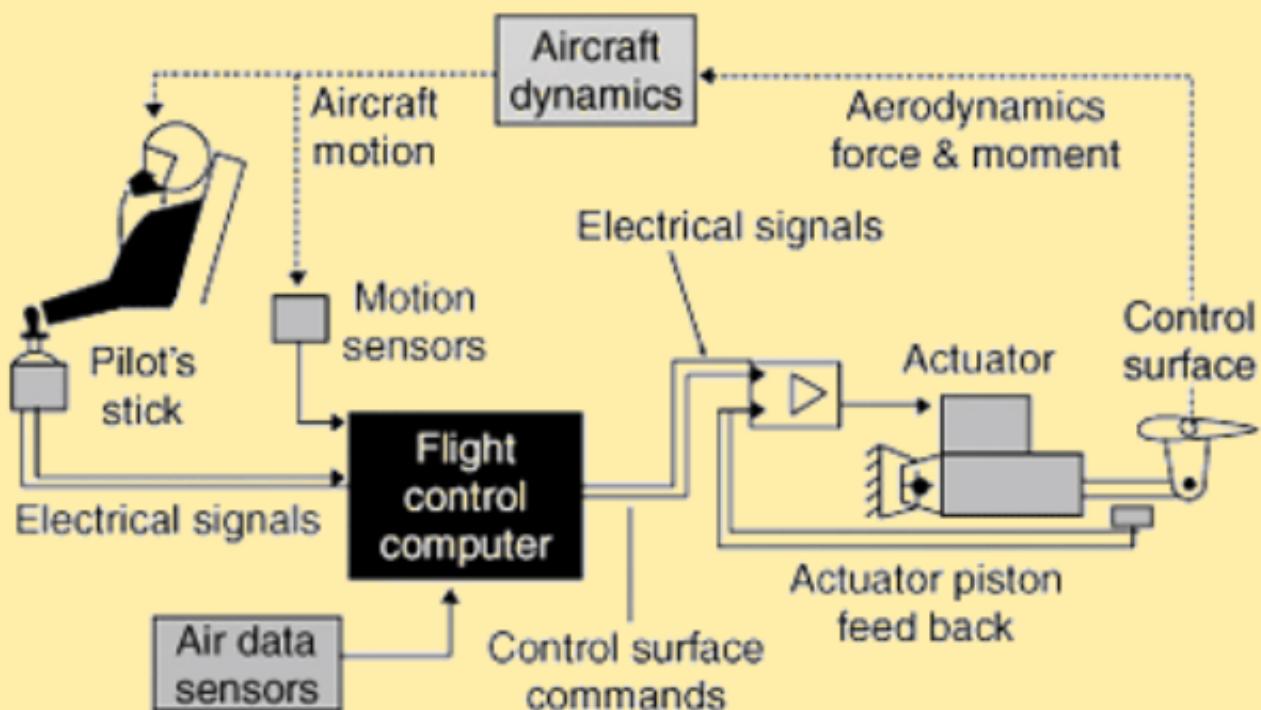


# SISTEMAS DE AERONAVES DE TURBINA



Felipe Gato Gutierrez



**TOMO III**

 Editorial  
**NoBooks**

Adaptado al reglamento CE nº 2042/2003 -Parte 66 y a su modificación por el CE 1149/2011

11.06 - SUMINISTRO ELÉCTRICO (ATA 24)

11.07 - EQUIPO Y MOBILIARIO (ATA 25)

11.08 - DETECCIÓN Y EXTINCIÓN DE FUEGO (ATA 26)

11.09 - MANDOS DE VUELO (ATA 27)

# SISTEMAS DE AERONAVES DE TURBINA

## TOMO III

Felipe Gato Gutiérrez

y

Ángel Mario Gato Gutiérrez

2016

Valencia

Sistemas de aeronaves de turbina

TOMO III

© Felipe Gato Gutiérrez y Ángel Mario Gato Gutiérrez

ISBN obra completa: 978–84–15378–40–2

ISBN: 978–84–15378–43–3 (Tomo III)

e-book v.1.0

ISBN edición en papel: 978–84–15378–53–2 (Tomo III)

Edita: NoBooks Editorial  
C/ 218 n.º 44–A–46182 La Cañada (Valencia)

[www.nobooksed.com](http://www.nobooksed.com)  
[info@nobooksed.com](mailto:info@nobooksed.com)

Reservados todos los derechos. Ni la totalidad ni parte de este libro puede reproducirse o transmitirse por ningún procedimiento electrónico o mecánico, incluyendo fotocopia, grabación magnética o cualquier almacenamiento de información o sistema de reproducción, sin permiso previo y por escrito de los titulares del Copyright.

NOTA:

Las imágenes cedidas por los distintos fabricantes se identifican por un asterisco seguido del propietario legal de la imagen.

# ÍNDICE

PRÓLOGO.....	1
11.06 – SUMINISTRO ELÉCTRICO.....	3
11.06–00 – GENERALIDADES.....	5
BARRAS DE DISTRIBUCIÓN.....	8
INSTALACIÓN Y FUNCIONAMIENTO DE BATERÍAS.....	9
11.06–01 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE CORRIENTE CONTINUA.....	15
EL GENERADOR DE CORRIENTE CONTINUA.....	15
TRANSFORMADORES RECTIFICADORES (TR).....	20
11.06–02 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE CORRIENTE ALTERNA.....	25
GENERADOR DE CORRIENTE ALTERNA.....	26
UNIDAD DE VELOCIDAD CONSTANTE CSD (CONSTANT SPEED DRIVE)	27
GENERADOR INTEGRADO IDG (INTEGRATED DRIVE GENERATOR)....	30
INVERSORES DE CORRIENTE ROTATORIOS.....	35
GENERADOR DE ARRANQUE (STARTER GENERATOR A C).....	36
11.06–03 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE EMERGENCIA.....	42
EL INVERSOR ESTÁTICO DE EMERGENCIA.....	42
RAT (RAM AIR TURBINE) Y ADG (AIR DRIVE GENERATOR).....	43
11.06–04 – REGULACIÓN DE LA TENSIÓN.....	47
REGULADORES DE VOLTAJE.....	47
11.06–05 – DISTRIBUCIÓN DE LA POTENCIA.....	51
11.06–06 – INVERSORES, TRANSFORMADORES Y RECTIFICADORES	
INVERSORES.....	58
TRANSFORMADORES.....	60
RECTIFICADORES.....	62
11.06–07 – PROTECCIÓN Y CONTROL DE CIRCUITOS.....	64
PROTECCIÓN DIFERENCIAL (DP).....	65
PROTECCIÓN POR SECUENCIA DE FASE INCORRECTA (PS).....	67
PROTECCIÓN POR SOBREVOLTAJE (OV).....	67
PROTECCIÓN POR BAJO VOLTAJE (UV).....	67
PROTECCIÓN POR SOBREFRECUENCIA (OF).....	68
PROTECCIÓN POR BAJA FRECUENCIA (UF).....	68
LAS PROTECCIONES DE DC.....	69
PROTECCIÓN POR SOBREVELOCIDAD (OS).....	71
PROTECCIÓN POR BAJA VELOCIDAD (US).....	71
PROTECCIONES DE LOS T/R Y DE LAS BATERÍAS.....	71
11.06–08 – ENERGÍA EXTERNA/GENERADA EN TIERRA.....	72
PANEL DE POTENCIA EXTERIOR.....	73
PANEL DE CONTROL DE BARRAS (BCU) O (BPCU).....	74
11.06–09 – INDICACIONES Y AVISOS.....	77
INDICACIÓN POR VISORES MAGNÉTICOS.....	80

11.06–10 – SITUACIÓN DE COMPONENTES.....	82
11.07 – EQUIPO Y MOBILIARIO.....	85
11.07–00 – GENERALIDADES.....	87
11.07–01 – REQUISITOS DE EQUIPOS DE EMERGENCIA.....	88
DISTRIBUCIÓN DEL EQUIPO DE EMERGENCIA EN LA CABINA DE PASAJEROS.....	88
RAMPAS DE DESLIZAMIENTO Y ESCAPE.....	91
11.07–02 – ASIENTOS, ARNESES Y CINTURONES.....	94
ASIENTOS PARA LOS PILOTOS.....	94
ASIENTOS PARA LOS OBSERVADORES.....	96
ASIENTOS DE CABINA DE PASAJEROS.....	96
ARNESES Y CINTURONES DE ASIENTOS DE PILOTOS.....	100
ARNESES Y CINTURONES DE ASIENTOS DE OBSERVADORES Y AUXILIARES.....	101
CINTURONES PARA PASAJEROS.....	102
11.07–03 – DISPOSICIÓN DE EQUIPOS Y MOBILIARIO EN CABINA.....	103
LAVABOS.....	103
GALLEYS, BUFETS Y COCINAS.....	105
ZONAS DE DESCANSO PARA LA TRIPULACIÓN.....	106
COMPARTIMIENTO DE DESCANSO EN CABINA.....	106
COMPARTIMIENTO PARA DESCANSO EN BODEGA.....	106
RECUBRIMIENTOS DE LA CABINA.....	107
11.07–04 – EQUIPO DE ENTRETENIMIENTO EN CABINA.....	109
SISTEMA DE ENTRETENIMIENTO CON SONIDO.....	109
SISTEMA DE ENTRETENIMIENTO CON IMAGEN.....	110
11.07–05 – EQUIPO Y MANIPULACIÓN DE CARGA BODEGAS DE CARGA.....	113
MECANISMOS DE FIJACIÓN DE CARGA Y CONTENEDORES.....	116
MECANISMOS DE ARRASTRE DE CONTENEDORES.....	116
MECANISMOS DE GUIADO Y BLOCAJE DE CONTENEDORES.....	116
MECANISMO DE BLOCAJE DE FONDO.....	117
MECANISMO DE BLOCAJE INTERMEDIO.....	117
MECANISMO DE BLOCAJE DE UMBRAL.....	118
11.07–06 – ESCALERAS.....	119
ESCALERAS FIJAS.....	119
ESCALERAS MÓVILES.....	119
ESCALERA DELANTERA.....	120
ESCALERA POSTERIOR.....	122
11.08 – DETECCIÓN Y EXTINCIÓN DE FUEGO.....	127
11.08–00 – GENERALIDADES.....	129
CARACTERÍSTICAS DE LOS SISTEMAS DE DETECCIÓN CONTRA EL FUEGO.....	129
MÉTODOS DE DETECCIÓN.....	130
TIPOS DE FUEGO.....	130
CLASIFICACIÓN DE LAS ZONAS EXPUESTAS AL PELIGRO DE INCENDIO.....	131

CARACTERÍSTICAS DE LOS AGENTES EXTINTORES.....	132
11.08–01 – SISTEMAS DE DETECCIÓN Y ALERTA.....	133
TIPOS DE SISTEMAS DE DETECCIÓN DE INCENDIOS.....	133
MONTAJE Y FIJACIÓN DE LOS LAZOS DETECTORES.....	137
ESQUEMA TÍPICO COMPLETO PARA UN B-717 Y MD-80.....	138
SISTEMAS DE DETECCIÓN DE HUMO.....	139
DETECTORES DE MONÓXIDO DE CARBONO.....	139
DETECTORES DE CÉLULA FOTOELÉCTRICA.....	140
DETECTORES DE HUMO EN COMPARTIMIENTOS DE EQUIPOS ELECTRÓNICOS.....	141
DETECTORES DE HUMO EN LOS LAVABOS.....	141
DETECTORES DE HUMO EN BODEGAS.....	142
11.08–02 – SISTEMAS DE EXTINCIÓN DE INCENDIOS.....	143
RECIPIENTES DE ALMACENAJE.....	143
CARTUCHOS EXPLOSIVOS EN BOTELLAS EXTINTORAS, GRÁFICOS DE DISPARO.....	143
CONDUCCIONES.....	144
CONTROLES PARA LA DESCARGA DE AGENTE EXTINTOR EN LOS MOTORES.....	145
INDICACIÓN DE BAJA CANTIDAD DE AGENTE EXTINTOR.....	147
SISTEMAS DE EXTINCIÓN DE INCENDIO EN LAS BODEGAS.....	148
SISTEMAS DE EXTINCIÓN DE INCENDIOS EN LOS LAVABOS.....	150
11.08–03 – COMPROBACIONES Y AVISOS DEL SISTEMA.....	151
COMPROBACIONES (TEST).....	151
AVISOS EN CABINA.....	151
COMPROBACIONES A LOS CARTUCHOS DE DISPARO DE LAS BOTELLAS.....	152
INSTALACIÓN PARA PRUEBA DE UN CARTUCHO EXPLOSIVO.....	152
11.08–04 – EXTINTORES PORTÁTILES.....	154
EXTINTORES DE AGUA.....	155
EXTINTORES AEROSOLES.....	156
11.09 – MANDOS DE VUELO.....	157
11.09–00 – GENERALIDADES.....	159
11.09–01 – MANDOS DE VUELO PRIMARIOS.....	165
SISTEMA DE ALABEO.....	165
ELEMENTOS DE MANDO.....	167
MECANISMOS DE INTERCONEXIÓN.....	169
ALERONES DE ALTA Y BAJA VELOCIDAD.....	170
LOS SPOILERS COMO AYUDA EN EL MOVIMIENTO DE ALABEO.....	172
SISTEMA DEL TIMÓN DE DIRECCIÓN.....	173
SISTEMA DE PROFUNDIDAD.....	181
SERVOACTUADORES.....	186
PROTECCIÓN DE AXIMETRÍA DE LOS TIMONES.....	187
INTERRELACIÓN CON EL PILOTO AUTOMÁTICO.....	187
11.09–02 – LA COMPENSACIÓN AERODINÁMICA.....	188
COMPENSACIÓN DE FRISE.....	188

COMPENSACIÓN POR CORNADURA.....	189
COMPENSACIÓN HANDLEY PAGE.....	189
ALETAS AJUSTABLES EN TIERRA DE MANDO INDIRECTO.....	190
ALETAS CON MANDO DIRECTO.....	190
LA COMPENSACIÓN AERODINÁMICA EN AERONAVES FLY BY WIRE	193
COMPENSACIÓN AERODINÁMICA SOBRE EL EJE TRANSVERSAL (COMPENSACIÓN DE CABECEO).....	194
COMPENSACIÓN LONGITUDINAL MEDIANTE EL MOVIMIENTO DEL COMBUSTIBLE.....	195
<b>11.09–03 – CONTROL DE LA CARGA ACTIVA.....</b>	<b>197</b>
CONTROL DE ALABEO.....	201
CONTROL DIRECCIONAL.....	201
CONTROL DE CABECEO.....	202
LEYES DE CONTROL DE VUELO O LEYES DE PILOTAJE.....	202
<b>11.09–04 – MANDOS DE VUELO SECUNDARIOS.....</b>	<b>214</b>
ELEMENTOS HIPERSUSTENTADORES.....	214
FLAPS DE BORDE DE ATAQUE (FLAPS KRUEGUER).....	215
LOS SLATS.....	216
FLAPS DE BORDE DE SALIDA.....	218
FLAPS DE FOWLER.....	220
FLAPS DE INTRADÓS.....	222
FLAPS DE ZAP.....	222
FLAPS DE AUMENTO DE CURVATURA Y CONTROL DE CAPA LÍMITE.	222
ESTABILIZADOR HORIZONTAL MÓVIL.....	225
CONTROL DE COMPENSACIÓN DE CABECEO EN AVIONES FLY BY WIRE.....	228
<b>11.09–05 – AMORTIGUADORES DE SUSTENTACIÓN FRENOS AERODINÁMICOS</b>	<b>230</b>
SPOILERS COMO FRENOS AERODINÁMICOS (AEROFRENOS).....	231
FUNCIONAMIENTO DE LOS SPOILERS COMO FRENOS AERODINÁMICOS EN EL ATERRIZAJE.....	232
INTERRELACIÓN DE LOS SPOILERS CON EL SISTEMA DE FRENOS DE LAS RUEDAS DEL TRENA DE ATERRIZAJE.....	233
<b>11.09–06 – FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA.....</b>	<b>234</b>
SISTEMAS DE CONTROL MECÁNICO Y ACCIONAMIENTO MECÁNICO	234
SISTEMAS DE CONTROL MECÁNICO Y ACCIONAMIENTO HIDRÁULICO	235
SISTEMAS DE CONTROL ELÉCTRICO O ELECTRÓNICO Y ACCIONAMIENTO ELÉCTRICO.....	237
SISTEMA DE CONTROL ELÉCTRICO O ELECTRÓNICO Y ACCIONAMIENTO HIDRÁULICO.....	239
REDUNDANCIA DE ACTUACIÓN.....	241
ELEMENTOS DE MANDO Y CONTROL.....	244
MANDOS DE CONTROL EN COLUMNA.....	246
CONTROLES DE LOS MANDOS SECUNDARIOS.....	247
MANDOS DE CONTROL DE SPOILERS Y FLAPS.....	247
MANDOS DE CONTROL EN AERONAVES (FLY BY WIRE).....	248

CONTROLES DE LOS MANDOS DE VUELO SECUNDARIOS (FLY BY WIRE).....	250
11.09–07 – SENSACIÓN ARTIFICIAL Y AMORTIGUACIÓN.....	251
RESTITUCIÓN DE ESFUERZOS Y RESTITUCIÓN DE POSICIÓN DE LOS MANDOS.....	251
LA RESTITUCIÓN DE ESFUERZOS EN AVIONES FLY BY WIRE.....	252
SENSACIÓN ARTIFICIAL HIDROMECÁNICA.....	253
AMORTIGUADOR DE GUIÑADA.....	254
COMPENSACIÓN DE MACH.....	255
AMORTIGUADORES DE MOVIMIENTOS BRUSCOS.....	258
11.09–08 – EQUILIBRADO Y REGLAJE DE SUPERFICIES EQUILIBRADO.....	260
REGLAJE DE LAS SUPERFICIES.....	261
11.09–09 – SISTEMA DE PROTECCIÓN Y ALERTA DE ENTRADA EN PÉRDIDA ..	264
11.09–10 – INDICACIÓN DE POSICIÓN DE LAS SUPERFICIES.....	267
MICROINTERRUPTORES.....	267
MICROINTERRUPTORES DE PROXIMIDAD.....	267
SENSORES DE POSICIÓN LINEALES Y ROTATORIOS (LVDT) Y (RVDT) .....	268
PRESENTACIÓN DE LA INFORMACIÓN DE POSICIÓN DE LAS SUPERFICIES.....	270
PRESENTACIÓN ANALÓGICA.....	270
PRESENTACIÓN DIGITAL.....	271
PRESENTACIÓN MECÁNICA DE LA INDICACIÓN DE POSICIÓN .....	273
11.09–11 – INTERRELACIÓN CON EL PILOTO AUTOMÁTICO.....	275
ÍNDICE DE FIGURAS.....	277
BIBLIOGRAFÍA DE CONSULTA.....	287



# PRÓLOGO

Un buen compañero y amigo, Felipe Gato Gutiérrez, me ha pedido que escriba unas palabras prólogo en uno de sus libros que realiza para la formación de los nuevos Técnicos de Mantenimiento de Aeronaves en la escuela de Cheste en Valencia.

He visto el libro, que abarca cuatro capítulos de cuatro sistemas de aeronave, adaptado a las últimas normativas europeas de EASA, creo que es una obra técnica impagable; primero, por el esfuerzo que supone todo lo que sea crear algo formativo y segundo, por la misión que realiza, ya que hoy se necesitan Técnicos de Mantenimiento de Aeronaves en muchos lugares de este país para cubrir la explosión que ha habido en el mercado aeronáutico en los últimos años. Formar a estas personas es una técnica algo depurada, ya que no vamos a inventar nada si decimos que el avión es quizás la máquina más avanzada en la industria y es de ella de donde parte la tecnología de otras máquinas tractoras.

En este tomo se trata desde la generación de la potencia eléctrica a los mandos de vuelo, pasando por la protección contra incendios y el equipo y mobiliario interno de las cabinas y bodegas. Estos capítulos o sistemas ATA tienen mucha ligazón entre sí, son unos de los que más “tocamos” ya que en ellos se dan las circunstancias que alimentan de potencia eléctrica a la máquina, la protegen contra el fuego y la controlan en su camino por el aire, todo desde un mobiliario interno con un alto grado de comodidad, servicio y confortabilidad. Y aunque hoy existe mucha aviónica, es indudable que sin estos elementos, los “bites” no funcionan. No sé si algún día todo será electrónica pero dudo que estos sistemas tan importantes desaparezcan. Lo único que puede pasar es que cambien de nombre.

Por eso quiero decir a los que cojan este libro en sus manos que el trabajo que ha hecho mi amigo y compañero Felipe Gato es verdaderamente importante, ajustado a las necesidades actuales y futuras; que yo admiro porque confieso mi vaguería para ponerme a hacer una cosa así. Con lo que lleva de ilustración, de conocimientos técnicos y, luego, de composición física en texto y en figuras para que todo se entienda bien. Y creo que lo ha conseguido como casi todo lo que trata de hacer este gran profesional.

Y conste que lo que escribo es porque lo siento de verdad y así lo debéis tomar, así como también, si estudiáis el libro, ponedle un poco de esfuerzo, y algo de ese corazón, desde el que he escrito estas líneas..

Suerte.

César Moya Villasante

Ingeniero Técnico Aeronáutico



## **11.06 – SUMINISTRO ELÉCTRICO**

11.06–00 – GENERALIDADES.....	5
11.06–01 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE CORRIENTE CONTINUA.....	15
11.06–02 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE CORRIENTE ALTERNA.....	25
11.06–03 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE EMERGENCIA.....	42
11.06–04 – REGULACIÓN DE LA TENSIÓN.....	47
11.06–05 – DISTRIBUCIÓN DE LA POTENCIA.....	51
11.06–06 – INVERSORES, TRANSFORMADORES Y RECTIFICADORES INVERSORES.....	58
11.06–07 – PROTECCIÓN Y CONTROL DE CIRCUITOS.....	64
11.06–08 – ENERGÍA EXTERNA/GENERADA EN TIERRA.....	72
11.06–09 – INDICACIONES Y AVISOS.....	77
11.06–10 – SITUACIÓN DE COMPONENTES.....	82



## 11.06-00 – GENERALIDADES

El sistema de potencia eléctrica de una aeronave es el conjunto de unidades y componentes eléctricos que generan, almacenan, controlan y distribuyen la energía eléctrica a todos los elementos y sistemas de una aeronave que lo necesitan. El sistema va complementado con una serie de controles e indicadores, que permitirán al piloto analizar la calidad de la corriente, así como la forma más idónea de utilizarla en los casos en que no sea automáticamente y sea el piloto el que tenga que manejar la distribución.

En las aeronaves se utiliza corriente eléctrica continua (DC) y corriente alterna (AC). Las tensiones más empleadas suelen ser de 115 V 400 ciclos (CPS) de corriente alterna (AC) y de 28 v de corriente continua (DC). Hay una corriente alterna de 28 V 400 CPS que se utiliza para determinados sincros y motores, y que la producen unos simples transformadores de tensión.

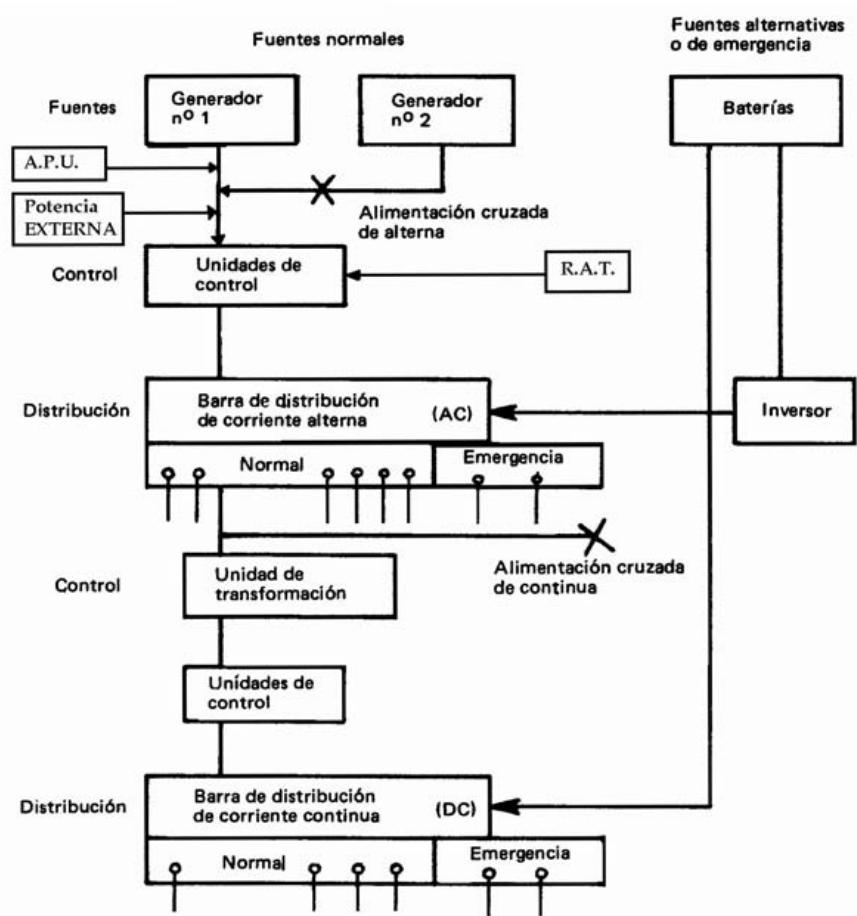


Figura – Diagrama de un sistema eléctrico.

Como puede observarse en la figura anterior, donde se presenta un sistema típico de una aeronave de dos motores, las fuentes de energía proceden de los puntos siguientes:

- Generadores arrastrados por los motores
- Generador arrastrado por el APU.
- Generador RAT.
- Baterías de a bordo
- Potencia Externa

En el esquema siguiente se presenta un sistema eléctrico de una aeronave de generación actual de dos motores (A-320), donde se aprecia el camino que sigue la corriente eléctrica desde las diferentes fuentes de alimentación, hasta las barras de distribución desde donde se alimentan los respectivos usuarios.

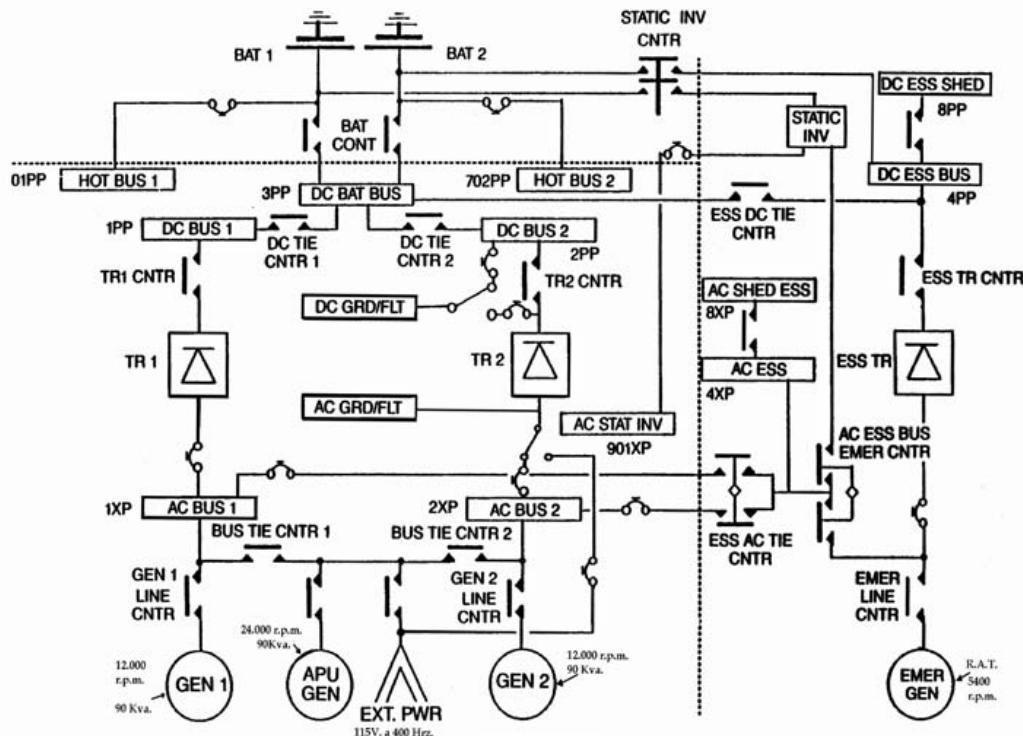


Figura – Esquema de un sistema eléctrico.

Las fuentes principales de alimentación para AC con la aeronave en vuelo son los alternadores o los generadores de DC (para el caso de aviones solo con este tipo de tensión), que van montados en los motores de empuje del avión.

También dispone de un generador montado en la unidad de potencia auxiliar (APU), y que en muchos casos suele ser intercambiable con el de motores.

Algunas aeronaves disponen de una Unidad de energía auxiliar independiente que mediante el movimiento de unas palas actúa, bien un generador solo, o una bomba hidráulica que a su vez mueve un alternador; esta unidad es una turbina de aire de impacto (RAT).

En tierra, además de poder utilizar el generador del APU, se dispone de una conexión exterior donde se puede conectar un grupo para alimentar de corriente a la aeronave, la corriente externa tiene normalmente dos fuentes, la red fija de los edificios hangares y puntos de aparcamiento, o de un grupo autopropulsado montado sobre un camión o remolcado.

La corriente DC es suministrada para los aviones que no disponen de generadores, desde Transformadores Rectificadores (TR) que alimentan sus distribuciones o desde una o varias baterías que solamente alimentan unas determinadas barras del avión. Estas baterías se mantienen activas durante bastante tiempo debido a un cargador exclusivo que las mantiene en tensión y amperaje idóneo para su uso. Las baterías sirven de alimentación de emergencia DC.

En caso de emergencia y no disponiendo de ninguna alimentación de AC, el último recurso es un Inversor Estático que llevan los aviones que hacen que corriente continua proveniente de las baterías se transforme en corriente alterna, solamente para casos de emergencia y de alimentación a sistemas llamados esenciales de utilización, para permitir que la aeronave consiga aterrizar con garantía, aunque con las mínimas ayudas.

Finalmente, una serie de luces distribuidas a lo largo del avión llevan sus baterías autorecargables y que no corresponden a este capítulo, sino al de luces (ATA 33). 11.14.

En caso de aeronaves que tengan varios generadores de energía eléctrica el sistema estará dividido de forma que cada generador alimente una parte de los circuitos usuarios de una forma equitativa, permitiendo el recurso a procedimientos alternativos en el caso de una avería de uno de ellos, haciendo cargo de las alimentaciones el o los otros generadores, a través de conmutadores y circuitos de alimentación cruzada que entrarán generalmente de forma automática o manualmente por parte del piloto actuando sobre los correspondientes interruptores.

Una vez generada la corriente eléctrica es necesario comprobar y controlar las características de la misma antes de introducirla en el sistema, así a la corriente alterna se le comprobará el voltaje y la frecuencia, a la corriente continua se le medirá el voltaje, y a las baterías se les medirá el voltaje y el amperaje.

En cuanto a la forma de comprobación, en unas aeronaves es automática y constante con indicación en tiempo real, y en otros casos es manual y selectiva, siendo el piloto el que va seleccionando las fuentes y comprobando.

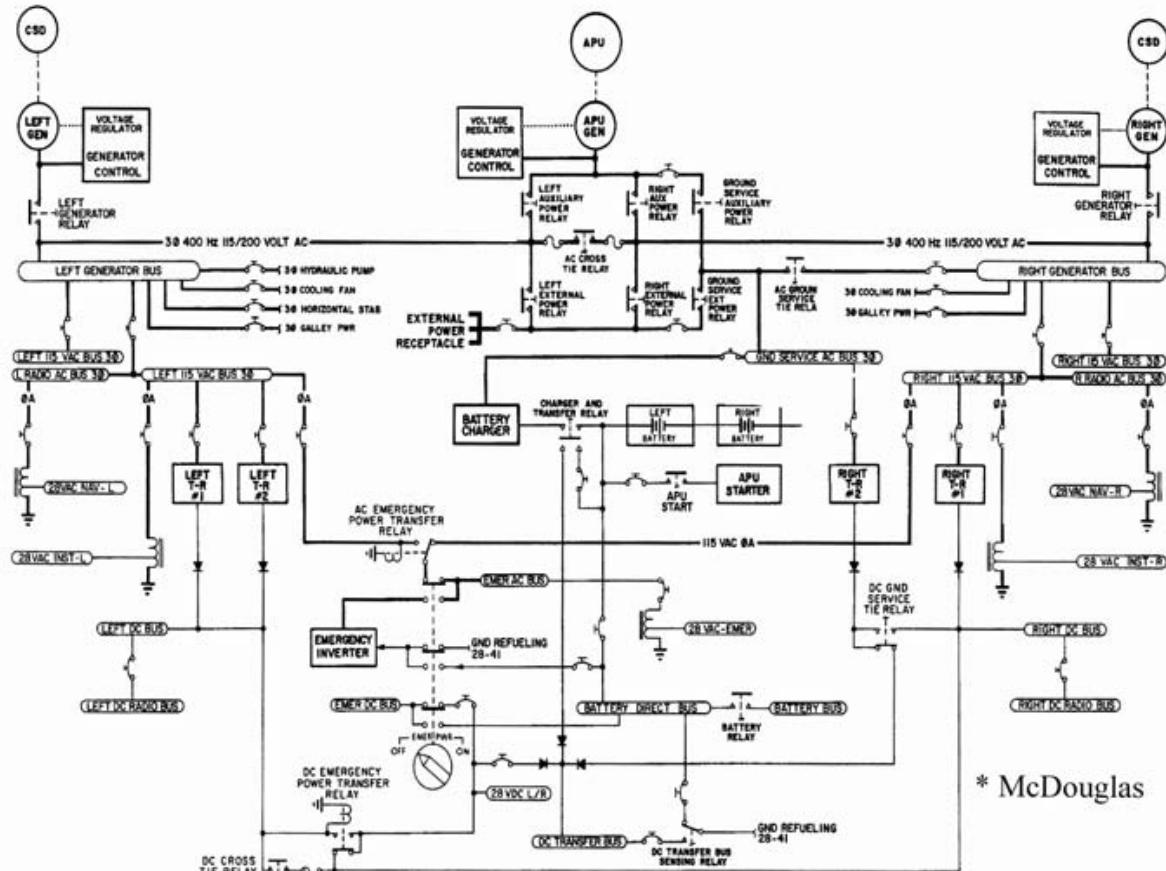


Figura – Esquema eléctrico con unidad de velocidad constante (CSD).

## BARRAS DE DISTRIBUCIÓN

Las barras de distribución son los elementos de unión entre el sistema eléctrico de generación de corriente con los sistemas usuarios. Son unas pleinas a las que llega el cable de alimentación y donde se conectan mediante uniones atornilladas, los cables que salen hacia los usuarios.

En los esquemas se representan generalmente mediante un rectángulo de bordes laterales redondos, en la mayoría de los fabricantes, o solo un rectángulo, en el interior se rotula la clase de barra que es y de qué corriente está alimentada, según se puede observar en la siguiente figura, donde se presentan varias formas de representar una barra de distribución.

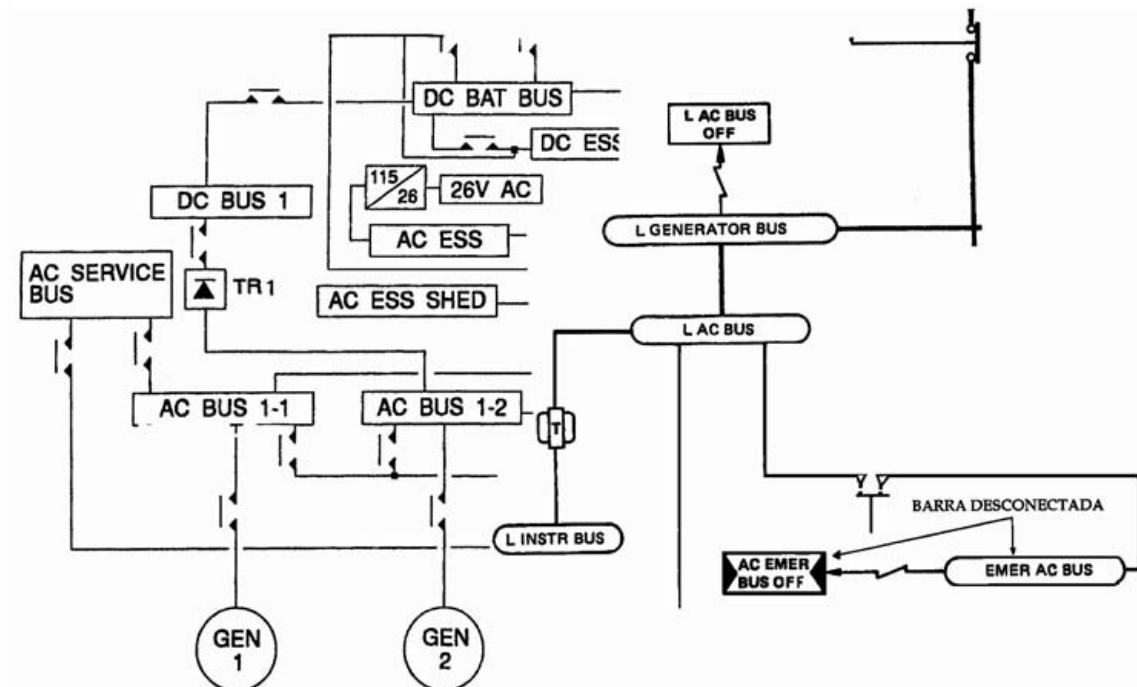


Figura – Tipos de barras de distribución.

En un sistema eléctrico hay varias clases de barras, entre otras y más comunes encontramos:

- Barras principales
- Barras esenciales
- Barras de servicio
- Barras de emergencia
- Barras de batería
- Barras de handling o servicio en tierra
- Barras calientes
- Barras específicas para algunos elementos determinados.

Todas ellas se energizan según esté programado en el control de la distribución del sistema general.

La ubicación de los paneles de control de la energía eléctrica generalmente es en el panel de sobrecabeza de la cabina, accesible desde el asiento de cualquiera de los dos puestos de

pilotaje.

Los mandos que permiten desconectar las fuentes principales de energía eléctrica se encuentran bajo guarda, es decir, que para su operación es necesario abrir antes la guarda, para evitar actuaciones involuntarias que puedan traer serias consecuencias.

## **INSTALACIÓN Y FUNCIONAMIENTO DE BATERÍAS**

Son elementos acumuladores de electricidad que nos permiten tener disponible en cualquier momento corriente continua de 12 voltios en aeronaves pequeñas de la llamada aviación general y de 28 voltios para el resto de las aeronaves. Esta acumulación de energía se consigue mediante una suma de tensiones en los vasos con placas de plomo convencionales, y de níquel/cadmio, que son las más utilizadas en la aviación moderna.

### **BATERÍAS DE PLOMO**

Al ser una batería un dispositivo electroquímico que almacena energía en forma química, cuando se conecta a un circuito eléctrico, la energía química se transforma en energía eléctrica. Todas las baterías son similares en su construcción y están compuestas por un número de celdas electroquímicas. Cada una de estas celdas está compuesta de un electrodo positivo y otro negativo además de un separador.

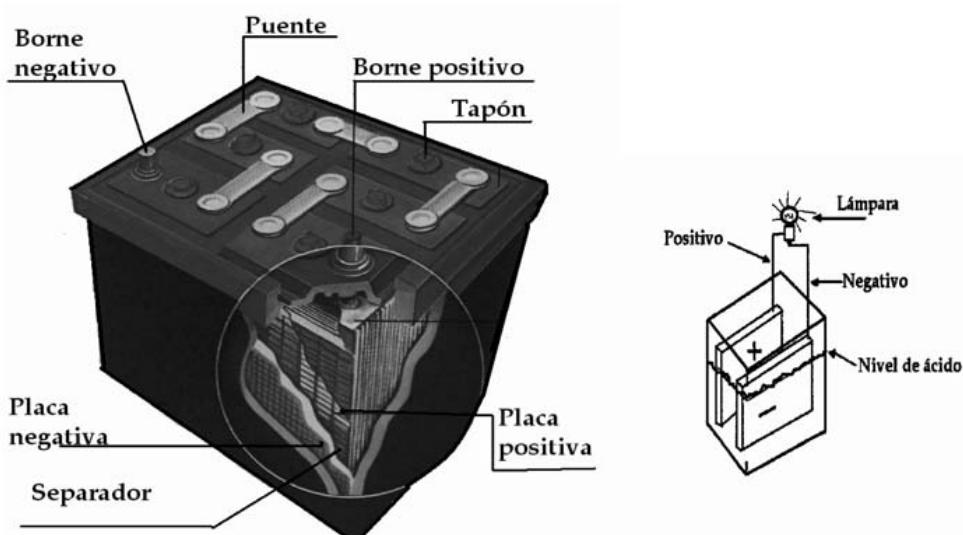


Figura – Batería de plomo.

Cuando la batería se está descargando un cambio electroquímico se está produciendo entre los diferentes materiales en los dos electrodos. Las baterías de plomo son poco utilizadas en el ámbito aeronáutico, solo las encontraremos en algunas aeronaves ligeras, son de uso común en la automoción.

### **BATERÍAS DE NÍQUEL-CADMIO**

Las placas para una batería instalada en una aeronave son: para el electrodo positivo de hidróxido de níquel, y las del electrodo negativo de hidróxido de cadmio, siendo el electrolito hidróxido de potasio.

El oxígeno expulsado por las placas negativas es recogido por las placas positivas, para formar el óxido de níquel.

Cuando el proceso de carga ha terminado suelen desprenderse unos gases que se quedan en el interior y que sirven para terminar el proceso total de carga de la batería.

La descarga se hace a la inversa tomando gradualmente el oxígeno perdido de las placas negativas.

Este intercambio de oxígeno es energía química y provoca que se produzca energía eléctrica donde el electrolito es absorbido por las placas. Por lo tanto, el único modo de comprobar el estado de una batería, en este caso de cada vaso, es comprobar el nivel del electrolito. Sin embargo, para las placas de las baterías de aeronaves, algunos fabricantes utilizan acero niquelado con una estructura de níquel poroso aglutinada en sus placas y como electrolito el hidróxido de potasio.

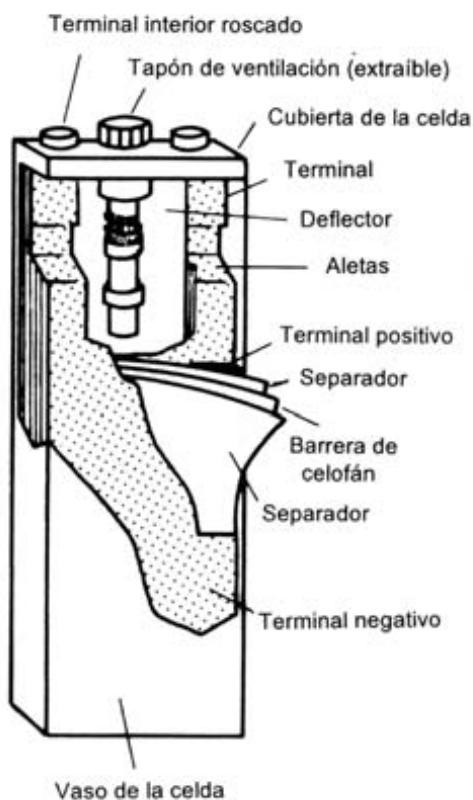


Figura – Batería de níquel-cadmio.

Los elementos herméticos o celdas van unidos entre sí por varillas de cobre niquelado introducidas en un habitáculo que suele ser de acero inoxidable.

Las uniones de los vasos van al final conectadas a un enchufe, que es el que conecta la batería a las barras de la aeronave.

La tensión en los vasos, en este tipo de batería, suele ser entre 1,2 V /1,4 V, por lo tanto el número de elementos por batería oscila entre 19 y 20 dependiendo del fabricante y uso, la finalidad es conseguir 28 VDC.

También varía el régimen de carga de estas baterías, pues se encuentran en el mercado desde 34 amperios/hora hasta 40 amperios/hora. Todo dependerá del fabricante.

Las baterías de níquel/cadmio utilizadas en los aviones tienen una serie de ventajas sobre las ya tradicionales de placas de plomo, a saber:

- Durante el periodo de descarga, mantienen un voltaje casi constante hasta poco tiempo antes de descargarse del todo.
- La relación que hay entre la energía entregada y el peso de la batería es superior a la de los acumuladores típicos.
- No se descarga la batería cuando el circuito de utilización está abierto, y por supuesto no hay sulfatación de las placas.
- No se estropean por someterlas a corrientes muy intensas o descargarlas demasiado.
- Suelen admitir una carga superior a la normal.

Al contrario que en las baterías convencionales, no hay reacción química entre las placas y el electrolito que se utiliza, en este caso (hidróxido de potasio) actúa solo como conductor. Tiene como contrapartida que no se puede determinar la gravedad específica del electrolito, ya que no reacciona químicamente y su valor varía inapreciablemente.

Todo el proceso químico que hemos definido anteriormente provoca ciertos vapores, sobre todo en la parte que existe entre las celdas y la caja hermética metálica de la batería, por ello las baterías van ventiladas al exterior, simplemente con una conexión que hace de venturi o ayudado por un ventilador que además ayuda a mantener refrigerado el interior de la batería. Los métodos y conexiones de los tubos de ventilación pueden variar según el fabricante, se pone un ejemplo de instalación de ventilación al exterior con sistema venturi y los sumideros donde se depositan las partículas pesadas, en caso de haberlas.

Estos sumideros no los tienen todos los aviones.

Estas baterías suelen ir montadas generalmente en los CEE (Compartimiento Electro-Electrónico) de la aeronave. Si bien hay modelos que disponen de un compartimiento específico para montaje de las baterías y sus cargadores. Los cargadores de baterías suelen ir montados cerca de las baterías, para conseguir que la instalación entre ambos elementos sea mínima, alimentan las barras propias de baterías y en caso de fallo de las barras principales DC, alimentarán también las barras esenciales DC mediante la activación del interruptor o selector correspondiente.

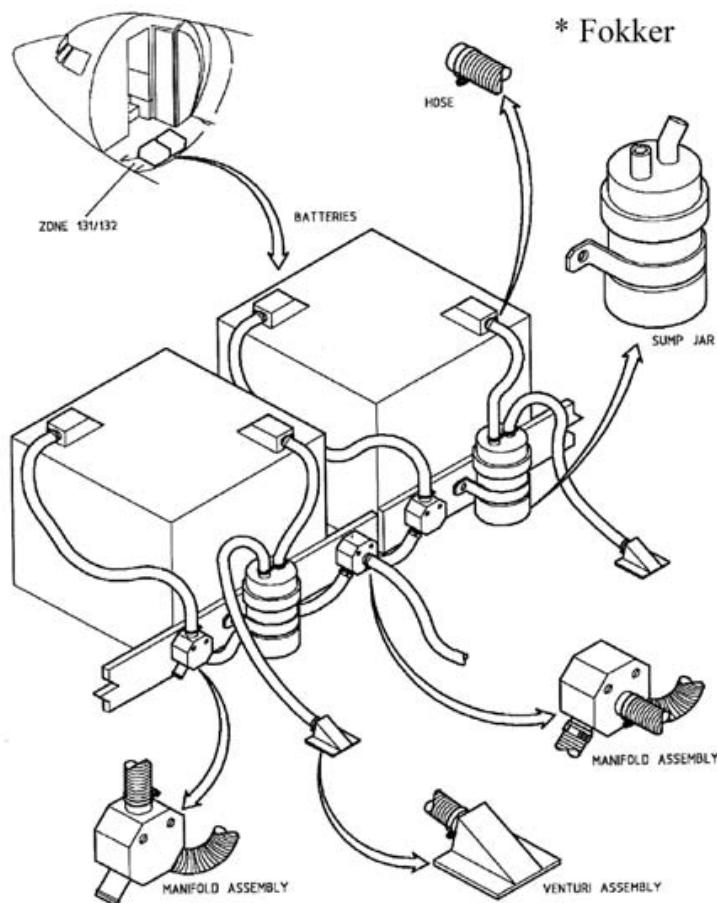


Figura – Instalación de una batería en un Fokker F-50.

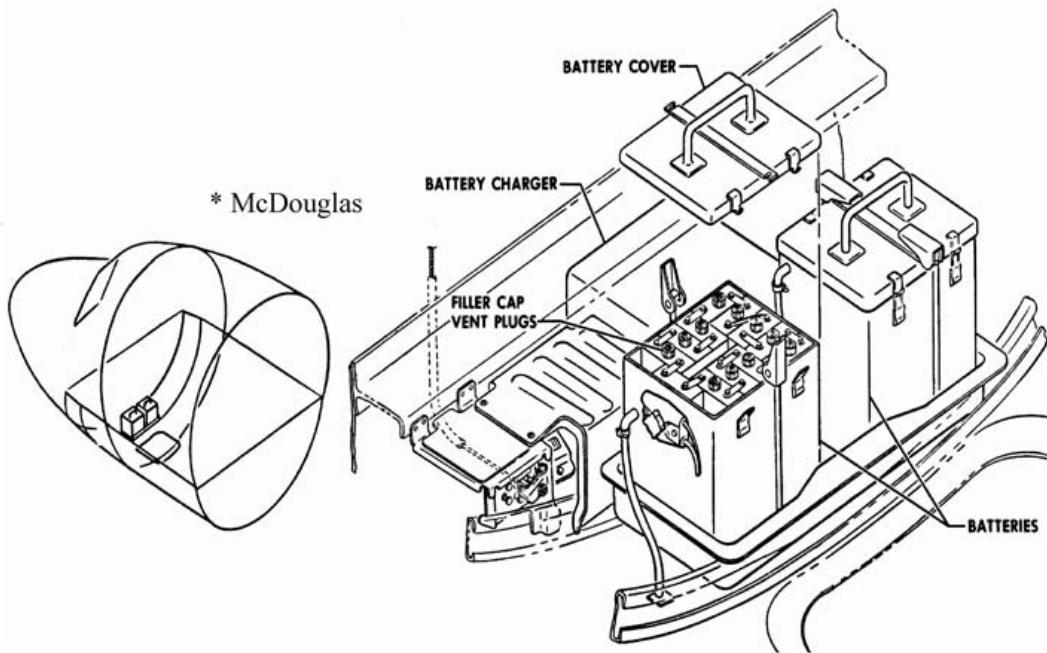


Figura – Alojamiento de baterías en un MD.

En la figura se aprecia el conjunto de dos baterías que llevan los aviones MD, su sistema de conexión estándar, el enchufe de conexión del sensor de temperatura y el cargador de baterías. Así mismo, se pueden apreciar las tomas de ventilación al exterior del avión para la expulsión de gases que se producen en el interior de la batería.

## CARGADOR DE BATERÍAS

Las baterías tienen su propio control de temperatura en la carga, se hace mediante un sensor montado en la bancada de la propia batería y la señal es enviada al que es el componente, que, además de proporcionar carga, nos controla y limita dicha carga dependiendo de la temperatura de las baterías y su voltaje.

Si la carga de la batería está por debajo del umbral para el que está diseñada la batería, el cargador enviará su carga con el máximo de amperaje, hasta alcanzar los valores óptimos, una vez conseguido su voltaje nominal seguirá enviando impulsos de carga para mantener dicho voltaje en la batería.

Se interrumpirá la carga cuando la tensión es elevada o la temperatura excede de la gama para la que esté diseñada. Los valores de este automatismo de carga difieren, dependiendo del fabricante de la batería y del avión en el que se instale.

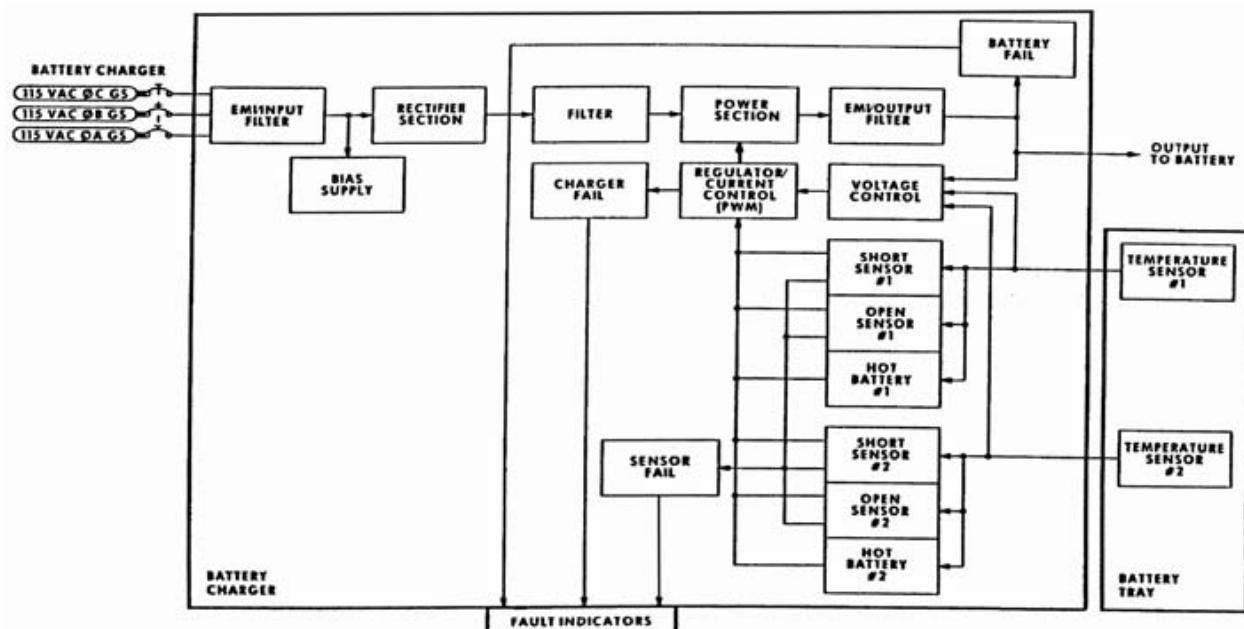


Figura – Diagrama de un cargador de baterías.

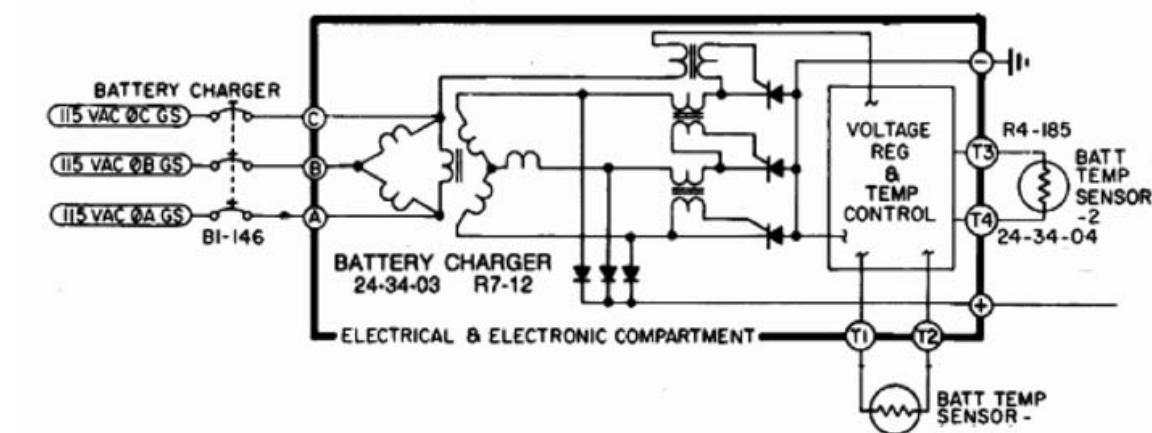


Figura – Esquema de un cargador de baterías.

En el cargador de baterías de la figura se puede apreciar el primario de transformador trifásico a la entrada de corriente con conexión de las tres bobinas en triángulo y el secundario con conexión en estrella, donde a la salida se puede ver el puente de rectificación directamente alimentando a las baterías.

Se pueden apreciar los sensores de temperatura de las baterías que son las que controlan la carga, cortando si es necesario cuando la temperatura excede de lo que está calculada para su protección.

En el interior del cargador se encuentra también el regulador de voltaje, que ayuda a efectuar la carga de las baterías dependiendo de su voltaje y el consumo que tenga la barra de baterías correspondiente.

## 11.06-01 – GENERACIÓN DE SUMINISTRO DE CORRIENTE CONTINUA

La energía de corriente continua para una aeronave es proporcionada desde las unidades de transformadores rectificadores y las baterías para operar todos los equipos que necesitan ese tipo de corriente. El sistema de corriente continua en aeronaves sencillas es único, pero en la gran mayoría de aeronaves, los circuitos de corriente continua están divididos y diseñados para ser operados normalmente como sistemas independientes; pero tienen un sistema de enlace cruzado para que la parte que se haya quedado sin corriente pueda ser alimentada desde la barra de emergencia, como puede observarse en la figura siguiente.

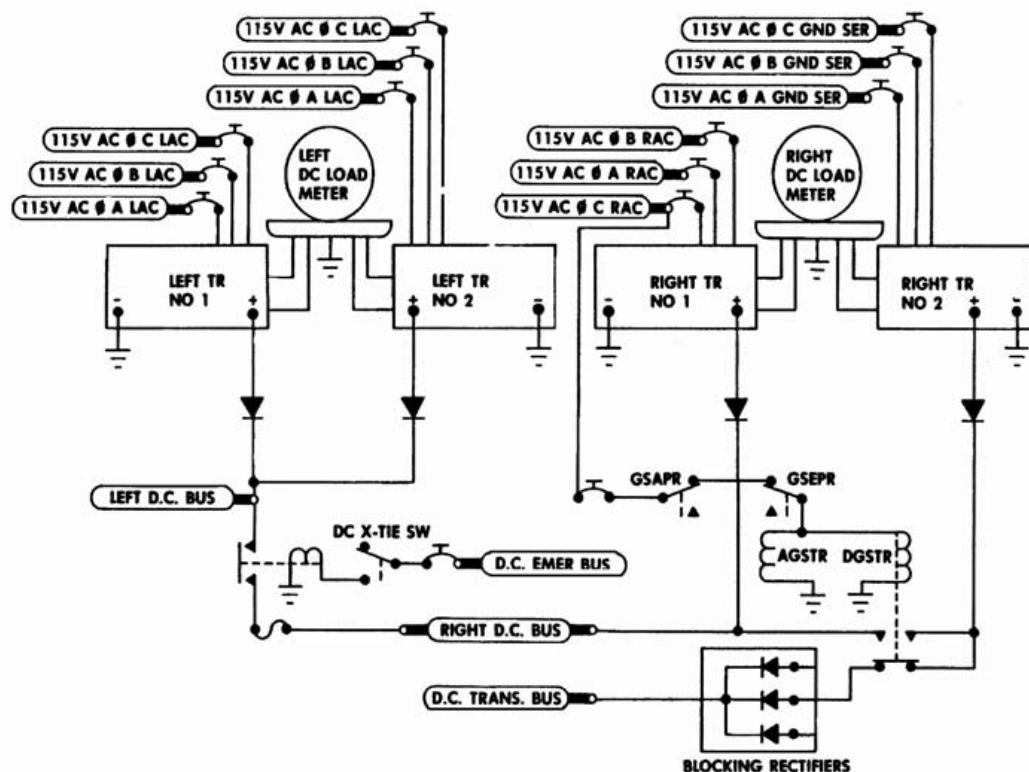


Figura – Sistema de corriente continua.

En las aeronaves, generalmente, la corriente continua se genera desde sendos Transformadores Rectificadores; pero también hay aviones que disponen de generadores DC montados en los motores y en el APU, vamos a ver sus componentes.

### EL GENERADOR DE CORRIENTE CONTINUA

Es un elemento giratorio que va insertado en la caja de accesorios. Cuando el motor gira el inducido del generador gira también, los arrollamientos del inducido pasan a través de campos magnéticos establecidos por los arrollamientos inductores.

Esto genera una corriente en el inducido cuya cantidad y polaridad dependerá de la variación de las bobinas inductoras. Por tanto, al variar la corriente inductora, la salida del generador se puede variar proporcionalmente.

Cuando el inducido del generador empieza a girar, arranca cortando el campo magnético pequeño establecido por el magnetismo residual en los polos del campo.

Esto induce un pequeño voltaje en el inducido. Este proceso ocurre hasta que el generador trabaja a un determinado nº de revoluciones que esa tensión es asumida por el regulador de voltaje.

La tensión o fuerza electromotriz generada por un generador DC viene marcada por la fórmula siguiente:

$$E = K \times N \times \Phi \times \frac{P}{a} \times \frac{1}{60}$$

E = Fuerza Electromotriz (V).

$\Phi$  = Flujo por polo (Wb).

n = Núm. conductores por inducido.

N = Velocidad de giro (rpm).

a = Pares de circuitos del inducido.

p = Pares de polos.

K = Diferencia entre el flujo que llega a un polo en un devanado y el flujo que llega al inducido (Ley de Hopkinson)

Como los términos n, p y a, son constantes en una maquina de DC nos quedaría la formula siguiente:

$$E = K \cdot N \cdot \Phi$$

Para crear el campo inductor necesario para producir esa corriente continua hay diferentes formas de conexiones del campo inductor y el inducido, así, se pueden conectar en serie, paralelo o compound.

**Excitación serie:** Están conectados en serie los devanados del inducido y el inductor.

**Excitación paralelo:** Están conectados, en paralelo, los devanados del inductor y el inducido.

**Excitación compound (compuesta):** El inductor está compuesto por dos devanados, uno en serie con el inducido y otro en paralelo. Con este tipo de conexión se consigue mantener constante la diferencia de potencial de salida, con lo cual es el más empleado en las dinamos de aviación, aunque se pueden encontrar también conexiones de excitación en paralelo.

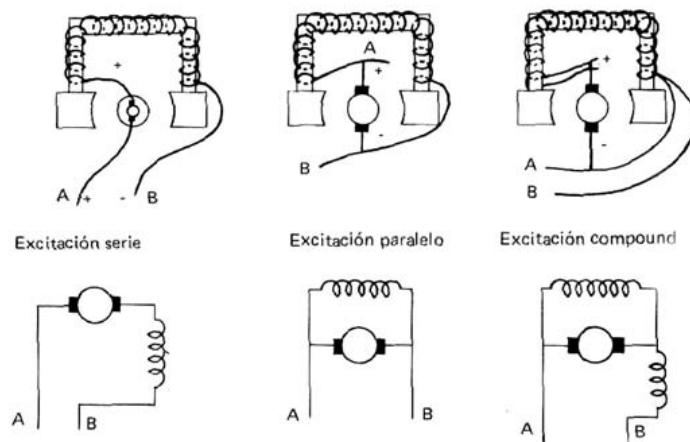


Figura – Tipos de excitación.

Para que un generador de corriente continua funcione en buenas condiciones, en cuanto a rendimiento, es preciso que trabaje a plena carga. En aviones con generadores de corriente continua puede darse el caso de que una de las dos esté más sobrecargada que la otra, para ello y para igualar cargas se pueden acoplar eléctricamente los dos generadores.

Hay diferentes tipos de acoplamientos dependiendo de la excitación que tengan, así tenemos:

- Acoplamiento en serie.
- Acoplamiento en paralelo.

**Acoplamiento en serie:** Las f.e.m. (fuerzas electro-magnéticas) se suman y la intensidad es la misma en todas ellas. Es decir, que al acoplar dinamos en serie no es necesario que tengan iguales f.e.m. pero sí se precisa que las cargas que admitan sean iguales (la intensidad suministrada deberá ser igual), ya que de no ser así circularía la intensidad máxima del generador menos capaz.

**Acoplamiento en paralelo:** Las f.e.m. (fuerzas electro magnéticas) deberán ser iguales en todas las dinamos para evitar una inversión de corriente de la dinamo de mayor f.e.m. a la de menor f.e.m. Aquí se consigue que la intensidad servida por las dinamos sea la suma de la de todas ellas. Es importante establecer como condición elemental para el acoplamiento de generadores DC lo siguiente: que cualquier variación de intensidad de la aportada por cualquier generador no produzca una inversión de corriente y cambio de polaridad, porque se produciría un cambio de actuación de la dinamo afectada, pasando a ser receptor de energía y funcionaría como motor DC, es decir, pasaría a consumir energía en vez de producirla.

**Acoplamiento en serie (dinamos serie):** Tienen que cumplir lo establecido para acoplamientos serie. Esta forma de acoplamiento no suele emplearse en aviación.

**Acoplamientos paralelo (dinamos serie):** Este tipo de acoplamiento requiere que los terminales de la excitación estén conectados a un hilo conductor denominado hilo de equilibrio, si no se hace así sucede que una dinamo que disminuye de velocidad, y por tanto de f.e.m., daría menos corriente, por tanto disminuiría también la corriente del inductor, ocasionando así que pudiera anularse su aportación de f.e.m. al circuito, incluso transformarse en consumidor de la f.e.m. producida por las demás dinamos.

**Dinamos paralelo en serie:** No se utiliza en la aviación actual.

**Dinamos paralelo conectadas en paralelo:** Se hace conectando una dinamo al sistema de utilización, para después, y antes de acoplar el segundo generador por medio de sus relés de conexión, regular a través de un reóstato de campo la excitación para conseguir que la tensión de salida sea la misma que la salida del primer generador conectado. Una vez conectadas a la misma línea de consumo hay que regularlas con el propio reóstato para conseguir que la intensidad sea igual en ambas.

**Dinamos compound conectadas en paralelo:** En este tipo de conexión cada generador debe suministrar la misma cantidad de corriente, pudiendo regular por medio de un reóstato, como ya se expuso, o hacerlo variando la excitación del campo desde el panel de control del generador, que además dispone de un circuito compensador, o de puesta en paralelo. En el circuito de la figura se ve la bobina compensadora o de puesta en paralelo del regulador, así como unos relés de puesta en paralelo para desconectarlo cuando no funcione.

Con las dinamos en paralelo, cuando cada una entregue su parte proporcional de carga o corriente de la total del sistema, las caídas de tensión entre generador y masa serán iguales y no circulará corriente por las bobinas compensadoras.

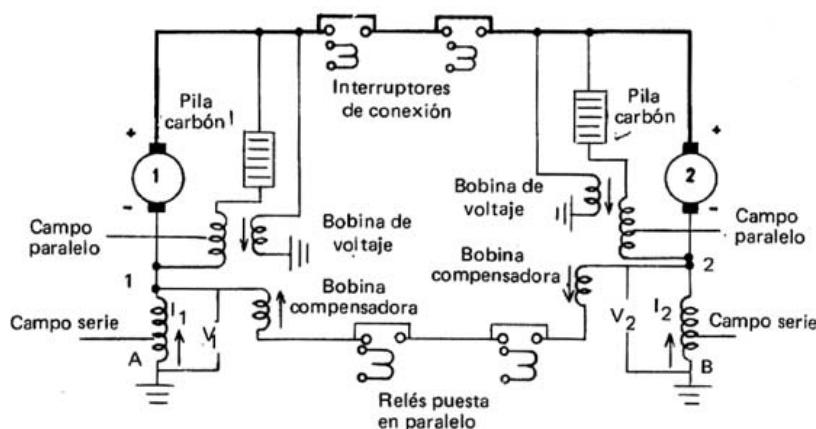


Figura – Dinamos en paralelo (excitación compuesta).

Si la carga no está correctamente distribuida, las caídas de voltaje en los generadores no son iguales, entonces circulará corriente desde el punto de mayor potencial (en la figura se ha representado el punto (2) a través de las bobinas compensadoras al punto de menor potencial (1). Si se observa la figura, esta corriente de 2 a 1 circula a través de las bobinas compensadoras en sentido contrario en cada una de ellas. Esta corriente es proporcional a la diferencia de potencial debida al desequilibrio de carga.

La actuación de la bobina compensadora del generador que está dando más carga actuará sobre la pila de carbón del regulador expandiéndola, y por lo tanto tratando de disminuir la tensión de salida, de forma que disminuirá la carga suministrada por esa dinamo. Análogamente, la bobina compensadora de la dinamo que está dando menos carga actuará sobre su pila de carbón comprimiéndola, con lo que tratará de aumentar su tensión de salida, y como consecuencia, aumentando la carga suministrada por esta dinamo. Cuando nuevamente se igualen las cargas, los dos potenciales en 1 y 2 serán iguales y dejará de circular corriente por las bobinas compensadoras al haberse restablecido el equilibrio. Con una dinamo inoperativa o con una salida inferior a 12 voltios, el relé de puesta en paralelo se abre.

Un ejemplo de generador de corriente continua es el que llevan montados aviones como los ATR, que además aprovecha para utilizarlos como starter del motor, en este caso de corriente continua, con lo cual se denomina *starter/generator*.

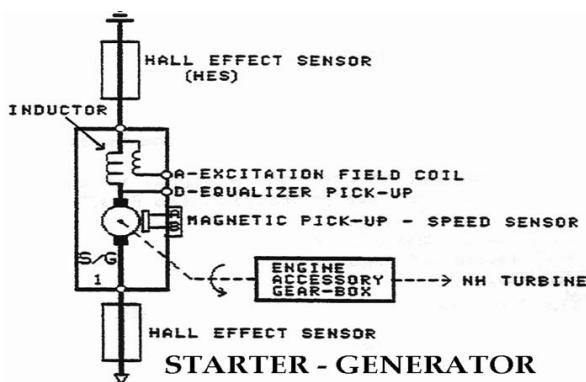


Figura – Esquema del starter/generator de una aeronave ATR-72

Se puede apreciar la bobina de excitación en serie, en este caso con el inductor del generador. Dispone además de un sensor de velocidad (*Magnetic pick-up*), que es el encargado de enviar señales de velocidad para el control a la GCU (*Generator Control Unit*) correspondiente. Este tipo de máquinas suelen tener unos valores para cuando está funcionando en modo starter y otro para cuando funciona en modo Generador, así los valores en este caso expuesto serían los siguientes:

- Starter en progreso a partir del 18% de las revoluciones del motor, medidas aquí con la presión en la turbina del motor.
- Punto de desconexión del starter a 45% de señal, NH.
- Punto de conexión del generador y funcionamiento del mismo al 66%.
- Y el régimen en el que actúa el generador se sitúa entre el 66% y el 115% NH.

Cada starter/generator está conectado a su correspondiente caja de accesorios, que unida a un eje axial se conecta a la turbina del motor.

Así mismo, cada starter/generator, al igual que todos los generadores de corriente continua se puede conectar en paralelo, tal como vimos anteriormente, para ello lleva un pick-up ecualizador, que en combinación con el circuito interno de la GCU es el encargado de comparar y equilibrar ambos generadores para una conexión en paralelo.

Los valores de velocidad, así como régimen de voltaje, corriente, etc., dependerán en cada caso del fabricante del generador de corriente continua. Todos estos rendimientos estarán controlados por la GCU correspondiente.

Como información, podemos enumerar algunos datos de rendimiento para el caso que nos ocupa:

- Porcentaje nominal de voltaje... 30 V.
- Porcentaje nominal de carga de corriente... 400 A.
- Porcentaje de potencia de salida... 12 KW.
- Régimen de velocidad de trabajo del generador de 7.600 a 12.000 rpm.
- Máxima velocidad con aviso de OVERSPEED... 14.000 rpm
- Velocidades máxima y mínima para regulación de voltaje entre 5.100 rpm y 13.800 rpm.

El regulador de voltaje es el encargado de mantener una corriente hacia el inducido, para garantizar que la tensión para la que está regulada (28 VDC en aviación comercial, 12 VDC

para determinadas avionetas) sea mantenida a la salida del generador, a pesar de las variaciones de revoluciones del motor o de la variación de consumo en las barras. Lo hace manteniendo la tensión aplicada al excitador de campo en el propio generador. Esta excitación es un sistema compound, haciendo que los devanados de excitación e inducido estén en serie paralelo, con la ventaja que tiene este sistema de acoplamiento: una excitación constante para cualquier tipo de carga.

El regulador de voltaje, como el sistema de protección del sistema, está integrado en una unidad común denominada: Unidad de Control de Generador (GCU).

Así, la GCU es el equipo encargado de regular el voltaje mediante el control de la excitación, se encarga de desconectar el relé de campo en el interior de la GCU o de desconectar las barras del generador en caso de fallo. Dentro de la GCU se encuentran los controles tanto de regulación como de protección. En este caso para determinar, además, si el starter/generator está en modo de arranque de motor o de generador de corriente.

Al mismo tiempo la GCU recibe señales de posición tierra-vuelo, así mismo recibirá señal del interruptor de conexión a barras del sistema. También conexión de la llave cortafuegos para desconectar el sistema. A su vez la GCU se encarga de mandar una señal a la luz o aviso correspondiente, en caso de fallo o desconexión.

La GCU también recibe señales de control y protección de los distintos sistemas, mediante transformadores de intensidad, en este caso denominados HES (*Hall Effects Sensor*), intercambia datos con la unidad de control de potencia de barras (BPCU) asignada a la potencia exterior, mediante señales discretas y señales de enlace de líneas de datos (ARINC).

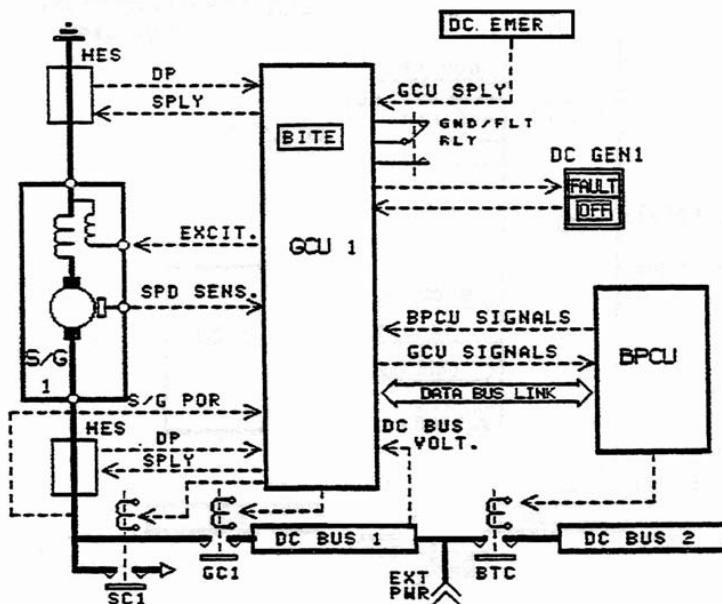


Figura – Esquema de la generación de corriente continua de un ATR.

## TRANSFORMADORES RECTIFICADORES (TR)

Cuando el avión no dispone de generadores de corriente continua, se montan unos elementos denominados Transformadores Rectificadores (T/R) que son los encargados de transformar la corriente alterna 115 V AC en 28 V DC para alimentar las barras DC del avión. Se componen de un transformador y un puente de rectificador de onda completa, con las resistencias y condensadores aplicados para este tipo de elementos.

Estos transformadores se construyen en cuanto a sus bobinados, siguiendo la fórmula para la que están diseñados teniendo en cuenta el voltaje de entrada y el de salida. La fórmula es la siguiente:

E1	N1	E1 = F.E.M. eficaz del primario.
E2	N2	E2 = F.E.M. eficaz del secundario.
		N1 = Número espiras del primario.
		N2 = Número espiras del secundario.

Una vez tenemos el transformador, es necesario pasar la tensión de salida, que todavía es alterna, a continua, para ello se conectan una serie de diodos rectificadores a la salida de las tres fases para conseguir una única salida de corriente continua.

Generalmente de 28 V (12 V en algunas avionetas).

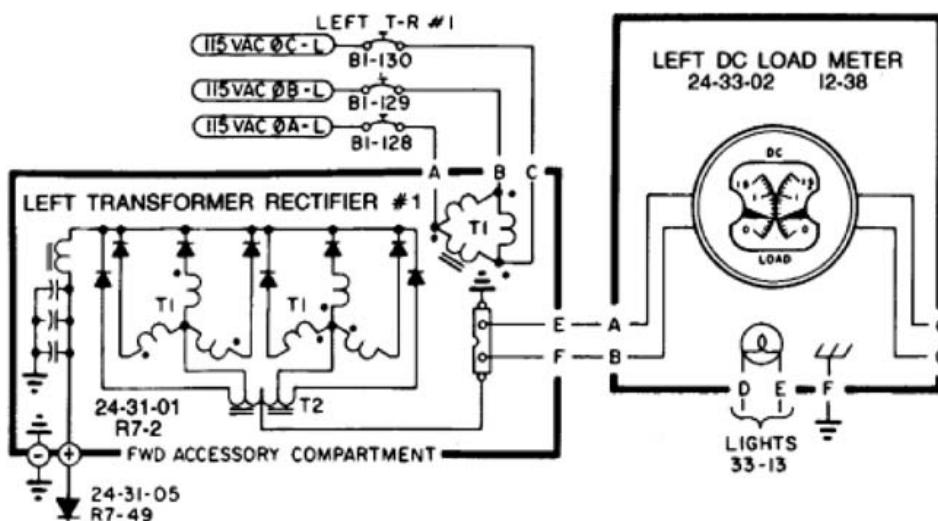


Figura – Esquema de un T/R con su indicador de carga.

Observamos el T/R de la figura anterior, la parte reservada a la rectificación de la corriente con una serie de rectificadores conectados a la salida del secundario, lo que realmente es un puente de onda completa.

El primario (T1) directamente de las barras de corriente alterna y las tres fases conectadas, las bobinas en triángulo. El secundario (T2), con dos grupos de bobinas conectadas en estrella, conectando su salida al puente de rectificadores de onda completa y una resistencia en Shunt para indicación de carga en amperios. Así mismo, una conexión LC (Inductancia-Capacitancia) a la salida, reduce las crestas de los impulsos en la generación de corriente continua.

Este tipo de conexión interior no siempre es así, pues hay muchos modelos de transformadores rectificadores, y sus conexiones internas difieren, así por ejemplo el modelo de transformador rectificador que llevan los aviones de la casa Boeing de nueva generación, utiliza una entrada en estrella de las tres fases de corriente alterna para después utilizar en el secundario, cuatro bobinados, dos conectados en estrella y dos en triángulo con un puente de onda completa a la salida de cada bobinado, utilizando diodos silicón. Los impulsos de corriente continua del rectificador se eliminan mediante un filtro LC eliminando así las crestas que se puedan producir en la generación de corriente.





























































# ÍNDICE DE FIGURAS

Figura – Diagrama de un sistema eléctrico.....	5
Figura – Esquema de un sistema eléctrico.....	6
Figura – Esquema eléctrico con unidad de velocidad constante (CSD).....	7
Figura – Tipos de barras de distribución.....	8
Figura – Batería de plomo.....	9
Figura – Batería de níquel-cadmio.....	10
Figura – Instalación de una batería en un Fokker F-50.....	12
Figura – Alojamiento de baterías en un MD.....	12
Figura – Diagrama de un cargador de baterías.....	13
Figura – Esquema de un cargador de baterías.....	13
Figura – Sistema de corriente continua.....	15
Figura – Tipos de excitación.....	17
Figura – Dinamos en paralelo (excitación compuesta).....	18
Figura – Esquema del starter/generator de una aeronave ATR-72.....	19
Figura – Esquema de la generación de corriente continua de un ATR.....	20
Figura – Esquema de un T/R con su indicador de carga.....	21
Figura – Transformador rectificador de un B-757.....	22
Figura – Esquema de un T/R con ventilador incorporado.....	22
Figura – Transformador rectificador y ubicación en un B-757.....	23
Figura – Generación de corriente continua en un B-757.....	24
Figura – Generación de corriente alterna.....	25
Figura – Figura de un generador y sus componentes internos.....	26
Figura – Generador arrastrado por un reactor PW-JT8D.....	27
Figura – Esquema de la unidad de velocidad constante (CSD).....	28
Figura – Vista exterior de una CSD.....	29
Figura – IDG.....	30
Figura – Panel de control del sistema eléctrico.....	31
Figura – Panel de control de un sistema eléctrico.....	32
Figura – Esquema de una IDG instalada en un Rolls-Royce RB-211.....	33
Figura – Montaje de un alternador sobre una IDG.....	34
Figura – Equipo de control de frecuencia y carga.....	35
Figura – Inversor rotatorio.....	36

Figura – Esquema de un inversor rotatorio.....	36
Figura – PMC.....	37
Figura – Situación y montaje de un starter/generator.....	38
Figura – Esquema de un starter/generator en modo de generación.....	39
Figura – Paneles de control de potencia eléctrica.....	42
Figura – Inversor estático de emergencia.....	43
Figura – Turbina de aire de impacto y su ADG de un CRJ-200.....	43
Figura – Turbina de aire de impacto y su ADG de un CRJ-200.....	44
Figura – Esquema de generación de corriente de emergencia en una aeronave de gran tamaño.....	45
Figura – Paneles de control y condiciones de salida de una RAT.....	46
Figura – Regulador de contacto oscilante.....	48
Figura – Regulador de discos de carbón en batería.....	49
Figura – Regulador de voltaje.....	49
Figura – Relé clásico de potencia.....	52
Figura – Relé de conexión de barras y ubicación en el avión.....	53
Figura – Fusibles automáticos de una y tres conexiones.....	54
Figura – Barra de conexión (BUS).....	54
Figura – Distribución de un sistema eléctrico.....	55
Figura – Esquema de distribución de corriente eléctrica de un F-50.....	56
Figura – Esquema general eléctrico de un CRJ-200.....	56
Figura – Ley senoidal.....	58
Figura – Inversor estático alimentando la barra esencial.....	59
Figura – Transformador de intensidad de tres hilos.....	61
Figura – Transformador de intensidad de un solo hilo.....	61
Figura – Conjunto de transformadores de control.....	61
Figura – Rectificador de selenio.....	62
Figura – Rectificador de silicio.....	62
Figura – Rectificador SCR.....	63
Figura – Transformador de intensidad.....	65
Figura – Protección por diferencia de potencial.....	66
Figura – Esquema dotado de transformadores de intensidad.....	66
Figura – Esquema de circuito con protección de sobrevoltaje.....	67
Figura – Esquema de un circuito con protección por bajo voltaje.....	68
Figura – Esquema de un circuito con protección por baja frecuencia.....	69

Figura – Condiciones de disparo del relé del generador.....	70
Figura – Condiciones de disparo de un relé de campo de generador.....	70
Figura – Esquema con circuito de protección por sobrevelocidad.....	71
Figura – Esquema de un circuito con protección por baja velocidad.....	71
Figura – Grupo electrógeno para alimentación eléctrica.....	72
Figura – Estación de conexión de energía eléctrica exterior.....	73
Figura – Estación de energía exterior.....	74
Figura – Esquema de un sistema de alimentación de potencia exterior.....	75
Figura – Alimentación con energía externa.....	76
Figura – Indicaciones analógicas de un sistema eléctrico.....	77
Figura – Paneles de control del sistema eléctrico de un CRJ.....	78
Figura – Esquema y página del ECAM de un sistema eléctrico.....	79
Figura – Indicación de un sistema eléctrico.....	80
Figura – Visor magnético de indicación de posición.....	81
Figura – Identificación de los paneles de la cabina de una avión Boeing.....	82
Figura – Componentes del sistema eléctrico de un MD-80.....	83
Figura – Componentes del sistema eléctrico de un B-757.....	83
Figura – Cuerda de escape para pilotos.....	88
Figura – Distribución de los equipos de emergencia.....	89
Figura – Situación de luces y carteles de emergencia.....	90
Figura – Situación de las rampas deslizantes de escape.....	91
Figura – Elementos de la rampa deslizante de escape.....	92
Figura – Conjunto de rampa sobre ala.....	93
Figura – Asientos para pilotos de tipo convencional.....	94
Figura – Asientos de pilotos en aviones fly by wire.....	95
Figura – Asiento plegable para observador.....	96
Figura – Distribución de asientos en una cabina de pasajeros.....	96
Figura – Asientos en cabina de pasaje.....	97
Figura – Asientos para la tripulación auxiliar.....	98
Figura – Butaca doble.....	99
Figura – Cabina de pasaje.....	99
Figura – Anclaje de los asientos de pasajeros.....	100
Figura – Arneses y ajustes de posición de un asiento de pilotos.....	101
Figura – Arneses y asiento de un observador.....	101

Figura – Cinturón de asiento de pasajero.....	102
Figura – Cabina de pasaje.....	103
Figura – Lavabos.....	104
Figura – Vista general de un lavabo típico.....	105
Figura – Galleys.....	105
Figura – Zona de descanso para la tripulación.....	106
Figura – Departamento de descanso de tripulación.....	107
Figura – Paneles de recubrimiento del techo.....	107
Figura – Paneles laterales de cabina de pasajeros.....	108
Figura – Esquema de un sistema de entretenimiento para pasajeros.....	109
Figura – Diagrama bloque del sistema digital de entretenimiento audible.....	110
Figura – Zonas de entretenimiento de vídeo.....	111
Figura – Diagrama bloque del sistema de vídeo.....	112
Figura – Bodega de carga a granel.....	113
Figura – Bodega y contenedores normalizados.....	114
Figura – Localización de elementos en bodega.....	115
Figura – Panel de control de carga.....	115
Figura – Unidad de arrastre de contenedores.....	116
Figura – Guías fijas de contenedores.....	117
Figura – Herrajes de fondo para fijación de contenedores.....	117
Figura – Despiece de un blocaje intermedio de contenedores de carga.....	118
Figura – Mecanismos de fijación de contenedores de zona de umbral de puertas de bodegas.....	118
Figura – Rampa de bolas para deslizamiento de contenedores en zona de umbral de puerta de bodegas.....	118
Figura – Escalera de un avión CRJ-200.....	119
Figura – Compuerta de cierre de escalera delantera.....	120
Figura – Escalera de la puerta delantera de pasajeros.....	121
Figura – Esquema del control eléctrico de la escalera delantera.....	122
Figura – Escalera posterior.....	123
Figura – Rodillos y ganchos de fijación y blocaje de una escalera posterior.....	124
Figura – Circuito hidráulico y válvula de control de escalera.....	125
Figura – Esquema del sistema de la escalera posterior.....	126
Figura – Detección de fuego.....	131
Figura – Detección de fuego de motor y avisos.....	133

Figura – Sistema detector por termopares.....	134
Figura – Detector tipo fenwall.....	134
Figura – Cables del sistema de anillo continuo.....	135
Figura – Detector de fuego por presión constante.....	136
Figura – Funcionamiento del sistema.....	136
Figura – Fijación típica de lazos de anillo continuo.....	137
Figura – Fijación típica de los lazos detectores.....	138
Figura – Sistema de detección.....	138
Figura – Esquema de un detector.....	139
Figura – Esquema de una célula fotoeléctrica.....	140
Figura – Funcionamiento del sistema.....	140
Figura – Detectores de humo en la ventilación del compartimento de aviónica.....	141
Figura – Detección de humos en lavabos.....	142
Figura – Detección y extinción de humo en bodegas.....	142
Figura – Botella extintora de incendios.....	144
Figura – Cartucho de disparo.....	144
Figura – Tuberías de distribución de agente extintor.....	145
Figura – Panel de control del sistema de protección contra el fuego.....	146
Figura – Mecanismo de la palanca cortafuegos de motor.....	146
Figura – Control de fuego en los motores.....	147
Figura – Esquema del sistema de indicación.....	148
Figura – Detección y extinción de humo en bodegas.....	148
Figura – Botella extintora.....	149
Figura – Panel de control y prueba del sistema de extinción de incendios en bodegas.....	149
Figura – Detección de humos en lavabos.....	150
Figura – Extintor de incendio en los lavabos.....	150
Figura – Control e indicación de fuego en la APU.....	151
Figura – Avisos en cabina.....	152
Figura – Instalación del cartucho explosivo.....	153
Figura – Situación de los extintores.....	154
Figura – Extintor portátil.....	154
Figura – Extintor de agua.....	156
Figura – Superficies de mando del avión.....	159
Figura – Avión de los hermanos Wright.....	160

Figura – Avión HM-14.....	160
Figura – Comparación del sistema de control convencional (mecánico) con el de Fly by wire (eléctrico).....	162
Figura – Superficies de mando.....	164
Figura – Superficies de mando.....	165
Figura – Sistema de alabeo.....	166
Figura – Alerón tipo frise.....	167
Figura – Sistema de alabeo.....	167
Figura – Posición de los side stick en la cabina de pilotos.....	168
Figura – Posición de las columnas de mando.....	168
Figura – Sistema de interconexión de alerones.....	169
Figura – Mecanismo de interconexión de alabeo.....	170
Figura – Alerones de alta y baja velocidad.....	171
Figura – Bloqueo alerones de baja velocidad.....	171
Figura – Mezclador para interconexión de spoilers como ayuda de alabeo.....	173
Figura – Efecto del estabilizador vertical.....	174
Figura – Sistema de dirección mecánico.....	175
Figura – Timón de dirección.....	175
Figura – Esquema general del control de guñada.....	176
Figura – Mecanismo de reversión de hidráulico-manual.....	177
Figura – Timones de dirección de B-727.....	178
Figura – Actuación hidráulica de un timón de dirección de dos piezas.....	179
Figura – Control direccional en aviones <i>fly by wire</i> .....	180
Figura – Limitador de recorrido de un timón de dirección.....	181
Figura – Sistema de profundidad.....	182
Figura – Timones de profundidad y aletas.....	182
Figura – Sistema de control del timón de profundidad.....	183
Figura – Aleta engranada de ayuda.....	184
Figura – Regulador de tensión.....	184
Figura – Circuito hidráulico de un timón de profundidad.....	185
Figura – Control ( <i>fly by wire</i> ) del canal de profundidad.....	186
Figura – Servocontrol de timón de profundidad.....	187
Figura – Sistema de compensación aerodinámica.....	188
Figura – Compensación de frise.....	189

Figura – Compensación por cornadura.....	189
Figura – Cornaduras.....	189
Figura – Compensación Handley Page.....	189
Figura – Aletas ajustables.....	190
Figura – Compensación aerodinámica de mando directo.....	191
Figura – Mecanismo de actuación de la aleta compensación.....	192
Figura – Sistema de alabeo compensación y centrado de mando mecánico.....	192
Figura – Mando mecánico a una aleta de control.....	193
Figura – Esquema de la compensación de dirección en avión (fly by wire).....	193
Figura – Esquema general.....	194
Figura – Compensación mediante estabilizador horizontal.....	195
Figura – Transferencia al tanque de cola por encima de 25.500 pies.....	195
Figura – Esquema general del sistema de mandos de vuelo.....	198
Figura – Computadores del EFCS.....	198
Figura – Esquema del sistema EFCS.....	199
Figuras – Interfases internas del EFCS.....	200
Figura – Control de alabeo.....	201
Figura – Esquema de control direccional.....	201
Figura – Control de cabeceo (longitudinal).....	202
Figura – Leyes de control del vuelo y prioridad en el enganche.....	203
Figura – Lógica de enganche de leyes.....	203
Figura – Ley normal de pitch.....	204
Figura – Esquema de la ley lateral normal.....	205
Figura – Esquema de la lógica de prioridad.....	206
Figura – Principio básico de las leyes directas.....	207
Figura – Ley de flare en pitch.....	208
Figura – Ley VC Prot.....	209
Figura – Ley de protección VMO 1.....	209
Figura – Ley de protección VMO 2.....	210
Figura – Alpha floor.....	211
Figura – Función LAF.....	211
Figura – Prioridad en el control de la aeronave desde los side stick.....	213
Figura – Tipos de dispositivos de curvatura.....	214
Figura – Flaps y slats de borde de ataque.....	215

Figura – Ala combinada con flaps y slats.....	215
Figura – Superficies hipersustentadoras.....	216
Figura – Movimiento por cables de acero.....	217
Figura – Actuador mecánico de arrastre.....	218
Figura – Palanca de control de flaps y slats.....	218
Figura – Flaps de intradós.....	219
Figura – Sistema hidráulico de flaps.....	220
Figura – Operación de un flap Fowler.....	221
Figura – Operación de un flap Fowler.....	221
Figura – Flap de intradós.....	222
Figura – Flap de zap.....	222
Figura – Flap de aumento de curvatura.....	222
Figura – Mecanismos de control hidráulico de flaps.....	223
Figura – Posiciones y recorrido de flaps.....	224
Figura – Esquema de un sistema hidráulico de flaps.....	224
Figura – Estabilizador horizontal.....	225
Figura – Motor del eje del estabilizador horizontal.....	226
Figura – Conjunto actuador de estabilizador horizontal.....	227
Figura – Esquema general de compensación del estabilizador horizontal.....	228
Figura – Esquema general.....	228
Figura – Situación de los spoilers.....	230
Figura – Esquema de actuación de spoilers como aerofrenos.....	232
Figura – Extensión automática de la palanca de spoilers.....	233
Figura – Esquema de un sistema.....	235
Figura – Sistema de reposición y realimentación de una válvula de control hidráulico.....	236
Figura – Sistema de profundidad.....	237
Figura – Mando de control electromecánico y de actuación eléctrica.....	238
Figura – Esquema eléctrico del sistema de mando de flaps.....	239
Figura – Esquema de un servoactuador.....	240
Figura – Señales a un sistema <i>fly by wire</i> .....	240
Figura – Redundancia de actuación.....	241
Figura – Redundancia de actuación.....	242
Figura – Esquema general de presentación de la actuación de las superficies de vuelo.....	243
Figura – Fuentes de potencia hidráulica.....	244

Figura – Situación del piloto.....	245
Figura – Posición de los mandos.....	245
Figura – Columnas y volantes de mandos.....	246
Figura – Elementos asociados a las columnas de mandos.....	247
Figura – Palanca de control de spoilers.....	248
Figura – Palanca de control de flaps.....	248
Figura – Palancas de control de mandos en aeronaves <i>fly by wire</i> .....	249
Figura – Palancas de control de los mandos de vuelo de aeronaves <i>fly by wire</i> .....	249
Figura – Palanca de control de spoilers.....	250
Figura – Palanca e control de flaps.....	250
Figura – Mecanismos de sensación de carga y centrado de un alerón de mando directo.....	251
Figura – Sensación de carga y centrado de palanca de profundidad en mando por cable de acero.	252
Figura – Restitución de esfuerzo en un mando <i>fly by wire</i> .....	253
Figura – Esquema del control general del sistema.....	253
Figura – Amortiguador de guiñada.....	255
Figura – La compensación de mach.....	256
Figura – Función LAF.....	257
Figura – Posición de amortiguadores de movimiento.....	258
Figura – Amortiguador de vibraciones.....	259
Figura – Equilibrado de superficies.....	260
Figura – Ajustes de topes de recorrido de un alerón.....	262
Figura – Esquema del panel de equilibrado del timón de profundidad.....	262
Figura – Columna de mando.....	264
Figura – Luces de aviso.....	265
Figura – Transmisor de ángulo de ataque.....	265
Figura – Ley VC Prot.....	266
Figura – Indicación de posición 6° de flaps.....	267
Figura – Sensores de proximidad.....	268
Figura – LVDT.....	269
Figura – RVDT.....	270
Figura – Sistema de indicación de posición de flaps.....	270
Figura – Indicación de dirección y profundidad.....	271
Figura – Indicación digital de posición de un sistema de flaps.....	272
Figura – Página F/CTL del ECAM.....	273

Figura – Instalación mecánica de un transmisor de posición.....	273
Figura – Indicación de posición mecánica.....	274
Figura – Interrelación de los servocontroles del piloto automático.....	275

## BIBLIOGRAFÍA DE CONSULTA

- AIRBUS INDUSTRIES, Documentación para estudio de los modelos A–300, A–319, A–320, A–321, A–340, A–380
- ALLEN, JOHN E., *Aerodinámica*, Barcelona, 1969
- ANDERSON, JOHN D., *Introduction to Flight*, Boston: McGraw–Hill International, 2005
- ASCACIBAR, IÑAKI, *Descubrir las aeronaves*, Madrid: AENA, 2003
- ASHKOUTI, J.A., *Manual del mecánico de aviación*, Barcelona: Reverté, 1955
- AYMAT, JOSÉ MARÍA, *Navegación aérea*, Barcelona, etc.: Labor, 1951
- BAKER, ALAN A., *Composite materials for aircraft structures*, Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- BALCELLS SERRA, FERRAN, *Luces aeronáuticas de superficie para el rodaje*, Madrid: AENA, 2006
- BARRY, W.S., *The language of aviation*, Londres: Chatto & Windus, 1962
- BOEING, Documentación para estudio de los modelos B–727, B–737, B–747 Y B–757.
- BOMBARDIER CANADAIR, Documentación para estudio de los modelos CRJ
- BRAMWELL, A.R.S, *Bramwell's helicopter dynamics*, Oxford: Butterworth–Heinemann, 2001
- BRUHN, E.F., *Analysis and design of flight vehicle structures*, Carmel: Jacobs, 1973
- CALVO, J.A., *Fundamentos de navegación aérea*, Madrid: Ediciones de la Universidad Autónoma de Madrid, 2001
- CASAMASSA, JACK V., *Jet Aircraft Power Systems*, New York: McGraw–Hill, 1965
- CUESTA ALVAREZ, MARTÍN, *Motores de reacción*, Madrid, 1976
- CUTLER, JOHN, *Understanding aircraft structures*, Malden, MA: Blackwell, 2005
- ENCICLOPEDIA BRITÁNICA, INC., *The new enciclopedia británica*, Chicago: 1986
- ESTEBAN OÑATE, ANTONIO, *Conocimientos del Avión*, Madrid, 1999
- FAA (Federal Aviation Administration), *Airframe and power plant mechanics*, Washington D.C., 1972
- FOKKER–VFW, Documentación para estudio de los modelos F–27 y F–50

- GARRIGA Ed., Enciclopedia de aviación y astronáutica. *Barcelona*, 1972
- GNSS: navegación aérea por satélite: programa de divulgación aeronáutica PDA/1–2000, Madrid: Ministerio de Fomento, D.L. 2000
- GONZALES BERNALDO DE QUIROS, JULIO, *Radar y ayudas a la navegación aérea*, Madrid: Bellisco, 1999
- ISIDRO CARMONA, A., Aerodinámica y actuaciones del Avión, *Madrid*, 1980
- KENDAL, BRIAN, *Manual de aviónica*, Madrid, 1982
- LAN, CHUAN, *Airplane aerodynamics and performance*, Lawrence, Kansas: DAR corporation, 2003
- LANGTON, ROY, *Aircraft fuel systems* Chichester, United Kingdom: John Wiley & Sons, 2009
- MALLA, F de la, *Tecnología Aeronáutica*, Madrid, 1963
- MAPELLI, ENRIQUE, *Transportes Aéreos Especiales*, Madrid, 1982
- MATEO GARCIA, M. L., *Descubrir la navegación por satélite*, Madrid: AENA, 2004
- Mc DONELL DOUGLAS Corp., Documentación para estudio de los modelos DC–9, DC–10, MD–83, MD–87, MD–88
- MOIR, IAN, *Aircraft systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*, London and Bury St. Edmunds: Professional Engineering Publishing, cop. 2001
- NORRIS, GUY, *Airbus A380: superjumbo of the 21st century*, St. Paul, MN: Zenith Press, 2005
- NORTHOP AERONAUTICAL INSTITUTE, *Entretenimiento y Reparación de Aviones*, Barcelona, 1958
- PALLETT, E. *Automatic flight control*, Oxford: Blackwell Science, 1994
- RAYMNER, D. P., *Aircraft approach: a conceptual design*, Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006
- ROSARIO SAAVEDRA, ALEJANDRO, *Sistemas de Aeronaves Reactores*, Madrid, 1983
- ROSKAM, J., *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, Lawrence, Kansas: DAR corporation, 2003
- ROSKAM, J., *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, Lawrence, Kansas: DAR corporation, 2003
- ROSKAM, J., *Airplane Design*, Lawrence, Kansas: DAR corporation, 2005

- SAEZ NIETO, F. J. *Descubrir la navegación aérea*, Madrid: AENA, 2003
- SAEZ NIETO, F.J., *La navegación aérea y el aeropuerto*, Madrid: Fundación AENA, 2002
- SHEVELL, RICHARD S., *Fundamentals of flight*, Upper Saddle River: Prentice Hall, 1989
- SUN,C. T, *Mechanics of aircraft structures*, New York: John Wiley & Sons, 2006
- TAYLOR, S.E.T., *Navegación aérea*, Madrid: Paraninfo, 1982
- TAYLOR, S.E.T., *Radio–ayudas para la navegación aérea*, Madrid: Paraninfo, 1982,
- TOOLEY, MICHAEL, *Aircraft communications and navigation systems: principles, operation and maintenance*, Oxford: Butterworth–Heinemann, cop. 2007
- VAN SICKLE, NEIL D., WELCH, JOHN F., *Aeronáutica Moderna*, Madrid, 1985



Nacido en el año 1945, llega a la aviación civil procedente del área de la industria civil y de la formación en escuelas militares y desarrolla toda su labor profesional dentro de la compañía IBERIA Líneas Aéreas de España. Además de su formación en campos como el Derecho laboral o los Recursos Humanos, supera ampliamente las 2.000 horas de formación específica en diferentes tipos de aviones.

Posee Licencia Europea y de la FAA (Federal Aviation Administration) americana. Ha realizado funciones de Técnico certificador en aviones Douglas, Boeing, Airbus y Fokker, en aeropuertos de Europa, África y América. Después de ejercer como Jefe de Mantenimiento en varios aeropuertos nacionales, pasando a ocupar la jefatura del área de Levante hasta el año 2007.

Ha pertenecido al cuadro de profesores del Centro de Instrucción de Mantenimiento de Iberia y desde 1998 colabora en la formación de los Técnicos de Mantenimiento de Aeronaves en el centro que la Generalitat Valenciana tiene en el Complejo Educativo de Cheste, impartiendo la asignatura de Sistemas de Aeronaves. Además ha impartido varias ponencias sobre el Mantenimiento Aeronáutico en la Universidad Politécnica de Valencia.

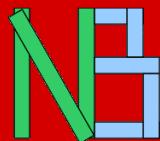
Dentro de la formación de un Técnico de Mantenimiento de Aeronaves es básico el conocimiento de los sistemas de las mismas. En esta obra se ha tratado de cubrir todas las necesidades de formación básica que tiene que conocer un futuro Técnico de Mantenimiento, tratados desde **tres puntos de vista** y con un objetivo común. **Primero**, que cumpla con lo especificado en la normativa vigente. **Segundo**, tratarlo desde un aspecto no excesivamente teórico. **Tercero**, tratarlo desde el punto de vista que me han proporcionado los largos años de experiencia a pie de avión en hangares y pistas en gran parte del mundo.

Todo esto con el objetivo de dotar al técnico de la herramientas intelectuales y prácticas necesarias para que puedan recibir los cursos de tipo de aeronave con un alto grado de aprovechamiento y además inculcar en el alumnado formas y costumbres para que, sabiendo lo que "no debe hacer", pueda ir efectuando trabajos que le ayudarán a sentirse útil mientras va adquiriendo la experiencia imprescindible que le permita llegar donde él mismo marque su objetivo.



La formación tiene una parte de convencimiento propio de que aprovechó lo enseñado en las aulas o en el trabajo, para eso están las autocomprobaciones y los exámenes. A estos siempre se enfrenta uno con cierto miedo, y en definitiva en muchos casos los resultados no están a la altura de los conocimientos. Espero que los diferentes volúmenes que componen esta obra, tanto los tomos sobre los sistemas como el de preguntas de autocomprobación, sirva para cubrir los conocimientos necesarios de los técnicos en formación y la curiosidad de cualquier persona a la que le guste el mundo de la aviación.

El Autor

 Editorial  
NoBooks

ISBN 978-84-15378-43-3



9 788415 378433 >