por cada generador de motor y 9 para el APU.

Seis CT's de generadores de motor y seis CT's de APU, se localizan en la parte posterior de la Central de Energía Eléctrica (EPC).

Dos cajas de conexiones conteniendo tres CT's cada una, se localizan en cada barquilla del motor.

Hay una caja más conteniendo tres CT's en el compartimiento de APU.

### **3.5 UNIDAD DE CONTROL DEL GENERADOR ( GCU )**

La GCU tiene como función el monitorear la operación del generador, realiza funciones de protección y de control, para evitar que un generador que esté entregando una calidad de energía inadecuada dañe a varias unidades que son energizadas por él.

En todos los sistema de generación de energía eléctrica de las aeronaves se cuenta con una GCU por cada generador, y un generador por cada motor, incluyendo la planta auxiliar de energía (APU).

Estas unidades se localizan en el compartimiento Eléctrico/Electrónico.

Cada GCU del MD-80 en la parte frontal cuentan con un tablero anunclador de mantenimiento , el cual se utiliza como una ayuda al personal de mantenimiento para el aislamiento de fallas.

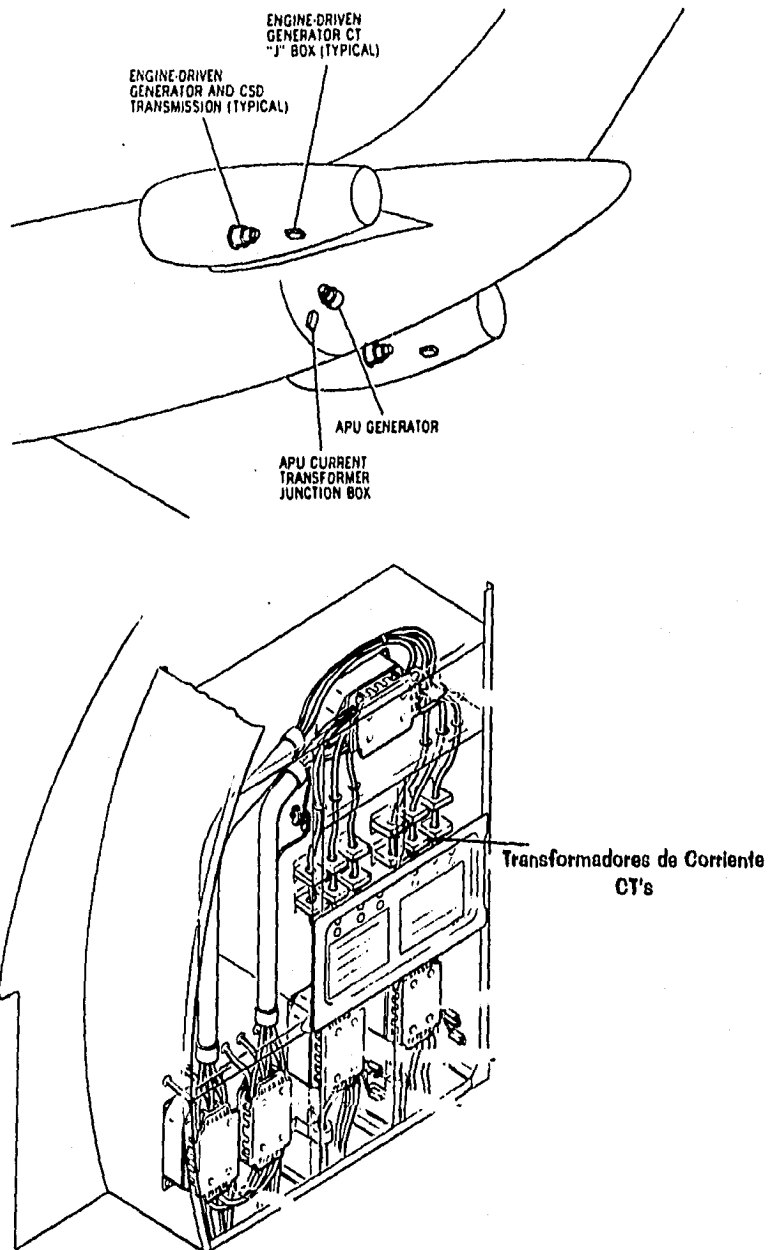


figura 3.4.1-1 Localización de CT's en el avión

### 3.5.1 TABLERO ANUNCIADOR DE MANTENIMIENTO DE LA GCU

Una de las partes más importantes del sistema de generación de energía eléctrica de CA, es el tablero anunciador de mantenimiento, que se localiza en la parte frontal de la unidad de control del generador (GCU). El tablero anunciador por medio de circuitos lógicos, localizados dentro de la propia unidad de control, es capaz de determinar qué área, o componente, es el causante de un mal funcionamiento del sistema de CA.

Hay cuatro luces indicadoras de falla y un interruptor restablecedor "RESET".

Cada una de las luces está controlada por el relevador con amarre mecánico y dos bobinas. El amarre mecánico, proporciona el registro de falla.

Los relevadores se identifican como:

*Relevador Anunciador de Excitación	(DAR)
*Relevador Anunciador de Generador	(GAR)
*Relevador Anunciador de la Unidad de Control del Generador	(GCUAR)
*Relevador Anunciador del Sistema de Distribución.	(DSAR)

Las luces indicadoras se activarán cuando su correspondiente relevador esté disparado (TRIP). El voltaje de CD necesario para la operación de las luces y circuitos lógicos, se proporciona por una barra de 28 VCD de la propia unidad de control del generador, a través de un breaker (ruptor de circuito), de 7.5 A.

Las señales para disparar los relevadores anunciadores, son enviadas a través de los circuitos lógicos, desde las funciones de protección,

La señal necesaria para cerrar (RESET) los relevadores del anunciador, es proporcionada por el interruptor restablecedor "RESET SWITCH",

En estas condiciones, el anunciador se restablece por sí mismo, cuando una condición de falla aparente desaparece, el sistema regresa a su estado normal.

El conocimiento de la operación del Tablero Anunciador de Mantenimiento, será de gran utilidad al personal para el aislamiento de fallas y el consiguiente cambio de componentes, que será acertado entre un 90% y un 100% la mayor de las veces.

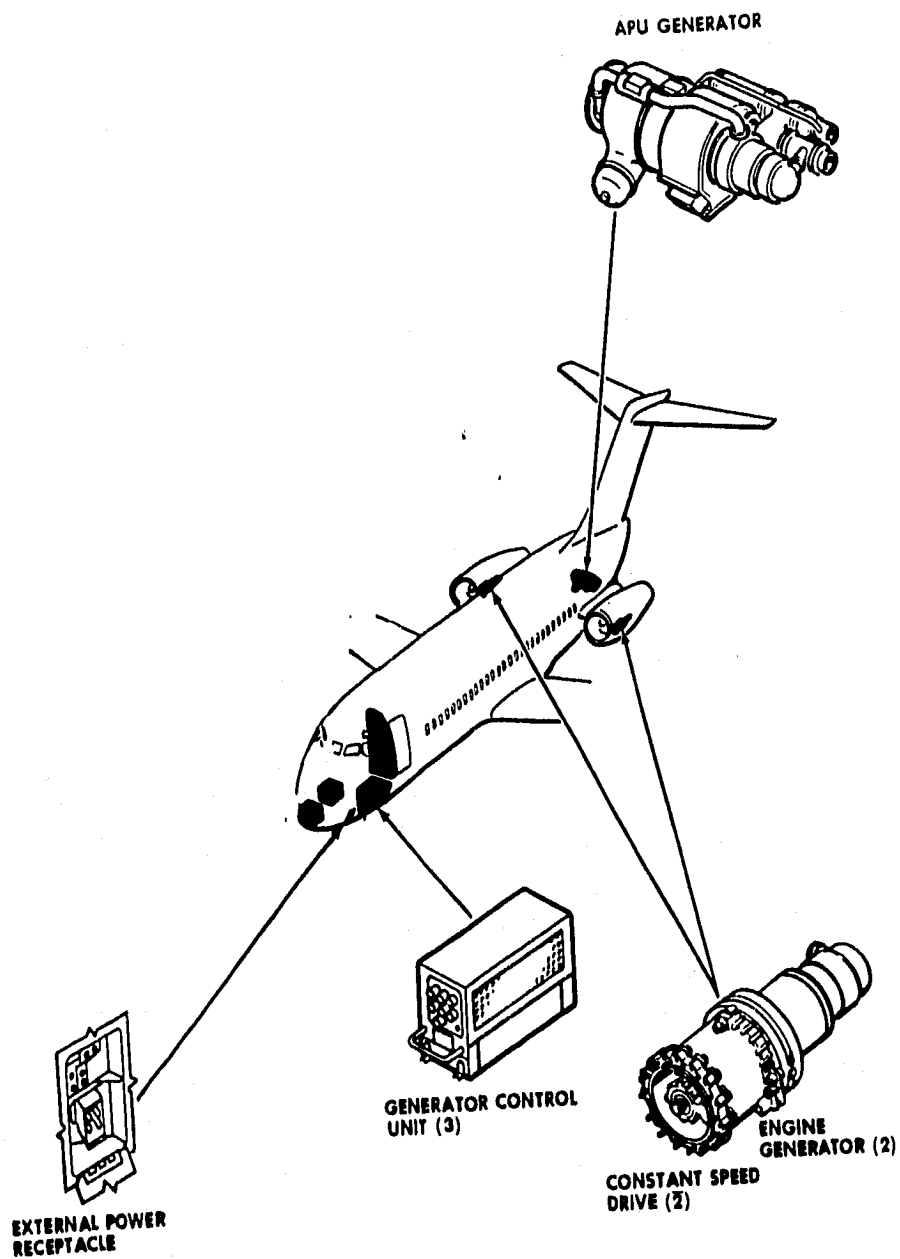
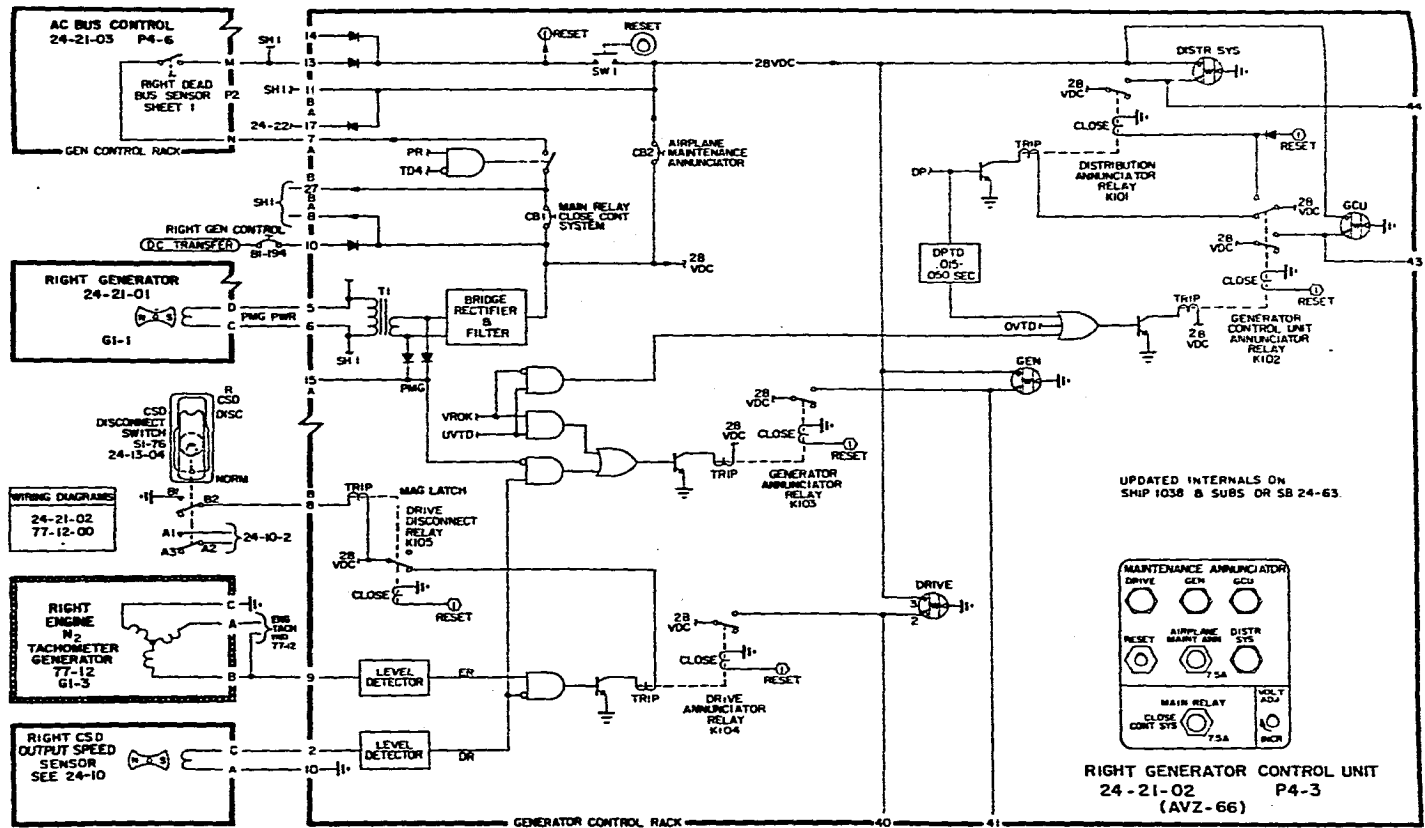


figura 3.5.1-1 Localización de GCU's en el avión



CS  
CS

figura 3.5.1-2 Diagrama del tablero anunciador GCU

### 3.5.2 PROTECCIONES DE LA UNIDAD DE CONTROL DEL GENERADOR

Las funciones de los circuitos de protección son detectar y aislar las condiciones de falla, antes que pueda dañar al sistema; además, los circuitos de protección son capaces de distinguir entre una condición "NORMAL DE FALLA APARENTE" y una "FALLA VERDADERA".

Como se observa en la FIGURA DEL GENERADOR TRIFÁSICO SIN ESCOBILLAS, hay una pequeña toma de corriente que va de la salida del generador al regulador de voltaje dentro de la GCU.

Si la corriente de salida del generador tiene un voltaje superior o inferior a 115 volts, el regulador actúa en consecuencia para disminuir o aumentar la cantidad de corriente continua que deja pasar a los devanados inductores del excitador.

Como consecuencia, variará la cantidad de corriente inductora en los devanados creadores de campo del generador principal, logrando que el voltaje de salida recupere su valor de 115 Volts.

En determinadas condiciones, la GCU puede cortar el paso de corriente continua a los embobinados del excitador, desactivando el generador al dejarlo sin campo magnético. Cuando actúa de esta forma abre un relevador llamado GCR (Generator Control Relay = Relevador de Control del Generador) o FR ( Field Relay = Relevador de Campo ) y consecuentemente, el generador no dará corriente a su salida. Ver figura 3.5.2-1

En caso de que sea la frecuencia la que esté fuera de límites, la GCU no tiene ninguna acción sobre la UVC, por lo tanto no puede tratar de corregir los valores de frecuencia, limitándose, en este caso, a no permitir que un generador en estas condiciones pueda estar conectado a su barra de distribución.

La GCU realiza, normalmente, las siguientes funciones de protección:

- Protección diferencial (DP)
- Protección de sobre voltaje (OV)
- Protección de bajo voltaje (UV)
- Protección de baja frecuencia (UF)
- Protección de secuencia de fases (PS)



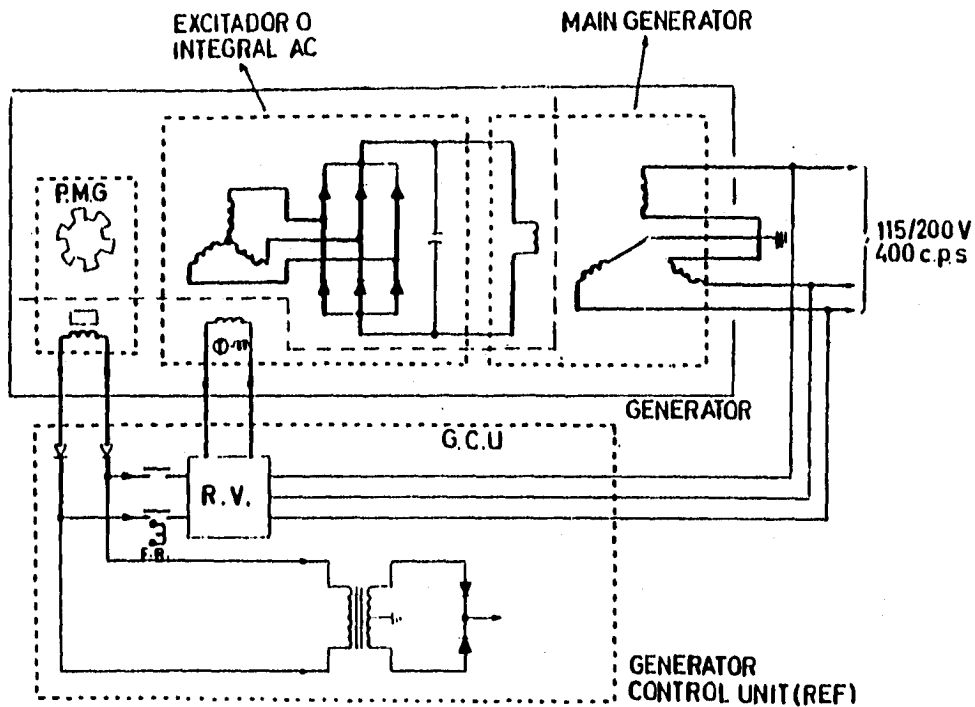


figura 3.5.2-1 Diagrama de generador de CA y GCU

La GCU realiza las siguientes funciones de control :

- Energía lista (PRR)
- Control del generador (GCR)
- Anticiclo
- Retardador de tiempo de alimentación cruzada (ACTR)
- Retardador de selector de falla (FSTD)
- Retardador de baja frecuencia (JFTD)

### **3.5.2.1 SOBREVOLTAJE**

La protección de sobre voltaje, abre al relevador de potencia del generador, interrumpe el circuito de campo desexcitando al generador en cualquier momento que el voltaje detectado en el relevador de potencia, en las terminales T1, T2, y T3, exceda los límites de seguridad. Un retardo de tiempo inverso, evita que el relevador de potencia del generador se abra durante condiciones de sobre voltaje transitorias.

El circuito de protección de sobrevoltaje se activa a un promedio de voltaje de 130 volts. La detección de sobre-voltaje promedio de las tres fases, es la protección más adecuada contra una salida excesiva del generador.

Una condición de sobre voltaje OV (Over Voltage), es una falla típica de sobre excitación, debida probablemente al regulador de voltaje que proporciona excesiva excitación al generador.

Cuando se activa la protección de sobre voltaje, un contacto normalmente abierto, es cerrado cuando GCR (relevador de control del generador) abre y se desenergizado al campo del generador. Un contacto del GCR se abre desenergizando al PRR (Relevador de energía lista). Un contacto de PRR, cierra disparando el relevador de potencia del generador, a condición de abierto, con lo cual se remueve la energía de CA de la barra del generador.

Ver figura 3.5.2.1-1

### **3.5.2.2 BAJOVOLTAJE**

La protección de bajo voltaje UV (Under Voltage), inicia una serie de funciones de control, coordinadas por retardadores de tiempo, siempre que el voltaje de fase más bajo, detectado en las terminales de alimentación T1, T2 y T3 del relevador de potencia, caiga a aproximadamente 95 Volts de fase a neutral.

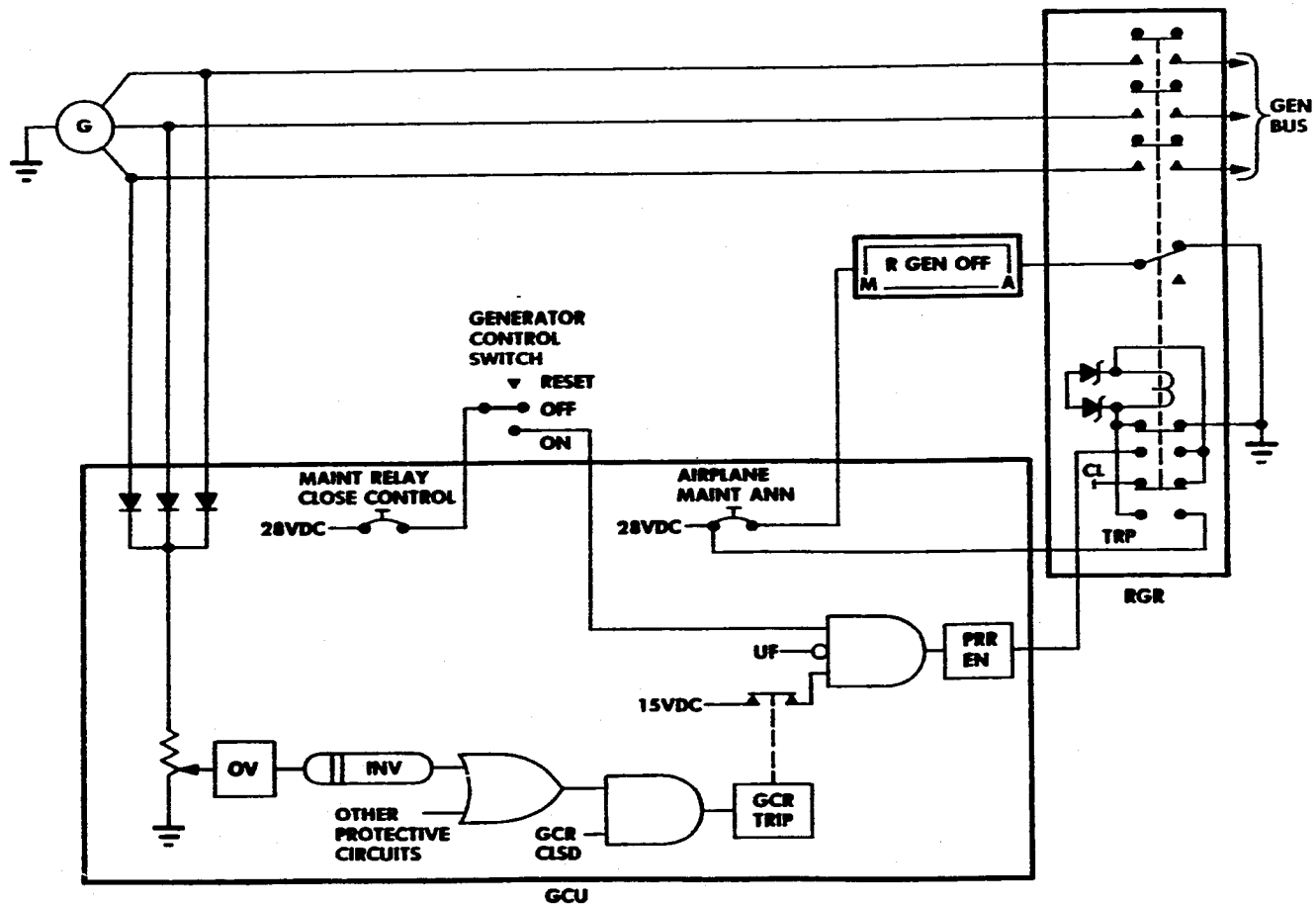


figura 3.5.2.1-1 Diagrama de protección de sobrevoltaje

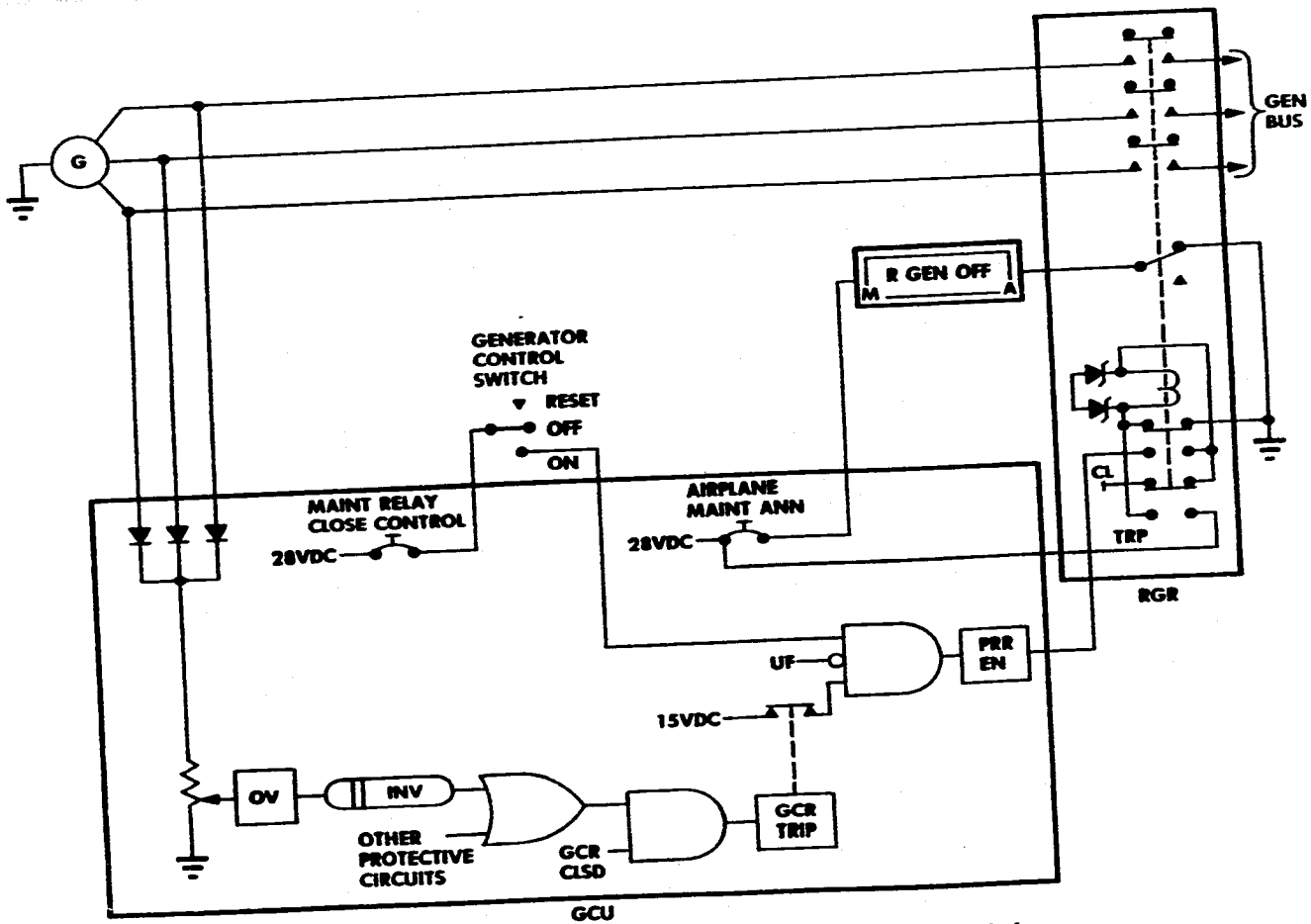


figura 3.5.2.1-1 Diagrama de protección de sobrevoltaje

La protección de UV, primero dispara y/o asegura en abierto al relevador de alimentación cruzada de CA , o a los relevadores de acoplamiento de barra, después si la condición de falla no se corrige, la protección de UV dispara en secuencia al relevador de potencia del generador y al relevador de control del generador (GCR). Si la condición de bajo voltaje se corrige, ya sea por la apertura del relevador de alimentación cruzada o del relevador de potencia del generador, se está detectando una falla de barra, por lo cual el relevador de alimentación cruzada se asegura en abierto, para evitar que se transfiera una falla a un sistema en buen estado.

La protección de UV no se activa mientras exista una condición de UF. Esta es la razón por la que UV no actúa durante el corte de motor.

El circuito de protección de UV, siente el voltaje de cada fase en las terminales T1, T2, y T3 del relevador del generador. La protección de UV, se activará siempre que el voltaje sea menor a 95 VCA de fase a neutral en cualquiera de las fases. La condición de UV, aparece normalmente al corte del motor, aunque también podrá presentarse por falla de barra.

También la protección de UV se activará como resultado de una falla de excitación en el regulador de voltaje, generador o cableado del excitador.

Durante el corte de motor, la condición baja frecuencia (Under Frequency) UF es alcanzada primero que la condición de UV. El circuito UF se activa, por lo que se desenergizará a PRR después de un retardo de tiempo, el PRR a su vez, abre al relevador de potencia. La protección de UF activa al circuito de disparo de UV por lo cual, UV no se activará y ninguna acción ocurre.

Durante el arranque de motor, cuando el voltaje de fase más bajo excede los 95 Volts, PRR se activa y permite que cierre GR si el interruptor de control del relevador está en posición "ON". Ver figura 3.5.2.2-1

### **3.5.2.3 PROTECCION DIFERENCIAL**

La protección diferencial (DP), detecta una falla sintiendo y comparando la corriente que fluye en dos puntos de un circuito serie común. Cualquier diferencia de corriente, indica la presencia de una falla en la zona de protección diferencial.

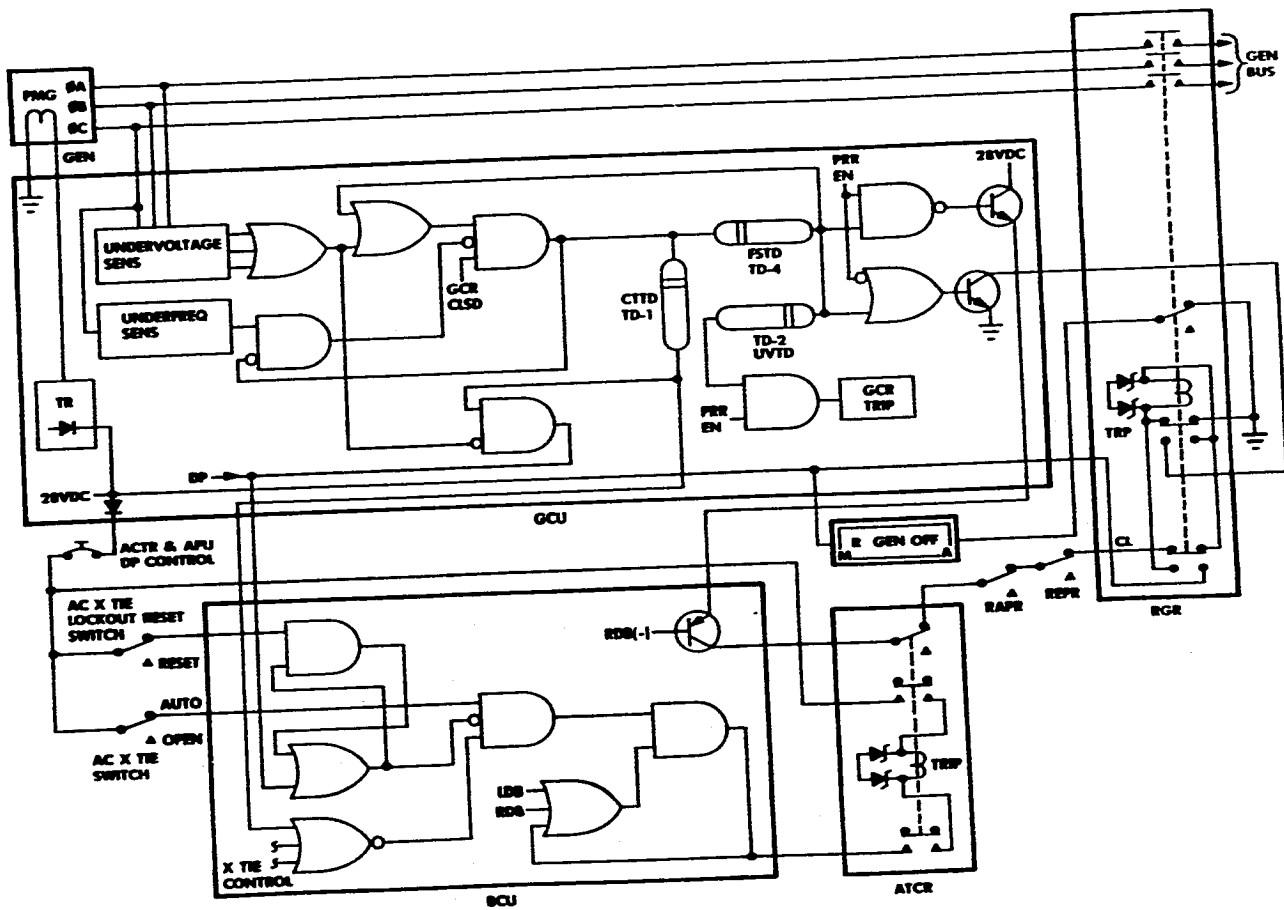


figura 3.5.2.2-1 Diagrama de proteccion de bajo voltaje

Una protección diferencial tendrá como consecuencia que GCR (Relevador de Control del Generador) abra y ACTR se asegure en abierto (Relevador de Alimentación Cruzada). Cada par de transformadores de protección diferencial (CT's), se conectan en un LOOP en serie y éste se conecta al circuito sensor de DP, localizado dentro de la Unidad de Control del Generador. Una diferencia de corriente de línea de 20 a 40 Amperes, entre dos puntos sensores, neutral y lado de carga de cualquier fase, activa al circuito de protección diferencial (DP), energizando la bobina de TRIP (abrir) del relevador de Control del Generador (GCR), cortando el voltaje de excitación para el generador, además se desenergizará el relevador de energía lista (PRR), y se abrirán los contactos del relevador de potencia del generador

Todas las acciones del circuito de protección diferencial, son instantáneas y no tiene circuitos retardadores de tiempo. Ver figura 3.5.2.3-1

#### **3.5.2.4 PROTECCIÓN DE BAJA FRECUENCIA.**

La protección de baja frecuencia (UF), previene que el relevador de potencia del generador cierre, a menos que los generadores de motor y de APU, estén dentro de 95 % de la frecuencia programada (400 c.p.s.).

El circuito de protección de baja frecuencia, siente que la UF en la fase "C" terminal T3 del relevador de potencia. Cuando la frecuencia está abajo de 380 c.p.s. y permanezca así por un período de 0.75 a 1.25 seg., previene que cierre el relevador de potencia, o en su defecto si éste ya estaba cerrado, lo manda a abierto.

De cualquier forma, en condiciones de corte de motores (frecuencia de motores abajo de 380 c.p.s.) El PRR (relevador de energía lista, localizado dentro de la GCU) se abre después de un retardo de tiempo de 0.75 a 1.25 seg. (UFTD), abriendo el relevador del generador. Cuando el retardo de tiempo inicia, una señal del circuito de baja frecuencia evita que la protección de bajo voltaje se active durante el corte de motor. Ver figura 3.5.2.4-1

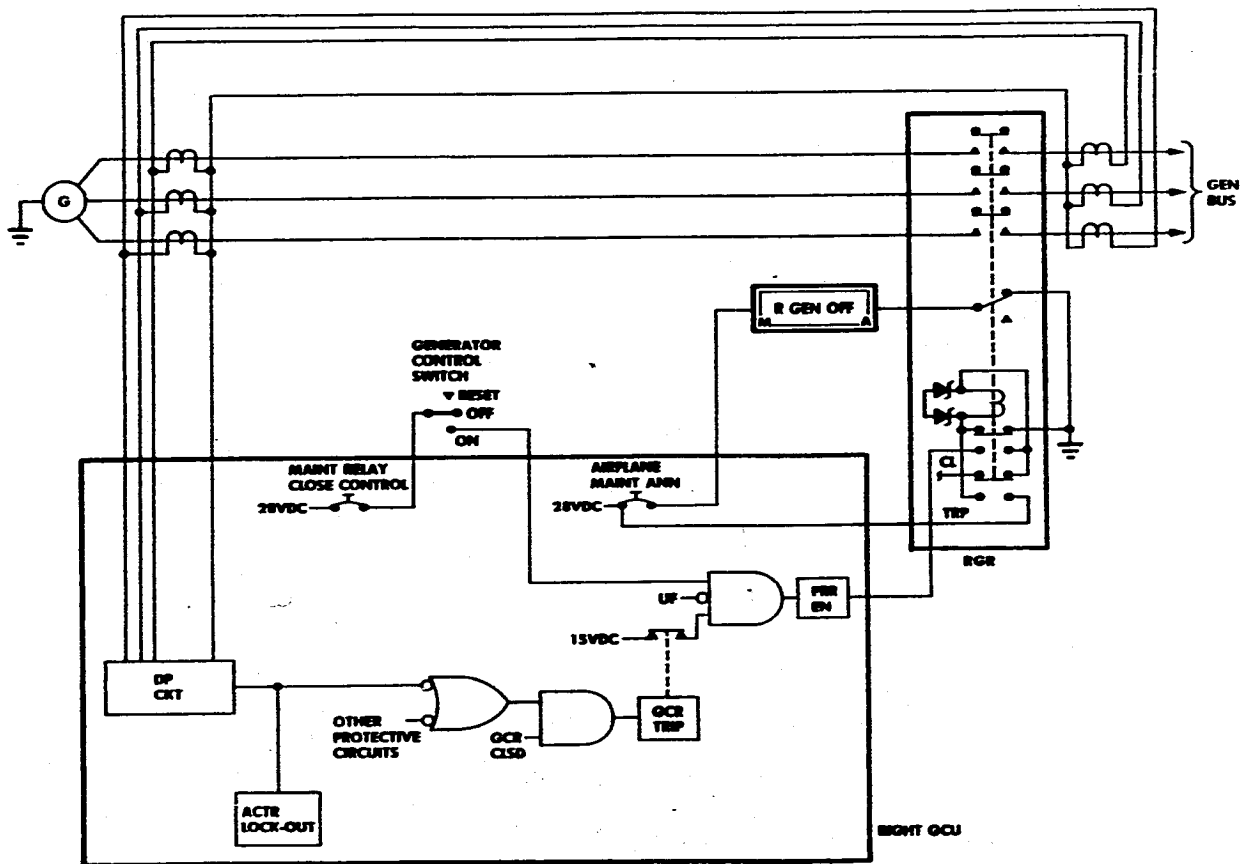


figura 3.5.2.3-1 Diagrama de protección diferencial



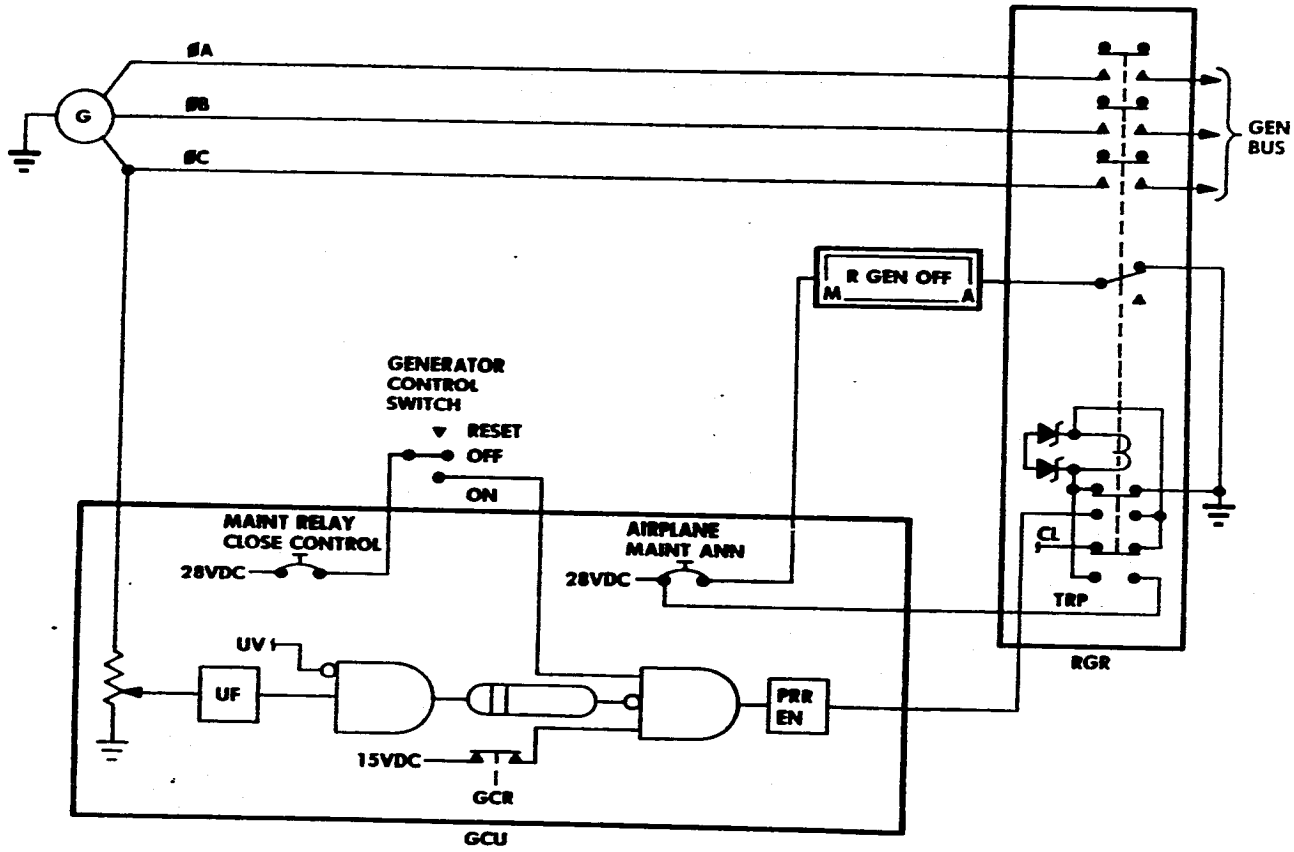


figura 3.5.2.4-1 Diagrama de protección de baja frecuencia

### **3.5.2.5 PROTECCIÓN DE SECUENCIA DE FASE**

La protección de secuencia de fase (PS), previene que los relevadores de potencia LGR, LAPR, RAPR y RGR cierren a menos que una energía de tres fases con la secuencia apropiada (ABC), esté disponible en las terminales de alimentación T1, T2, T3 de su respectivo relevador de potencia.

La GCU, siente el voltaje de línea de las tres fases en T1, T2, T3 del relevador de potencia y permite que permanezca desenergizado siempre que las tres fases estén en secuencia inversa o una o más fases estén abiertas. Ver figura 3.5.2.5-1

### **3.5.3 EN TÉRMINOS MUY GENERALES:**

La GCU que lleva incorporada las funciones de protección descritas, detecta, en definitiva si el fallo que se produce es causa del generador, o de la barra. Así, en un sistema eléctrico se habla, normalmente, de estas dos fallas.

Su actuación es:

1) **FALLA DEL GENERADOR ( Aísla el generador ):** La GCU abre el relevador de campo del generador, o el relevador de control del generador (GCR), abre el relevador de potencia del generador, y cierra el relevador de cruce de CA para que la barra del generador fallado continúe energizada ahora desde el generador operativo.

Es decir se recupera la barra que quedó sin energía.

2) **FALLA DE BARRA ( Aísla la barra ):** La GCU abre el relevador de campo del generador, o GCR localizado dentro de la GCU que pertenece al canal donde la barra falló, abre el GR, mantiene y bloquea, en abierto, el relevador de corriente alterna, de tal manera que en la barra donde se detectó falla quede desenergizada, aislándola del sistema.

Como se observa, desde el punto de vista de alimentación de equipo, instrumentos, etc..., es más grave el fallo de barra ( donde se pierden todos los equipos conectados a esa barra ) que la falla del generador ( en donde no se perderá ningún equipo.

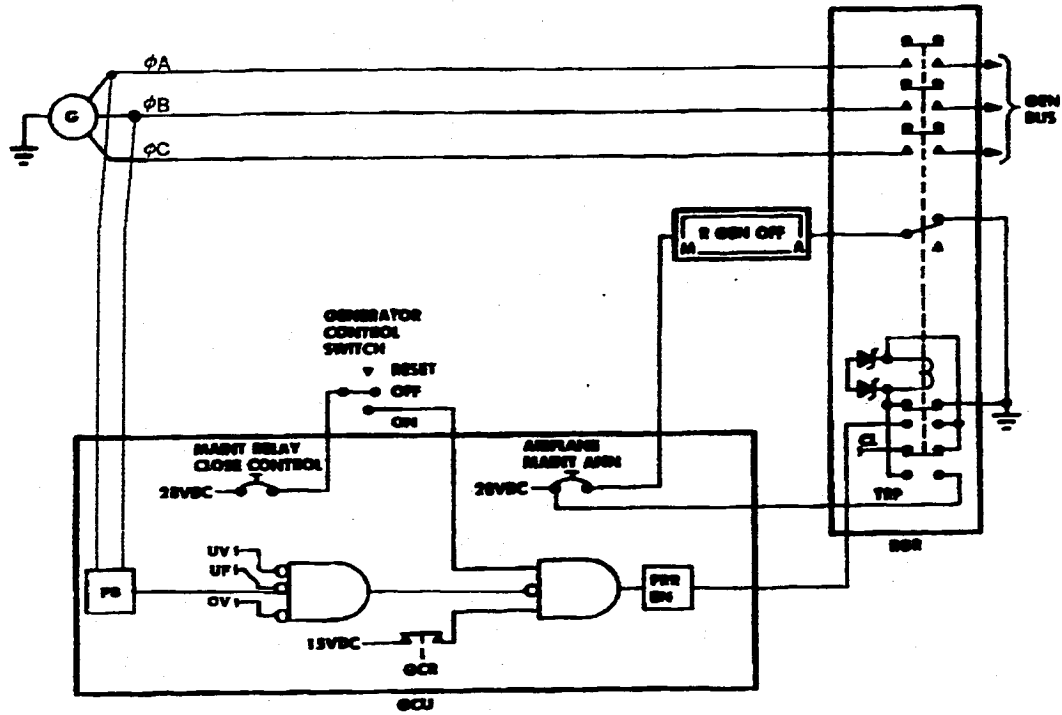


figura 3.5.2.5-1 Diagrama de protección de secuencia de fases

### **3.6 UNIDAD DE CONTROL DE BARRAS DE CA.**

La unidad de control de barras de CA, contiene los circuitos de control y de protección para el relevador de alimentación cruzada ACTR y los relevadores izquierdo y derecho de energía externa LEPR y REPR, respectivamente.

La unidad de control de barras, también incluye circuitos sensores de Barra Muerta o barra desenergizada y el circuito de seguro que coordina toda la operación del sistema y previene que inadvertidamente sean puestas en paralelo dos fuentes de energía.

Además la BCU verifica que la secuencia de fases de la energía externa sea la correcta. Ver figura 3.6-1

### **3.7 RELEVADORES DE POTENCIA DEL SISTEMA DE CA**

Los relevadores de generador de barras de CA, relevadores de energía auxiliar y los relevadores de energía eléctrica se encuentran localizados en la central de energía eléctrica (EPC). La energía de los generadores de motor, se aplica o se remueve de las correspondientes barras de generador, por medio de su respectivo relevador. La energía auxiliar (APU) podrá alimentar una o ambas barras de generadores por sus relevadores asociados de energía auxiliar.

La energía de entrada se conecta a las terminales T1, T2, T3 y la energía de salida a las terminales L1, L2, L3.

Además de los contactos principales, cuenta con 7 contactos auxiliares, cinco de los cuales son usados por los circuitos de protección, control e indicación del sistema de CA. Los dos restantes son usados para energizar la bobina de abierto (TRIP) y cerrado (CLOSE) del relevador. La bobina de abierto y cerrado se habilita con energía de CD. La operación normal de las bobinas, ocurre entre 18 y 28 Volts.

#### **3.7.1 LOS RELEVADORES DE POTENCIA UTILIZADOS EN EL SISTEMA DE GENERACIÓN DE CA SON:**

RGR	RELEVADOR DEL GENERADOR DERECHO.
LGR	RELEVADOR DEL GENERADOR IZQUIERDO.
REPR	RELEVADOR DE ENERGÍA EXTERNO DERECHO.
LEPR	RELEVADOR DE ENERGÍA EXTERNO IZQUIERDO.
RAPR	RELEVADOR DE ENERGÍA AUXILIAR DERECHO.
LAPR	RELEVADOR DE ENERGÍA AUXILIAR IZQUIERDO.
ACTR	RELEVADOR DE ALIMENTACIÓN CRUZADA.



### **3.7.1.1 RELEVADOR DEL GENERADOR (GR).**

Cada GR y su circuito asociado, deberá ser capaz de conectar o interrumpir la corriente que fluye, sea en forma manual o automática, bajo condición de falla o normal.

La energía necesaria para la operación del relevador de generador (GR), es proporcionada por la unidad de control de generador (GCU), desde la barra de 28 VCD que está alimentada por el PMG/TR o cuando es necesario por la BARRA TRANSFER.

#### **EL RELEVADOR DEL GENERADOR GR ABRIRÁ CUANDO:**

El interruptor de control de generador sea puesto en la posición de OFF.

Automáticamente GR se abrirá cuando:

- PRR se abra debido a una condición de baja frecuencia.
- También porque el GCR se abra debido a un sobrevoltaje OV.
- Por protección diferencial DP o porque el FSTD (Fault Selector Time Delay), se haya activado por una condición de bajo voltaje (UV).

#### **EL RELEVADOR DEL GENERADOR GR CERRARA:**

- Siempre que el interruptor de control está en posición de ON PRR esté energizado.
- El FSTD no esté activado.
- Que el correspondiente EPR, APR estén abiertos.
- Que el ACTR esté abierto.
- El relevador sensor de barra muerta (DBR) en la unidad de control de barras; confirme que la correspondiente barra está desenergizada.

Las condiciones iniciales para que el PRR cierre son:

- Interruptor de control esté en posición de ON.
- Secuencia de fases, voltaje y frecuencia del generador sean correctas.
- El GCR se encuentre cerrado.

Una vez cerrados el PS y el UV, no afectarán el circuito de PRR. Esto se debe a que un contacto hace un sobrepaso.

Las condiciones para que PRR se desenergice son:

- El PRR se desenergiza inmediatamente después que GCR abre.
- Siguiendo una condición de baja frecuencia, por la activación del retardador de tiempo de baja frecuencia (UFTD) que se activa entre 0.75 y 1.25 seg. El UFTD, inhibe condiciones transitorias de baja frecuencia y proporciona las condiciones normales para desenergizar al PRR, lo que hará que GR se abra cuando se corta el motor.

Ver figura 3.7.1.1-1

### **3.7.1.2 RELEVADORES DE POTENCIA DE APU (LAPR Y RAPR)**

La función de los relevadores LAPR y RAPR, es similar a la de L y R GR's, ya que toda la energía del APU fluye a través de sus contactos principales, para alimentar las barras izquierda y derecha.

Se tienen seguros eléctricos (interlocks), para asegurar que la energía de APU sea conectada a las barras, sólo cuando los sistemas de los generadores de los motores no estén disponibles y el relevador de alimentación cruzada (ACTR) esté abierto.

La mayor diferencia en el control entre APR's y GR's es el uso de "RELEVADORES AUXILIARES", son de bobina sencilla y se identifican como LAPCR y RAPCR. Su función es controlar a los relevadores LAPR y RAPR respectivamente.

Las siguientes condiciones, son necesarias para activar los APCR:

- A) Los PRR en el APGC (Unidad de control del generador de APU), deberán estar energizados indicando que se tiene disponible energía de APU con secuencia de fase, voltaje y frecuencia correctas.
- B) Los PRR izquierdo o derecho en la unidad de control del generador, deberán estar desenergizados, indicando que los generadores de los motores, no están proporcionando energía.
- C) Los interruptores de barra de APU izquierda y derecha deberán ser puestos en posición ON

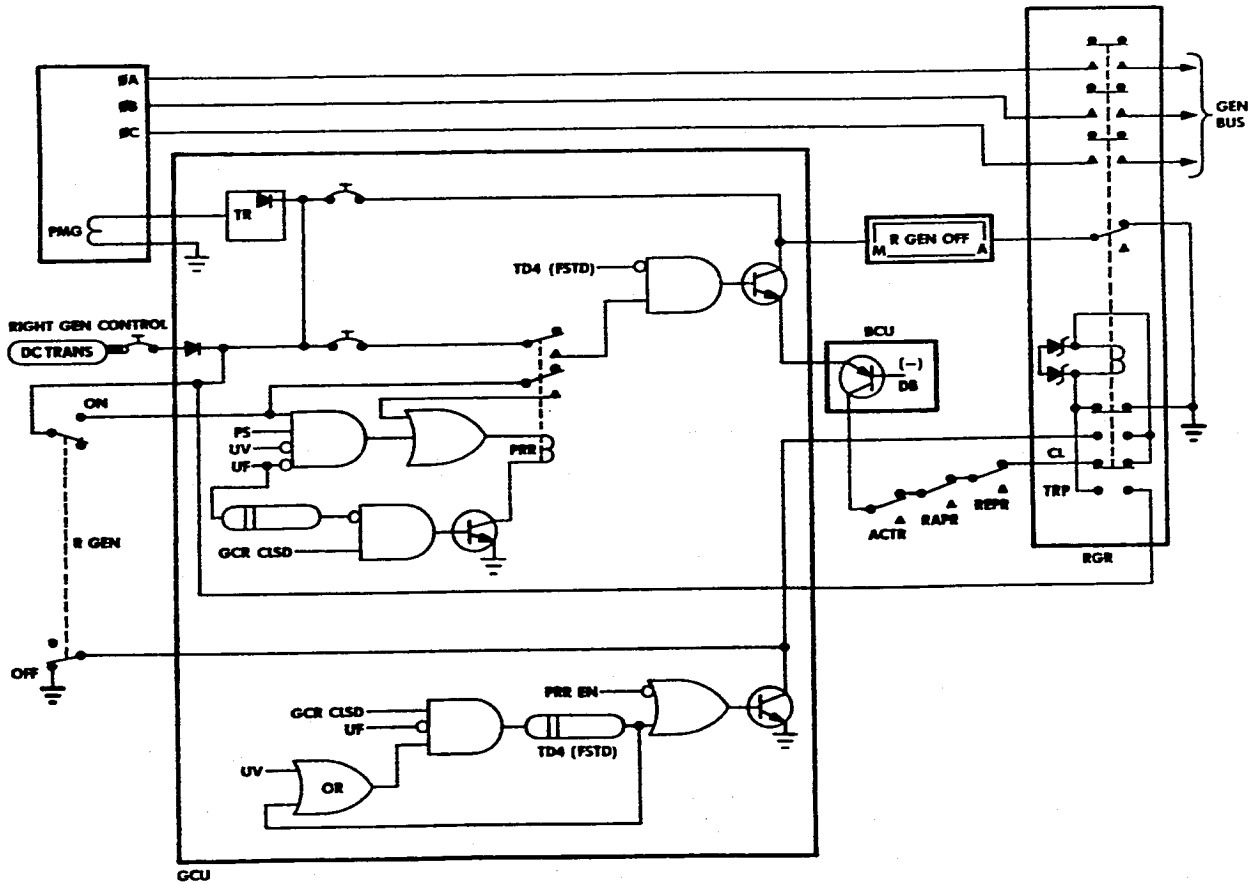


figura 3.7.1.1-1 Diagrama de lógica para abrir y cerra al relevador de potencia de generador



Además de la operación de APCR para que cierre APR también se requiere que otros relevadores de poder estén abiertos y que las barras izquierda y derecha de CA estén muertas y en consecuencia LDBR y RDBR, estén desenergizados. Ver figura 3.7.1.2-1

### **3.7.1.3 RELEVADOR DE ALIMENTACIÓN CRUZADA (ACTR)**

La función del relevador de alimentación cruzada, es conectar las barras izquierda y derecha de generador bajo ciertas condiciones. Esto permite que ambas sean alimentadas por un solo generador.

En condiciones normales de operación cada generador alimenta a su barra respectiva y el interruptor de alimentación cruzada deberá estar en la posición de AUTO. La presencia de voltaje en ambas barras previene el cierre de ACTR.

Si los generadores izquierdo y derecho están alimentando sus respectivas barras de CA, el interruptor de alimentación cruzada de CA en posición AUTO, el ACTR estará abierto. Cuando se pierde energía en una barra, el circuito de la barra muerta asociado cambia su salida de 0 a 1, permitiendo el cierre de ACTR. Al mismo tiempo el circuito afectado dentro de la GCU es aterrizado a través de contactos de PRR, y el voltaje de CD del circuito no afectado pasará a través de resistores en paralelo y una resistencia dentro de la BCU, por lo que no será suficiente para balancear el circuito comparador.

Cuando los contactos de ACTR están cerrados, éstos abrirán por alguna de las siguientes condiciones:

- Si cada generador es capaz de alimentar a su barra, una señal de CD de ambas GCU's es aplicada al circuito comparador de la BCU y éste manda la señal para abrir ACTR.
- Si TD1 en la GCU es alcanzado, una señal de 28 VCD se aplica a la BCU a través de diodos de control. Este voltaje se presenta en la lógica como un nivel 1 para abrir ACTR.
- Una señal de 28 VCD es aplicada a la BCU bajo las siguientes condiciones; ambos EPR cerrados o RAPR y el relevador de control de tierra derecho cerrado, o LAPR y el relevador de control de tierra izquierdo cerrado.
- Si el interruptor de ACTR es puesto en posición OPEN, el ACTR abrirá.

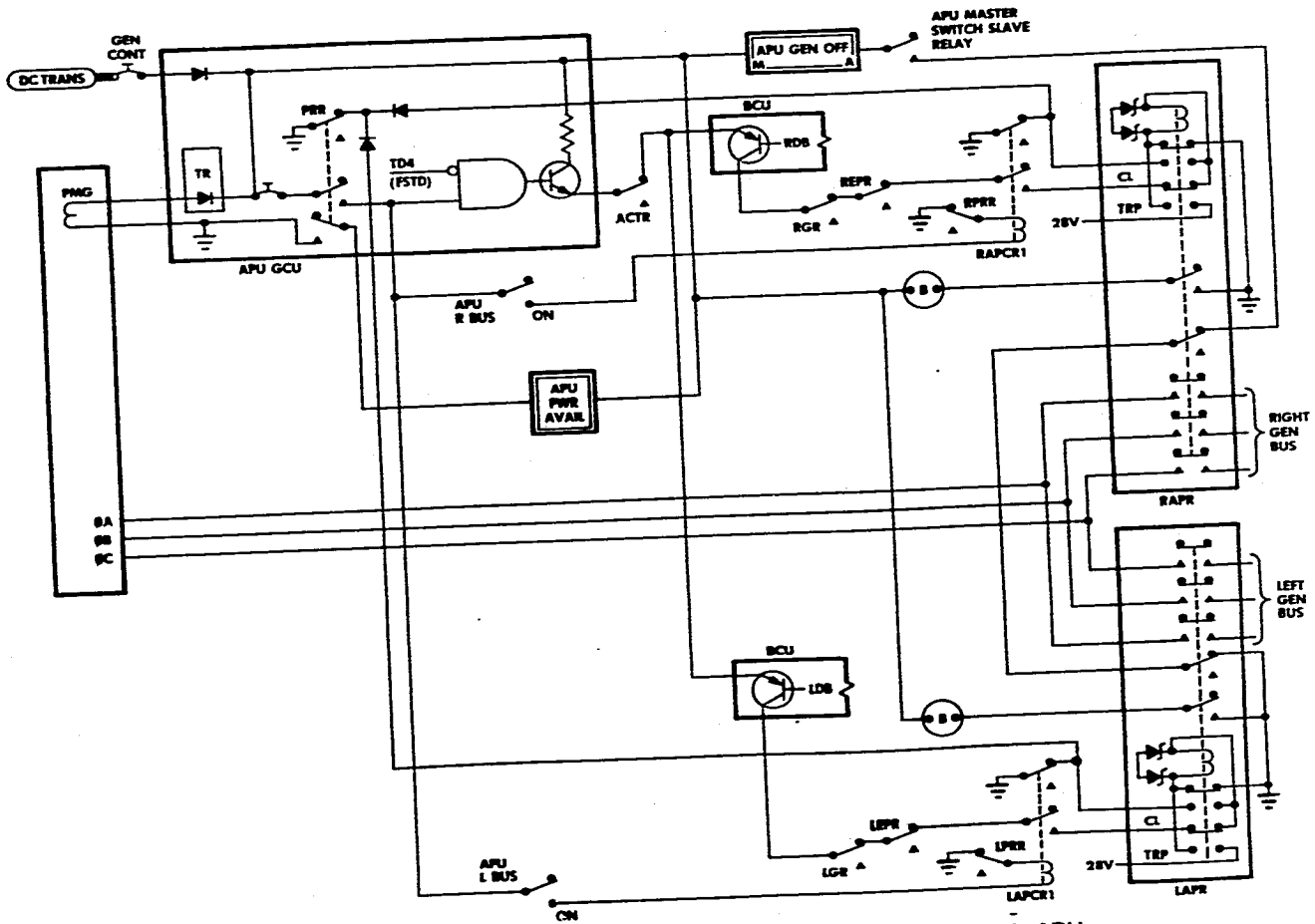


figura 3.7.1.2-1 Diagrama de la lógica de abrir y cerrar los relevadores de APU

El ACTR se asegura en abierto aplicando una señal de 28 VCD a la BCU por las siguientes condiciones:

Cuando se presenta una protección diferencial (DP) o una condición de bajo voltaje (UV).

Con el interruptor de alimentación cruzada en "AUTO" y alguna combinación de relevadores de alimentación izquierdo y derecho son cerrados simultáneamente, la señal de 28 VCD pasa a la BCU y ACTR se asegura en abierto.

El interruptor de "RESET" de alimentación cruzada, permite que el personal de mantenimiento, manualmente restablezca al relevador de alimentación cruzada en el caso de que se haya asegurado en abierto, durante la operación en tierra sin parar motores.

El interruptor de RESET, se localiza en el tablero de breakers (ruptores de circuito) de la central de energía eléctrica (EPC) en el compartimiento de vuelo.  
Ver figura 3.7.1.3-1

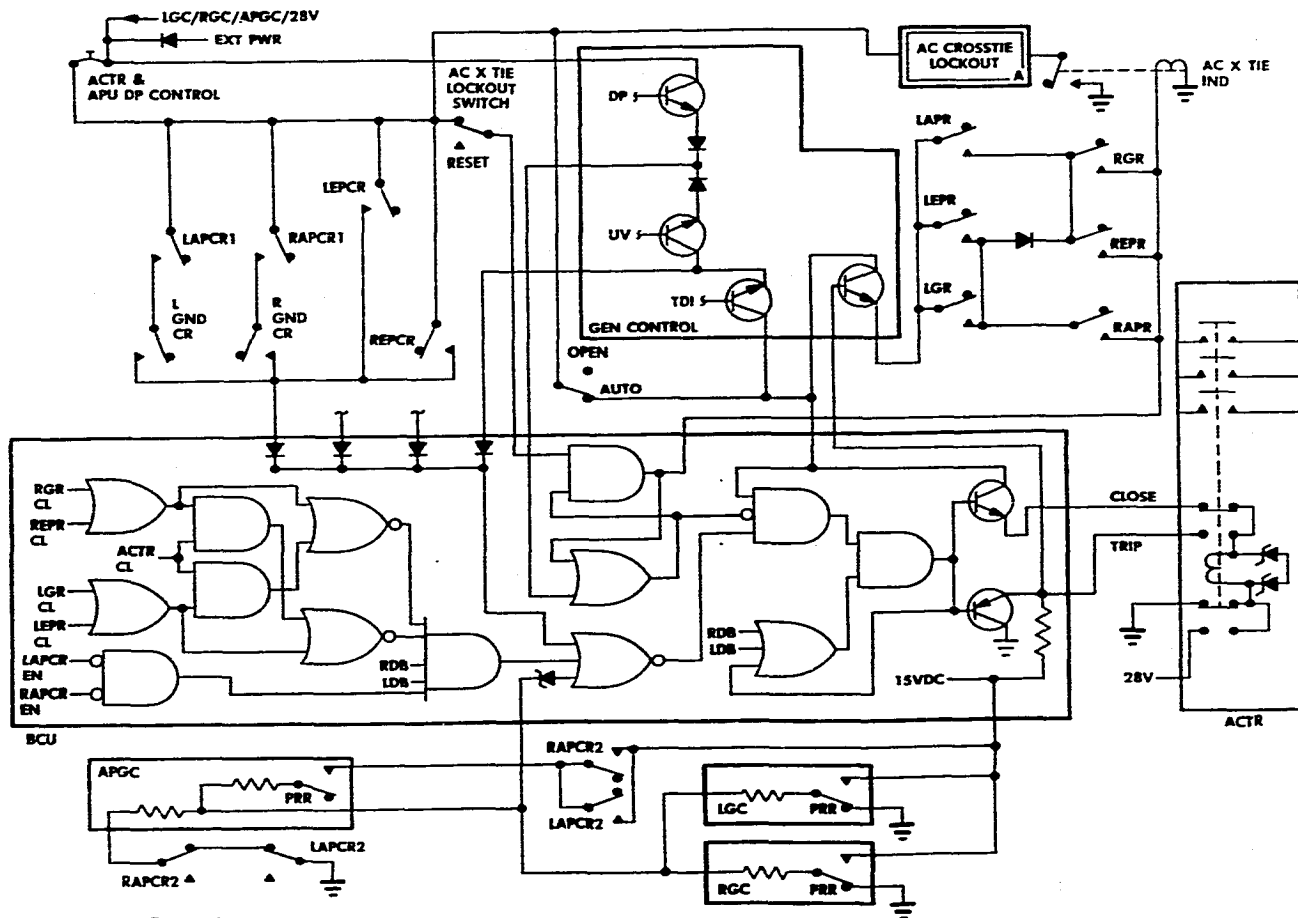


figura 3.7.1.3-1 Diagrama de la lógica para abrir y cerrar al relevador de alimentación cruzada de CA

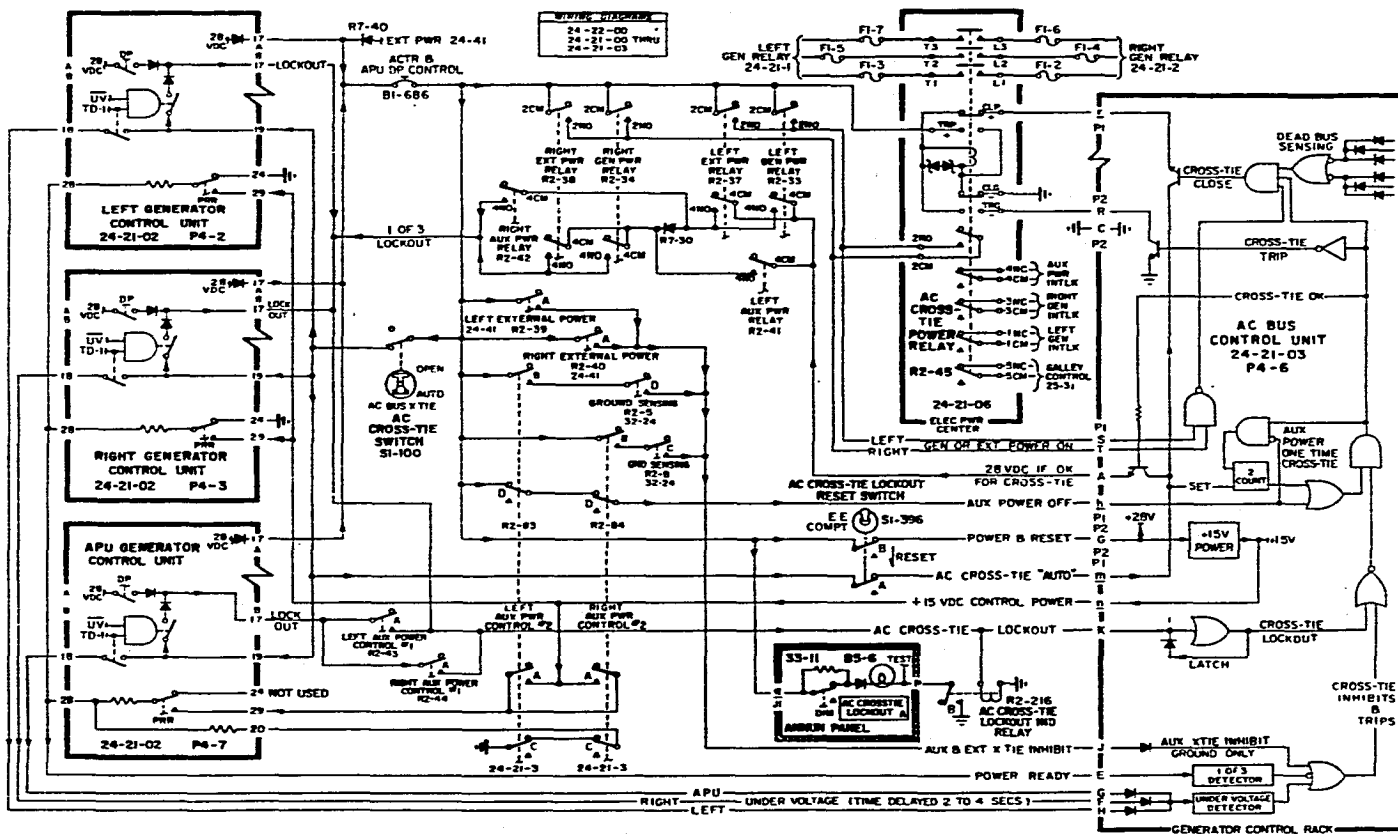


figura 3.7.1.3-2 Diagrama esquemático de la operación del relevador de alimentación cruzada de CA

# **CAPITULO 4**

## **4. GENERACION DE CD**

La energía de CD, es proporcionada al avión por unidades transformadoras rectificadoras (TR'S) y las baterías para todo el equipo que requiere 28 VCD. El sistema de CD, está dividido en dos sistemas: IZQUIERDO Y DERECHO.

Cada sistema está diseñado para operar normalmente como sistema independiente, con fuentes y barras de energía para proveer las diferentes demandas de carga en el avión.

Los componentes principales del sistema de CD de los MD-80 son :

- Cuatro transformadores rectificadores
- Cuatro diodos de corriente inversa.
- Dos baterías.
- Cargador de baterías.
- Diodos rectificadores de bloqueo.
- 1 Medidor voltímetro/amperímetro.
- Relevadores de energía y de seguro para el control de la corriente en las barras de CD.
- Relevador de carga y transferencia C&TR.

### **4.1 TRANSFORMADORES RECTIFICADORES TR'S.**

Los transformadores rectificadores izquierdo 1 y 2 , se alimentan de la barra izquierda de CA, sus salidas se conectan en paralelo y alimentan a la barra izquierda de CD.

El transformador rectificador derecho 1, se alimenta de la barra derecha de CA y a su vez alimenta la barra derecha de CD.

El TR 2 derecho, se alimenta de la barra de servicio de tierra y a su vez alimenta una de dos barras dependiendo de las condiciones de operación.

Durante su operación normal, el TR 2 derecho alimenta la barra derecha de CD, a través de los contactos del relevador energizado de servicio tierra (DGSTR. El DGSTR, se energiza cuando la barra derecha de CA está energizada. Cuando se necesita energía únicamente para el servicio de tierra, el TR 2 derecho proporciona la energía necesaria a la barra de transferencia a través de los contactos del relevador DGSTR, que se encuentra desenergizado. Figura 4.1-1

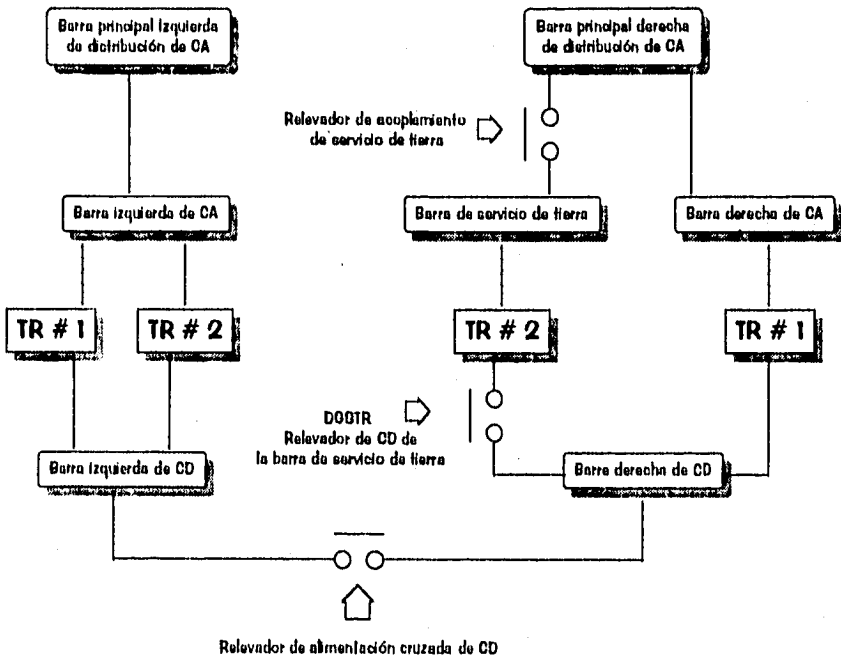
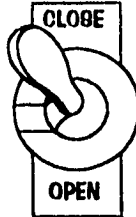


figura 4.1-1 Diagrama de distribución de energía de CD

Las barras izquierda y derecha de CD, operan normalmente como dos sistemas individuales, pero se pueden unir a través del relevador de alimentación cruzada DCTR si alguna de las barras perdiera su energía. La operación del DCTR, está controlada por el interruptor "DC BUS X TIE", localizado en la sección eléctrica del tablero superior. Normalmente el interruptor está en la posición de "OPEN", y las barras izquierda y derecha de CD, operan independientemente una de otra. Cuando se pone el interruptor en "CLOSE", se energiza el relevador DCTR

uniendo los dos sistemas. Si se pierde la energía por una falla de barra de CD, un fusible limitador se quema y previene la operación de unir una barra de operación normal a otra con falla.



Durante la operación normal la barra de emergencia de CD y la barra de transferencia de CD, se alimentan de la barra izquierda de CD, a través de los contactos del relevador energizado de transferencia de energía de emergencia DEPTR.

Cuando la barra izquierda está energizada, el DEPTR está energizado también. Si la barra izquierda de CD pierde su energía, el DEPTR se desenergizará y la barra de emergencia de CD, así como la barra de transferencia, recibirán energía de la barra derecha de CD.

## **4.2 DIODOS DE CORRIENTE INVERSA.**

El acceso a los diodos, es a través de la puerta localizada en la parte delantera del compartimento de accesorios. Cada diodo está conectado en serie, con la salida de su transformador correspondiente, para protección del TR y de la barra.

## **4.3 CARGADOR DE BATERÍAS.**

El cargador de baterías, está instalado delante de las baterías en el compartimento Eléctrico/Electrónico. La salida del cargador de baterías, está conectado a la barra directa de batería, solamente durante el proceso de carga.

La función principal del cargador de baterías, es mantenerlas completamente cargadas. La salida del cargador de baterías, deberá estar alimentando a las baterías, siempre que la barra de servicio de tierra esté energizada y el interruptor de batería está en la posición de ON. El proceso de carga de las



baterías, depende del estado de carga y de la temperatura de las mismas. Un sensor de temperatura, se encuentra instalado en la parte inferior de la batería izquierda.

Cuando el estado de carga de las baterías es bajo, el cargador trabaja en el modo constante, el voltaje de carga, varía en función de la temperatura que es detectada por el sensor. A medida que la carga de la batería se incrementa cerca de su carga total, el cargador de baterías empieza a trabajar en el modo de pulsos. Cuando la batería está completamente cargada, los intervalos entre los pulsos se hacen más largos, dependiendo de la corriente que se esté drenando de la batería. El alargamiento de los intervalos entre pulsos será una indicación de que la batería está casi completamente cargada. Se puede esperar que los pulsos tengan una duración que varía entre 25 segundos y 20 minutos.

La energía de Corriente Alterna para el cargador, se suministra por la barra de servicio de tierra, a través de los contactos del relevador desenergizado de transferencia del cargador de baterías BCTR. Debe hacerse notar de nuevo, que durante la operación normal, la barra de servicio de tierra, se alimenta de la barra derecha de CA, a través del relevador de servicio de tierra AGSTR.

Deberán existir tres condiciones antes que la salida del cargador de baterías, sea conectado a las baterías.

- 1° La energía de CA, deberá energizar a la bobina del relevador de carga y transferencia (C&TR).
- 2° El interruptor EMER PWR, deberá estar en posición "OFF".
- 3° El relevador de batería energizado (Interruptor de batería en posición "ON"

La bobina de CA del relevador C&TR, se alimenta de la fase A, de las tres fases de entrada, de la fuente de energía. Durante la operación normal, el circuito de retorno a tierra para la bobina, es a través de los contactos del relevador energizado de control de carga y transferencia C&TRCR.

El C&TRCR, se energiza cuando cualquiera de las barras, izquierda o derecha de CD, están energizadas.

El C&TR se localiza en el compartimiento Eléctrico/Electrónico, a la izquierda del cargador de baterías. Ver figura 4.3-1

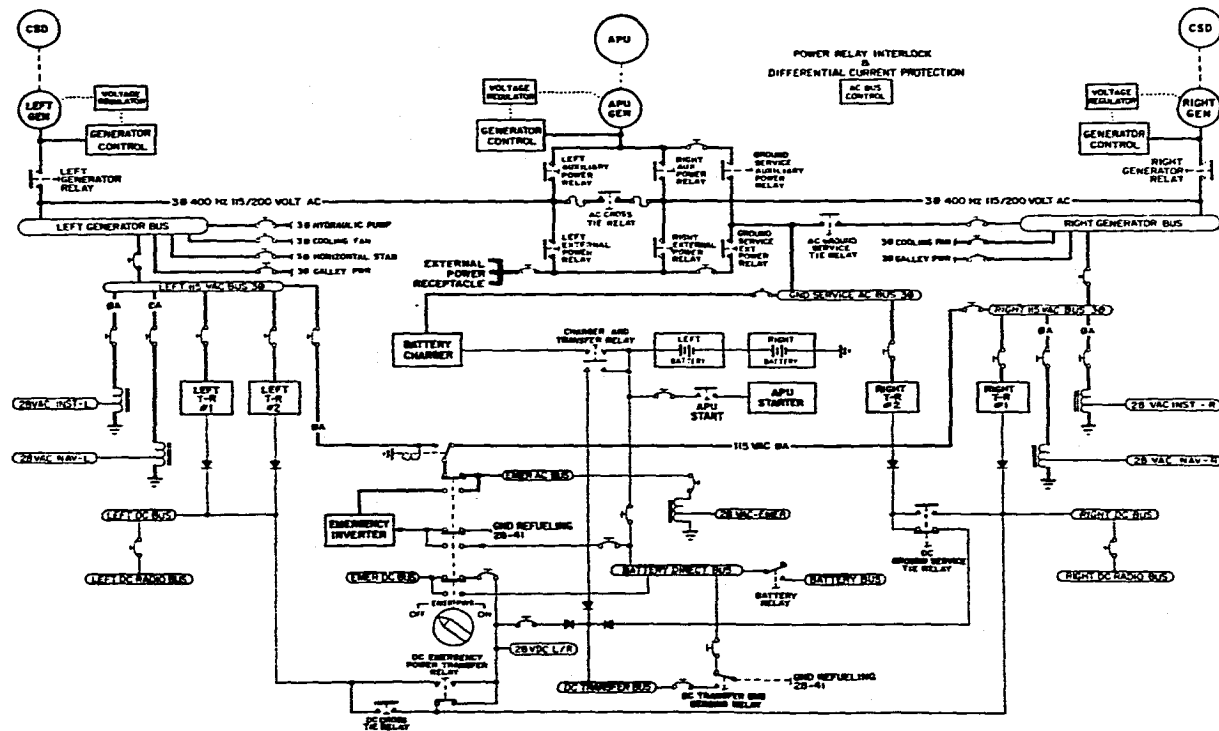


figura 4.3-1 Diagrama esquemático de distribución general de energía eléctrica

## **4.4 BATERÍAS**

La explicación de la operación de las baterías se encuentra en el capítulo 5 dedicado a la generación de energía de emergencia

## **4.5 RECTIFICADORES DE BLOQUEO.**

La unidad de rectificadores de bloqueo, está instalada en el lado izquierdo en la parte delantera, de la central eléctrica de energía (EPC), consiste de tres rectificadores de bloqueo, una regleta con cuatro terminales, todo montado en una placa común. Los rectificadores de bloqueo se usan para simplificar los tres circuitos que alimentan a la barra de transferencia.

El sistema está diseñado de tal manera, que sólo una fuente de energía pueda alimentar a la barra de transferencia, a través de su correspondiente rectificador. Los dos rectificadores restantes, bloquean la corriente, impidiendo que ésta fluya de regreso a otros circuitos.

La terminal de energía de la batería, está conectada a la terminal 1. El voltaje es aplicado a esta terminal, sólo cuando las barras CA y CD no están energizadas y el interruptor de la batería está en la posición de "ON". La terminal de energía del TR 2 derecho, está conectado a la terminal 2 y el voltaje será aplicado a esta terminal sólo cuando se tenga energía de servicio de tierra en el avión.

La terminal de las barras de CD está conectada a la terminal 3, un voltaje es aplicado a la terminal 3, siempre que la barra izquierda de CD, esté energizada, si la barra izquierda pierde su alimentación, la terminal 3 será alimentada por la barra derecha. Cuando se alimenta cada terminal como se anota, la corriente fluirá por su rectificador correspondiente. El ensamble de rectificadores por lo tanto, actúa como un punto común de enlace se tiene otra terminal para conectar la BARRA TRANSFER.

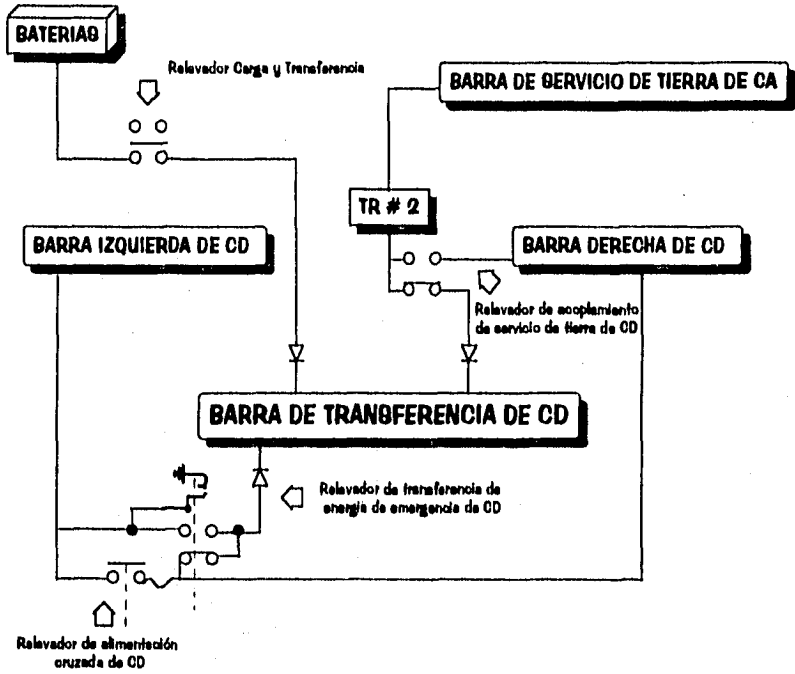


figura 4.5-1 Diagrama de distribución de energía para alimentar a la Barra de Transferencia

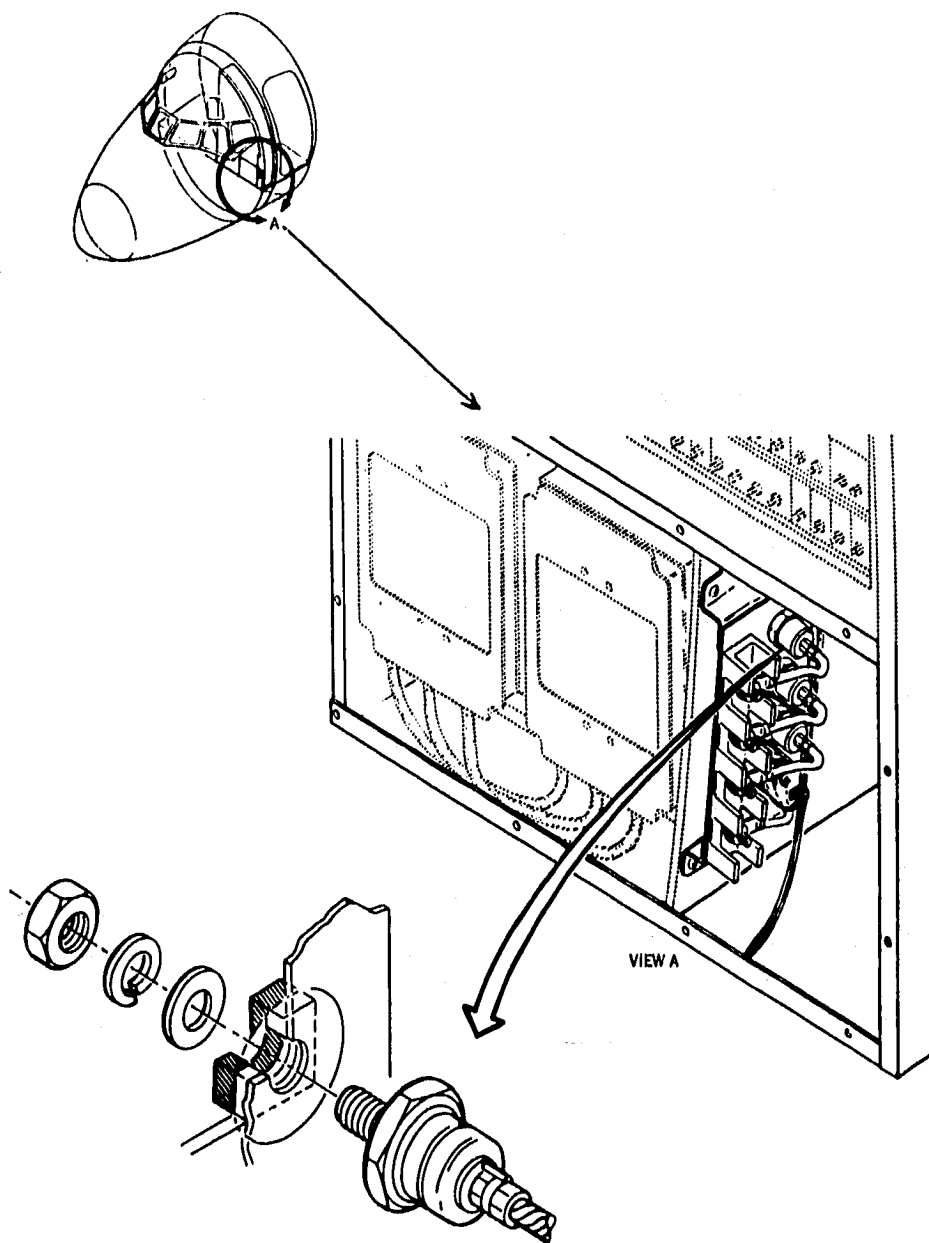


figura 4.5-2 Localización de los diodos de bloqueo en el avión

# CAPITULO 5

## 5. SISTEMA DE GENERACION DE ENERGIA DE EMERGENCIA

### 5.1 ENERGÍA DE EMERGENCIA.

El sistema de generación de energía de emergencia consta de dos baterías de 14 VCD , y un inversor estático.

Teniendo alimentación a únicamente a las siguientes barras

- EMERGENCY DC BUS
- EMERGENCY AC BUS
- DC TRANSFER BUS
- BATTERY DIRECT BUS
- BATTERY BUS
- 28 VCA EMERGENCY

La alimentación está limitada a sólo 30 minutos

Las baterías y el inversor, son las fuentes de energía en el avión, cuando está operando sin las fuentes de CA normales. Durante estas condiciones de operación, además de alimentar la barra directa de batería y la barra de batería en la misma forma que en la operación normal, las baterías proporcionan energía a la barra de transferencia de CD, a la barra de emergencia de CD y al inversor monofásico. El inversor, proporciona la energía de CA, necesaria para la operación de los instrumentos y el equipo de radio necesario para un vuelo seguro.

La energía de la batería que se aplica a la barra de transferencia de CD, es una operación automática cuando ocurre una falla en la energía de la fuente trifásica de CA. Como resultado de que las barras de CA no están energizadas, la bobina de CA del C&TR, se desenergiza.

Si la luz de "DC BUS OFF" prende, durante una operación normal, poniendo el interruptor "DC BUS X TIE" en la posición de "CLOSE" causará que el relevador de alimentación cruzada DCTR, se energice y la luz de "DC BUS OFF", deberá apagarse.

Durante la operación normal, la barra de emergencia de CD y la barra de transferencia, están alimentadas de la misma fuente.

Si la luz de "EMER DC BUS OFF" y "DC TRANSFER BUS OFF" se prenden simultáneamente, será una indicación de que todos los TR's han cesado su operación. El operador, deberá proceder a usar la función de energía de emergencia, poniendo el interruptor "EMER PWR" en posición "ON". Ambas luces deberán apagarse y la energía de batería, será aplicada a la barra de emergencia de CD y a la barra de transferencia de CD.

Ver figura 5.1-1

### **5.1.1 INVERSOR DE EMERGENCIA**

Son los utilizados normalmente en los aviones en caso de falla de los generadores normales de corriente alterna y reciben la corriente continua desde la batería del avión.

La corriente continua de la batería pasa, como puede observarse en la FIGURA DEL INVERSOR ESTÁTICO, a través de una red de filtros transistorizados y posteriormente, a un generador de onda cuadrada que genera la onda con una frecuencia de 400 c.p.s., pasando a un conformador de impulsos donde se regula la anchura de los mismos.

La corriente continua necesaria para el conformador de impulsos se toma de la salida de la red del filtro, pasando a través de un circuito de retardo, con el objeto de que la salida de aquél sufra un retardo en tiempo hasta que se establezca el voltaje de la onda.

El excitador aplica una salida simétrica de impulsos moderados en anchura, la etapa produce también una tensión rectangular pero de impulsos variables, pasando después a unos filtros donde se eliminan los armónicos impares produciéndose una onda de salida senoidal.

Para mantener la salida del inversor dentro de los límites, se contempla un sensor de voltaje y otro de corriente que realimentan desde la propia salida del inversor, después de rectificarla, al conformador de impulsos.

El inversor estático convierte la corriente directa a corriente alterna de una sola fase.





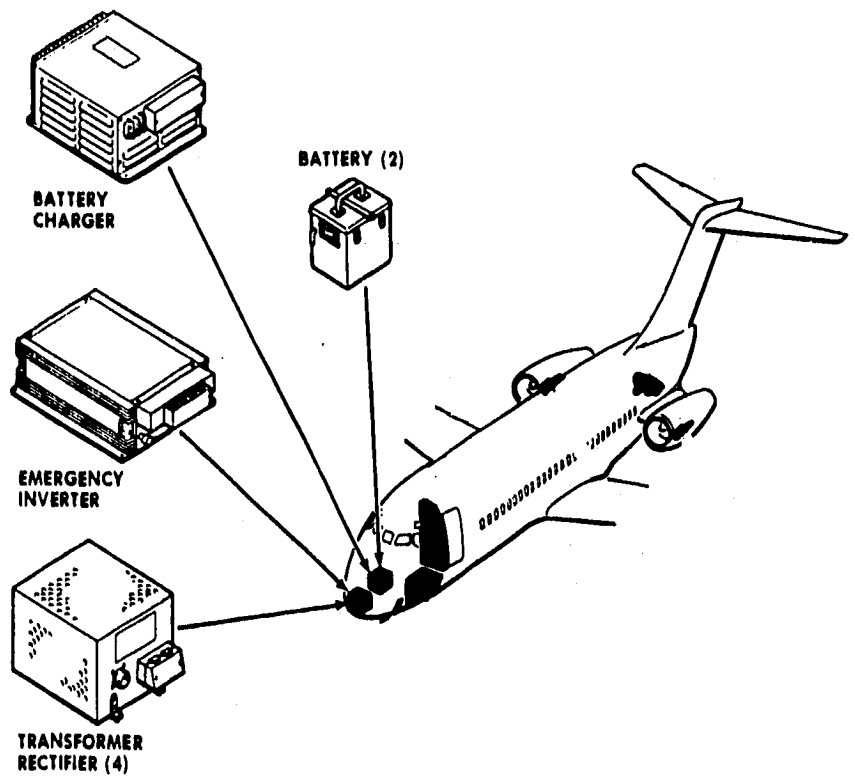


figura 5.1.1-1 Localización del inversor de emergencia, baterías, cargador y TR's en el avión

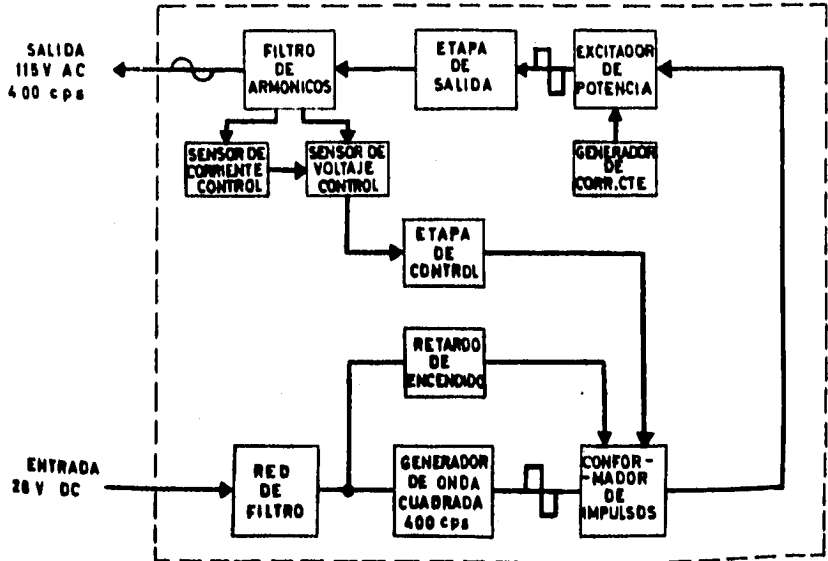


figura 5.1.1-2 Inversor de emergencia

### 5.1.2 BATERÍAS

Dos baterías de 14 VCD cada una, están conectadas en serie, para obtener la fuente de energía de 28 VCD.

Las baterías, son un paquete de 11 celdas cada una, para un mantenimiento más fácil, pero eléctricamente puede considerarse como una batería de 22 celdas y 28 Volts. Las baterías se localizan en el compartimiento Eléctrico/Electrónico, en la parte delantera de la puerta de acceso.

En las batería níquel / cadmio, el electrolito es una solución de agua destilada e hidróxido de potasio. Un lente localizado en los tapones de cada celda, sirve para tener una indicación visual a bajos niveles del electrolito. Un alto grado de brillantez en el lente, indica que el electrolito ha alcanzado un nivel que requiere mantenimiento.

Las baterías se conectan directamente a la barra directa de batería, a través de un breaker (ruptor de circuito) alimentador de la barra directa de batería. La barra directa de batería está energizada siempre que las baterías estén conectadas, sin importar la posición del interruptor de batería.

**PRECAUCIÓN:** La más ligera contaminación de ácido, puede deteriorar las baterías níquel - cadmio. Cuando se de servicio a las baterías, asegúrese que el equipo de servicio esté libre de ácido.

El circuito está diseñado de tal manera, que ninguna carga drenará energía, cuando el avión está fuera de operación.

El relevador de batería (BR), controla la energía que se aplica a la barra de la batería y que vienen de la barra directa de batería. El interruptor de batería localizado en la sección eléctrica del tablero superior, controla el relevador BR (relevador de batería).

Cuando el interruptor se coloca en la posición "ON", el circuito de tierra de la bobina de BR se completa, BR se energiza y la energía de las baterías se conecta a la barra de batería.

La energía de baterías puede usarse para el arranque del APU y el reabastecimiento de combustible, si no se dispone de planta de energía externa. Cuando se cuenta con la planta neumática de tierra apropiada, las baterías serán capaces de proporcionar la energía eléctrica necesaria, para el arranque del motor. Si por alguna razón no se cuenta con CA durante el vuelo, las baterías podrán alimentar al inversor monofásico de estado sólido para que éste a su vez proporcione la energía de 115 VCA necesaria para operar los sistemas de emergencia.

# CAPITULO 6

## 6. CONTROL Y MONITOREO

### 6.1 TABLEROS DE CONTROL DE ENERGÍA ELÉCTRICA

#### 6.1.1 TABLERO SUPERIOR DE CONTROL DE ENERGÍA ELÉCTRICA.

En el lado izquierdo del tablero están instalados los controles, indicadores y medidores de CA y CD. En la parte superior están los medidores de voltaje, frecuencia y voltímetro/amperímetro. Estos medidores, se conectan al sistema que se desea monitorear, por medio de un interruptor selector giratorio.

El interruptor de batería y el interruptor de energía de emergencia con su luz indicadora, se encuentran localizados en la parte inferior del tablero superior.

La parte izquierda de tablero, está diseñada en forma de un diagrama básico de los sistemas de CA y CD. Empezar en la parte superior con los controles de UVC, después se podrá seguir el flujo de energía a través de los interruptores de control de generador, medidores de carga de CA (AC LOAD) y de las barras de CA, a las cargas de CD (salida de los TR's).

Las luces indicadoras y los controles de energía externa de APU se localizan en la parte central del tablero. Los controles de alimentación cruzada de CA y alimentación cruzada de CD, están instalados en la parte inferior central del tablero.

A) INTERRUPTOR DE DESCONEXION DE LA UNIDAD DE VELOCIDAD  
CONSTANTE (IZQUIERDO Y DERECHO)

Está protegido con una guarda en posición NORM. Cuando momentáneamente se coloca a la posición de DISC, desconecta la flecha de entrada de la UVC del sistema de engranes. La UVC deberá estar en rotación para poder ser desconectada, cuando el interruptor regresa a la posición NORM, no reconecta la UVC ya que esto se logra con el motor parado, jalando la palanca "T" hasta sentir un tope.

B) INTERRUPTOR DE CONTROL DE GENERADOR IZQUIERDO Y DERECHO.

Normalmente en posición ON, permite la operación automática del sistema. La posición OFF, abre al relevador de generador si el relevador está cerrado. La posición de RESET, es momentánea por estar cargado a resorte, y cierra el relevador de control del generador si éste está en condición de abierto, si el relevador se encuentra cerrado, ninguna acción ocurrirá.

C) INTERRUPTOR RESTABLECEDOR "RESET" DE GENERADOR DE APU.

Normalmente en posición NORM, la posición de RESET es momentánea y cerrará el relevador de control del generador de APU, en caso de que el relevador está abierto. Si se encuentra CERRADO nada ocurrirá.

D) INTERRUPTOR IZQUIERDO Y DERECHO DE BARRA DE APU.

Normalmente en la posición de OFF en la cual corta la energía de APU de las barras correspondientes. En la posición de ON conectará la energía del APU a las barras asociadas, cuando la energía de APU está disponible y los generadores de motor no están alimentando a sus respectivas barras.

E) INTERRUPTOR DE ENERGÍA EXTERNA IZQUIERDO Y DERECHO.

Normalmente está en la posición de OFF, en cual remueve la energía externa de las barras. En la posición ON, la energía externa quedará conectada a las barras asociadas, si se cuenta con energía externa y ninguna otra fuente de energía está conectada a las barras.

F) INTERRUPTOR DE CONTROL DE ALIMENTACIÓN CRUZADA DE CA.

Normalmente está en la posición de AUTO. Durante la operación en tierra, ya sea con APU o con planta de energía externa. La función automática de alimentación cruzada se inhibe debido a que el circuito de control del relevador de alimentación cruzada (AC CROSS TIE RELAY), está interconectado con los relevadores de control de tierra.

Durante el vuelo, el relevador de alimentación cruzada de CA, cerrará automáticamente, siempre que un generador de motor, por alguna razón se desconecta de su barra y el interruptor de control esté en la posición de AUTO y no exista falla en la barra. La posición OPEN del interruptor de control, abre el relevador de alimentación cruzada de CA cuando el relevador esté cerrado. Si el relevador de alimentación cruzada de CA está abierto, ninguna acción ocurrirá, con el interruptor de control en posición OPEN, el relevador no cerrará en forma automática.

#### G) INTERRUPTOR DE ALIMENTACIÓN CRUZADA DE CD.

Normalmente está en la posición de OPEN, las barras izquierda y derecha de CD actúan como sistemas independientes. Con el interruptor de control en posición CLOSE, el relevador de alimentación cruzada de CD interconectará a las barras izquierda y derecha de CD.

#### H) INTERRUPTOR DE ENERGÍA DE EMERGENCIA.

Normalmente está en posición de OFF, esta posición permite que las barras de emergencia de CA y CD reciban energía del sistema principal de distribución, además, permite que el circuito de CA de reabastecimiento de combustible sea energizado por el inversor y permite la operación del cargador de batería.

Si no hay energía de CA en las barras y el interruptor de batería se encuentra en posición ON se toma energía de la barra directa de batería para alimentar al inversor. Las barras de emergencia de CA y CD serán alimentadas por el inversor.

La posición ON activa la luz de EMER PWR IN USE, aísla la batería del cargador de batería y, también, si el interruptor de batería está en la posición ON y la barra de transferencia no recibe energía del TR, alimentado por la barra de servicio de tierra, conectará a la barra de transferencia a las baterías, a través del relevador C&TR.

#### I) INTERRUPTOR DE BATERÍA.

Normalmente está en posición ON, la barra de la batería, se alimenta de la barra directa de batería. El interruptor trabaja en combinación con el interruptor de emergencia. La posición ON también controla a la alimentación de la barra de transferencia.

La posición OFF, desconecta la batería de la barra de batería, corta la salida del cargador hacia la misma y desconecta la barra de transferencia de CD de la batería.

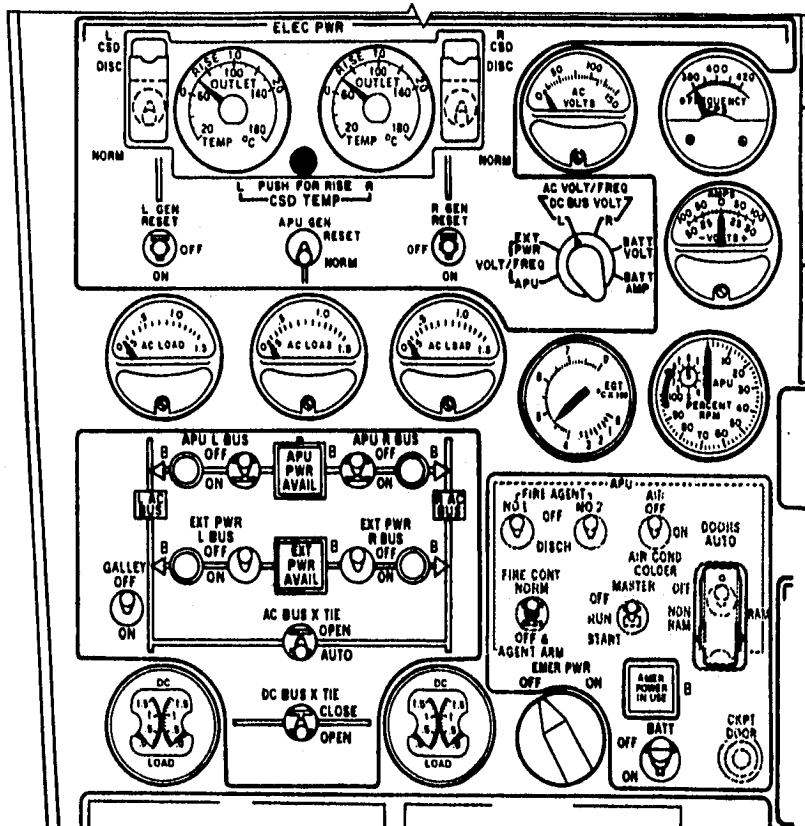
**J) INTERRUPTOR SELECTOR DEL INDICADOR.**

Se tiene un interruptor selector giratorio de seis pasos sin posición OFF, empezando por la posición extrema en sentido contrario de las manecillas del reloj y girándolo en sentido de las manecillas del reloj, las lecturas del medidor serán como sigue:

APU	Voltaje de CA y frecuencia del generador de APU
EXT PWR	Voltaje de CA y Frecuencia de la Planta de energía externa.
L AC VOLT/FREC DC BUS VOLT.	Generador izquierdo, voltaje de CA, frecuencia. Voltaje de CD de barra izquierda.
R AC VOLT/FREC DC BUS VOLT	Generador derecho, voltaje de CA, frecuencia, voltaje de CD de barra derecha.
BATT VOLT	Voltaje de CD de la batería.
BATT AMP.	Corriente de o hacia la batería.

**K) INTERRUPTOR SELECTOR DE TEMPERATURA DE ACEITE "RISE" DE LA UVC.**

Presionando el interruptor se tiene la indicación de la diferencia de temperatura de aceite, entre la entrada y salida de la UVC, en la escala exterior de ambos medidores de temperatura. Al soltarse el interruptor, la lectura corresponderá a la temperatura de aceite de salida de la UVC y deberá leerse en la escala interior del medidor.



B = BLUE LIGHT

figura 6.1.1-1 Tablero de control del sistema eléctrico



### 6.1.1.1 INDICADORES

A) INDICADOR IZQUIERDO Y DERECHO DE UVC.

Son indicadores de doble escala. Durante su operación normal, muestran la temperatura de salida de aceite, cuando se oprime el interruptor, muestran la diferencia de temperatura entre la salida y entrada del aceite. Las temperaturas están calibradas en grados centígrados, con marcas lmites de operación.

B) MEDIDOR DE CARGA IZQUIERDO, DERECHO Y DE APU.

Indica la carga sentida en la fase A, del generador asociado. La carga es proporcional al rango del generador, 0.5 indica el 50% del rango, 1.0 indica el 100%. La máxima lectura continua permisible durante operación, es de 1.0.

C) VOLTÍMETRO DE CA.

Indica el voltaje entre la Fase A y el neutral de la fuente de energía seleccionada.

D) MEDIDOR DE FRECUENCIA.

Indica la frecuencia entre la fase A y el NEUTRAL de la fuente de energía seleccionada.

E) VOLTÍMETRO AMPERÍMETRO DE CD.

Una combinación de voltímetro/amperímetro, indica el voltaje y corriente de la batería. El medidor tienen cero ( "0" ) central e indica tanto la carga como la descarga en Amperes.

### 6.1.1.2 LUCES INDICADORAS.

A) LUZ AZUL DE INDICACIÓN DE ENERGÍA DE APU DISPONIBLE.  
(APU PWR AVAIL)

Cuando está encendida, indica que el generador de APU está listo para ser conectado a las barras.

**B) LUZ AZUL DE BARRAS.**

Cuando está encendida, la barra está recibiendo energía de APU o de una fuente de energía externa.

**C) LUZ AZUL DE ENERGÍA EXTERNA DISPONIBLE (EXT PWR AVAIL)**

Cuando está encendida, indica que una fuente de energía externa, con la secuencia de fase correcta, está conectada al avión.

**D) LUZ ÁMBAR DE BARRA DE TRANSFERENCIA DESENERGIZADA (DC TRANSFER BUS OFF).**

Cuando enciende indica que hay energía de batería disponible, sin embargo la barra de transferencia de CD está desenergizada.

**E) LUZ ÁMBAR IZQUIERDA Y DERECHA DE BARRA DE CA DESENERGIZADA (L AC BUS OFF Y R AC BUS OFF)**

Cuando una de estas luces enciende, indica que la barra de CA izquierda o derecha, están sin energía.

**F) LUZ ÁMBAR DE GENERADOR IZQUIERDO O DERECHO (L GEN OFF Y R GEN OFF).**

Cuando la luz enciende, indica que el relevador del generador (GR) correspondiente, está abierto.

**G) LUZ ÁMBAR DE GENERADOR DE APU FUERA DE SERVICIO (APU GEN OFF)**

Cuando la luz enciende, indica que el generador de APU está disponible, pero que los relevadores auxiliares izquierdo y derecho están abiertos.

**H) LUZ ÁMBAR IZQUIERDA Y DERECHA DE PRESIÓN DE ACEITE DE UVC BAJA (CSD OIL PRESS LOW).**

Cuando la luz se enciende, indica que la presión de la UVC asociada, es baja o que la temperatura de aceite está sobre un valor predeterminado.

I) LUZ ÁMBAR DE BARRA DE CD SIN ENERGÍA (DC BUS OFF)

Cuando la luz enciende, indica que la barra de CD izquierda o derecha está sin energía.

J) LUZ ÁMBAR DE ALIMENTACIÓN CRUZADA ASEGURADA EN ABIERTO (AC CROSS TIE LOCKOUT).

Cuando esta luz enciende, indica que las barras de los generadores izquierdo y derecho, no pueden interconectarse, debido a que el relevador de alimentación cruzada se encuentra "asegurado en abierto".

K) LUCES ROJAS DE BARRA DE EMERGENCIA DE CA Y CD DESENERGIZADAS (AC EMERG BUS OFF Y DC EMERG BUS OFF).

1) Barra de emergencia de CA desenergizada (AC EMER BUS OFF)  
Cuando se enciende, indica que la barra de emergencia de CA está desenergizada.

2) Barra de emergencia de CD desenergizada (DC EMER BUS OFF).  
Cuando se enciende, indica que la barra de emergencia de CD está desenergizada.

### 6.1.2 TABLERO ELÉCTRICO DE SERVICIO DE TIERRA.

El tablero eléctrico de servicio de tierra se localiza en la parte trasera del tablero superior de cabina y contiene las luces indicadoras y los controles de energía para servicio de tierra.

a) INTERRUPTOR DE BARRA DE APU DE SERVICIO DE TIERRA.

Normalmente está en la posición de OFF.

Cuando se requiere energía para el servicio de tierra poniendo el interruptor en posición de ON se proporciona energía de APU a la barra de servicio de tierra.

b) INTERRUPTOR DE ENERGÍA EXTERNA A BARRA DE SERVICIO DE TIERRA.

Normalmente está en posición OFF.

Cuando se requiere energía para el servicio de tierra, poniendo el interruptor en la posición ON, Se aplica la energía externa a la barra de servicio de tierra.

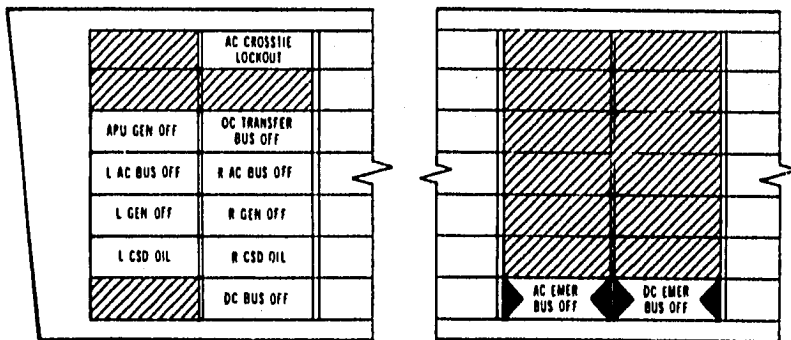
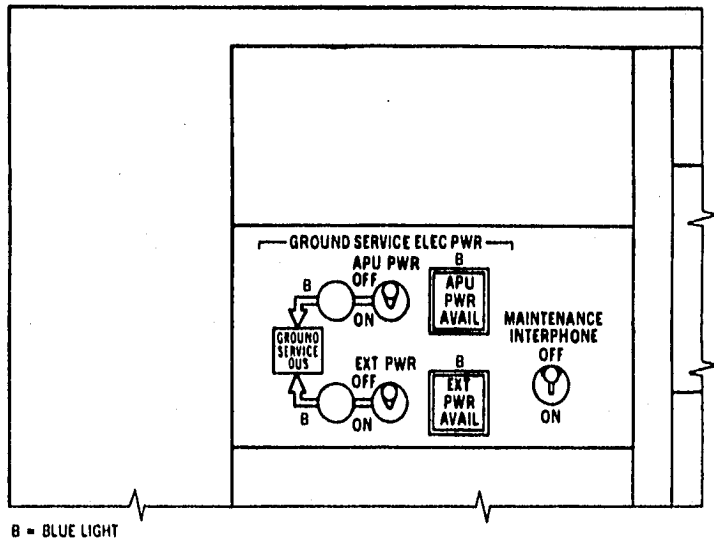


figura 6.1.2-1 Tablero de servicio de tierra y tablero anunciador

### 6.1.2.1 LUCES INDICADORAS.

- a) LUZ AZUL DE ENERGÍA DE APU DISPONIBLE (APU PWR AVAIL).

Cuando enciende, indica que el generador de APU está listo para ser conectado a barras.

- b) LUZ AZUL DE BARRA DE SERVICIO DE TIERRA (GROUND SERVICE BUS).

Cuando enciende, indica que la barra de servicio de tierra está recibiendo energía a través del relevador de servicio de tierra auxiliar.

- c) LUZ AZUL DE ENERGÍA EXTERNA DISPONIBLE (EXT PWR AVAIL).

Cuando está encendida, indica que una fuente de energía externa, con secuencia de fase correcta, está conectada a la aeronave.

- d) LUZ AZUL DE ENERGÍA EXTERNA EN BARRA DE SERVICIO DE TIERRA.

Cuando se enciende, indica que la barra de servicio de tierra, está recibiendo energía de planta externa.

- e) LUZ AZUL DE APU EN BARRA DE SERVICIO DE TIERRA.

Cuando enciende indica que la barra de servicio de tierra, está recibiendo energía de APU.

**Luces Indicadoras de energía de CA, mencionadas anteriormente, se localizan en el tablero anunciador.**

Estas son:

L GEN OFF  
R GEN OFF.

Controladas por los contactos de los relevadores de barra muerta (LDBR Y RDBR), localizados dentro de la unidad de control de barras (BCU).

LUZ APU GEN OFF.

Controlada por una serie de contactos de los relevadores LAPR, RAPR y el relevador esclavo del interruptor maestro de APU.

**LUZ AC CROSSTIE LOCKOUT.**

Controlada por señales que activan al relevador de amarre de alimentación cruzada (ACTLS).

**LUZ AC EMER BUS OFF.**

Controlada por los contactos del relevador sensor de barra de emergencia de CA.

**LUZ DE DC EMER BUS OFF.**

Hay seis luces azules indicadoras de energía de CA en el tablero superior de interruptores, y son:

**EXT PWR AVAIL (Energía externa disponible)** Controlada por el relevador EPPSR, localizado dentro de la unidad de control de barras (BCU).

**LUZ L EXT PWR BUS Y R EXT PWR BUS (Energía externa en barra izquierda y energía externa en barra derecha).** Controlada por los relevadores LEPR y REPR respectivamente.

**LUZ APU PWR AVAIL (Energía de APU disponible).** Controlada por el relevador de energía lista PRR, localizado dentro de la unidad de control del generador de APU (GCU del APU).

**LUZ APU L BUS Y APU R BUS (Energía de APU en barra izquierda y derecha).** Controladas por los relevadores LAPR y RAPR respectivamente.

Hay cuatro luces indicadoras azules en el tablero de servicio de tierra, éstas son:

**LUZ EXT PWR AVAIL (Energía externa disponible).** Controlada por los contactos del relevador EPPSR localizado dentro de la unidad de control de barras (BCU).

**LUZ DE ENERGÍA EXTERNA EN BARRA DE SERVICIO DE TIERRA.** Controlada por los contactos del relevador de servicio de tierra de energía externa 2 (GSEPR 2).

**LUZ APU AVAIL (Energía de APU disponible).** Controlada por el relevador de energía lista PRR, localizado dentro de la unidad de control del generador de APU (GCU del APU).

LUZ DE APU EN BARRA DE SERVICIO DE TIERRA. Controlada por los contactos del relevador de energía auxiliar de servicio de tierra (GSAPR).

## 6.2 ENERGÍA EXTERNA

Un sistema de energía externa, se ha incorporado al avión, para poder conectar una planta de energía externa de tres fases 115/200 Volts, 400 c.p.s., para alimentar las cargas de CA, durante las operaciones en tierra, cuando los generadores de motor de APU no están operando.

A través del interruptor y relevadores de control de energía externa, ésta puede ser seleccionada para aplicarse a la barra izquierda, derecha, barra de servicio de tierra o a todas las barras de CA simultáneamente. Un circuito de seguro eléctrico (INTERLOCK), evita que la energía externa sea conectada a una barra que está siendo alimentada por un generador.

El receptáculo y tablero de control para la energía externa, está instalado cerca de la puerta de acceso en el lado izquierdo del fuselaje en la sección de nariz, parte exterior, entre las estaciones 95 y 100. El receptáculo, está instalado ligeramente hacia adelante con el fin de reducir la posibilidad de dañar el avión o el equipo, cuando se jalen los cables. El receptáculo de energía externa, tiene 6 "pines", cuatro grandes y dos pequeños, los "pines" grandes están identificados como A, B, y C y se usan para alimentar las correspondientes fases, desde la planta de tierra, al alambrado del avión. El cuarto "pin", está identificado como N y se utiliza como una conexión de tierra entre la estructura del avión y la planta de tierra. Los dos "pines" pequeños E y F, se usan como parte del circuito de control de energía externa del avión.

El tablero de control de energía externa se localiza justo arriba del receptáculo. Instalados en este tablero, están tres ruptores de 125 Amperes (150 Amps. en algunos equipos), uno por cada fase de entrada de energía externa (A, B, y C); un raptor IND de un amper para el voltímetro, medidor de frecuencia y circuito de luz de "EXT PWR NOT IN USE" y luz "EXT PWR AVAIL", las conexiones de interfono, un interruptor de presión para llamada de pilotos y un interruptor de dos posiciones para el control de luces del foso del tren de nariz.

### **6.2.1 CONTROLES.**

La aplicación de la energía externa a las barras de corriente alterna, se controla por interruptores localizados en el tablero superior y por relevadores localizados en la central de energía eléctrica. Un relevador sensor de secuencia de fase y un transformador rectificador dentro de la unidad de control de barras de CA (BCU), se usan para controlar y aplicar la energía externa.

El relevador sensor de secuencia de fase, siente la rotación de las tres fases y sólo actuará si la rotación es correcta (ABC).

En los aviones MD-88, se cuenta con un monitor para la energía externa, localizado en el tablero de generadores del compartimiento Eléctrico/Electrónico, para los casos de existir sobrefrecuencia (OF), baja frecuencia (UF), sobrevoltaje (OV) y bajo voltaje (UV).

Cuando el monitor de planta externa (EPM), sensa el voltaje y frecuencia correctos de la planta de energía externa, un contacto de EPM cierra. Si la planta de energía externa presenta una condición de sobrevoltaje, sobrefrecuencia, baja frecuencia o bajo voltaje (no transitoria), los contactos de EPM abrirán.

El transformador rectificador de energía externa, convierte los 115 V de CA en 28 V de CD. Este voltaje de salida, pasa a través de los contactos cerrados del relevador de secuencia de fase y se utiliza como la fuente de energía para activar las bobinas de los relevadores de control de energía externa. La salida del transformador rectificador, también se usa para la luz de "EXT PWR AVAIL" y luz de "EXT PWR NOT IN USE". También para energizar las bobinas de cerrado de los relevadores de energía externa izquierdo y derecho y la bobina del relevador de servicio de tierra externo.

### **6.2.2 DISTRIBUCIÓN.**

Con sólo la energía externa puesta al avión y los interruptores "EXT PWR L" y "EXT PWR R", en posición ON se energizan las bobinas de los correspondientes relevadores de energía externa y se aplica la corriente a sus respectivas barras.

La energía para el servicio de tierra, solo se puede obtener, poniendo el interruptor de "EXT PWR" en la posición de "ON" y los de "APU" en posición "OFF". Los dos interruptores, están asegurados eléctricamente, para evitar que se apliquen dos fuentes de energía simultáneamente a la barra de servicio de tierra.



El relevador de energía externa, para barra de servicio de tierra, se energiza y proporciona CA a la barra de servicio de tierra únicamente.

### **6.2.3 LECTURAS.**

El medidor de voltaje y frecuencia de energía externa, está conectado a la fase "A" del receptáculo, con el interruptor selector del indicador en la posición de "EXT PWR", el medidor de voltaje de CA deberá indicar  $115 + 3$  Volts y el medidor de frecuencia deberá indicar  $400 + 4$  c.p.s.

Para dar una indicación visual, se encuentran instaladas tres luces "EXT PWR AVAIL", que prenderá siempre que se tenga una fuente de energía externa con la secuencia de fase correcta, conectada al avión. Estas luces se localizan en uno de los siguientes tableros:

- Tablero de control de energía externa.
- Tablero de servicio de tierra.
- Tablero de energía eléctrica.

Una luz blanca de "EXT PWR NOT IN USE", instalada en el tablero de control de energía externa, prenderá siempre que una planta de energía externa esté conectada, pero no esté alimentando ninguna barra de CA. Si la energía externa está alimentando cualquier barra, la luz se apagará.

### **6.2.4 OPERACIÓN.**

Las tres fases de entrada se aplican al relevador de secuencia de fase de energía externa (EPPSR) y al TR de energía externa, dentro de la unidad de control de barras. El TR de energía externa, convierte los 155 V de CA en 28 V de CD, que son usados para dar energía a dos circuitos de control.

#### ***EL PRIMER CIRCUITO.-***

Aplica energía al pin F del receptáculo y de éste al pin E, a través de un puente en el conector de energía externa.

Si el conector no tiene el puente, deberán aplicarse 28 VCD al pin E, desde la planta de energía externa. Desde el pin E, el voltaje se aplica a través de los contactos cerrados del relevador energizado de secuencia de fase, a las tres luces "EXT PWR AVAIL", lo cual indica que se tiene energía para utilizarla, ya

sea en la barra izquierda, derecha o servicio de tierra. Como los circuitos de control para energizar las barras izquierda y derecha, son similares, sólo se describirá el sistema izquierdo y posteriormente la operación de servicio de tierra.

Poniendo el interruptor de "EXT PWR L BUS" en la posición "ON" permitirá que el TR de energía externa aplique su voltaje de salida a la bobina del relevador de control de energía externa izquierda cerrando el relevador. El lado de voltaje de la bobina está interconectado con el sistema de generación de APU, a través del relevador de control de energía auxiliar 1 LAPCR. El lado de retorno a tierra de la bobina, está interconectado con el sistema de generadores del motor, a través del relevador izquierdo de energía lista (LPRR), localizado en la unidad de control del generador izquierdo. Si el APU o el generador de motor están aplicando energía a la barra izquierda de CA, el relevador de control de energía externa no puede ser energizado.

#### ***EL SEGUNDO CIRCUITO.-***

Desde el TR de energía externa, proporciona la energía necesaria para la bobina del relevador de potencia de energía externa (LEPR) activándolo, con lo cual se conecta la energía externa a la barra izquierda de CA y a la luz "EXT PWR L" que se activarán cuando el relevador izquierdo se cierre.

Este circuito, no está protegido por el relevador de secuencia de fase, puesto que el relevador izquierdo de energía externa, no puede ser energizado hasta que el relevador de control de energía externa izquierdo está energizado.

La energía hacia el relevador, está interconectada a través del relevador esclavo de barra muerta izquierdo (LDBSR), relevador de generador izquierdo (LGR) y relevador auxiliar izquierdo (LAPR), para asegurar que la energía externa no pueda ser conectada a la barra izquierda, si ésta se encuentra alimentada desde los generadores de motor o de APU.

La energía externa, para propósito de servicio de tierra, está controlada solamente por el interruptor de energía externa para servicio de tierra.

Con energía externa conectada al avión y el relevador de secuencia de fase cerrado, el TR de energía externa aplicará su salida de voltaje al interruptor de energía externa para servicio de tierra, a través de los contactos normalmente cerrados del relevador de amarre del servicio de tierra de CA (AGSTR), desenergizando, el relevador auxiliar de servicio de tierra (GSAPR) y el relevador esclavo de barra muerta derecha (RDBSR). Además de la interconexión entre los contactos de los relevadores, el voltaje de TR deberá pasar también a través del interruptor de "APU PWR" cuando el interruptor está puesto en la posición de OFF todas estas precauciones, se han tomado para prevenir que la energía

externa pueda ser aplicada a la barra de servicio de tierra, cuando ésta se encuentra energizada por otra fuente de energía.

Cuando el interruptor de "EXT PWR" de servicio de tierra, está puesto en la posición de ON, el voltaje de TR energiza los relevadores 1 y 2 de servicio de tierra de energía externa (GSEPR No. 1 y No. 2)

El voltaje del TR, también se aplica a la luz de "EXT PWR" a través de los contactos cerrados del GSEPR 2, se enciende la luz. La operación del relevador de servicio de tierra de energía externa conecta la energía externa a la barra de servicio de tierra.

La transferencia automática de energía externa a generadores de motor, para alimentar las barras de CA, se hace durante el arranque de motor, poniendo el interruptor de control del generador en la posición de ON, antes de arrancar. Cuando el generador alcanza su velocidad normal de operación, los relevadores de energía lista PRR, se energizan, abriendo el circuito de retorno a tierra, del relevador de control de energía externa EPCR y se aplicará corriente a la bobina de disparo del relevador de control de energía externa EPCR, el cual se desenergiza.

Para tener energía disponible en las barras de CA durante y después del corte de motor, una energía de planta externa, debe conectarse al avión, los interruptores "EXT PWR L BUS" y "EXT PWR R BUS", deberán ponerse en la posición de ON. La luz "EXT PWR AVAIL" y la luz "EXT PWR NOT IN USE" encenderán cuando sean cortados los motores (es decir, parar los motores), el relevador del generador se dispara y corta la línea, el relevador esclavo de barra muerta, sentirá que la barra ya no está energizada de los generadores y se desenergizará.

La luz de precaución de "GEN OFF" se prenderá, el medidor de AC LOAD, caerá a cero y en algún punto durante la desaceleración del motor, la luz "CSD OIL" prenderá.

El relevador desenergizado de energía lista (PRR), completará el circuito para energizar el relevador de control de energía externa. Cuando abre el relevador de generador (GR), se desenergiza el relevador esclavo de barra muerta (DBSR), se energizará el relevador de control de energía externa, completando el circuito para energizar el relevador de energía externa. Esto hará que las barras se alimenten de la planta de tierra. La luz de "EXT PWR NOT IN USE", se apagará. Ver figura 6.2.4-2 y figura 6.2.4-3

## PRECAUCIÓN.

Si todas las cargas están siendo energizadas, utilice una unidad de planta externa capaz de proporcionar la energía requerida por el avión ( de 60 KVA o mayor), para evitar una sobre carga de la unidad.

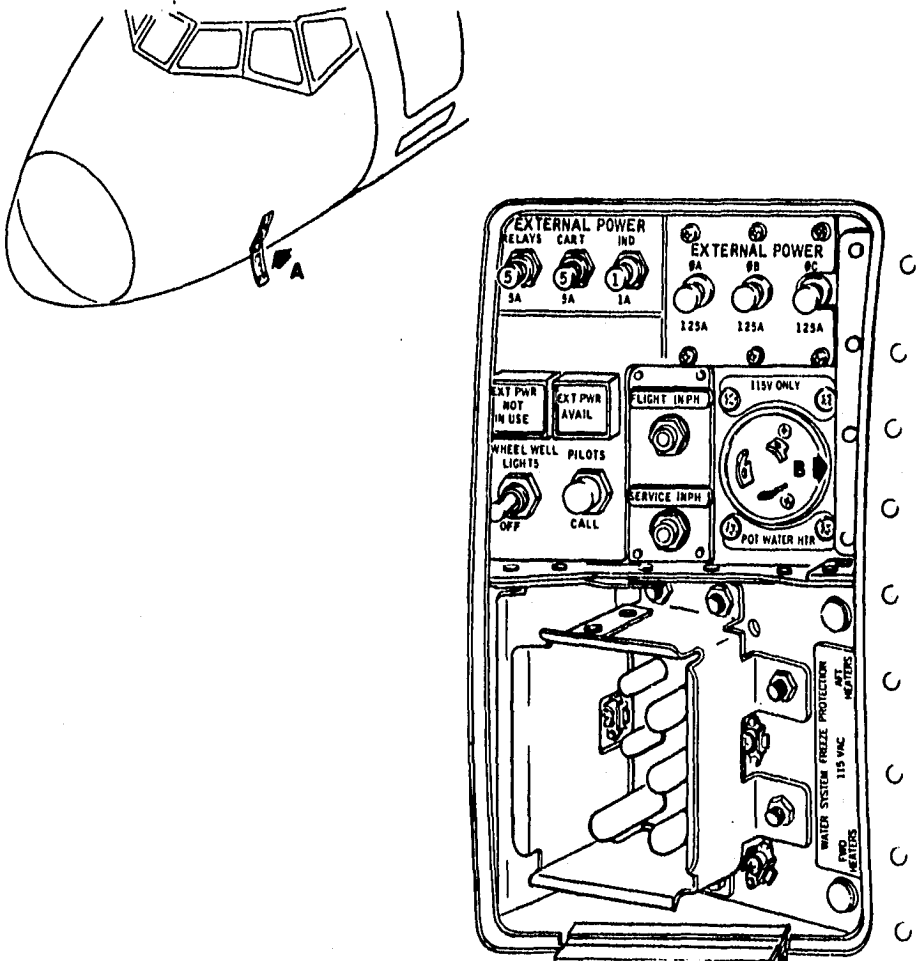


Figura 6.2.4 -1 Receptácuo de Planta Externa

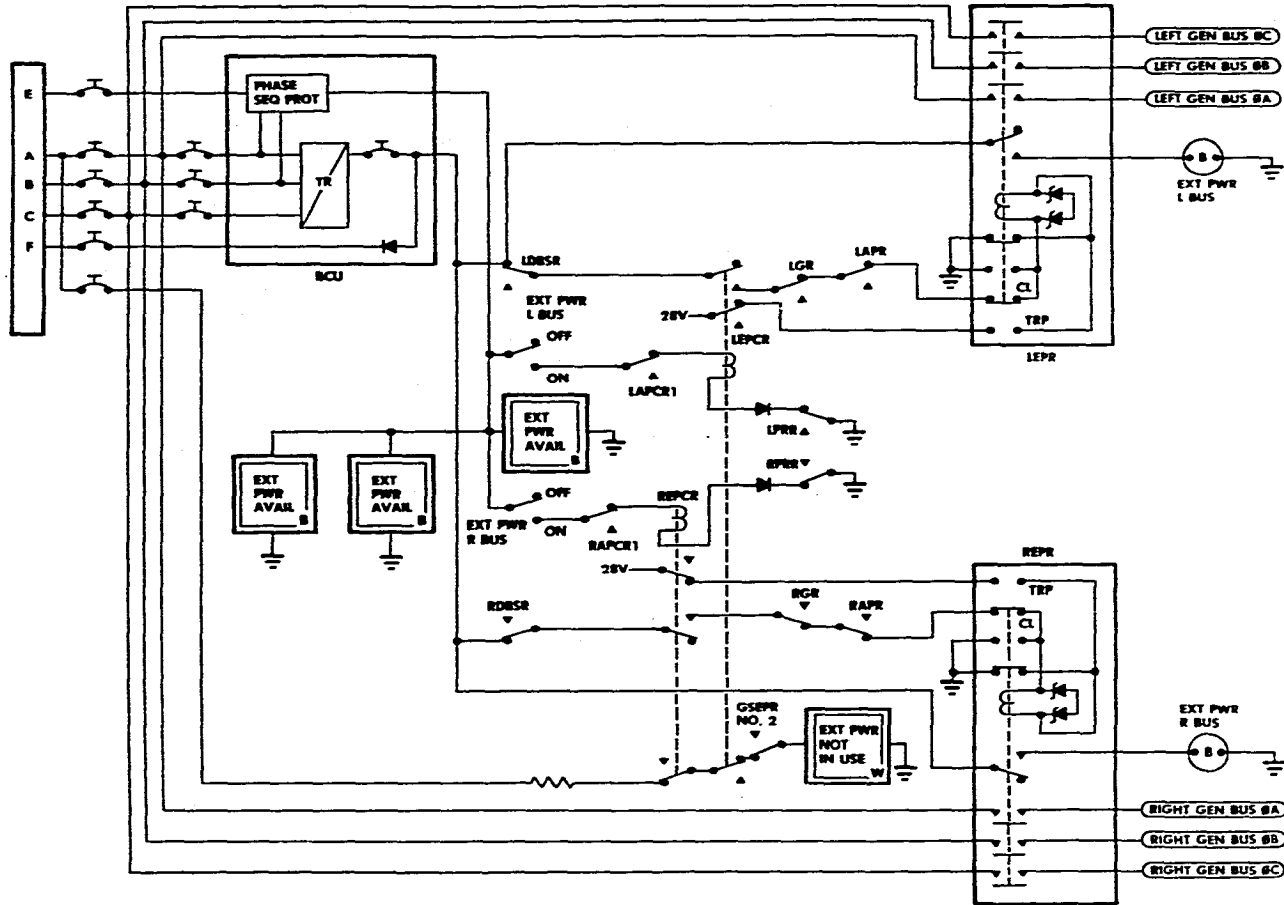


figura 6.2.4-2 Diagrama a bloques de la logica de abrir y cerra los relevadores de potencia de planta externa

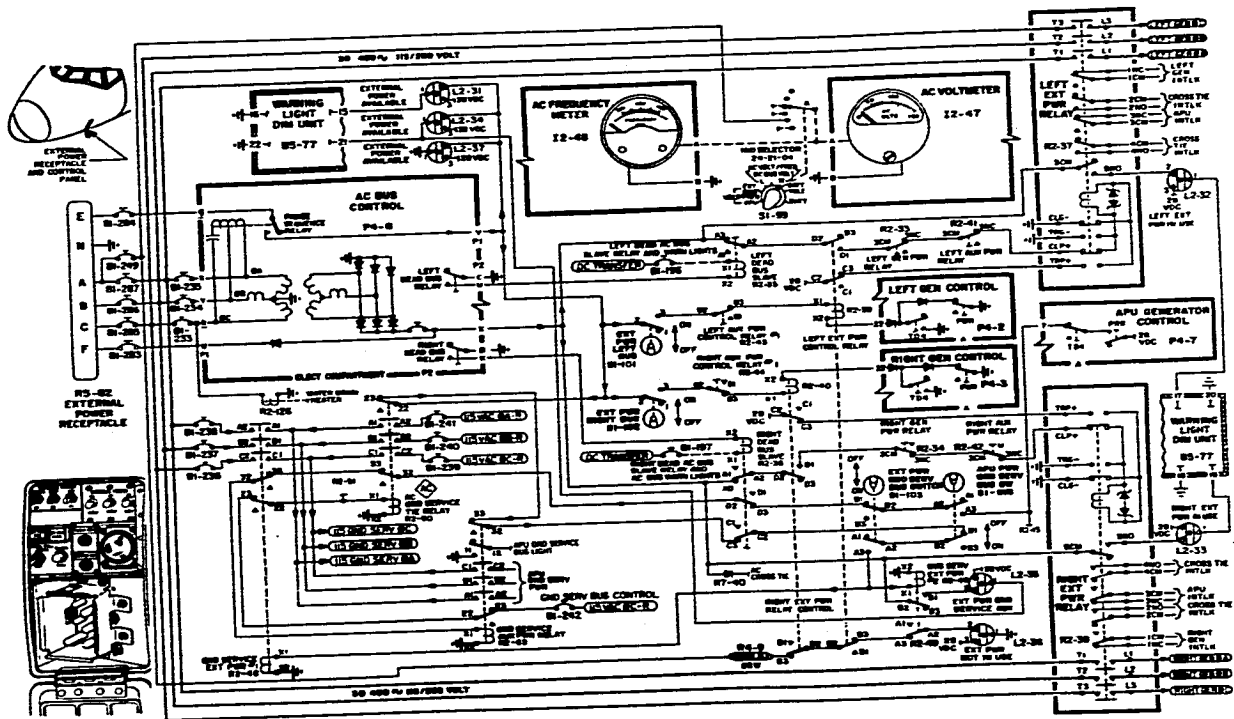


figura 6.2.4-3 Diagrama esquemático de la Planta Externa

## CONCLUSIONES

Por medio de la implementación de ciertas partes de este trabajo elaborado, cuya finalidad es la de servir como un instrumento de enseñanza didáctico sobre el sistema de generación de energía eléctrica del avión MD-80, se puede concluir que el aprovechamiento de los alumnos, en la parte teórica, de conceptos necesarios para después entender la filosofía de los diagramas esquemáticos del avión es mucho mayor.

Se ha podido observar que a un alumno, aunque sea una persona con mediana experiencia en el medio, se comienza a explicar directamente la operación de algún sistema en el diagrama esquemático, le cuesta más trabajo entender, en términos generales, la operación, y al ir incrementando la dificultad de los temas, comienza a mezclar con varios de los términos que se utilizan ; lo que origina, en algunas ocasiones, que el ambiente de trabajo dentro del aula se haga tenso.

En consecuencia, esta obra, como se mencionó en el prólogo, especialmente está diseñada para aquellos alumnos que comienzan a introducirse en el ramo de la aeronáutica, Así mismo mecánicos que se encuentran laborando en el mantenimiento de línea de estos aviones, obteniéndose los siguientes resultados satisfactorios :

- Mayor aprovechamiento del material catalogado como texto de los alumnos
- Menor desesperación por parte del alumno de no entender o de no poder interpretar los diagramas esquemáticos.
- Después de hacer evaluaciones , o retroalimentaciones, efectuadas por medio de preguntas y de ejercicios en clase, los alumnos que entienden claramente el concepto y la operación de los sistemas, no tienen ningún problema en la interpretación de los diagramas esquemáticos, mientras que el alumno que no entiende claramente de concepto del funcionamiento de alguna unidad, con mayor facilidad comete errores en el momento de interpretar los diagramas esquemáticos, dificultándose en encontrar la unidad que realmente está provocando una falla en un momento dado.

Así mismo se ha podido observar con satisfacción, por parte de los alumnos ya que sienten que las ideas fundamentales quedan más claras.

Por otra parte, se recomienda implementar estos materiales didácticos por diversas razones :

- Falta de publicaciones sobre el o los temas en cuestión
- Toda la información está contenida en manuales del fabricante del o los aviones.
- Toda la información se encuentra limitada en acceso, ya sea por su contenido confidencial o ya sea por el aspecto idiomático.
- Que sirva como un material de fácil acceso a todos los niveles, y un buen complemento de referencia bibliográfica a nivel técnico, sin las barreras idiomáticas.

Una barrera importante, por la que se recomienda la elaboración de este tipo de material didáctico, es elevar el nivel técnico del personal de mantenimiento al recurrir a obras como referencia bibliográfica y depender menos del manual del fabricante, donde no existe un medio pedagógico en la explicación de los diferentes conceptos que involucran en el mantenimiento preventivo y correctivo de las aeronaves, área importantísima en el ámbito aeronáutico para el vuelo seguro y cómodo.



## BIBLIOGRAFIA

- Manual de mantenimiento MD-80  
Capítulo 24 Sistema Eléctrico  
Elaborado por Mc- Donell Douglas Aircraft Company
- Manual de diagramas esquemáticos MD-80  
Capítulo 24 Sistema Eléctrico  
Elaborado por Mc- Donell Douglas Aircraft Company
- Manuales de adiestramiento de curso AVIONICS de MD-80  
MC- Donell Douglas Aircraft Company
- Transport Category Aircraft Systems  
By THOMAS W. WILD  
A. Hawks Industries Company  
Printed in USA
- Electricidad y Electrónica Básicas  
BUBAN / SCHMITT  
Mc Graw Hill  
Impreso en México
- Electricidad, Electrónica y Electromagnetismo  
BOYLESTAD / NASHESKY  
Trillas  
Impreso en México
- Electricidad  
HARRY MILEAF  
Limusa  
6ª Edición  
Impreso en México
- Electrónica  
HARRY MILEAF  
Limusa  
6ª Edición  
Impreso en México

- **Diseño Digital**  
M. MORRIS / MANO  
Prentice Hall  
Impreso en México
  
- **Electromagnetismo**  
SHAUM  
JOSEPH A. EDMINISTER  
MC. Graw Hill  
Impreso en México
  
- **El ABC de las Instalaciones eléctricas Industriales**  
GILBERTO ENRIQUEZ HARPER  
Limusa  
3ª Edición  
Impreso en México
  
- **Circuitos Electrónicos**  
DONALD L. SCHILLING / CHARLES BELOVE  
Marcombo  
2ª Edición  
Impreso en México
  
- **Análisis de Sistemas Eléctricos de Potencia**  
WILLIAM D. STEVENSON  
Mc Graw Hill  
3ª Edición  
Impreso en México

**ANEXO**

**GLOSARIO**

**ABREVIATURAS  
Y  
ACRONISMOS**

ABREVIATURA	NOMBRE	TRADUCCION
ACTLIR	AC X TIE LOCKOUT INDICATION RELAY	RELEVADOR DE INDICACION DE ALIMENTACION CRUZADA ASEGURADA FUERA
ACTLA	AC X LOCKOUT RELAY	RELEVADOR DE ALIMENTACION CRUZADA ASEGURADA FUERA.
ACTLS	AC X TIE LOCKOUT RELAY SLAVE	RELEVADOR ESCLAVO DE ALIMENTACION CRUZADA ASEGURADA FUERA.
ACTR	AC X TIE RELAY	RELEVADOR DE ALIMENTACION CRUZADA
ACYR	ANTI-CYCLE RELAY	RELEVADOR DE ANTICICLO
AEPTEP	AC EMERGENCY POWER TRANSFER RELAY	RELEVADOR DE TRANSFERENCIA DE ENERGIA DE CA DE EMERGENCIA
AGSTR	AC GROUND SERVICE TIE RELAY	RELEVADOR DE SERVICIO DE TIERRA
APGC	GENERATOR CONTROL PANEL (AUX PWR)	TABLERO DE CONTROL DE GENERADOR (ENERGIA AUXILIAR)
APPRR	POWER READY RELAY (AUX PWR)	RELEVADOR DE ENERGIA LISTA (ENERGIA AUXILIAR).
APSR	AUXILIARY POWER UNIT STARTER RELAY	RELEVADOR ARRANQUE APU.
ARR	ANNUNCIATOR RESET RELAY	RELEVADOR REPOSICIONADOR DEL ANUNCIADOR.
ARSW	ANNUNCIATOR RESET SWITCH	INTERRUPTOR REPOSICIONADOR DEL ANUNCIADOR.
APU	AUXILIARY POWER UNIT	PLANTA DE ENERGIA AUXILIAR.
BAT	BATTERY	BATERIA
BC	BUS CONTROL PANEL	UNIDAD DE CONTROL DE BARRAS
BCHG	BATTERY CHARGER	CARGADOR DE BATERIAS.

ABREVIATURA	NOMBRE	TRADUCCION
BCTR	BATTERY CHARGER TRANSFER RELAY	RELEVADOR DE TRANSFERENCIA DEL CARGADOR DE BATERIAS
BR	BATTERY RELAY	RELEVADOR DE BATERIA
BS	BATTERY SWITCH	INTERRUPTOR DE BATERIA
C&TGS	BATTERY CHARGER & TRANSFER BUS RELAY	RELEVADOR DE CARGADOR DE BATERIAS Y DE BARRA DE TRANSFERENCIA DE CD.
C&TR	BATTERY CHARGER & TRANSFER BUS RELAY	RELEVADOR DE CARGADOR DE BATERIAS Y DE BARRA DE TRANSFERENCIA DE CD.
C&TRCR	BATTERY CHARGER & DC TRANSFER BUS	CARGADOR DE BATERIAS Y BARRA DE TRANSFERENCIA DE CD
CSD	CONSTANT SPEED DRIVE	UNIDAD DE VELOCIDAD CONSTANTE.
CT	CURRENT TRANSFORMER	TRANSFORMADOR SENSOR DE CORRIENTE
CTTD	AC X TIE RELAY TIME RELAY CIRCUIT	CIRCUITO RETARDADOR DE TIEMPO Y RELEVADOR DE ALIMENTACION CRUZADA.
DAR	DRIVE ANNUNCIATOR RELAY	RELEVADOR ANUNCIADOR DE LA UVC.
DBSR	DC BUS SENSING RELAY RIGHT	RELEVADOR SENSOR DE BARRA DE CD DERECHA
DCTR	DC CROSS TIE RELAY	RELEVADOR DE ALIMENTACION CRUZADA DE CD.
DDR	DRIVE DISCONNECT RELAY	RELEVADOR DE DESCONEXION DE UVC.
DEPTR	DC EMERGENCY POWER TRANSFER RELAY	RELEVADOR DE TRANSFERENCIA DE ENERGIA DE EMERGENCIA DE CD

<b>ABREVIATURA</b>	<b>NOMBRE</b>	<b>TRADUCCION</b>
DGSTR	DC GROUND SERVICE TIE RELAY	RELEVADOR DE BARRA DE SERVICIO DE TIERRA DE CD
DPCT-A	DIFFERENTIAL PROTECT CORRENT TRANSFORMER FASE "A"	TRANSFORMADOR DE CORRIENTE DE PROTECCION DIFERENCIAL FASE "A".
DPCT-B	DIFFERENTIAL PROTECT CORRENT TRANSFORMER FASE "B"	TRANSFORMADOR DE CORRIENTE DE PROTECCION DIFERENCIAL FASE "B".
DPCT-C	DIFFERENTIAL PROTECT CORRENT TRANSFORMER FASE "C"	TRANSFORMADOR DE CORRIENTE DE PROTECCION DIFERENCIAL FASE "C".
DPR	DIFERRENTIAL PROTECTION RELAY	RELEVADOR DE PROTECCION DIFERENCIAL.
DRSR	DRIVE RUNNING SIGNAL RELAY	RELEVADOR SENSOR DE SEÑAL DE UVC.
DSAR	DISTRIBUTION SYSTEM ANNUNCIATOR RELAY	RELEVADOR DEL ANUNCIADOR DEL SISTEMA DE DISTRIBUCION
DTBSR	DC TRANSFER BUS SENSING RELAY	RELEVADOR SENSOR DE BARRA DE TRANSFERENCIA DE CD
ECSW	EMERGENCY POWER CONTROL SWITCH	INTERRUPTOR DE CONTROL DE ENERGIA DE EMERGENCIA.
EDBSR	EMERGENCY DC BUS SENSING RELAY	RELEVADOR SENSOR DE BARRA DE EMERGENCIA CD.
EPM	EXTERNAL POWER MONITOR	MONITOR DE ENERGIA EXTERNA
EPPSR	EXTERNAL POWER PHASE SEQUENCE RELAY	RELEVADOR DE SECUENCIA DE FASE DE ENERGIA EXTERNA
ERSR	ENGINE RUNNING SIGNAL RELAY	RELEVADOR MONITOR DE SEÑAL DE MOTOR.

ABREVIATURA	NOMBRE	TRADUCCION
FSTD	FAULT SELECTOR TIME DELAY CIRCUIT	CIRCUITO RETARDADOR DE TIEMPO SELECTOR DE FALLA.
GAR	GENERATOR ANNUNCIATOR RELAY	RELEVADOR ANUNCIADOR DE FALLA DE GENERADOR.
GC	AC GENERATOR CONTROL PANEL	UNIDAD DE CONTROL DE GENERADOR.
GCAR	GENERATOR CONTROL ANNUNCIATOR RELAY	RELEVADOR ANUNCIADOR DE FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE GENERADOR.
GCR	GENERATOR CONTROL RELAY	RELEVADOR DE CONTROL DE GENERADOR.
GEN	GENERATOR	GENERADOR
GFFW	GENERATOR FEEDER FAULT WARNING	ALARMA DE FALLA DE ALIMENTACION DE GENERADORES.
GPSR	PHASE SEQUENCE RELAY (GENERATOR)	RELEVADOR DE SECUENCIA DE FASE (GENERADOR)
GRR	GROUND REFUELING RELAY	RELEVADOR DE ABASTECIMIENTO DE COMBUSTIBLE.
GSAPR	GROUND SERVICE AUXILIARY POWER RELAY	RELEVADOR AUXILIAR DE ENERGIA SERVICIO DE TIERRA.
GSEPR#1	GROUND SERVICE EXTERNAL POWER RELAY #1	RELEVADOR DE ENERGIA EXTERNA DE SERVICIO DE TIERRA # 1.
GSEPR#2	GROUND SERVICE EXTERNAL POWER RELAY #2	RELEVADOR DE ENERGIA EXTERNA DE SERVICIO DE TIERRA # 2.
INV	INVERTER	INVERSOR
LAPCR#1	LEFT AUXILIARY POWER RELAY CONTROL #1	RELEVADOR DE CONTROL ENERGIA AUXILIAR IZQUIERO #1
LAPCR#2	LEFT AUXILIARY POWER RELAY CONTROL #2	RELEVADOR DE CONTROL ENERGIA AUXILIAR IZQUIERO #2

ABREVIATURA	NOMBRE	TRADUCCION
LAPR	LEFT AUXILIARY POWER RELAY	RELEVADOR DE ENERGIA AUXILIAR IZQUIERDA
LDBR	LEFT DEAD BUS RELAY	RELEVADOR DE BARRA MUERTA IZQUIERDO
LDBSR	LEFT DEAD BUS SLAVE RELAY	RELEVADOR ESCLAVO DE BARRA MUERTA IZQUIERDO.
LEPCR	LEFT EXTERNAL POWER RELAY CONTROL RELAY	RELEVADOR DE CONTROL DEL RELEVADOR DE ENERGIA EXTERNA
LEPR	LEFT EXTERNAL POWER RELAY	RELEVADOR IZQUIERDO DE ENERGIA EXTERNA
LGC	LEFT GENERATOR CONTROL PANEL	UNIDAD DE CONTROL DE GENERADOR IZQUIERDO.
LGR	LEFT GENERATOR RELAY	RELEVADOR DE GENERADOR IZQUIERDO.
LGRS	LEFT GENERATOR RELAY SLAVE	RELEVADOR ESCLAVO DE GENERADOR IZQUIERDO.
LPRR	LEFT POWER READY RELAY	RELEVADOR DE ENERGIA LISTA IZQUIERDO.
OVR	OVER VOLTAGE RELAY	RELEVADOR DE SOBREVOLTAJE
PMG	PERMANENT MAGNET GENERATOR	GENERADOR DE IMAN PERMANENTE.
PMGR	PERMANENT MAGNET GENERATOR RELAY	RELEVADOR DE GENERADOR DE IMAN PERMANENTE
PRR	POWER READY RELAY	RELEVADOR DE ENERGIA LISTA.
RAPCR#1	RIGHT AUXILIARY POWER RELAY CONTROL #1	RELEVADOR DE CONTROL DE ENERGIA AUXILIAR #1 DERECHO
RAPCR#2	RIGHT AUXILIARY POWER RELAY CONTROL #2	RELEVADOR DE CONTROL DE ENERGIA AUXILIAR #2 DERECHO
RAPR	RIGHT AUXILIARY POWER RELAY	RELEVADOR DE ENERGIA AUXILIAR DERECHO.
RCR	REVERSE CURRENT RELAY	RELEVADOR DE CORRIENTE INVERSA.



ABREVIATURA	NOMBRE	TRADUCCION
RDBR	RIGHT DEAD BUS RELAY	RELEVADOR SENSOR DE BARRA MUERTA DERECHO
RDBSR	RIGHT DEAD BUS SLAVE RELAY	RELEVADOR ESCLAVO DE BARRA MUERTA DERECHO.
REPCR	RIGHT EXTERNAL POWER RELAY CONTROL RELAY	RELEVADOR DE CONTROL DE RELEVADOR DE ENERGIA EXTERNA
REPR	RIGHT EXTERNAL POWER RELAY	RELEVADOR DERECHO DE ENERGIA EXTERNA
RGC	RIGHT GENERATOR CONTROL PANEL	UNIDAD DE CONTROL DE GENERADOR DERECHO
RGR	RIGHT GENERATOR RELAY	RELEVADOR DE GENERADOR DERECHO.
RGRS	RIGHT GENERATOR RELAY SLAVE RELAY	RELEVADOR ESCLAVO DE GENERADOR.
RPRR	RIGHT POWER READY RELAY	RELEVADOR DERECHO DE ENERGIA LISTA.
TR	TRANSFORMER RECTIFIER	TRANSFORMADOR RECTIFICADOR.
UFR	UNDER FREQUENCY RELAY	RELEVADOR DE BAJA FRECUENCIA.
UFTD	UNDER FREQUENCY TIME RELAY CIRCUIT	CIRCUITO RETARDADOR DE TIEMPO DE BAJA FRECUENCIA
UVR	UNDER VOLTAGE RELAY	RELEVADOR DE BAJO VOLTAJE.
UVTD	UNDER VOLTAGE TIME RELAY CIRCUIT	CIRCUITO RETARDADOR DE TIEMPO DE BAJO VOLTAJE
VR	VOLTAGE REGULATOR	REGULADOR DE VOLTAJE.
VRAR	VOLTAGE REGULATOR ANNUNCIATOR RELAY	RELEVADOR ANUNCIADOR DE REGULADOR DE VOLTAJE.