



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería Eléctrica

Sistema eléctrico de los aviones

Autor: Gago Burón, Gerardo Miguel.

Tutor:

**Zorita Lamadrid, Ángel Luis
Departamento Ingeniería Eléctrica**

Valladolid, Junio de 2016.

Resumen

Este trabajo trata de exponer de forma clara los distintos elementos que conforman el sistema eléctrico de un avión comercial incluyendo los diferentes sistemas de generación y distribución de energía eléctrica, para ello nos apoyaremos en varios ejemplos pertenecientes a los modelos más destacados de dos de los fabricantes más relevantes del sector aeronáutico como son Airbus y Boeing, a través de estos ejemplos se puede observar la evolución que ha experimentado el sistema eléctrico de los aviones y como estos son cada vez más dependientes de la energía eléctrica.

Palabras Clave

Avión, Sistema de generación, Sistema de distribución, Airbus, Boeing, More electric Aircraft.

Contenidos.

Glosario.....	8
Listado de figuras.....	9
Listado de tablas.....	10
1 Precedentes, Motivaciones, Objetivos y Estructura de la memoria.	11
1.1 Precedentes	11
1.2 Motivaciones	11
1.3 Objetivos del TFG	12
1.4 Estructura de la memoria.....	12
2 El Sistema Eléctrico del Avión.	15
2.1 Orígenes y evolución de potencia eléctrica en aviones	15
2.2 Aspectos Generales	17
2.3 Energía eléctrica y niveles de tensión a bordo	20
2.4 Generación a altas frecuencias	25
3 Previsión y Análisis de Cargas.	27
3.1 Cuadro de datos de cargas	30
3.2 Cuadro de análisis de cargas.....	33
4 Sistemas de Generación.....	37
4.1 Sistemas de generación en corriente alterna.....	37
4.1.1 Generadores principales.....	37
4.1.2 Métodos de generación en corriente alterna	39
4.1.3 Unidad de control del generador GCU.....	42
4.1.4 Ejemplos de sistemas de generación en corriente alterna	43
4.2 Sistemas de generación auxiliares.....	45
4.2.1 Unidad de potencia auxiliar APU	45
4.2.2 Unidad de potencia en tierra o externa GPU	48
4.3 Sistemas de generación de emergencia.....	52
4.3.1 Turbina de impacto de aire RAT	52
4.3.2 Generadores de respaldo o backup.....	54
4.4 Sistemas de generación y alimentación en corriente continua. Baterías ..	55
4.5 Dispositivos de transformación y conversión	60
4.5.1 Transformadores y autotransformadores.....	61

4.5.2	Transformadores rectificadores TRU	61
4.5.3	Autotransformador rectificador ATRU	62
4.5.4	Inversores.....	63
4.6	Localización de los sistemas de generación.....	63
5	Distribución eléctrica del avión.	65
5.1	Introducción	65
5.2	Esquema general de distribución	67
5.3	Distribución primaria	69
5.4	Distribución secundaria.....	75
5.5	Unidades de control del sistema de distribución	76
5.6	Evolución de los sistemas de distribución. Sistema ELMS.....	77
5.7	Localización de los elementos de distribución en el avión.....	78
5.8	Conductores	80
5.8.1	Características	80
5.8.2	Materiales	82
5.8.3	Secciones de los conductores	85
5.8.3.1	Cálculo de Sección según F.A.A.	86
5.8.3.2	Cálculo de Sección según la norma MIL-W-5088.....	87
5.8.4	Identificación de conductores	91
5.8.5	Conductores no eléctricos	93
5.8.6	Canalizaciones y métodos de Instalación.....	94
5.9	Conexión a masa.....	96
5.10	Dispositivos de protección	97
5.10.1	Fusibles.....	98
5.10.2	Disyuntores.....	98
5.10.3	Disyuntores con control remoto.....	100
5.10.4	Disyuntores con detector de fallo por arco	101
5.10.5	Controladores de potencia de estado sólido. SSPC.....	102
5.10.6	Comparativa de los dispositivos de protección	104
6	Ejemplo de sistemas eléctricos: Airbus A320 y Boeing B777	105
6.1	Airbus A320.....	105
6.2	Boeing 777.....	114
7	Evolución hacia aviones más eléctricos.	123
7.1	Introducción	123

7.2	Concepto MEA.....	124
7.3	Ejemplo Airbus A380	126
7.4	Ejemplo Boeing 787	134
8	Conclusiones	141
9	Bibliografía.....	143

Glosario

AWG	American Wire Gauge	Sección de conductores. Norma Americana
ATRU	Autotransformer Rectifier Unit	Autotransformador rectificador
APU	Auxiliary Power Unit	Unidad de potencia auxiliar
AEA	All Electric Aircraft	Avión completamente eléctrico
BCL	Battery Charger Limiter	Cargador de batería
BCRU	Battery Charger Rectifier Unit	Cargador de batería y unidad rectificadora
BIT	Built In Test	Función de prueba y diagnóstico
BPCU	Bus Power Control Unit.	Unidad de control de barras
BTB	Bus Tie Breaker	Contactador de enlace de barras
CA		Corriente alterna
CB	Circuit Breaker	Disyuntor térmico
CC		Corriente continua
CSD	Cosntant Speed Driver	Unidad de velocidad constante
ELCU	Electronic Load Control Unit	Unidad electrónica de control de cargas
ELMS	Electric Load Management System	Sistema de gestión de cargas eléctricas
ETOPS	Extended Twin Engine Operación	Norma de rendimiento operativo aviones bimotor
FADEC	Full Authority Digital Engine	Control digital integral del motor
FV		Frecuencia Variable
IDG	Integrated Drive Generator	Generador integrado de velocidad constante
IEM		Interferencias electromagnéticas
FAA	Federal Aviation Administration	Administración de aviación civil US
GCU	Generator Control Unit	Unidad de control del generador
GPU	Ground Power Unit	Unidad de potencia en tierra
IDG	Integrated Drive Generator	Unidad de velocidad constante integrada
MEA	More Electric Aircraft	Avión más eléctrico
OACI		Organización de aviación civil internacional
PMG	Permanent Magnet Generator	Generador de imanes permanentes
RAT	Ram Air Turbine	Turbina de impacto de aire
RPDU	Remote Power Distribution Unit	Unidad de distribución de potencia remota
S/G	Starter/Generador	Motor de arranque/ Generador
SSPC	Solid State Power Controller	Controlador de potencia de estado sólido
TRU	Transformer Rectifier Unit	Unidad de Transformación y rectificado
VS-CF	Variable Speed- Constat Frecuency	Velocidad variable- Frecuencia constate

Listado de Figuras.

FIG. 2.1 Evolución en la generación de potencia eléctrica.	16
FIG. 2.2 Sistemas en aviación comercial.....	17
FIG. 2.3 Diagrama del sistema eléctrico de un avión.....	19
FIG. 2.4 Evolución de los sistemas embarcados.	21
FIG. 4.1. Alternador del avión.	38
FIG. 4.2.IDG seccionado del Boeing B747.	40
FIG. 4.3. Arrancador/Generador de frecuencia variable.	41
FIG. 4.4. Unidad de control del generador GCU.	42
FIG. 4.5. Esquemas de los sistemas de generación.....	44
FIG. 4.6. Secciones de la unidad de potencia auxiliar APU.....	46
FIG. 4.7 APU en la cola del avión.....	47
FIG. 4.8. GPU motor diésel y Convertidor Estático.	49
FIG. 4.9. Arquetas extraíbles y convertidores estáticos sobre pasarela.	50
FIG. 4.10. Conector trifásico hexapolar.	51
FIG. 4.11. RAT instalada en el Airbus A-320 y el BD700 Global Express.....	53
FIG. 4.12.Esquema de Generadores de respaldo o Backup.....	54
FIG. 4.13. Batería y cargador.....	57
FIG. 4.14. Batería encapsulada del Boeing B-787.	59
FIG. 4.15.Transformador rectificador TRU.....	62
FIG. 4.16. Localización en el avión de las fuentes de generación.....	63
FIG. 5.1. Esquema general del sistema de distribución.....	67
FIG. 5.2. Esquema simplificado de sistema de distribución de barra partida.	71
FIG. 5.3. Esquema simplificado de sistema de distribución en paralelo.	72
FIG. 5.4. Esquema simplificado de sistema de distribución de barra partida modificada.	75
FIG. 5.5. Distribución centralizada y distribuida.	79
FIG. 5.6. Tabla para el cálculo de secciones según la FAA.	86
FIG. 5.7. Tabla de cálculo de secciones mediante la norma MIL-W-5088. (1).....	88
FIG. 5.8. Tabla de cálculo de secciones mediante la norma MIL-W-5088. (2).....	89
FIG. 5.9. Tabla para el cálculo del factor de corrección Km.	89
FIG. 5.10. Tabla para el cálculo del factor de corrección Ka.	90
FIG. 5.11. Ejemplo de codificación de conductores según MIL-W-5088-L.	92
FIG. 5.12. Conformado de mazos.	95
FIG. 5.13. Conexión equipotencial en los flaps del avión y descargadores de energía estática.....	96
FIG. 5.14. Circuit Breaker.	99
FIG. 5.15. Disposición en cabina de CB.....	100
FIG. 5.16. Disyuntor con control remoto.....	101
FIG. 5.17. Disyuntor detector de arco eléctrico.	102
FIG. 5.18. Controlador de potencia de estado sólido. SSPC.....	103
FIG. 6.1 Esquema eléctrico unifilar Airbus A-320.	108
FIG. 6.2. Página del sistema eléctrico ECAM. A320.	112
FIG. 6.3. Panel de control del sistema eléctrico en cabina. A320.....	112

FIG. 6.4. Esquema eléctrico unifilar Boeing 777.	118
FIG. 6.5. Paneles de distribución del sistema ELMS.	119
FIG. 6.6. Unidad electrónica modular.	120
FIG. 6.7. Gestión de cargas. Sistema ELMS.	121
FIG. 7.1. Distribución y control del Airbus A380	129
FIG. 7.2. Esquema eléctrico unifilar A-380.....	132
FIG. 7.3. Pantallas ECAM A380	133
FIG. 7.4. Panel de control en cabina A380.....	133
FIG. 7.5. Esquema simplificado de cargas eléctricas B787.....	135
FIG. 7.6. Niveles de tensión B787.	138
FIG. 7.7. Distribución B787.	139
FIG. 7.8. Unidad de distribución remota RPDU.	139

Listado de Tablas.

Tabla 1. Márgenes de tensión admisible en CC. Norma ISO 1540-2006(E).	23
Tabla 2. Márgenes de tensión admisible en CC. Norma MIL-STD-740(F).	23
Tabla 3. Márgenes de tensión admisible en CA y Frecuencia constante. Norma ISO 1540-2006(E).	24
Tabla 4. Márgenes de tensión admisible en CA y Frecuencia variable. Norma ISO 1540-2006(E).	24
Tabla 5. Márgenes de tensión admisible en CA. Norma MIL-STD-704(F).	25
Tabla 6. Clasificación funcional de cargas según la norma MIL-W-5088L.	28
Tabla 7. Designación (Gx) en función de la operación de vuelo.	29
Tabla 8. Ejemplo de Cuadro de datos de cargas en CA.	32
Tabla 9. Ejemplo de cuadro de datos de cargas en CC.	33
Tabla 10. Ejemplo de cuadro de análisis de cargas en CA.	35
Tabla 11. Ejemplo de cuadro de análisis de cargas en CC.	36
Tabla 12. Métodos de generación y potencias en aviación comercial.	43
Tabla 13. Baterías típicas.	58
Tabla 14. Caída de tensión máxima en circuitos de CC y CA.	80
Tabla 15. Conductores eléctricos de uso común en aviación.	84
Tabla 16. Secciones AWG.	85
Tabla 17. Comparativa de los dispositivos de protección.	104
Tabla 18. Alimentación de barras en operación normal y ante fallos del A320.	111
Tabla 19. Comparativa de los sistemas embarcados.	123

1 Precedentes, Motivaciones, Objetivos y Estructura de la memoria.

1.1 Precedentes

Desde que los hermanos Wright realizaran en 1903 el primer vuelo con motor a bordo de un aeroplano casi ingobernable y más tarde en 1914 se realizara el primer vuelo comercial ha pasado poco más de un siglo y los avances en aviación han sido excepcionales, aunque exteriormente los aviones actuales sean muy similares a los que existían en 1970 internamente ha habido mejoras sustanciales en temas como aviónica, consumo de combustible o sistemas más eficientes haciendo que los costes de operación hayan caído, esto ha repercutido en favor de los consumidores haciendo más económico viajar en avión.

Cada día despegan unos 100.000 vuelos en todo el mundo lo que supone más de uno por segundo, con una media de 9 millones de pasajeros al día la industria aeronáutica ha conseguido de alguna forma cambiar la vida de la gente. La aeronáutica es la única industria que opera en cualquier parte del mundo y en cualquier país por lo que es la única que podríamos denominar como “global”.

La aviación comercial aunque en constante evolución se puede considerar como un producto maduro que se beneficia de los avances técnicos de la industria militar al igual que los automóviles de carretera lo hacen con los de fórmula 1, como es lógico solo se aplican tecnologías maduras probadas durante años ya que la seguridad y fiabilidad de los equipos embarcados debe tener un grado excepcional.

En los nuevos diseños de aviones comerciales existe una evidente tendencia hacia el incremento de la demanda de potencia eléctrica debido principalmente por la sustitución de sistemas tradicionales como el mecánico, neumático o hidráulico por sistemas parciales o íntegramente eléctricos.

1.2 Motivaciones

El presente trabajo tiene por objeto explicar desde un punto de vista teórico el sistema eléctrico de los aviones comerciales, principalmente de que elementos está compuesto y cómo funciona en su conjunto.

La elección del tema responde fundamentalmente a dos claras razones, la primera es el interés personal en toda la temática de aviones; la segunda ha sido poder desarrollar un tema que no se trata en la carrera y del que no existen trabajos previos en la universidad.

Este trabajo puede abrir una vía de interés para otros alumnos o incluso los profesores de la propia universidad para incorporar algunos conceptos de los que aquí se tratan en las asignaturas que imparten.

1.3 Objetivos del TFG

El presente proyecto tiene un doble objetivo, por un lado describir el funcionamiento y distribución del sistema eléctrico de un avión comercial para lo cual será necesario cumplir los siguientes hitos:

- Conocer la normativa que rige la construcción de aviones comerciales relativa a la instalación eléctrica.
- Conocer los diferentes componentes y tecnologías comunes a los distintos tipos de aviones comerciales.
- Definir los distintos criterios seguidos por las principales empresas del sector en la distribución de energía eléctrica.
- Mostrar a modo de ejemplo la distribución eléctrica de aviones comerciales actuales.

En segundo lugar, con este TFG se pretende generar una bibliografía sobre un campo que no está muy desarrollado pero que constituye un excelente complemento a los estudios de Grado en Ingeniería Eléctrica.

1.4 Estructura de la memoria

Este trabajo comienza con un resumen en el que se destacan las ideas principales que se tratan a lo largo del proyecto además del índice de la memoria y el listado de figuras se ha incluido un glosario donde se recoge el significado de conceptos, muchos de ellos en inglés, correspondientes a acrónimos que se usan en todo el documento. En el proyecto se hace una descripción ordenada del sistema eléctrico del avión estructura en los siguientes capítulos:

Capítulo 1: en este capítulo se incluyen las motivaciones y objetivos que se pretenden alcanzar con el presente documento.

Capítulo 2: en este apartado se da una visión global del sistema eléctrico del avión, sus orígenes, su evolución y un pequeño resumen de las partes que lo integran.

Capítulo 3: este capítulo recoge como se realiza una previsión y análisis de cargas eléctricas necesaria para dimensionar las fuentes generadoras del sistema.

Capítulo 4: se describen todas las fuentes de generación eléctrica a bordo del avión, generadores principales, generadores auxiliares (APU, GPU), generadores de emergencia (RAT y sistemas backup), el sistema de baterías y los equipos de transformación y tratamiento de la señal eléctrica.

Capítulo 5: es el bloque más extenso del trabajo, en él se describen los sistemas típicos de distribución de energía en los que se incluyen todos los elementos necesarios en la distribución como las barras de distribución, conductores y dispositivos de protección.

Capítulo 6: este capítulo recoge dos ejemplos detallados del sistema eléctrico del Airbus A320 y Boeing 777 en el que se describen sus fuentes de generación y el funcionamiento de su sistema de distribución tanto en operaciones normales como en caso de fallo de algunos de sus componentes eléctricos.

Capítulo 7: en este bloque se hace referencia los nuevos conceptos de crear un avión más eléctrico, concepto MEA y como ya ha empezado a implantarse en los modelos más recientes.

Capítulo 8: dedicado a las conclusiones del trabajo.

Capítulo 9: bibliografía de consulta.

2 El Sistema Eléctrico del Avión.

2.1 Orígenes y evolución de potencia eléctrica en aviones

En los orígenes de la aviación los requerimientos eléctricos eran simbólicos la energía eléctrica para provocar el encendido de los motores mediante bujías era proporcionada por unos dispositivos denominados magnetos que hoy en día están en desuso; A medida que la tecnología se fue desarrollando se comenzaron a implantar sistemas tales como radios que supusieron un aumento en las necesidades eléctricas de las aeronaves por lo que se instalaron pequeñas baterías que necesitaban de una dinamo capaz de recargarlas. El generador era impulsado por una turbina exterior que se movía por acción del aire y a su vez hacía girar la dinamo. Las potencias que suministraban estos generadores no eran superiores a los 500 W.

En el final de la I Guerra Mundial comenzaron a aparecer las primeras compañías aéreas dedicadas tanto al transporte de personas como de mercancías normalmente de correo, además muchos de los viajes eran nocturnos, de ahí la necesidad de iluminar la cabina de mando y el cuadro de instrumental. Los requerimientos en potencia de aquellos aviones eran de unos 2-3 kW suministrados por un generador eléctrico acoplado mecánicamente al motor del avión.

Fue la II Guerra Mundial la que realmente provocó un gran desarrollo de la aviación gracias a los grandes avances tecnológicos como la aparición de los primeros radares unido al desarrollo de motores a reacción que permitieron construir aviones militares y comerciales de grandes dimensiones con requerimientos eléctricos de importancia notable.

En la actualidad las necesidades de energía eléctrica son muy elevadas debido a la gran cantidad de elementos y subsistemas que la requieren para el correcto funcionamiento del sistema en conjunto. A continuación se muestra una gráfica de la evolución en el consumo de energía eléctrica de algunos de los modelos de aviones comerciales más representativos desde los años 60 hasta la actualidad.

En la FIG 2.3 se puede observar como la mayoría de los aviones se encuentran en la misma franja de generación de potencia que oscila entre las 200 kVA y 600 kVA.

En los últimos años se han desarrollado aviones que superan ampliamente esas cifras, uno de ellos es el Airbus A380, el avión comercial más grande del mundo con una generación de potencia superior a los 800 kVA.

El Boeing B787 es el avión comercial de pasajeros que mayor potencia eléctrica demanda, siendo de dimensiones mucho menores que el anteriormente citado de Airbus la explicación de esta capacidad de generación tan elevada, superior a las 1400 kVA, radica en que emplea la electricidad y no la energía neumática para

impulsar algunos de los sistemas del avión tales como el arranque de motores o el sistema de prevención del hielo en las alas.

Como resultado de estos avances se ha creado el concepto de avión más eléctrico, MEA siglas en inglés (“More Electric Aircraft”) con la intención de ir substituyendo de forma progresiva sistemas tradicionales como los mecánicos, neumáticos o hidráulicos por sistemas total o parcialmente eléctricos. En el capítulo 7 se profundizará más en este concepto.

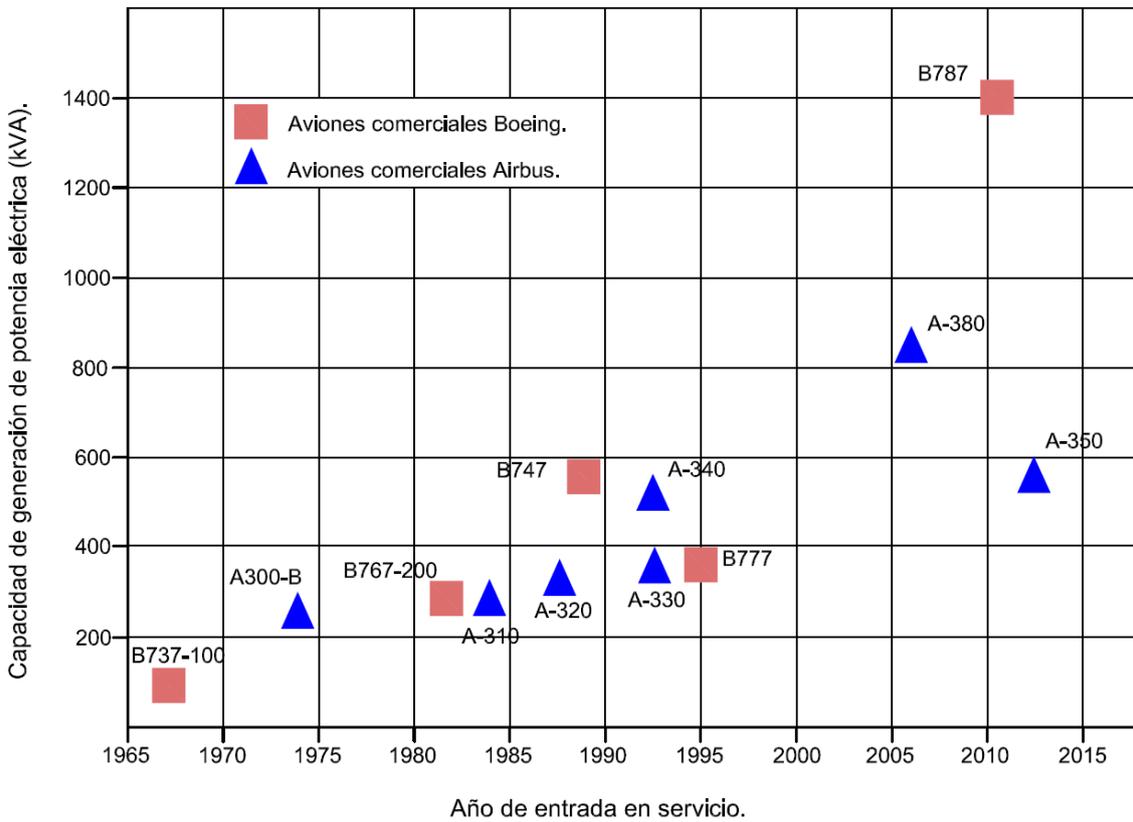


FIG. 2.1 Evolución en la generación de potencia eléctrica.

2.2 Aspectos Generales

Un avión es un gran sistema de elevada complejidad en el que intervienen muchos sistemas igualmente complejos como el eléctrico, el neumático o el hidráulico y que están estrechamente relacionados.

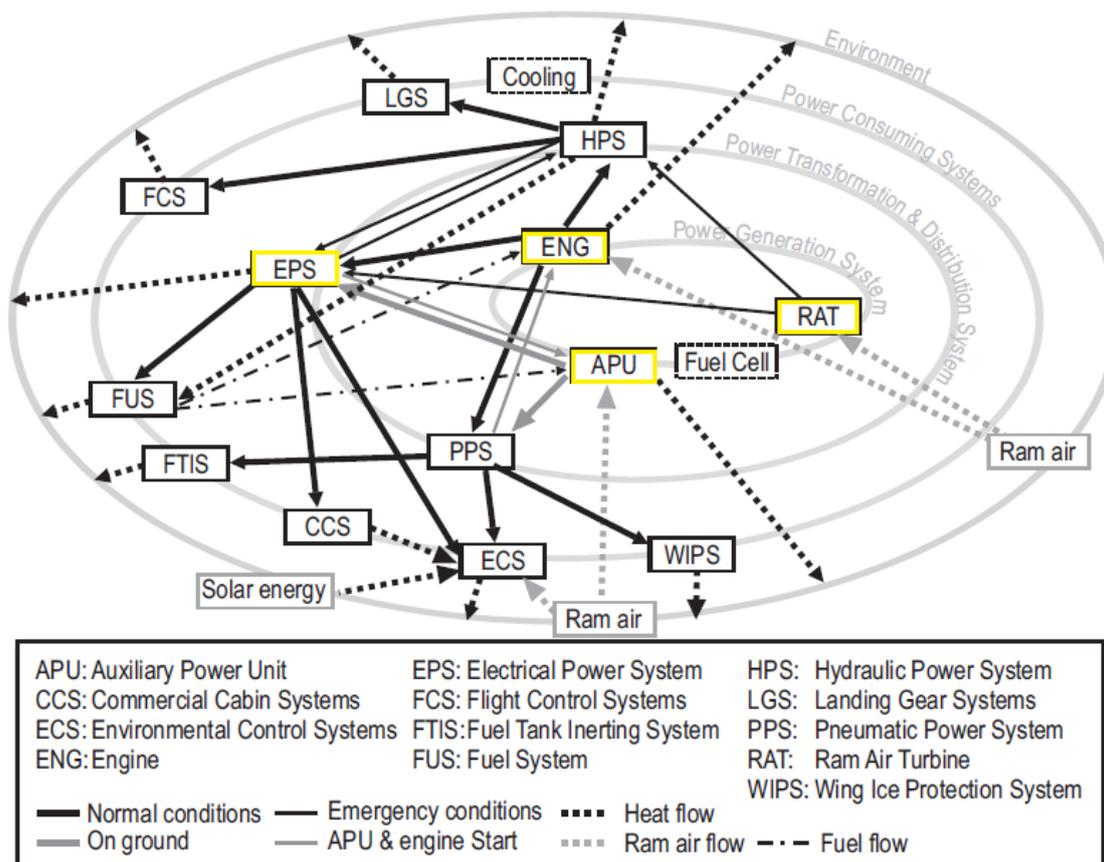


FIG. 2.2 Sistemas en aviación comercial.

La gran cantidad de sistemas asociados al funcionamiento de una aeronave pueden clasificarse en tres categorías básicas:

- **Sistemas de generación de potencia:** dentro de este grupo están los motores del avión, la unidad de potencia auxiliar APU, la turbina de impacto de aire RAT o en un futuro las células de fuel.
- **Sistemas de transformación y distribución de potencia:** son aquellos sistemas encargados de transformar y distribuir la potencia procedente de los sistemas de generación a los sistemas consumidores. El sistema eléctrico y el hidráulico pertenecen a este grupo ya que transforman la energía mecánica del motor en energía eléctrica e hidráulica respectivamente.

- **Sistemas consumidores de potencia:** existen gran cantidad de elementos consumidores en un avión con diferentes usos y alimentados con distintos tipos de potencia, los principales son: sistema de control de vuelo, sistema de protección contra la formación de hielo, sistema de control ambiental, sistema de fuel, sistemas de iluminación...

El sistema eléctrico del avión está formado por un conjunto de dispositivos eléctricos y electrónicos destinados a la generación, control y distribución de energía eléctrica en condiciones normales o de emergencia a todos los elementos que la necesiten conforme a los márgenes establecidos en la normativa y los estándares.

El sistema eléctrico de un avión convencional puede dividirse en los siguientes subsistemas:

- **Sistema de Generación**

La generación se lleva a cabo por diferentes unidades instaladas en el avión como son los generadores principales, los sistemas de generación auxiliar GPU (“Ground Power Unit”) para el servicio de alimentación en tierra y APU (“Auxiliary Power Unit”) o unidad de potencia auxiliar que puede utilizarse tanto en tierra como en vuelo, los generadores de emergencia se encargan de suministrar energía en caso de fallo de los sistemas principales y auxiliares.

Las baterías también pueden incluirse en el sistema de generación ya que permiten almacenar energía que puede emplearse en el caso de un fallo total del sistema eléctrico en el que todos los sistemas de generación tanto principales, auxiliares o de emergencia están inoperativos.

Debido a la gran variedad de equipos a bordo de un avión y que en muchos casos no trabajan al mismo nivel de tensión que el suministrado por las fuentes de generación principales es necesario disponer de las unidades de transformación y conversión (transformadores rectificadores, inversor...) que se encargan de adaptar la tensión a la requerida por las cargas.

- **Sistema de distribución**

El sistema de distribución se puede dividir en dos bloques, la distribución primaria y la distribución secundaria, ambas cuentan con los equipos necesarios para la distribución como barras colectoras, dispositivos de protección (fusibles disyuntores...), elementos de conmutación de cargas (contactores y relés) y los conductores.

La distribución primaria constituye el primer enlace entre el sistema de generación y el resto del sistema eléctrico incluyendo algunas cargas de gran consumo se alimentan en corriente alterna.

La distribución secundaria está formada por circuitos de corriente alterna y continua alimentados desde diferentes barras de distribución, estas barras reciben energía directamente desde las barras de distribución primaria o a través de las unidades de transformación y conversión.

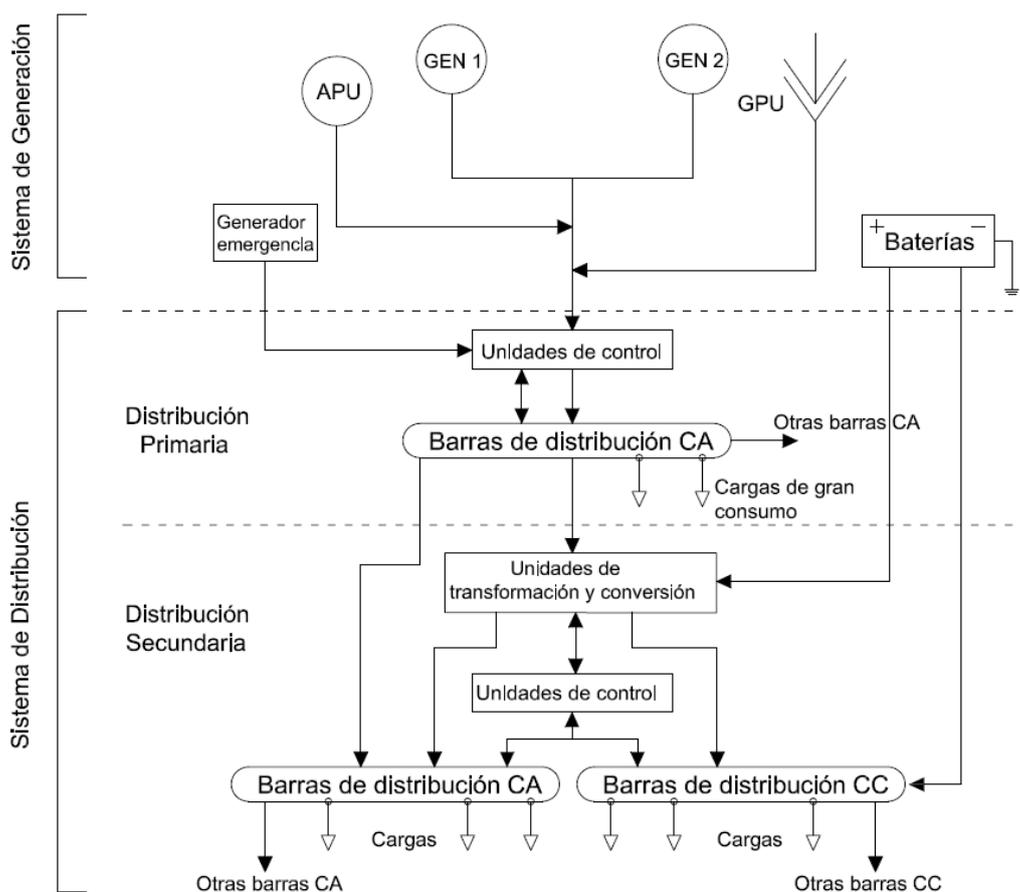


FIG. 2.3 Diagrama del sistema eléctrico de un avión.

Para asegurar el correcto funcionamiento del sistema eléctrico es necesario incorporar dispositivos encargados de controlar y monitorizar el estado y funcionamiento tanto de los equipos de generación como de los diferentes contactores y relés distribución, estos dispositivos pueden ser simples interruptores o relés activados de forma manual o equipos electrónicos que se encargan del control lógico de todo el sistema de manera automática. Para el control y monitorizado de los generadores se instalan los GCU (“Generator Control Unit”) y para el sistema de distribución BPCU/ECMU (“Bus Power Control Unit”)/

(“Electrical Contactor Management Unit”), ambos equipos suelen trabajar de forma conjunta para conseguir que el sistema eléctrico trabaje de forma automática.

Finalmente el objetivo último del sistema eléctrico es proporcionar energía eléctrica a las diferentes cargas eléctricas instaladas en el avión como pueden ser:

- Sistemas esenciales del avión que garantizan el correcto funcionamiento en vuelo y sistemas de seguridad. Ej. Sistemas de control de motores FADEC (“Full Authority Digital Engine”), sistemas de control de oxígeno...
- Accionamientos eléctricos, instrumentos de vuelo, comunicaciones, radar (Aviónica).
- Motores eléctricos, bombas de fuel, ventilación...
- Iluminación y confort en la zona de cabina, sistemas de entretenimiento de pasajeros, cocinas.

2.3 Energía eléctrica y niveles de tensión a bordo

El aumento del consumo eléctrico y la importancia en muchos casos de las cargas que alimenta han convertido al sistema eléctrico en uno de los sistemas más críticos y exigidos, es por ello que la energía que suministra debe ser una energía de calidad, entendiendo este término como:

- Gran nivel de fiabilidad.
- Ajustarse a estrechos márgenes de variación de magnitud.
- Elevado nivel de eficiencia.

En los orígenes de la aviación los sistemas eléctricos embarcados estaban basados en niveles de tensión de corriente continua de 12 Vcc que posteriormente dieron paso a los 24 Vcc mediante la conexión en serie de las baterías, estas baterías estaban alimentadas a través de una o varias dinamos colocadas en los motores principales del avión.

Estos niveles de tensión evolucionaron desde los 24 Vcc hasta los 28 Vcc que actualmente es la tensión a la que se genera la corriente continua en la mayoría de las aeronaves. Únicamente las embarcaciones de pequeño tamaño y que demandan poca energía eléctrica tienen sistemas de generación única en corriente continua.

En la actualidad los equipos a bordo del avión se alimentan tanto en corriente continua como en corriente alterna en función de los requerimientos de la carga, es por ello que aunque la generación en aviación comercial sea en forma de corriente alterna será necesario disponer de los dispositivos adecuados como convertidores

(CC/CC) o rectificadores (CA/CC) para proporcionar una alimentación en continua para los dispositivos que la requieran.

La generación en alterna se realiza mediante alternadores que generan una señal trifásica de potencia con niveles normalizados de 115/200 Vca, el primer valor corresponde al valor de tensión entre fase-neutro y el segundo a la tensión entre fases. El terminal negativo para ambos sistemas (continua/alterna) está constituido por la estructura del avión, el terminal negativo tanto de generadores como equipos eléctricos se une al chasis del avión convirtiéndose este en el conductor neutro del sistema; este aspecto proporciona un ahorro en el número de conductores y una reducción de peso muy considerable.

Los sistemas eléctricos actuales proporcionan energía a numerosos y sofisticados equipos y subsistemas y las necesidades de potencia eléctrica embarcada van en aumento con perspectivas de que lo sigan haciendo, es por ello que en los últimos años hayan aparecido sistemas embarcados que presentan niveles de tensión superiores, 230/400 Vca y ± 270 Vcc (HVDC, High Voltaje DC). FIG 2.4.

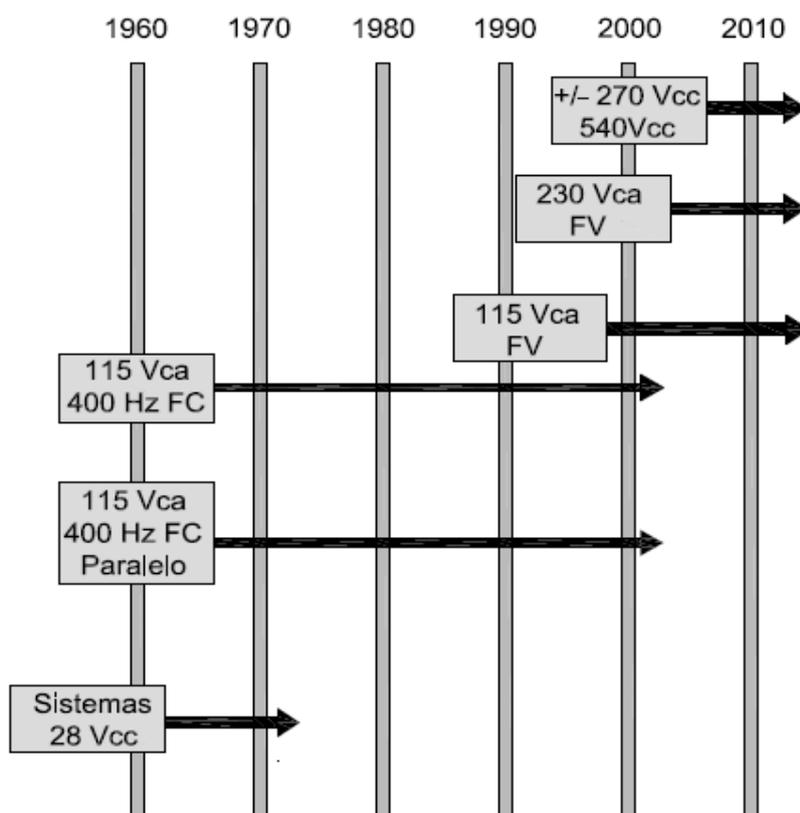


FIG. 2.4 Evolución de los sistemas embarcados.

El objetivo principal de este aumento de tensión es reducir la corriente que soportan los sistemas eléctricos, en consecuencia permite reducir la sección del conductor y el volumen y el peso del mismo, como veremos durante todo el estudio el "ahorro de peso" es un aspecto crucial en el diseño y fabricación de componentes eléctricos y electrónicos del avión. Por ejemplo el ahorro de un

kilogramo en equipos supone un ahorro adicional en la estructura y motores del avión de unos 600 g, ese ahorro de 1.6 Kg en el peso del avión provoca la reducción del consumo de combustible y los costes asociados.

El aumento del nivel de tensión también tiene asociadas una serie de desventajas y problemas de funcionamiento de algunos dispositivos como los sistemas de protección o problemas de efecto físico en los conductores, fallo por arco o efecto corona. Otro aspecto a tener en cuenta es la integración de estos nuevos niveles de tensión a las arquitecturas y equipos ya existentes, lo que provoca la necesidad de disponer de múltiples niveles de tensión para alimentar a todas las cargas a bordo y mayor cantidad de equipos de conversión que aumentan la complejidad del sistema y hace que las ventajas del aumento de tensión se reduzcan. Un ejemplo claro de esta problemática es el del B787 que cuenta con un sistema formado por cuatro niveles de tensión: 230 Vca, 115 Vca, 28 Vcc y ± 270 Vcc.

Como se ha descrito anteriormente, la energía eléctrica generada y distribuida en el avión debe de ajustarse dentro de unos márgenes bastante restrictivos y que serán diferentes en función del régimen de operación en el que se encuentre la aeronave.

La norma internacional ISO 1540-2006(E) y la norma de carácter militar MIL-STD-704(F) definen los márgenes admisibles en cuanto a niveles tensión y frecuencia empleadas en aviación diferenciando entre diferentes situaciones en función del estado de operación del sistema eléctrico, de este modo se distingue:

- Operación normal: en operación normal se asume que todos los equipos eléctricos del avión (Generadores, unidades de transformación y rectificado, baterías, APU...) están disponibles y funcionan correctamente.
- Operación Anormal: se considera un estado de operación anormal cuando se produce un mal funcionamiento o fallo en el sistema eléctrico y los dispositivos de protección están actuando para solucionar la falta impidiendo que los límites de operación anormal se superen.
- Operación de emergencia: la operación de emergencia se produce cuando todas las fuentes de generación principales del avión están inoperativas y es necesario hacer uso de las baterías o los generadores de emergencia backup o RAT.

A continuación se presentarán los datos extraídos de ambas normas en diversas tablas tanto para sistemas de corriente continua como para sistemas de corriente alterna.

Márgenes admisibles de tensión para sistemas de 28 Vcc.						
<i>ISO 1540-2006(E)</i>						
	<u>Normal</u>		<u>Anormal</u>		<u>Emergencia</u>	
	Tensión	Rizado	Tensión	Rizado	Tensión	Rizado
Categoría A	22-30	4	20,5 - 32,2	6	18 - 32,2	6
Categoría R	26,5 - 28,5	1	22 - 30,5	2	22 - 30,5	2

Tabla 1. Márgenes de tensión admisible en CC. Norma ISO 1540-2006(E).

La norma ISO 1540-2006(E) define dos categorías para la tensión de 28 Vcc, la categoría A para tensiones sin regulación como la que se obtiene de los dispositivos de transformación y rectificación (TRU) y la categoría R para aquellos que proporcionan una tensión de salida regulada como son los equipos denominados BCRU (Battery Charger Rectifier Unit).

Para sistemas de 270 Vcc la norma internacional no recoge ninguna restricción, la norma militar si lo hace ya que este nivel de tensión ha sido empleado típicamente en aviación militar, además incluye los márgenes admisibles de tensión que pueden registrarse durante el arranque del avión que la norma internacional tampoco contempla.

Márgenes admisibles de tensión para sistemas de 28 Vcc y 270 Vcc.								
<i>MIL-STD-740(F)</i>								
	<u>Normal</u>		<u>Anormal</u>		<u>Emergencia</u>		<u>Arranque</u>	
	Tensión	Rizado	Tensión	Rizado	Tensión	Rizado	Tensión	Rizado
28 Vcc	22-29	1,5	20-31	1,5	18-29	1,5	12 -29	1,5
270 Vcc	250-280	6	240-290	6	250-280	6	-	-

Tabla 2. Márgenes de tensión admisible en CC. Norma MIL-STD-740(F).

En las tablas 2, 3 y 4 se recogen los márgenes de variación admitidos por las normas ISO 1540-2006(E) y MIL-STD-704(F) para sistemas eléctricos de corriente alterna, las características de tensión para sistemas que trabajan a 26 Vca y 230 Vca (F-N) pueden obtenerse escalando los valores de tensión de 115 Vca (F-N) indicados en las siguientes tablas.

Márgenes admisibles para sistemas de 115/200 Vca y Frecuencia 400 Hz				
ISO 1540-2006(E)				
		Normal	Anormal	Emergencia
Tensión de fase	Por fase (V rms)	100 - 122	94 - 134	100 - 122
	Valor medio (V rms)	104 - 120,5	95.5 - 132,5	104 - 120,5
Desequilibrio entre tensiones de fase (V)		6 V	6 V	8V
Desfase entre tensiones de fase (°)		116° - 124°	116° - 124°	116° - 124°
Factor de pico $V_{max}/V_{efectiva}$		1,26 - 1,56	1,26 - 1,56	1,26 - 1,56
Distorsión armónica máxima (%)		8%	8%	10%
Frecuencia (Hz)		390 - 410	360 - 440	360 - 440
Componente de continua (V)		± 0.1	± 0.1	± 0.1

Tabla 3. Márgenes de tensión admisible en CA y Frecuencia constante. Norma ISO 1540-2006(E).

Márgenes admisibles para sistemas de 115/200 Vca y Frecuencia Variable				
ISO 1540-2006(E)				
		Normal	Anormal	Emergencia
Tensión de fase	Por fase (V rms)	100 - 122	97 - 134	100 - 122
	Valor medio (V rms)	101.5 - 120.5	98.5 - 132.5	101,5 - 120.5
Desequilibrio entre tensiones de fase (V rms)		9	9	12
Desfase entre tensiones de fase (°)		114° - 126°	114° - 126°	114° - 126°
Factor de pico $V_{max}/V_{efectiva}$		1.26 - 1.56	1.26 - 1.56	1.26 - 1.56
Distorsión armónica máxima (%)		10%	10%	12%
Frecuencia (Hz)		360 - 800 Hz	360 - 800 Hz	360 - 800 Hz
Componente de continua (V)		± 0.1 V	± 0.1 V	± 0.1 V

Tabla 4. Márgenes de tensión admisible en CA y Frecuencia variable. Norma ISO 1540-2006(E).

La norma militar establece los mismos márgenes de tensión para los sistemas de frecuencia variable y frecuencia constante a excepción claro está de los márgenes de variación de frecuencia.

Márgenes admisibles para sistemas de 115/200 Vca y Frecuencia constante y variable				
Norma MIL-STD-740(F)				
		Normal	Anormal	Emergencia
Tensión de fase	Por fase (V rms)	108-118	100-125	108-118
	Valor medio (V rms)			
Desequilibrio entre tensiones de fase (V rms)		3	3	3
Desfase entre tensiones de fase (°)		116° - 124°	116° - 124°	116° - 124°
Factor de pico $V_{max}/V_{efectiva}$		1,31 - 1,51	1,31 - 1,51	1,31 - 1,51
Distorsión armónica máxima (%)		5%	5%	5%
Frecuencia constante (Hz)		393-407	393-407	393-407
Frecuencia Variable (Hz)		360 - 800	360 - 800	360 - 800
Componente de continua (V)		± 0.1	± 0.1	± 0.1

Tabla 5. Márgenes de tensión admisible en CA. Norma MIL-STD-704(F).

Estos valores deben de respetarse y ser comprobados por parte de la tripulación de vuelo para garantizar el correcto funcionamiento del sistema eléctrico así como de los diferentes dispositivos a los que alimenta, para ello el avión cuenta con dispositivos como amperímetros y voltímetros bien analógicos o digitales situados en los cuadros de mando.

2.4 Generación a altas frecuencias

Cuando hablamos de aviación comercial, hablamos de sistemas típicos de generación en corriente alterna con valores estándar de 115/200 Vca y a 400 Hz, este valor de frecuencia nos puede parecer muy elevado acostumbrados a los valores típicos de 50 Hz y 60 Hz típicos de las redes eléctricas Europea y Americana respectivamente.

La razón principal de usar altas frecuencias en la generación es que se reduce notablemente el uso de materiales, el cobre para la construcción de los devanados del alternador y el hierro para el núcleo de los transformadores, es decir para la

misma potencia se consigue construir maquinas mucho más pequeñas ganando espacio para otros componentes y de menor peso lo que constituye un aspecto crucial en la reducción de costes.

Sin embargo los sistemas eléctricos a altas frecuencias reducen la eficiencia en la transmisión de potencia; uno de los principales problemas que presenta es que son más proclives a sufrir caídas de tensión particularmente porque la línea se vuelve más resistiva. Incrementar la frecuencia se traduce en un aumento del efecto pelicular o efecto skin que disminuye la sección útil de los conductores para transportar la corriente eléctrica. Otro efecto negativo es que trabajando con altas frecuencias los conductores típicos de cobre se comportan como antenas, irradiando corriente fuera del conductor y provocando las correspondientes pérdidas de potencia y de interferencia electromagnética a equipos susceptibles como los de radio y navegación.

A la vista de esta problemática podemos preguntarnos sobre la idoneidad de usar un sistema de generación a esta frecuencia, el hecho es que todos los problemas descritos anteriormente se presentan cuando las distancias de transmisión se incrementan, en un avión las distancias a las que se distribuye la energía eléctrica no son comparables por ejemplo a las líneas de distribución en tierra donde las pérdidas harían inviable el uso de ese nivel de frecuencia. Es por ello que las pérdidas de potencia son mucho menos significativas comparadas con la reducción de peso de los equipos de a bordo que se consiguen operando a esos valores de frecuencia.

A pesar de que la frecuencia estándar de 400 Hz está instalada en la mayoría de la aviación comercial, en los últimos años se han desarrollado sistemas que operan con frecuencias variables (FV) comprendidas entre los 380-800 Hz y que en el capítulo 4 se describen con mayor detalle.

3 Previsión y Análisis de Cargas.

Como ocurre en cualquier instalación eléctrica en tierra, el primer paso en el diseño de una nueva instalación es conocer que cargas vamos a alimentar y que fuentes vamos a emplear para hacerlo; en la industria aeronáutica sucede algo similar, es necesario hacer un análisis detallado de las cargas que van a formar parte del sistema y a partir de este determinar cuáles van a ser las fuentes generadoras que deben instalarse para garantizar el suministro en cualquier situación de vuelo.

El propósito principal del análisis de cargas eléctricas es determinar la capacidad del sistema eléctrico necesaria para suministrar energía en las distintas operaciones de vuelo o en el caso más desfavorable donde se produzca el fallo de una o varias de las fuentes generadoras del sistema. Esto se logra mediante la evaluación de la demanda media y máxima bajo todas las condiciones de vuelo aplicables.

Los documentos relacionados con el análisis de cargas deben de mantenerse durante toda la vida útil del avión con la finalidad de documentar los posibles cambios que puedan hacerse sobre el sistema eléctrico (adicción o eliminación de cargas eléctricas instaladas).

El análisis de cargas que se describe a continuación está basado en la norma MIL-E-7016F, en el año 2006 la FAA reconoció la norma F2490 de ASTM International, guía para el análisis de carga eléctrica y capacidad de la fuente de alimentación en aeronaves como medio aceptable de cumplimiento.

Antes de hacer un análisis de cargas es necesario recopilar cierta información acerca de:

➤ Cargas

- Tensión de Alimentación: CC o CA.
- Número de unidades: hay que determinar el número de cargas iguales que se conectan a una misma barra de distribución.
- Importancia dentro del sistema: es necesario conocer en qué clase de barra va instalada cada carga, es decir si es una carga cuyo funcionamiento es vital para el correcto funcionamiento del avión o bien la pérdida momentánea o prolongada de la misma no compromete el vuelo. Las cargas de un avión se pueden clasificar en tres categorías: cargas vitales, cargas esenciales y cargas no esenciales.

- **Categoría funcional:** la norma MIL-W-5088L puede ayudar para hacer una clasificación de las cargas, dependiendo del tipo de circuito al que pertenece cada carga se identificará con una letra como muestra la Tabla 6. Esta letra determinará su categoría funcional y será recogida en el cuadro de datos de cargas.

Letra	Circuito	Ejemplo
C	Control de Superficies	Control de Vuelo Autopiloto
E	Instrumentos de los motores	Indicadores de potencia, temperatura.
F	Instrumentos de vuelo	Giroscopio Indicadores de altitud
H	Acondicionamiento de cabina y sistemas anti- formación de hielo	Calefacción Cocinas Sistemas de entretenimiento y confort
J	Arranque de motores	-
L	Iluminación	Interior Exterior
Q	Combustible y Aceite	Válvulas y Bombas
R	Sistemas de comunicación	VHF, UHF, HF
S	Radar	Navegación Meteorológico
W	Aviso y Emergencias	Indicadores de oxígeno Señalización en cabina de pasajeros

Tabla 6. Clasificación funcional de cargas según la norma MIL-W-5088L.

- **Tiempo de operación:** expresado en minutos o segundos se clasifican en:
 - *Continuas:* tiempo de operación superior a 5 minutos.

- Discontinuas: se clasifican en:
 - *Intermitentes*: tiempo de operación de más de 5 segundos y menor a 5 min.
 - *Instantáneas*: tiempo de operación inferior a 5 segundos.
- Datos de Consumo: es necesario disponer de los datos de consumo de cada una de las cargas, si se trata de una carga alimentada con corriente continua hay que conocer su consumo nominal de potencia o intensidad. En el caso de una carga de corriente alterna hay que obtener sus consumos de potencia activa y reactiva o su factor de potencia.

➤ **Condición de operación del avión**

En este apartado se tiene en cuenta el régimen de operación del avión, en función del cual será necesario alimentar un grupo de cargas mientras que otras estarán sin consumo. A continuación se describen las operaciones que realiza un avión en un vuelo típico cada una de ellas designada por una denominación (Gx) que habrá que indicar en cada cuadro de análisis, además se proporciona la duración estimada de cada operación de vuelo.

Operación de vuelo	Designación (Gx)	Tiempo de Operación
Mantenimiento en tierra	G1	30 min.
Calibración	G2	-
Carga y preparación	G3	-
Arranque de motores	G4	5 min.
*Taxi o rodadura	G5	10 min.
Despegue y subida	G6	30 min.
Crucero	G7	Depende de la distancia del vuelo y tipo de aeronave
Aproximación y aterrizaje	G9	30 min.
Emergencia	G10	-

Tabla 7. Designación (Gx) en función de la operación de vuelo.

* Esta maniobra comprende desde que el avión comienza a moverse por su propia potencia hasta el despegue o desde el aterrizaje hasta la parada de los motores principales.

3.1 Cuadro de datos de cargas

Una vez recopilados los datos anteriormente citados se procede en primer lugar a realizar un *cuadro de datos de cargas*, se realiza uno por cada barra de distribución del sistema eléctrico y diferenciando si se trata de barras de corriente alterna o corriente continua.

Los cuadros de datos de cargas tienen una estructura como se indica en las tablas 8 y 9, cada una de las columnas recoge una característica de la carga para su correcto análisis. A continuación se expone una descripción de que datos se recogen en cada una de las columnas de las tablas, de este modo:

- Columna (A): se indica la letra que representa la categoría funcional de la carga Tabla 6, es decir a que circuito pertenece. El orden en que se citan las cargas será tal que esta columna quede ordenada alfabéticamente.
- Columna (B): describe la carga objeto de análisis.
- Columna (C): en muchas ocasiones es necesario información complementaria de la carga, por ejemplo en las unidades de transformación y rectificación TRU o inversores conectados a las barras de distribución, en estos casos la columna (C) recogerá el nº de nota referido a este tipo de cargas en el cual se pueden consultar datos como la potencia asignada del dispositivo.
- Columna (D): recoge el nº de unidades iguales conectadas a la barra de distribución.
- Columna (E): En el caso de barras de alimentación en alterna de cada carga se recogerán los consumos por fase y totales de potencia activa (W), reactiva (VAr) y aparente (VA), así si se trata de una carga equilibrada, el consumo total se dividirá entre tres para asignar a cada fase el valor correspondiente. Si es una carga alimentada entre dos fases se dividirá la potencia total entre dos y se anotará el valor en las dos fases a las que vaya conectada la carga. Finalmente si es una carga monofásica a 115 V (fase-neutro) se anotará su consumo a la fase a la que se conecte.

Para las cargas alimentadas en continua el proceso es más simple ya que basta con conocer el valor de intensidad consumida por cada carga (A).

- Columna (F): en esta columna se recoge el tiempo de funcionamiento de cada carga atendiendo a los siguientes criterios:
 - Para cargas de servicio continuo con un tiempo de funcionamiento superior a los 5 min. se anotará en esta columna la letra “C”.
 - Para cargas intermitentes se indicará el tiempo en minutos y centésimas.
 - Para cargas instantáneas con un tiempo de funcionamiento inferior a 0,3 segundos se anotará en esta columna el número “0”.

Nº Elemento	Cat. Funcional	Equipo	Nota	Nº Unidades	Barra CA												Tiempo de Operación
					Consumo de Potencia por unidad												
					A-N			B-N			C-N			Total			
S	P	Q	S	P	Q	S	P	Q	S	P	Q	S	P	Q			
1	D	Indicador de Presión		1	-	-	-	7.8	1.6	7.6	7.8	1.6	7.6	1.6	7.6	C	
2	E	Indicador de Combustible		1	10	0	-	-	-	-	10	-	-	10	0	C	
3	F	Giroscopio		1	25.1	20.1	15							25.1	20.1	15	C
4	H	Cocina		1	1000	1000	0	1000	1000	0	1000	1000	0	3000	3000	0	10 min.
5	Q	Bomba de Fuel		1	100	100		100	100	0	100	100		300	300	0	C
6	R	Radio receptor HF		1	200	200		200	200		200	200		600	600		C

$S_{TOTAL} = \sqrt{P_{Total}^2 + Q_{Total}^2} =$																	
												ΣP_{Total}	ΣQ_{Total}				

Tabla 8. Ejemplo de Cuadro de datos de cargas en CA.

	(A)	(B)	(C)	(D)	(E)	(F)
Nº Elemento	Cat. Funcional	Equipo	Nota	Nº Unidades	Intensidad consumida por unidad (A)	Tiempo de Operación
					ΣI_{Total}	

Tabla 9. Ejemplo de cuadro de datos de cargas en CC.

3.2 Cuadro de análisis de cargas

Los ejemplos de las tablas 8 y 9 corresponden a una recogida de datos a “*grosso modo*”, para conseguir un cálculo más detallado se realiza un *cuadro de análisis de cargas*, en este caso se tienen en cuenta tanto el tiempo de operación de las cargas como la condición de operación de vuelo. Al igual que en los *cuadros de datos de cargas* se realiza un cuadro de análisis de cargas por cada una de las barras del sistema, tanto de corriente continua como de alterna

Los cuadros de análisis tienen una estructura como muestran las tablas 10 y 11, de este modo se hace un análisis de consumo dividido en tres secciones en función del tiempo de operación de la carga:

- Intervalo de 5 segundos: se determina el consumo máximo que puede presentar en la barra durante un intervalo de 5 segundos tomados de forma aleatoria dentro de la etapa. En este apartado se tienen en cuenta todas las cargas conectadas ya sean instantáneas, intermitentes o continuas.
- Intervalo de 5 minutos: se determina el consumo máximo que puede presentar en la barra durante un intervalo de 5 minutos tomados de forma aleatoria dentro de la etapa. En este apartado se tienen en cuenta las cargas intermitentes y continuas.
- Servicio continuo: se determina el consumo máximo que puede presentar se puede presentar en cargas en la barra durante todo el tiempo que dura la etapa, en este caso solo se tienen en cuenta las cargas de servicio continuo

El motivo de realizar estos tres análisis se debe a que normalmente las fuentes generadoras son capaces de suministrar potencias superiores a la máxima de

servicio continuo durante intervalos de tiempo limitados, de este modo sería muy conservativo comparar el consumo de todas las cargas conectadas a una barra con la potencia asignada de servicio continuo de la fuente ya que estaríamos asumiendo que todas las cargas con tiempo de servicio inferior a 5 min. funcionan de forma simultánea algo que es improbable que ocurra.

Los valores de potencia en CA o de intensidad en el caso de CC anotados en estos cuadros serán valores medios ponderados. Por ejemplo pueden existir cargas con tiempos de operación muy reducidos, de uno o dos segundos, ej. (Apertura y cierre de electroválvulas).

Para cargas discontinuas (instantáneas o intermitentes) el valor de potencia se calcula de la siguiente forma:

$$P_{media} = P_{nominal} \cdot \frac{T_{servicio}}{T_{Intervalo}}$$

$$I_{media} = I_{nominal} \cdot \frac{T_{servicio}}{T_{Intervalo}}$$

$T_{Intervalo}$ = 5 segundos en cargas instantáneas.

$T_{Intervalo}$ = 5 minutos en cargas intermitentes.

En el caso de cargas cuyo consumo no sea constante durante el funcionamiento, ej. (Picos de consumo en el encendido de cargas) se aplica la siguiente expresión para determinar su valor medio durante dicho periodo:

$$P_{media} = \frac{1}{T_{servicio}} \times \int_0^{T_{ser.}} P(t) \cdot dt$$

$$I_{media} = \frac{1}{T_{servicio}} \times \int_0^{T_{ser.}} I(t) \cdot dt$$

Operación de vuelo G4 (Arranque de motores) Barra CC Normal 1			
Nº de elemento	Intensidad de corriente (A)		
	Intervalo 5 segundos	Intervalo 5 segundos	Servicio continuo

	ΣI	ΣI	ΣI

Tabla 11. Ejemplo de cuadro de análisis de cargas en CC.

4 Sistemas de Generación.

El sistema de generación es el encargado de generar la potencia eléctrica requerida por los diferentes sistemas a bordo del avión en condiciones normales anormales o de emergencia; todo ello ajustándose a los márgenes indicados en los estándares y normativas ISO 1540-2006(E), MIL-STD-704(F), anteriormente citadas en el capítulo 2.

La generación de energía eléctrica en los aviones comerciales se realiza principalmente en corriente alterna a través de máquinas eléctricas rotatorias que generan potencia eléctrica cuando se le aplica una potencia mecánica en el eje.

La generación en continua se reserva únicamente para pequeñas aeronaves con requerimientos eléctricos bajos o como soporte en maniobras de emergencia.

En un avión la potencia eléctrica en corriente alterna se puede obtener mediante los generadores principales (alternadores), generadores auxiliares (APU y GPU) y generadores de emergencia (Turbina de impacto de aire RAT y generadores de backup). El uso de cada sistema dependerá del estado de operación en el que se encuentre la aeronave.

Todos estos sistemas se detallan a lo largo del capítulo.

4.1 Sistemas de generación en corriente alterna

La generación en corriente alterna es la más empleada en aviación comercial, la ventaja que ofrecen estos sistemas sobre los de continua son evidentes en cuanto a la distribución de potencia se refiere, además la capacidad de generar a tensiones superiores (115 Vca y 230 Vca) por los 28 Vcc de los sistemas tradicionales de corriente continua hace que las corrientes sean más bajas reduciendo las pérdidas, caídas de tensión y sobre todo la sección de los conductores.

4.1.1 Generadores principales

La energía eléctrica se obtiene a partir de *alternadores* síncronos sin escobillas, en realidad el alternador lo forman tres generadores montados sobre el mismo eje: un generador de imanes permanentes (PMG), un estator de excitación rodeando un rotor de excitación y un estator de potencia rodeando un rotor de potencia.

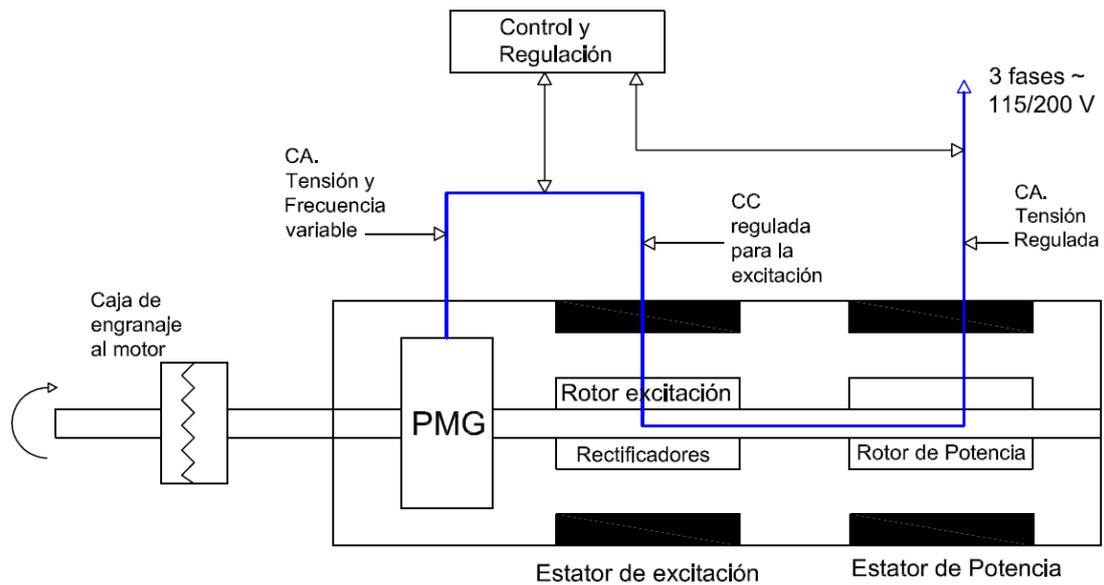


FIG. 4.1. Alternador del avión.

El PMG genera una señal de tensión y frecuencia variable, la unidad de control y regulación (GCU) se encarga a partir de esa señal de modular un flujo de corriente continua para alimentar el devanado del estator de excitación, controlando de ese modo la tensión generada en el rotor de excitación. La señal obtenida del rotor de excitación se rectifica (puente de diodos) y se manda al rotor de potencia una señal de corriente continua regulada. Por último el rotor de potencia crea un campo giratorio que genera sobre el estator de potencia una señal sinusoidal trifásica, las fases son conectadas en configuración de estrella con neutro común instalado a la estructura metálica de la aeronave, de esta forma se obtiene los niveles de tensión 115V/200V.

Las principales ventajas del uso de alternadores son:

- Transmisión de potencia, para una misma potencia demandada el nivel de corriente circulando por el conductor se reduce por lo que estos pueden ser de menor sección disminuyendo de este modo su peso.
- Facilidad de construcción y mantenimiento sobre todo por tener escasos contactos móviles (anillos deslizantes y escobillas de carbón), lo que le confiere una tasa de fallo más reducida que un generador de corriente continua.
- A bajas rpm, el alternador puede mantener una potencia de salida similar que a altas rpm.

4.1.2 Métodos de generación en corriente alterna

Los alternadores son accionados por los motores principales del avión, los cuales no giran a una velocidad constante provocando que el rotor del alternador tampoco lo haga y que la frecuencia de generación no sea constante. Existen algunos dispositivos a bordo como elementos luminosos o calefactores que no necesitan frecuencia constante para su funcionamiento, pero otros equipos eléctricos y electrónicos requieren de una frecuencia estable.

En la actualidad la aviación comercial emplea tres métodos de generación en corriente alterna:

- Generación a velocidad constante y frecuencia constante. CSD/IDG.
- Generación a velocidad variable y frecuencia constante VS-FC.
- Generación a frecuencia variable. FV

Los dos primeros métodos proporcionan una señal de frecuencia constante que se obtiene bien actuando sobre la velocidad de giro del alternador mediante CSD unidad de arrastre constante o regulando la señal a la salida del alternador mediante dispositivos electrónicos como en la generación VS-CF.

En el caso de generación a frecuencia variable, la frecuencia tan solo se controla para que se mantenga entre unos márgenes estables.

A continuación se exponen de forma detallada estos métodos de generación así como sus aplicaciones.

CSD/IDG

El CSD “Constant Speed Driver”, es la unidad de arrastre constante y se instala entre el motor de arrastre y el alternador, su misión principal es la de proporcionar al rotor del alternador una velocidad de giro constante independientemente de las revoluciones a las que gire el motor principal del avión, es por tanto un dispositivo diferencial que se encargará de aportar o restar revoluciones de giro para que la entrada del alternador reciba un régimen de giro constante y por tanto la señal de frecuencia extraída también lo sea.

El desarrollo tecnológico y el objetivo de ahorrar en peso y espacio dentro del avión han dado como resultado un dispositivo conocido como IDG “Integrated Drive Generator” o unidad de arrastre integrada, este dispositivo integra en un solo bloque un alternador y una unidad de velocidad constante CSD lo que le confiere además de las ventajas antes mencionadas otra muy importante en aviación como es la disminución de vibraciones al evitar los ejes de acoplamiento entre máquinas.

Estos dispositivos son los más empleados actualmente en aviación comercial y mediante los cuales se consigue una señal sinusoidal trifásica de 115/200 V a frecuencia constante de 400 Hz.

Los IDG son elementos con un elevado coste de mantenimiento ya que se basan en sistemas hidráulicos o mecánicos que necesitan revisiones continuas pero que siempre han dado muy buen resultado en aplicaciones aeronáuticas.

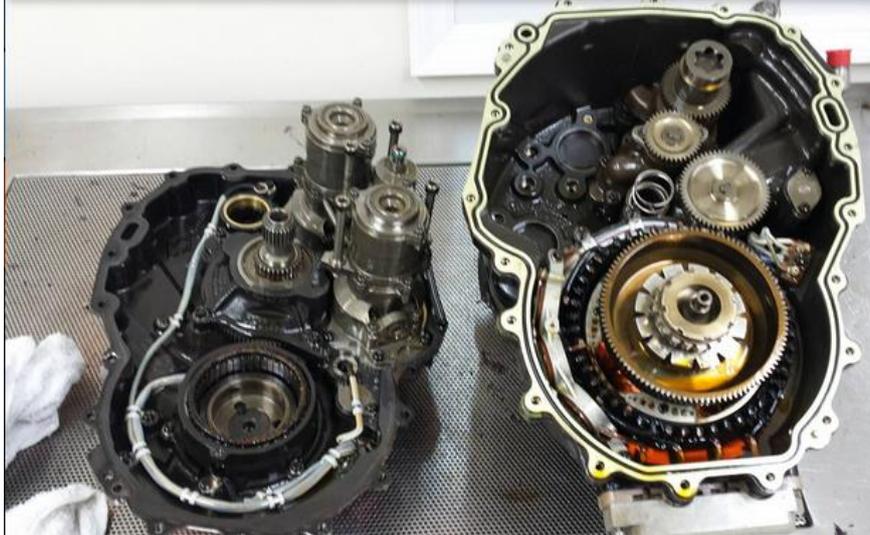


FIG. 4.2.IDG seccionado del Boeing B747.

<http://imgur.com/2bMoFg1>

VS-CF (Velocidad Variable- frecuencia Constante)

En este tipo de alternador la señal de potencia obtenida se regula a través de dispositivos de conmutación electrónica dando como resultado una señal de 115/200 Vca y 400 Hz. Existen dos configuraciones típicas:

- *DC-Link*

Esta configuración está basada en alternadores de imanes permanentes (PMG) solidarios a los motores principales del avión, la señal que generan no está regulada en tensión ni frecuencia y el tratamiento de la misma se produce después de la generación.

En un primer paso, la señal obtenida se hace pasar a través de un rectificador formado por un puente de rectificadores de onda completa, de este modo se obtiene la señal de corriente continua, a continuación le sigue una etapa de inversión que se logra a través de tiristores dando como resultado una señal alterna; por último y tras pasar la señal por un filtro de armónicos se instala un lazo cerrado de control que se encarga de monitorizar la señal a la salida del filtro y a partir de esta controlar la apertura y cierre de los componentes electrónicos presentes en el rectificador y en el inversor. De esta forma se consigue regular frecuencia y tensión al mismo tiempo.

En comparación con la configuración CSD/IDG este método sustituye elementos mecánicos e hidráulicos por circuitos electrónicos de escaso mantenimiento y bajo peso.

Aunque es un sistema de generación poco desarrollado ya está implementado en los nuevos modelos de Boeing B737 y B777 en el sistema backup.

- *Cicloconvertidor*

Este tipo de sistema solo es aplicable en alternadores polifásicos, entre 6 y 9 fases obteniendo un sistema polifásico de frecuencias de aproximadamente 800 Hz o superior. La tarea del cicloconvertidor será componer tres señales de frecuencia 400 Hz a partir del sistema polifásico mediante puentes de tiristores controlados electrónicamente. A simple vista puede verse que se trata de un sistema complejo que involucra cantidad de electrónica de potencia para su funcionamiento, además de la necesidad de instalar filtros a la salida de la señal debido a la gran cantidad de armónicos y distorsiones que producen los dispositivos de potencia. Actualmente el uso de cicloconvertidores está reservado a los aviones militares.

FV (Frecuencia Variable)

El alternador genera una señal con un rango de frecuencias entre 380-800 Hz en función del régimen de giro de los motores principales. Este tipo de generación es la más barata y fiable de todas las posibles configuraciones ya que no requiere de ningún sistema de regulación ni la necesidad de incorporar una unidad de velocidad constante IDG haciendo que su peso se reduzca considerablemente, pero por otra parte está el hecho de que el amplio espectro de frecuencias puede afectar al funcionamiento de algunas cargas como los motores de CA instalados en bombas hidráulicas y de los que dependen sistemas como el hidráulico o el sistema de fuel por lo que algunos casos es necesario instalar controladores en estos motores para que su funcionamiento sea el correcto. Este tipo de generador se ha comenzado a instalar en los aviones de nueva generación como el Airbus A380, el Boeing 787 emplea un generador de frecuencia variable que también actúa como motor de arranque todo ello integrado en una sola unidad. FIG 4.3.



FIG. 4.3. Arrancador/Generador de frecuencia variable.

http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q3/2/

4.1.3 Unidad de control del generador GCU

El GCU es un dispositivo encargado de la protección y control del funcionamiento de los equipos de generación, se instala un GCU por cada alternador y sus funciones básicas son:

- Regulación: se encarga de regular distintas variables como la tensión, la frecuencia, la intensidad de las señales generadas, también regula el reparto equilibrado de potencia cuando funcionan varios alternadores en paralelo.
- Protección y Control: dedicado a proteger el conjunto del sistema cuando algunas de las variables eléctricas a la salida del generador superan o están por debajo de los límites establecidos para que el funcionamiento del sistema sea el adecuado, algunas de las perturbaciones que pueden producirse son: (sobreexcitación, sobretensión, subtensión, sobrecarga, corriente inversa), en el caso de producirse alguna de ellas, la unidad tiene la capacidad de aislar el generador controlando la apertura de su contactor o el relé de excitación del generador.
- Señalización y registro de fallos: su misión es avisar a la tripulación de posibles fallos en el sistema de generación y que estos puedan ser registrados para la posterior revisión en tierra. Los GCU más modernos están equipados con una tecnología denominada BIT (“Built In Test”), que constantemente hace un auto-chequeo del sistema en busca de posibles faltas o disfunciones del sistema generador.



FIG. 4.4. Unidad de control del generador GCU.

<http://www.allaero.com/aircraft-parts/51539-006h>

El GCU es considerado un dispositivo vital para el correcto funcionamiento del sistema eléctrico del avión, no puede quedar sin alimentación en ningún caso por lo que si se produce un fallo en el sistema eléctrico se alimentará a través de las baterías del avión. Este dispositivo va instalado en el compartimento de equipos eléctricos y electrónicos.

4.1.4 Ejemplos de sistemas de generación en corriente alterna

En la Tabla 3 se recogen algunos ejemplos con valores reales de la capacidad de los generadores principales de diferentes modelos de aviones además del método de generación que emplean.

Generación de Potencia en aviación Comerciales			
Tipo de Generación	Aeronave	Nº de generadores	Potencia por unidad (kVA)
CSD/IDG 115/200V -400Hz	A320	2	90 kVA
	A340	4	90 kVA
	B737 NG	2	90 kVA
	B 747 - X	4	120 kVA
	B767-400	2	120 kVA
VS-CF (DC-LINK) 115/200V -400 HZ	MD-90	2	75 kVA
	B777 (Sistema Backup)	2	20 kVA
FV 115/200V 380-800 Hz	Global Express	4	40 kVA
	A380	4	150 kVA
FV 230 V 380-720 Hz	B787	4	250 kVA
	A350	4	100 kVA

Tabla 12. Métodos de generación y potencias en aviación comercial.

En la FIG 4.5 se muestra una representación esquemática de los métodos de generación descritos anteriormente.

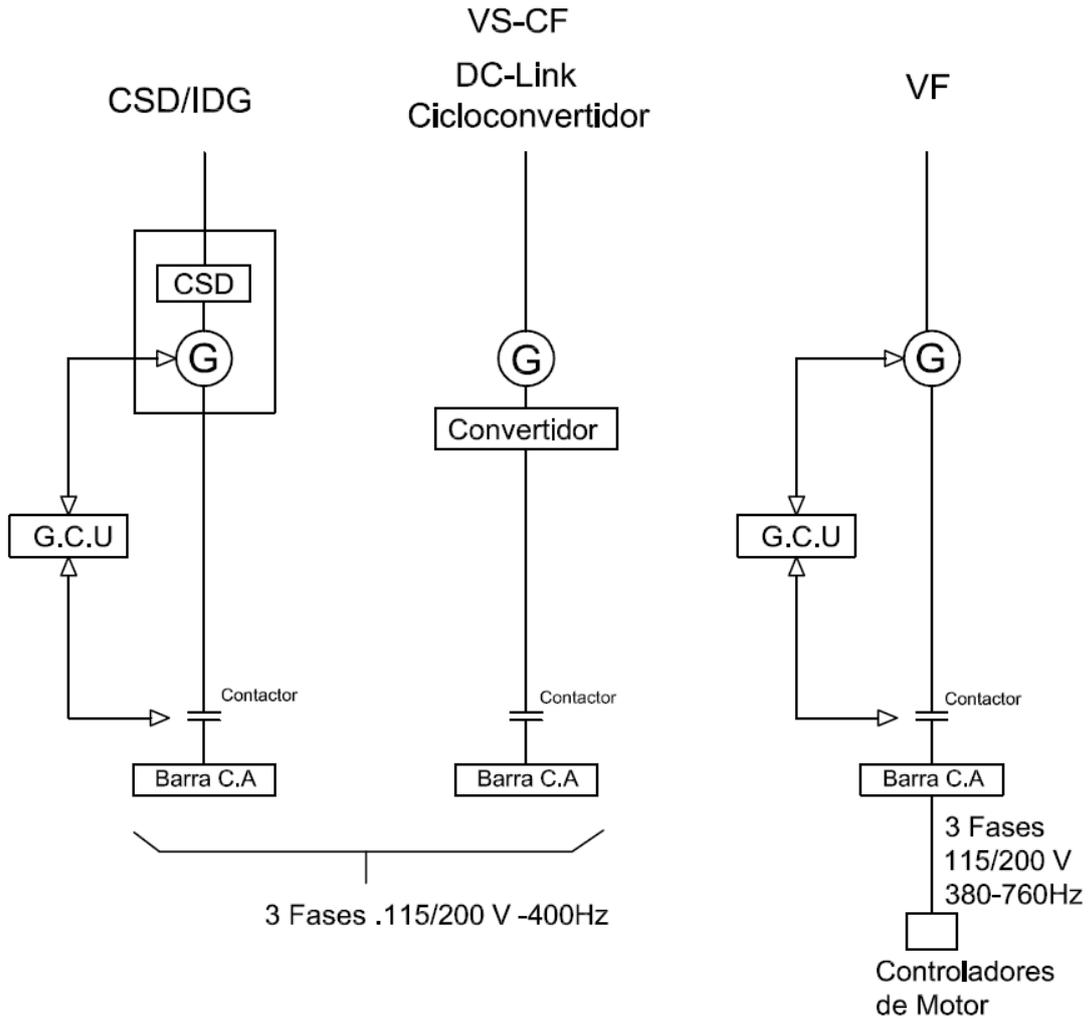


FIG. 4.5. Esquemas de los sistemas de generación.

4.2 Sistemas de generación auxiliares

Los sistemas de generación auxiliares son aquellos que sirven de soporte a distintos sistemas como el neumático o el eléctrico y son totalmente independientes de los generadores principales. Dentro de este grupo se incluyen la unidad de potencia auxiliar APU y los sistemas de alimentación en tierra o externa GPU para la alimentación del avión en el aeropuerto.

4.2.1 Unidad de potencia auxiliar APU

La unidad de potencia auxiliar APU es un motor de turbina de gas autónomo que opera en tierra y en vuelo (en la mayoría de los modelos) y cuya función principal es suministrar, en caso necesario, energía eléctrica y neumática de soporte o de emergencia. El suministro de potencia neumática y eléctrica es posible de forma simultánea o independientemente.

En ningún caso la función de la APU será la de propulsar la aeronave, sino que está reservada a tareas como: el arranque de motores, suministro de energía eléctrica y neumática con los motores principales apagados y aporte de energía durante el vuelo en casos de emergencia como puede ser la pérdida de potencia en alguno de los motores principales, es decir, actuando como sistema de respaldo. La unidad de potencia va instalada generalmente en la cola del avión para que los gases de la combustión generados sean evacuados.

A nivel técnico la APU es una turbina de gas dividida en tres secciones:

- Sección de Potencia: constituye el motor de turbina de gas en sí, normalmente dispone de una o dos etapas de compresor centrífugo o un rotor de compresión axial y uno centrífugo en serie. El aire pasa a una cámara de combustión y de esta descarga hacia una turbina axial o centrípeta.
- Sección de carga: está formada por el compresor destinada a suministro del aire sangrado para su utilización en el sistema neumático del avión.
- Sección de la caja de accesorios: en esta sección se conectan diferentes dispositivos como: el motor de arranque, el ventilador de refrigeración, la bomba de aceite o el generador eléctrico que suministra potencia eléctrica al avión.

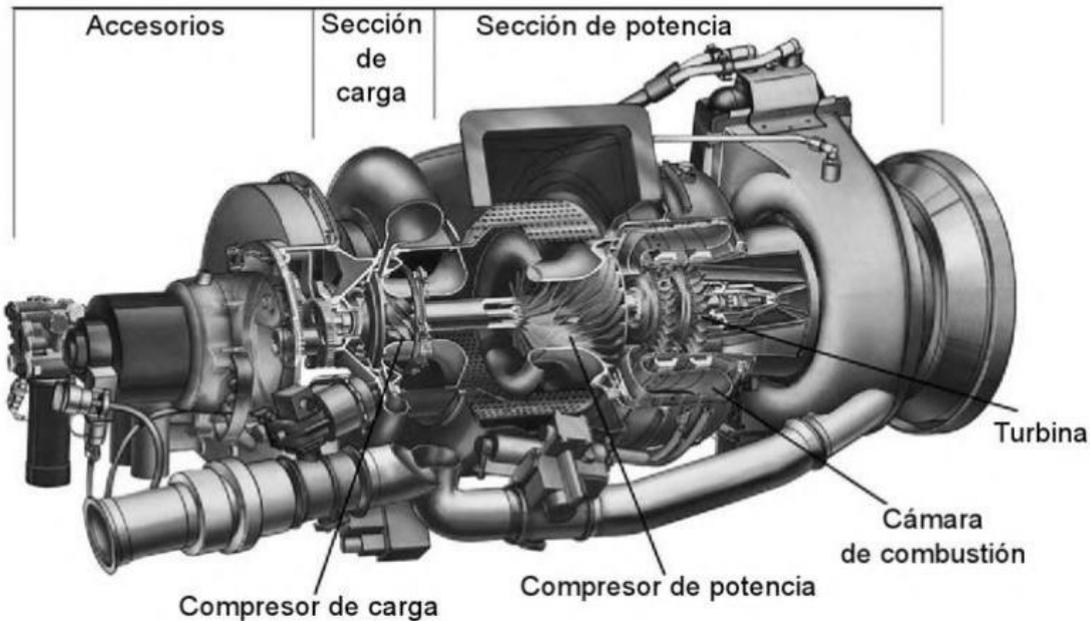


FIG. 4.6. Secciones de la unidad de potencia auxiliar APU.

Generalmente el arranque de esta unidad se produce a través de un motor eléctrico de arranque alimentado por las baterías del avión, por las unidades de energía externa cuando el avión está en tierra o desde el sistema eléctrico del propio avión. En vuelo al no disponer de energía externa la puesta en marcha de la unidad solo puede hacerse mediante el propio sistema eléctrico del avión si se encuentra operativo, si no fuera así las baterías que en muchas aeronaves tienen una batería dedicada al arranque de la unidad se encargaría de alimentar el motor de arranque. Actualmente siguiendo la filosofía de ahorro económico y peso se están instalando en las APU un solo equipo que trabaja como generador y motor de arranque como en el caso del Boeing B787.

La unidad de potencia auxiliar genera una señal alterna de tres fases 115/200 V a 400 Hz, sin la necesidad de acoplar una unidad de velocidad constante (CSD/IDG) ya que la turbina no sufre cambios de régimen como si ocurre en los motores principales de reacción, la potencia generada dependerá de las dimensiones y la demanda eléctrica de la aeronave así como de otros factores como la altura a la que se encuentre el avión, por ejemplo en los Boeing B737 de las series 600 a 900 la APU suministra 90 kVA hasta los 9.800 m de altitud, desde esa altura hasta los 12.500 solo suministra 66 kVA; otras APU como la que monta el Airbus A320 solo suministra potencia eléctrica desde los 6.100 m hasta los 11.900 m.

En aviación comercial es normal que la APU sea capaz de generar la mitad de potencia que generan los alternadores principales, en el caso del Airbus A-320 su APU tiene una potencia de 90 kVA.

El control y monitorizado de la unidad de potencia se lleva a cabo mediante una unidad de control del generador GCU en coordinación con la BPCU (“Bus Power control Unit”) encargada de controlar la apertura y el cierre de su contactor. Ambos dispositivos realizan funciones diversas como: orden de arranque de la unidad, corte automático de la APU en caso de incendio, indicador de presión baja del aceite o envalamiento de la unidad.

La APU es un dispositivo que además de seguridad ofrece diferentes ventajas y beneficios para las aerolíneas:

- Reducción de Costes: cuando el avión está en tierra y operando la APU no será necesario mantener arrancados los motores principales o el suministro de energía externa (GPU) para el suministro de aire acondicionado, la iluminación de cabina o la puesta a punto de la aeronave, de este modo se reduce el consumo de combustible y los costes de mantenimiento.
- Suministro de Energía de auxiliar: en caso de fallo en un motor, la APU será esencial para proporcionar al avión de suministro neumático y eléctrico, incluso si se produjera una parada de todos los motores principales en vuelo, la APU podría proporcionar potencia suficiente para arrancarlos. Para los aviones bimotor disponer de un APU puede darles la certificación ETOPS (“Extended-range Twin-engine Operation Performance Standars”) permitiéndoles realizar rutas más largas, especialmente aquellas que atraviesan desiertos, océanos o masas polares reportando un beneficio adicional a las aerolíneas ya que pueden operar en rutas más largas con el mismo avión.

Como cualquier dispositivo del avión la APU está en continua evolución y los nuevos modelos están centrados en conseguir reducir el peso de la unidad, aumentar la eficiencia reduciendo el gasto de combustible y las emisiones medioambientales, y aumentar la fiabilidad del sistema.

El futuro de estos dispositivos pasa por sustituir sus turbinas de gas por células de combustible con el fin de reducir el consumo de combustible y las emisiones contaminantes.



FIG. 4.7 APU en la cola del avión.

http://uaminc.blogspot.com.es/2010_08_01_archive.html

4.2.2 Unidad de potencia en tierra o externa GPU

Los aviones cuando están estacionados en el aeropuerto con los motores parados necesitan energía para su correcto mantenimiento y puesta a punto, como se ha indicado anteriormente esta demanda de energía la puede suplir la APU, aunque el consumo de combustible y la contaminación tanto ambiental como acústica que produce hace que su uso solo sea necesario cuando el aeropuerto no disponga de sistemas de potencia en tierra GPU (“Ground Power Unit”).

Los sistemas de tierra para proporcionar energía eléctrica trifásica 115/200 V a 400 Hz son diversos y se pueden clasificar en instalaciones fijas y dispositivos móviles. En ocasiones también puede ser necesario energía en corriente continua a 28 V, en estos casos el nivel de tensión se consigue mediante conexión de baterías o mediante tratamiento de la señal alterna.

Dispositivos móviles

Este tipo de máquinas son muy comunes en los aeropuertos y tienen la característica de que pueden desplazarse o ser desplazadas hasta el lugar donde se precisen. Existen tres variantes de equipos móviles.

El primero de ellos y el más utilizado está basado en un motor diésel que arrastra un alternador trifásico que genera una señal de 115/200 V a 400 Hz, ambos elementos van montados sobre un chasis con ruedas para poder desplazarlo. El rango de potencias de estas unidades es variado pero los equipos empleados para suministrar energía a un avión comercial estándar suelen ser de 90 kVA. Estas unidades van equipadas con dispositivos electrónicos encargados de la regulación, control y protección tanto del motor diésel como del alternador y la energía eléctrica que generan.

Los otros dos tipos de equipos móviles (convertidor rotativo y convertidor estático) necesitan energía de la red eléctrica del aeropuerto para su funcionamiento. Su misión principal es la conversión de frecuencia de los 50Hz de la red a los 400Hz necesarios en los equipos de la aeronave.

El primero de ellos está formado por un motor eléctrico síncrono alimentado a 230/400 V y 50 Hz arrastrando un alternador también síncrono que genera la energía eléctrica necesaria para abastecer a la aeronave, son conocidos como convertidores rotativos. Para conseguir una señal de salida a 400 Hz será necesario equipar al motor eléctrico con un variador de frecuencia que regule sus rpm y en consecuencia la frecuencia de generación del alternador. Entre sus desventajas está el elevado ruido que producen y el elevado tamaño para grandes potencias así como la mayor dificultad para el control y regulación de la señal.

Los convertidores estáticos son dispositivos gobernados por componentes electrónicos de estado sólido, es decir, en electrónica de potencia. Se componen de

un grupo rectificador-inversor con posterior transformación de tensión para adaptarla a los 115/200 V requerida en las aeronaves. Actualmente están sustituyendo a los convertidores rotatorios por las grandes ventajas que presentan como: menor mantenimiento, menor peso o la disminución de ruido; por el contrario tienen un mayor coste y pueden crear problemas de armónicos por lo que será necesario la instalación de filtros.



FIG. 4.8. GPU motor diésel y Convertidor Estático.

<http://itwgse.com/Installations.651.aspx?pagenumber651=5>

<http://www.sinepower.com/en/products/civil-and-military-aviation-aeronautical-industry/gpu-ground-power-unit/>

Instalaciones fijas

Las instalaciones fijas reducen notablemente la congestión de vehículos por la pista y las zonas de tránsito de las aeronaves permitiendo acortar los periodos de servicio y escalas; además son más silenciosas y no producen la polución ambiental originada por los APU o los GPU accionados por motores diésel.

No obstante las instalaciones de tipo fijo tienen unos costes iniciales muy elevados y carecen de la flexibilidad que tienen los equipos de tierra para adaptarse a posibles cambios o los distintos tipos de aviones. Las instalaciones fijas pueden ser muy diversas y cada aeropuerto optará por una u otra en función de sus requerimientos de energía eléctrica, a continuación se expone brevemente algunas de las configuraciones más típicas.

- **Sistema centralizado de 400 Hz**

Normalmente están basados en dos o más convertidores rotativos de gran potencia (160-200-312 kVA), situados en una posición fija y lo más próxima al centro

geométrico de las posiciones a las que va a alimentar. La distribución desde esta central convertidora (CE400Hz) se hace normalmente en M.T, disponiendo posteriormente de transformadores en los puntos de alimentación para reducir la tensión a los 115/200 V necesarios. Esta configuración es típica de grandes aeropuertos donde se requiere alimentar gran cantidad de cargas de elevada potencia y de forma simultánea.

- **Sistema descentralizado de 400 Hz**

Configuración basada en convertidores estáticos fijos 50 Hz- 400 Hz de media potencia (60-90-120 kVA) situados en una posición fija en cada punto de estacionamiento o isletas handling donde se monta un cuadro de B.T denominado C.B.T.H (cuadro de baja tensión handling) que alimenta al convertidor estático y una unidad autónoma de aire acondicionado. La alimentación de estos cuadros proviene lógicamente de una línea trifásica 230/400 Vca a 50 Hz de la central eléctrica del aeropuerto.

Estas unidades son más pequeñas y de menor coste y mantenimiento que los equipos GPU, si bien presentan el problema de estar a la intemperie, por lo que en aquellos aeropuertos donde las condiciones climatológicas son duras se opta por colocar estos equipos en arquetas de suministro (pit) FIG 4.9, que son extraíbles pudiendo quedar resguardadas bajo el suelo y saliendo a la superficie solo cuando se necesita dar servicio al avión.

En algunos casos las mangueras de suministro eléctrico y los tubos de aire acondicionado están montados sobre las pasarelas de embarque, FIG 4.9.



FIG. 4.9. Arquetas extraíbles y convertidores estáticos sobre pasarela.

http://www.cavotec.com/en/airports/utility-pits_219/

<http://www.airport-technology.com/contractors/groundequipment/axa/axa3.html>

Los requerimientos de energía eléctrica cuando un avión está en tierra vienen especificados en los manuales de instalaciones o manuales-guía de equipos de tierra, normalmente estos recogen valores muy sobredimensionados ya que el cálculo se podría estimar sumando las potencias individuales de cada componente a bordo del avión cuando este se encuentra estacionado sin considerar que todas las cargas están conectadas al mismo tiempo. La experiencia y análisis de los datos registrados demuestran que para la mayoría de la aviación comercial este consumo de tierra nunca supera los 60 kVA, aunque existen otros modelos como el MD-11 cuyas necesidades de potencia pueden llegar a los 90 kVA.

La energía suministrada por el aeropuerto o por los dispositivos que operan en él está sujeta a una serie de requisitos recogidos en la siguiente normativa; IATA AHM972, ISO6858, Eurostandard DFS400Hz, SAE ARP1148A, MIL-STD-704, MIL-STD-461, VDE 0875 N y otras propias de cada aeropuerto.

Todos los dispositivos anteriormente descritos proporcionan energía eléctrica al avión a través de unos conectores que se conectan en un receptáculo situado generalmente por delante del tren de aterrizaje. En la FIG.4.10 se muestra un conector típico hexapolar trifásico con tres terminales de fase, uno para el neutro y dos de control. Estos conectores están normalizados según el manual IATA, Airport Handling Manual AHM 960 apéndice C (uso en Norte América 3x 230/133V -60Hz) y apéndice D (uso Europeo 3x 400/230 -50Hz).



FIG. 4.10. Conector trifásico hexapolar.

<http://www.aerospecialties.com/product-category/aircraft-ground-power-units/gpu-parts-supplies/gpu-aircraft-connectors-plugs-heads/>

4.3 Sistemas de generación de emergencia

Cuando un avión vuela a más de 10.000 m de altura cualquier avería puede desembocar en una catástrofe, por ello en los aviones se instalan equipos redundantes, en ocasiones duplicados o triplicados, además la tasa de fallo de estos es muy reducida ya que están sobredimensionados.

En aviación una de las reglas de oro consiste en asumir que ni los sistemas ni los seres humanos somos infalibles, por ejemplo los cálculos realizados antes de cada despegue se basan asumiendo que fallará un motor y además lo hará en el momento más desfavorable (despegue, aterrizaje). Independientemente del posible error humano existen factores externos como los atmosféricos que pueden provocar una situación de emergencia. Los factores típicos son:

- Agotamiento de los tanques de fuel.
- Contaminación del fuel. Condensación de agua en los tanques o bacterias que se alimentan del fuel.
- Cenizas volcánicas.
- Lluvia extrema o granizo.
- Caída de rayos.

En lo que concierne al sistema eléctrico el caso más crítico sería la pérdida simultánea en vuelo de los motores principales y la APU quedando fuera de servicio los principales alternadores y fuentes de generación eléctrica de la aeronave. En el caso de que se presente esta situación, el avión dispone de elementos suficientes para generar energía y conseguir realizar un aterrizaje de emergencia.

Existen dos métodos básicos que pueden aportar la electricidad de respaldo o backup ante una situación de emergencia, los dispositivos encargados de esta generación son:

- RAT (*Ram Air Turbine*). Turbina de impacto de aire.
- Generadores de respaldo o Backup.

Estos dispositivos son de una importancia tan grande que por sí solos son capaces de salvar vidas.

4.3.1 Turbina de impacto de aire RAT

La turbina de impacto de aire o RAT se emplea para generar potencia cuando todos los motores y la unidad de potencia auxiliar APU han fallado y sus generadores están inoperativos, está formada por una turbina de aire alojada en el interior del fuselaje del avión normalmente en la panza del avión cerca del tren de aterrizaje trasero, en la nariz de la aeronave o debajo de las alas. En caso de una pérdida total de potencia en las barras principales de corriente alterna la turbina se

despliega de forma automática, aunque se puede desplegar de forma manual a través de un pulsador situado en el panel de cabina. El periodo que transcurre entre la pérdida total de potencia y el despliegue de la turbina (normalmente no suele ser superior a 8 segundos) es cubierto por la energía suministrada por las baterías.

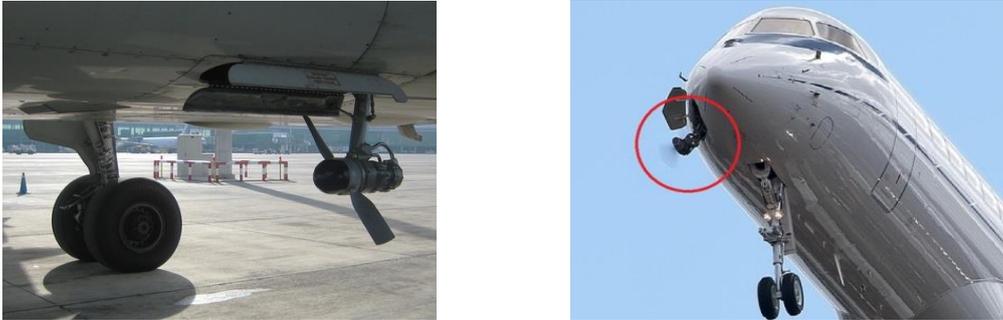


FIG. 4.11. RAT instalada en el Airbus A-320 y el BD700 Global Express.

<http://www.curimedia.com/rat-test/>

<http://www.airplane-pictures.com>

La velocidad del avión en el aire hace que la turbina gire y mueva la bomba que proporciona energía hidráulica, esta energía se puede emplear para alimentar algún circuito hidráulico del avión y además para proporcionar energía al motor hidráulico encargado de mover el generador eléctrico de emergencia. Para garantizar que la tensión de salida del generador es de 115/200 Vca y 400 Hz la RAT dispone de una unidad de control encargada de regular la tensión de salida del generador a través de una válvula servo electrohidráulica que se encarga de controlar el flujo o la presión del fluido hacia el motor hidráulico para conseguir que el movimiento de este sea lineal.

La capacidad de generación de estos dispositivos suelen estar entre los 5-15 kVA dependiendo del avión pudiendo llegar hasta las 70 kVA como ocurre en el caso del A380. Están diseñadas para ser capaces de aportar aproximadamente el 10% de la potencia total de la aeronave y así poder controlar elementos críticos de vuelo que garanticen un aterrizaje seguro o tiempo suficiente para conseguir restablecer los generadores primarios. La energía generada puede emplearse en el circuito eléctrico, en el hidráulico o en ambas, algunos ejemplos del uso de la energía generada por la turbina de impacto de aire son:

- Parte Eléctrica: Control de ordenadores de vuelo, radio, iluminación de emergencia en cabina...
- Parte Hidráulica: alimentación de la bomba hidráulica para el control de los flaps del avión o desplegar el tren de aterrizaje.

Algunas de las ventajas que presentan las RAT sobre otros dispositivos de emergencia o respaldo son:

- No requieren combustible para generar energía.
- Duración ilimitada en la generación de potencia.
- Bajo coste de mantenimiento.
- Alto grado de disposición y operatividad.

Con todas estas cualidades la turbina de aire es el método más eficiente de proveer energía a la aeronave en caso de emergencia.

4.3.2 Generadores de respaldo o backup

Este sistema de generación de energía de emergencia se desarrolla a partir de la entrada en vigor de la normativa ETOPS que como se ha explicado anteriormente se aplica a aviones bimotor que cubren largas rutas o estas son a través de entornos tales como desiertos u océanos donde el aeropuerto más cercano se encuentra a cientos de kilómetros.

Los generadores backup son accionados por los motores principales y van montados sobre el mismo carenado, pero son completamente independientes de los alternadores primarios, es decir, su eje de accionamiento es distinto aunque comparten la misma caja de engranajes. Si los alternadores principales o la APU no están operativos por una avería los generadores backup se encargan de suministrar potencia a las cargas vitales del sistema.

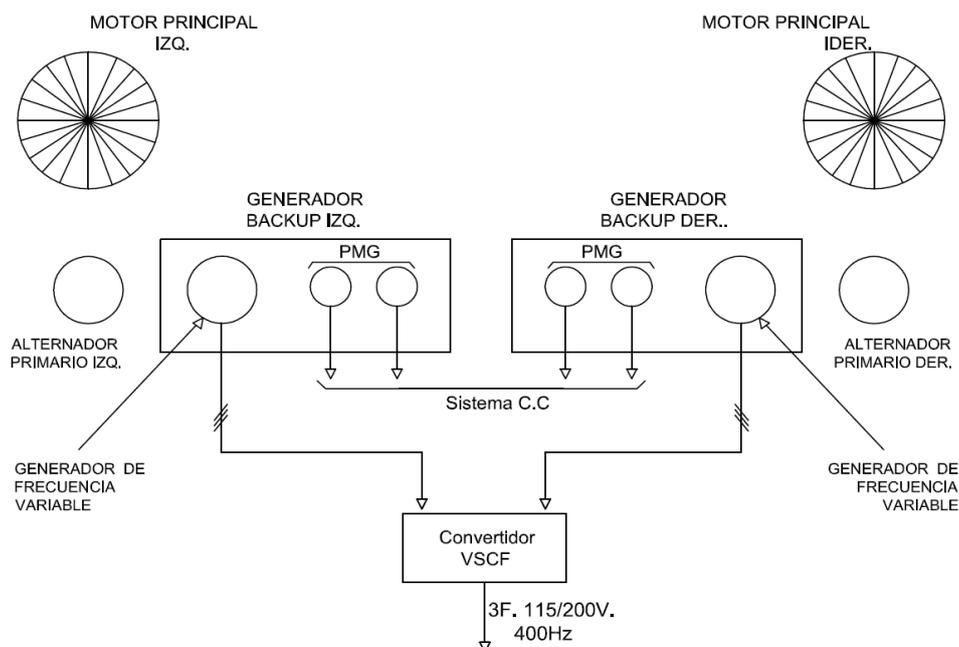


FIG. 4.12. Esquema de Generadores de respaldo o Backup.

Estos generadores son de frecuencia variable la cual depende de la velocidad de giro de los motores primarios, por lo que es necesario un tratamiento de la señal generada mediante un convertidor que a través del método DC-Link rectifica la señal para proporcionar una salida de tres fases 115/200V a 400 Hz.

El Boeing 777 cuenta con dos generadores de frecuencia variable de 20 kVA cada uno, además cada generador de frecuencia variable incorpora dos generadores de Imanes Permanentes (PMGs) encargados de suministrar corriente continua a 28 V a través de los convertidores correspondientes para alimentar un sistema vital como el de control de vuelo.

4.4 Sistemas de generación y alimentación en corriente continua. Baterías

Los sistemas eléctricos en corriente continua fueron comunes entre los años 1940 y 1950, suministraban una tensión de 28 Vcc a través de generadores acoplados a los motores del avión. Esta energía se empleaba en los escasos elementos que la requerían pero tenían la ventaja de poder ser almacenada en baterías, una o dos, como soporte para casos de emergencia, normalmente una de estas baterías estaba acoplada a un inversor para proporcionar corriente alterna 115 Vca a los instrumentos de vuelo.

La generación en continua siempre ha estado ligada a aviones de pequeño tamaño con exigencias eléctricas bajas, pero actualmente se han comenzado a introducir sistemas de generación en continua incluso en aeronaves con elevadas demandas, con tensiones de continua elevadas de ± 270 Vcc.

En los aviones comerciales tradicionales la generación en continua se reserva para alimentar sistemas vitales que requieren un alto grado de fiabilidad ante situaciones de emergencia (controles de vuelo B777) y asegurar un vuelo seguro o completar una maniobra de emergencia. Normalmente se emplean generadores de imanes permanentes (PMG) que proporcionan una tensión continua constante de 28 Vcc mediante los dispositivos de conversión adecuados.

La alimentación en corriente continua en los aviones comerciales actuales procede fundamentalmente de la transformación y rectificación de la corriente alterna obtenida en los generadores, para ello se emplean dispositivos denominados TRU ("Transformer Rectifier Unit") y de los que hablaremos más extensamente en el apartado 4.5

Otro de los elementos que proporciona corriente continua al sistema son las baterías que como veremos a continuación constituyen un elemento fundamental dentro del sistema eléctrico del avión por las diferentes soluciones que puede aportar en función del estado de operación en el que se encuentre la aeronave.

Baterías

Las baterías son un elemento imprescindible en el sistema eléctrico de cualquier avión, actúan como elemento comodín ya que pueden proporcionar su energía almacenada para diferentes tareas como:

- Periodos de transición. Tiempo que tardan en entrar los sistemas de generación auxiliares o de backup como APU, RAT...
- Alimentación de grandes cargas durante periodos cortos de tiempo como los motores eléctricos de arranque de los motores térmicos principales o la APU.
- Servicios puntuales en tierra y tareas de mantenimiento.

A pesar de su versatilidad, su misión principal es la de dar servicio a las cargas vitales del sistema durante una emergencia con pérdida total de las fuentes primarias, pero su mayor inconveniente está en que su reducida capacidad solo las hace efectivas durante cortos periodos de tiempo, normalmente siempre superiores a 30 minutos.

Los tipos de baterías montadas en un avión son diversos y la elección de unas u otras dependerá fundamentalmente del servicio que van a prestar, como hemos dicho anteriormente en la aviación moderna las baterías están casi reservadas a situaciones de emergencia, por lo que las más indicadas son las llamadas *baterías estacionarias* caracterizadas por tener bajos niveles de auto descarga durante largos tiempos de inactividad permaneciendo en flotación con un alto nivel de carga acumulada a la espera del momento en que tengan que funcionar.

Una característica importante de las baterías es su *capacidad*, definida como la carga eléctrica acumulada en su interior y medida en el S.I en amperio-hora (Ah) que viene a indicar la corriente de descarga durante el periodo de tiempo medido en horas, así una batería de 40Ah tiene una capacidad teórica de alimentar 1A durante 40 horas o 40A durante una hora; hablamos de capacidad teórica porque su valor de corriente no es constante ya que depende de factores como la temperatura o el nivel de envejecimiento de la batería.

La otra característica básica de la batería es el material del que se componen sus principales elementos (electrolito y placas); aunque existen diferentes tipos como las de Plomo-Ácido, Ion-Litio o Plata-Zinc actualmente la mayoría de los aviones emplea baterías de *Níquel-Cadmio* debido a sus buenas características como son:

- Poco sensibles a cambios de temperatura.
- Permiten cargas rápidas.
- Muy buena relación capacidad/peso.
- Tensión constante en la descarga.
- Soportan grandes picos de intensidad (descarga).

La tensión en los vasos en este tipo de batería, suele estar entre los 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.

Siempre que hablamos de baterías en un avión hay que destacar un elemento que siempre va asociado, el cargador de baterías; como todas las unidades de generación necesita de un dispositivo capaz de regular y controlar la energía que gestiona. Este dispositivo se encarga principalmente de controlar que no se produzcan sobrecargas durante el periodo de carga y del control de la temperatura de la batería. También controla los contactores de las baterías que permiten la conexión y desconexión de las barras de distribución tanto para su recarga como para entregar energía. Si la recarga se produce directamente a través de una barra de corriente alterna dispondrá de elementos como transformadores y filtros para adecuar la señal a las necesidades de las baterías.



FIG. 4.13. Batería y cargador.

<http://www.craneae.com/Products/Power/datasheets/8-930.pdf>

<http://www.saftbatteries.com/battery-search/539ch1>

Las baterías están alojadas en el compartimento eléctrico/ electrónico, se instalan ancladas sobre una estructura metálica sólidamente unida a la estructura del avión. A pesar de ser elementos estancos suelen disponer de una bandeja para recoger las posibles pérdidas de electrolito que puede afectar a otros componentes o la estructura del avión. El compartimento de electrónica está siempre refrigerado bien de forma natural o forzada mediante ventiladores, pero las baterías son elementos que pueden alcanzar elevadas temperaturas, es por ello que siempre que se instale más de una se deberá mantener una distancia mínima entre ellas que facilite su refrigeración.

La tabla 13 recoge algunos ejemplos de las baterías instaladas en aviones comerciales.

Modelo de Avión	Nº de Baterías	Tipo	Capacidad (Ah)	V nominal	Peso (Kg)
Airbus A318/A319/A320/A321	2	Ni-Cd	23	24	25.5
Airbus A330/A340	3	Ni-Cd	40	24	36
Boeing 777	2	Ni-Cd	47	24	48.5
Boeing 787 Dreamliner	2	Ion-Litio	75	32	28.5

Tabla 13. Baterías típicas.

En los sistemas donde se disponen de más de una batería, algo normal en aviación comercial, una de ellas actúa como batería principal y el resto pueden trabajar en paralelo con la principal cuando está suministrando energía eléctrica. En el Boeing B757 en caso de pérdida de los generadores primarios y el APU las baterías principales y las del APU se unen en paralelo de forma automática a través de un relé de control remoto permitiendo que las baterías y el inversor estático alimentan las barras esenciales y de reserva de CA y CC durante al menos 90 minutos.

En los últimos años los ingenieros se han centrado en el desarrollo y la mejora de las baterías, tanto por la continua evolución de demanda eléctrica en las aeronaves como por conseguir que estas sean más ligeras, eficientes y compactas.

Las baterías de ion litio han comenzado a instalarse en las nuevas generaciones de aviones como el Boeing 787 *dreamliner* por presentar ciertas ventajas sobre las típicas baterías de níquel-cadmio, entre ellas hay que destacar:

- Elevada densidad de energía, acumulan más energía por unidad de peso y volumen que las de Ni-Cd (aproximadamente el doble), el litio es el metal más ligero con un peso aproximadamente la mitad que el agua.
- Gran capacidad de descarga, característica imprescindible en las baterías de un avión donde se requiere que suministre grandes cantidades de energía en muy poco tiempo.
- Rápida tasa de carga y muy baja tasa de auto-descarga cuando no se usan.
- No se ven afectadas por el efecto memoria como si ocurre en las baterías Ni-Cd.

Estas características hacen de las ion-litio baterías de menor peso y tamaño, cualidades imprescindibles en aviación.

Por el contrario las baterías de ion-litio tienen una vida útil corta no superior a los tres años, soporta un número limitado de cargas mucho menor a las de Ni-Cd y son más caras. Todas estas desventajas son perfectamente asumibles por una industria como la aeronáutica en la que el remplazo de componentes es habitual y el alto precio se relativiza en comparación con el coste del resto de la aeronave, pero existe un inconveniente muy importante que compromete la seguridad de los vuelos, objetivo primordial de la aviación.

Las baterías de ion-litio cuando sufren un sobrecalentamiento tienen cierta predisposición a desarrollar un fenómeno conocido como *embalamiento térmico*, es decir, una reacción en cadena que produce auto calentamiento repetido y la liberación de la energía almacenada en la batería, el resultado de este fenómeno es en muchos casos la explosión de la batería y que se produzca un fuego en el interior del avión.

Desde el año 2010 se han ido registrando numerosos incidentes relacionados con estas baterías debido a que han provocado incendios y explosiones que han obligado a los pilotos a realizar aterrizajes de emergencia. La mayoría de aviones afectados han sido del fabricante americano Boeing, más concretamente su modelo Boeing 787 *dreamliner*. Debido a estos incidentes se retiró el permiso de vuelo a este modelo hasta determinar cuál había sido el problema y poder solucionarlo, la solución adoptada por Boeing y certificada por la FAA (Administración Federal de Aviación) ha sido la de encapsular la batería dentro de un contenedor ignífugo, restringir el rango de voltaje de carga e incorporar un sistema para expulsar al exterior del avión cualquier derrame de electrolito o vapores que se pueden producir por un fallo de la batería.



FIG. 4.14. Batería encapsulada del Boeing B-787.

<http://www.aerotendencias.com/actualidad-aeronautica/16850-boeing-completa-las-pruebas-de-certificacion-del-nuevo-sistema-de-baterias-del-787/>

Los problemas de estas baterías pueden tener relación directa con el sistema eléctrico del B787 *dreamliner* que difiere un poco del resto de aviones comerciales, este avión necesita generar más energía eléctrica porque funciones que en otros

aviones se realizan con energía neumática o hidráulica, en este caso necesitan energía eléctrica para funcionar. Al ser un avión con más requerimientos de energía eléctrica también necesita de dispositivos de mayor capacidad generadora como las baterías que puedan alimentar las cargas en caso de un fallo en el sistema.

El Airbus A350 de fabricación europea también estaba diseñado para usar baterías de ion-litio como las de B787 dreamliner pero a la vista de los incidentes ha vuelto a hacer uso de las clásicas baterías de Ni-Cd.

En febrero de 2016 la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) emitió un comunicado en el que a partir del 1 de abril de 2016 está prohibido transportar baterías de ion-litio como carga en aviones de pasajeros debido a que se sabe que los sistemas de protección contra incendios de los compartimentos de carga no pueden controlar incendios provocados por estas baterías; esta normativa no afecta a las baterías de ion-litio instaladas en los aparatos electrónicos personales.

4.5 Dispositivos de transformación y conversión

El sistema eléctrico de un avión alimenta a diferentes cargas que trabajan en corriente continua o alterna con distintos niveles de tensión que los que se obtienen en la generación, esto obliga a disponer de dispositivos capaces de ajustar la potencia eléctrica generada a los diferentes niveles de tensión requeridos por las cargas eléctricas y las barras de distribución.

Las tensiones típicas empleados en aviación son:

- 115 V en CA a 400 Hz.
- 26 V en CA a 400 Hz.
- 28 V en CC.
- 270 V en CC en los nuevos sistemas de distribución.

Estos dispositivos se pueden considerar como fuentes secundarias definidas como equipos que transforman y/o convierten la energía eléctrica proporcionada por las fuentes primarias (generadores principales, APU, generadores de emergencia o baterías) y que depende completamente de ellas; entre los equipos más utilizados en aviación comercial encontramos:

- Transformadores y Autotransformadores.
- Transformadores rectificadores (TRU).
- Autotransformadores rectificadores. (ATRU)
- Inversores.

Todos estos dispositivos se encuentran alojados en el compartimento de equipos eléctricos y electrónicos situado en la zona delantera de la embarcación bajo la cabina de pilotos.

4.5.1 Transformadores y autotransformadores

Estos dispositivos están muy extendidos a lo largo del sistema de distribución y su desarrollo ha permitido en gran medida el uso generalizado de corriente alterna en los sistemas embarcados.

Los transformadores empleados en aviación comercial suelen ser trifásicos, capaces de alimentar tanto cargas trifásicas como monofásica aunque cuando las potencias son muy elevadas estos dispositivos resultan demasiado voluminosos y pesados por lo que se opta por el uso de autotransformadores de menor volumen y peso para una misma potencia, además de un mayor rendimiento que llega a ser superior al 80% a plena carga.

Otra de las ventajas es la opción de tener varias tomas tanto en el primario como en el secundario, lo que permite tener diferentes relaciones de transformación en un único dispositivo, hecho muy destacado en un sistema eléctrico que está formado por cargas que requieren niveles de tensión tan diversos o en el que un mismo equipo puede tener circuitos con niveles de alimentación distinta. Normalmente se emplea en la transformación de 115 Vca a 26 Vca para la alimentación de sistemas indicadores de presión temperatura y posición, en algunos sistemas de iluminación de cabina o para niveles más reducidos de tensión 5 Vca para la iluminación de paneles e instrumentos de vuelo.

Actualmente en los nuevos diseños como el Boeing B787 dreamliner y Airbus A350 se emplean autotransformadores para convertir desde los 230 Vca de la generación a 115 Vca o viceversa para la alimentación de cargas o distribución de potencia.

El gran inconveniente del autotransformador es la ausencia de aislamiento galvánico de su circuito eléctrico lo que le hace incapaz de aislar señales no deseadas o ruidos procedentes de las fuentes de generación o de otros circuitos.

Los transformadores de intensidad también son empleados aunque en menor medida que los anteriormente descritos de tensión, su uso principal está destinado a proporcionar una señal que sirva a otros dispositivos como las GCU para el control y medida de la corriente generada.

4.5.2 Transformadores rectificadores TRU

La alimentación en corriente continua de muchas cargas hace necesario el uso de dispositivos capaces de rectificar la señal de corriente alterna generada en los alternadores principales, para ello se utilizan las denominadas unidades de transformación y rectificación TRU (“Transformer Rectifier Unit”).

La premisa en aviación de ahorrar en espacio y peso y en consecuencia en costes ha llevado a integrar en un solo elemento un transformador reductor de tensión

constituido por un primario en estrella y un secundario doble (estrella-triángulo) cuya salida se conecta a un rectificador formado por un puente rectificador de onda completa, componiendo lo que se conoce como unidad de rectificación y transformación TRU.



FIG. 4.15. Transformador rectificador TRU.

<http://www.cranee.com/Products/Power/datasheets/81-084.pdf>

Estas unidades se encargan de convertir la señal alterna de 115 V a 28 V en corriente continua, normalmente las TRU instaladas en los aviones no están reguladas por lo que su tensión de salida puede oscilar en función de las cargas conectadas, este tipo de unidades tienen la ventaja de ser más simples y ligeras además de más eficientes pero por el contrario el rizado de salida de la señal es mayor y puede influir por ejemplo en la recarga de baterías haciendo necesario incorporar un cargador para regular la recarga y mantener una tensión constante.

Es muy común que los aviones equipen varias unidades de transformación y rectificación para alimentar las distintas barras de continua, las corrientes típicas de salida que manejan son de 50, 100, 200 y 250 A.

En algunos aviones como el Airbus A380 se emplean unos rectificadores denominados BCRU ("Battery Charger Rectifier Unit") para sustituir las TRU, este dispositivo proporciona una salida regulada de tensión que se emplea tanto para alimentar las barras de corriente continua como para la recarga de las baterías.

4.5.3 Autotransformador rectificador ATRU

La implantación de nuevos sistemas de generación con tensiones de 230 Vca y distribución de ± 270 Vcc como en el caso del Boeing B787 dreamliner ha provocado la necesidad de incluir estas unidades que reciben alimentación de 3 fases a 230 Vca de frecuencia variable o 115 Vca de frecuencia fija a 400 Hz y la transforman en una salida de continua de 270 V.

4.5.4 Inversores

Los inversores son dispositivos encargados de convertir la corriente continua procedente de baterías en corriente alterna a la frecuencia de 400 Hz.

Estos equipos pueden ser de una fase o multifásicos con la ventaja de estos últimos de ser más ligeros para la misma potencia pero con los problemas asociados de la distribución y el balance de cargas. Trabajan con un nivel de tensión de entrada de 26-29 Vcc y son capaces de entregar más de una señal de tensión; por ejemplo 26 Vca en un canal y 115 Vca en el otro.

En la actualidad los aviones comerciales emplean inversores de tipo estático formado por puentes de tiristores GTO o transistores MOSFET combinados con diodos, tras la etapa de inversión se procede al filtrado de la señal para eliminar los transitorios de orden superior y finalmente un pequeño transformador se encarga de elevar el nivel de tensión adecuado para alimentar las cargas.

Los inversores son equipos que solo se emplean cuando se produce un fallo general de las fuentes primarias de generación; es decir cuando la única fuente disponible son las baterías y se encarga de proveer corriente alterna a las barras de cargas esenciales y vitales que alimentan sistemas como, radar, radio o las luces de cabina. En algunas operaciones específicas como el aterrizaje automático se requiere del inversor para que alimente los instrumentos de vuelo en el caso de un fallo repentino durante la fase crítica del aterrizaje.

En aviación comercial los inversores estáticos que se instalan suelen manejar potencias que oscilan entre 1 kVA (Airbus A320) y 2,5 kVA (Airbus A380).

4.6 Localización de los sistemas de generación

En la FIG 4.16 se indica la localización dentro del avión de las diferentes fuentes de generación descritas anteriormente.

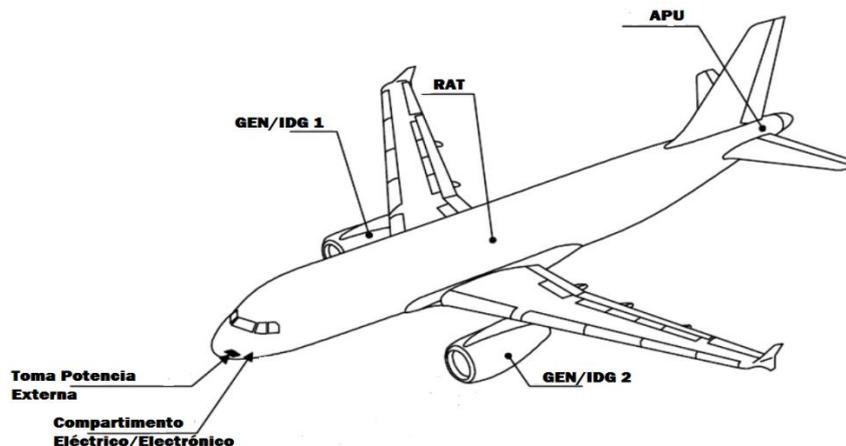


FIG. 4.16. Localización en el avión de las fuentes de generación.

5 Distribución eléctrica del avión.

5.1 Introducción

El sistema de distribución es el encargado de transportar la corriente ya sea en continua o alterna a las diferentes cargas consumidoras del sistema, la distribución de energía en un avión se realiza por medio de barras de distribución o colectores, estos elementos están formados por pletinas de cobre de baja impedancia instaladas en cajas de conexión o paneles de distribución desde donde se reparte la corriente a los circuitos u otras barras de distribución.

En aviación comercial la cantidad de cargas y circuitos a alimentar es muy elevada y la importancia de cada uno varía dependiendo de su función dentro del sistema, es por esto por lo que se realiza una clasificación de los diferentes servicios y cargas del sistema en función de la importancia que tienen para la seguridad del vuelo, de este modo se busca que las cargas conectadas a las barras de distribución puedan ser alimentadas desde fuentes de generación distintas. Atendiendo a su importancia dentro del sistema tenemos:

- **Servicios no esenciales:** son aquellos servicios que pueden desconectarse o quedar sin alimentación sin afectar a la seguridad en cualquier momento del vuelo con el fin de reducir la carga si se produce una situación anormal o de emergencia en el que una o varias de las fuentes de generación se encuentran inoperativas. Estas cargas se conectan a barras que en función del fabricante pueden denominarse como *barras principales*, *barras de cargas* o *barras del generador* y que reciben alimentación directamente desde los generados. Este tipo de barras tanto de alterna como de continua proporciona potencia eléctrica a cargas como los servicios de cocina, servicios de entretenimiento de pasajeros o las luces de lectura.
- **Servicios esenciales:** son aquellos servicios mínimos necesarios para asegurar un vuelo seguro en una situación de emergencia, van conectados a barras que suelen denominarse *barras esenciales* alimentadas siempre por al menos un generador (generadores principales, APU o generador de emergencia RAT) o desde las baterías del avión. Normalmente todos los aviones disponen de barras esenciales tanto en corriente alterna como en corriente continua.
- **Servicios vitales:** los servicios vitales están formados por todos los equipos necesarios tras realizar un aterrizaje de emergencia, estos equipos van conectados a barras que se denominan *barras calientes*, *barras de reserva* o *barras de emergencia*. Dentro de este grupo hay cargas tales como alumbrado

de socorro en cabina de pasajeros y tripulación, sistemas de radio, sistemas de control de combustible o sistemas de protección de incendios. Todos los aviones disponen de barras calientes o de reserva para alimentar equipos en corriente continua y alterna, las barras de continua se alimentan directamente por las baterías del avión sin ningún dispositivo de corte que interrumpa el suministro de energía, en el caso de barras de alterna también se alimentan desde las baterías a través de un inversor.

El sistema eléctrico de un avión dispone de varias clases de barras entre las más comunes encontramos:

- Barras principales.
- Barras esenciales.
- Barras de emergencia.
- Barras de batería.
- Barras de asistencia en tierra *handling*.
- Barras de servicio en tierra.
- Barras calientes.
- Barras específicas para algunos servicios determinados.

Cada tipo de barra está asociada a los diferentes generadores del sistema e interconectadas entre sí con el objetivo de que se puedan dirigir los flujos de corriente entre ellas de la manera adecuada dependiendo de cuál sea la situación del sistema eléctrico y de que fuentes estén disponibles en cada momento.

El sistema de distribución también está formado por elementos fundamentales para su correcto funcionamiento como son los contactores y relés encargados de la conmutación de las barras para dirigir los flujos de corriente, dentro de la distribución también se incluyen los dispositivos de conversión y transformación de corriente además de los conductores para transportar la corriente y los dispositivos de protección.

En la FIG 5.1 se muestra un esquema simplificado que sirve para explicar el funcionamiento del sistema de distribución de un avión, aunque los nombres de las barras o la disposición o unión entre barras puedan diferir entre los distintos fabricantes o modelos de aviones el funcionamiento básico es el mismo para todos.

5.2 Esquema general de distribución

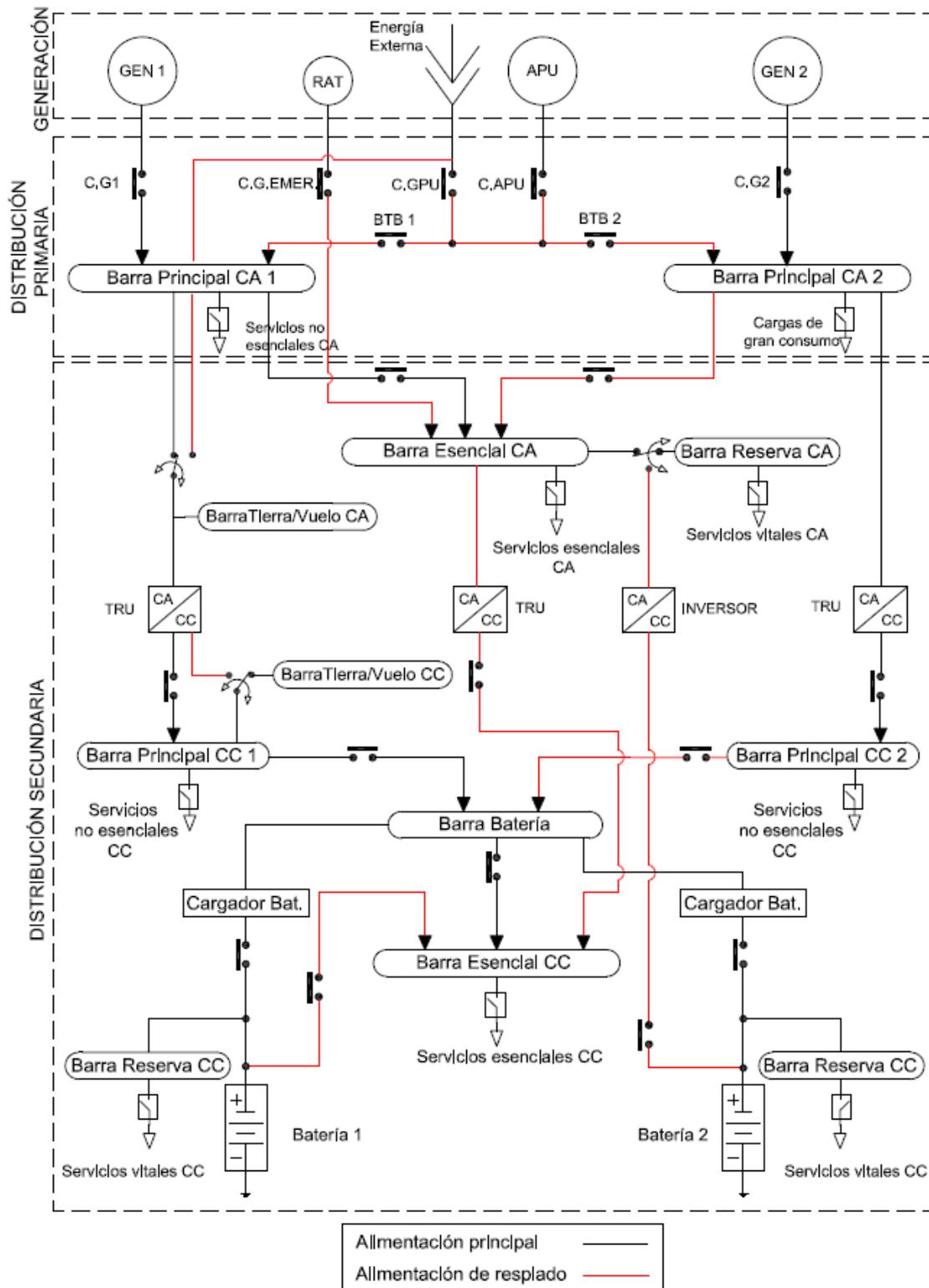


FIG. 5.1. Esquema general del sistema de distribución.

A continuación se hace un resumen del funcionamiento del sistema de distribución de un avión con el objetivo de explicar cómo se alimentan las diferentes barras del sistema dependiendo de la importancia de los servicios a los que suministran energía.

En un primer nivel están las fuentes de generación, en condiciones normales los generadores principales, en este ejemplo GEN 1 y GEN 2, son los encargados de alimentar directamente las barras principales de corriente alterna, si se produce un fallo en alguno de los generadores la unidad de potencia auxiliar APU puede alimentarlas cerrando el contactor de enlace de barras correspondiente BTB 1 o BTB 2 ("Bus Tie Breaker").

Para las operaciones en tierra cuando los motores están parados y por tanto los generadores principales no proporcionan energía los aviones disponen de tomas de energía externa alimentadas desde los grupos de potencia del aeropuerto GPU y que proporcionan energía al avión a través de las barras principales de alterna para alimentar todos los circuitos del avión o barras denominadas barras tierra/vuelo o de servicio de CA y CC encargadas de alimentar un número reducido de cargas cuando el avión está parado pero que también pueden alimentar cargas que funcionan durante el vuelo. En consecuencia estas barras deberán conectarse de tal forma que puedan recibir energía en ambas situaciones.

Una vez que las barras principales de alterna quedan alimentadas estas suministran energía al resto del avión, por un lado alimentan a las cargas de mayor consumo del sistema muchas de ellas pertenecientes a servicios no esenciales como las cocinas o los sistemas de entretenimiento de pasajeros que en condiciones normales reciben alimentación pero que en caso de producirse un fallo en alguno de los generadores principales podrán ser desconectadas bien de forma automática o manualmente por el piloto desde la cabina. Las barras principales de corriente alterna en condiciones normales se encargan de alimentar la barra esencial de alterna de la que dependen todos los sistemas esenciales del avión que funcionan con corriente alterna, debido a la importancia que tienen los equipos dependientes de esta barra para garantizar un vuelo seguro la barra esencial de alterna también puede recibir energía desde el generador de emergencia RAT en caso de que las barras principales de alterna no puedan suministrarle energía (fallo en el GEN 1 , GEN 2 y APU); en el supuesto caso de que el generador de emergencia tampoco pueda alimentar la barra esencial de alterna las baterías a través del inversor se encargan de proporcionarle energía

Las barras principales de alterna proporcionan energía al circuito de corriente continua alimentando las diferentes unidades de transformación y rectificado TRU ("Transformer Rectifier Unit") encargadas de transformar y adaptar la tensión típica de 115/200 Vca en los 28 Vcc empleados en continua.

El circuito de corriente continua también cuenta con barras principales desde donde se alimentan los servicios no esenciales de corriente continua, en condiciones normales las barras principales de corriente continua proporcionan

energía a la barra de batería desde la cual se alimenta la barra esencial de corriente continua, la barra de batería también puede proporcionar energía para recargar las baterías a través de sus respectivos cargadores.

Si la barra de baterías no puede alimentar la barra esencial de continua esta puede recibir energía desde la barra esencial de alterna a través de la unidad de transformación y rectificación TRU, si no pudiese alimentarse de este modo la batería se encargan de proporcionarle energía.

Finalmente están las barras de reserva o calientes del sistema dedicadas a alimentar equipos vitales, las barras de reserva de corriente continua van conectadas directamente a las baterías del avión, por su parte las barras de reserva de alterna se puede alimentar a través de la barra esencial de alterna, si esta no puede proporcionarle energía serán las baterías a través del inversor las encargadas de alimentarlas.

Como se muestra en la FIG 5.1 y con lo descrito anteriormente se puede observar que la distribución de energía eléctrica en un avión se puede dividir en dos niveles, por una parte la distribución primaria que constituye el enlace entre las fuentes de generación y las cargas, de esta distribución primaria se deriva el resto de los circuitos del avión a través de las barras principales de corriente alterna, en un segundo nivel está la distribución secundaria que se encarga de la protección y distribución de energía a las diferentes barras de corriente alterna y corriente continua a partir de la energía suministrada desde la distribución primaria.

5.3 Distribución primaria

El sistema de distribución primaria es el primer nexo de unión entre el sistema de generación y las cargas consumidoras, la salida de las fuentes de generación se llevan a través de conductores denominados (“feeders”) o alimentadores a las barras de distribución principales de corriente alterna. La distribución primaria se encarga de la gestión y distribución de la energía procedente de los generadores primarios (alternadores), de los generadores auxiliares (APU y GPU) y también de los generadores de emergencia RAT o generadores de Backup Boeing. Desde la distribución primaria parte todo el sistema eléctrico del avión alimentando a las a las cargas de gran consumo, distintas barras de corriente alterna y las unidades de transformación y conversión para proporcionar energía a los circuitos de corriente continua del sistema.

En el sistema de distribución primaria también se incluyen todos los contactores encargados de la conmutación y configuración del estado del sistema a primer nivel como son los contactores de los generadores principales C.G, contactores de enlace de barras BTB y los contactores de la unidad de potencia y la unidad de energía externa C.APU y C.GPU. Los contactores empleados en la distribución primaria manejan grandes potencias casi siempre superiores a 20 A por fase y

cuentan con contactos auxiliares que se emplean para indicar el estado del elemento (abierto/cerrado).

El control de estos contactores se suele realizar de forma automática través de las unidades de control del generador GCU y las unidades de control de funcionamiento del sistema eléctrico BPCU/ECMU que trabajan de forma conjunta para determinar la apertura/cierra de estos en cada situación. En el apartado 5.5 se hace una descripción más detallada de estos sistemas encargados del control automático de los contactores lo que facilita la gestión del sistema de distribución del avión.

Todos los componentes que integran la distribución primaria (barras de distribución, contactores, dispositivos de protección...) se encuentran alojados en armarios o paneles instalados debajo de la cabina de pilotos o en las bodegas del avión en lo que se denomina compartimento de equipos eléctricos y electrónicos.

Dentro del sistema de distribución primaria existen además tres configuraciones típicas de distribución para la alimentación de las barras principales de alterna desde las cuales se suministra energía al resto del sistema, el motivo para montar un tipo de arquitectura u otra radica en el número de motores de empuje que posea la aeronave, es decir en el número de generadores principales que tenga el avión, de este modo tenemos:

- Sistema de distribución de barra partida.
- Sistema de distribución de barras en paralelo.
- Sistema de distribución de barra partida modificada.

Sistema de distribución de barra partida

Este tipo de sistema de distribución es típico de aviones bimotor como los Airbus A300, A310 y A320 o los Boeing B737 757 o B777.

En condiciones normales, cada generador principal GEN 1 y GEN 2 se encarga de alimentar su propia barra principal de corriente alterna, estas barras se mantienen aisladas una de otra mediante contactores de enlace de barras BTB (“Bus Tie Breaker”) con el fin de evitar que dos generadores puedan alimentar la misma barra de forma simultánea. Es importante destacar que los dos generadores deben de trabajar de forma aislada ya que sus corrientes de salida no están reguladas en fase y la conexión simultánea de dos generadores a la misma barra provocaría graves problemas en el sistema. El sistema de distribución de barra partida si permite que los generadores principales alimenten cualquiera de las dos barras principales de alterna pero no de forma simultánea.

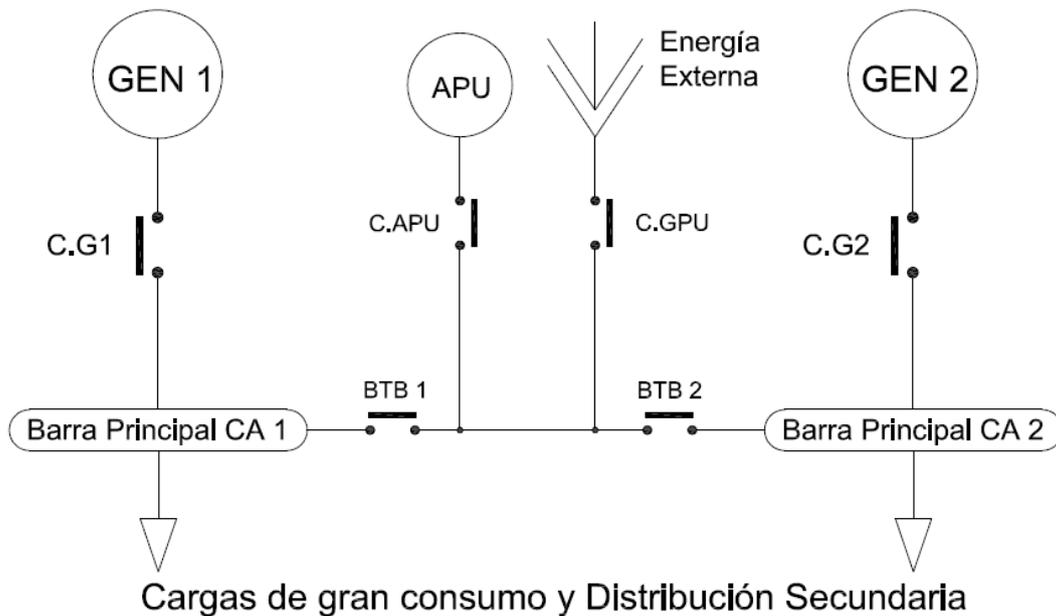


FIG. 5.2. Esquema simplificado de sistema de distribución de barra partida.

En el caso de fallo en alguno de los generadores principales se aísla dicha unidad mediante su contactor del generador C.G1 o C.G2 para posteriormente cerrarse los contactores de enlace de barras BTB 1 y BTB 2, de este modo el generador operativo suministra energía a la barra que ha quedado sin alimentación.

La mayoría de aviones bimotor cuentan además con una unidad de potencia auxiliar APU que puede arrancarse durante el vuelo para proporcionar energía eléctrica de respaldo durante el vuelo si alguno de los generadores principales han fallado, ante esta posibilidad la APU puede proporcionar la potencia necesaria para alimentar la barra que ha quedado sin alimentación cerrando el contactor del generador C.APU y el contactor de enlace de barras BTB 1 ó BTB 2 y que no sea un solo generador el que asuma todas las cargas del sistema.

Para los servicios en tierra los aviones bimotor disponen de una toma de energía externa encargada de alimentar un grupo reducido de cargas cuando el avión está parado, para ello las unidades de potencia externa GPU alimentan una o ambas barras principales cerrando el contactor C.GPU y los contactores BTB 1, BTB 2 o ambos.

La apertura y cierre de los diferentes contactores del sistema se realiza de forma automática a través de la unidad de control del sistema de distribución BPCU/ECMU y las unidades de control del generador GCU que trabajan de forma conjunta.

Sistema de distribución en paralelo

Este tipo de distribución es típica de aviones con tres motores como el Boeing 727 o el McDonnell Douglas DC-10.

En condiciones normales los tres generadores GEN 1, GEN 2 y GEN 3 se conectan a su respectiva barra principal de alterna a través de sus contactores de generador C.G1, C.G2 y C.G3, las barras principales a su vez se conectan a una barra de sincronismo a través de los contactores BTB 1, BTB 2 y BT3, de este modo los tres generadores trabajan en paralelo repartiéndose así las cargas del sistema. Un aspecto a tener en cuenta es que para trabajar en paralelo la corriente de salida de cada generador debe de estar regulada de forma que variables como la frecuencia, valores eficaces de tensión o la fase deben de estar reguladas para poder conectarse a la barra de sincronismo.

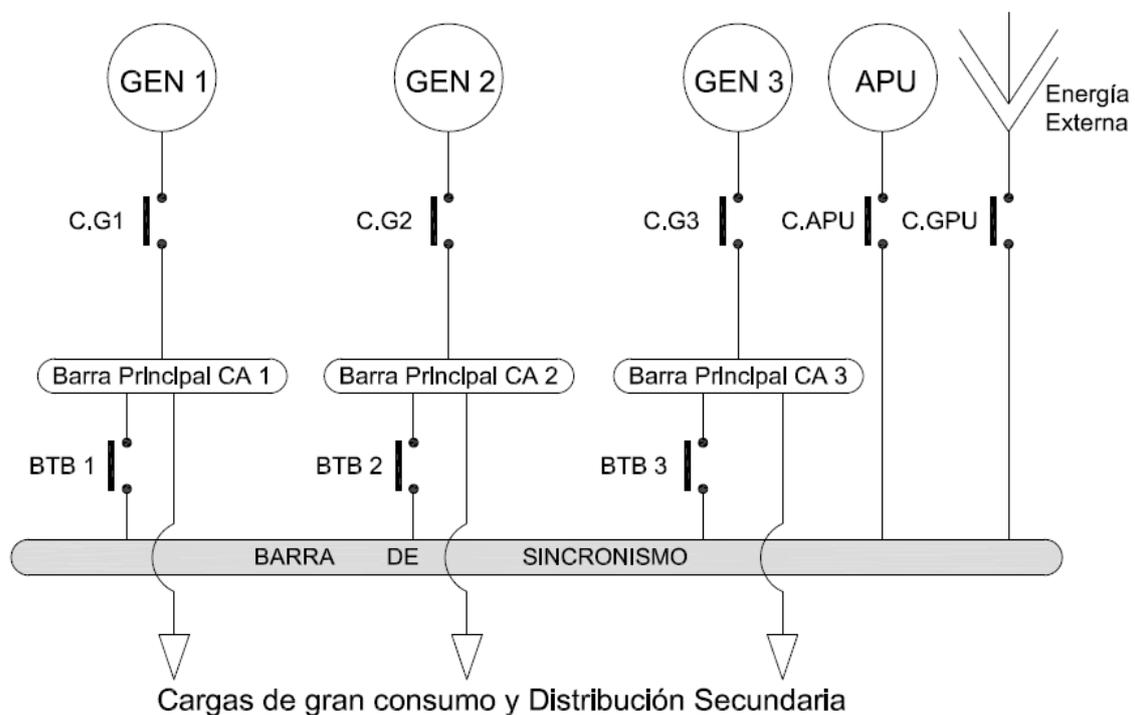


FIG. 5.3. Esquema simplificado de sistema de distribución en paralelo.

Una de las ventajas del sistema paralelo es que ante un posible fallo en un generador las barras principales ya están conectadas a través de la barra de sincronismo y el resto de generadores operativos puede alimentar la barra que ha quedado sin energía, solo será necesario aislar el generador afectado abriendo su contactor.

Si el fallo se produce en una de las barras principales de alterna esta quedará automáticamente aislada del sistema mediante la apertura de los contactores tanto del generador C.G como de la unión con la barra de sincronismo BTB permaneciendo aislada hasta que el fallo desaparezca.

Los sistemas de distribución en paralelo presentan una gran desventaja y es que su funcionamiento está menos automatizado por lo que requieren de la supervisión de la tripulación para el control de los diferentes contactores.

Comparación entre el sistema de barra partida y el sistema paralelo

A continuación se exponen algunas de las diferencias o ventajas entre el uso del sistema aislado y el sistema paralelo:

Sistema Paralelo.

- Este sistema aprovecha la capacidad de los generadores con más eficiencia, haciendo posible un número menor de estos o que sean de menor potencia.
- La pérdida de un generador no supone la pérdida de energía primaria en el conjunto del avión.
- En caso de fallo la redistribución de la carga al resto de generadores es automática, lo cual simplifica las funciones de acción o supervisión por parte de la tripulación evitando el posible error humano.
- En el sistema paralelo todos los generadores necesitan trabajar en sincronismo; magnitudes como el voltaje, la frecuencia y la fase deben de sincronizarse con márgenes de tolerancia muy reducido.

Sistema de Barra Partida.

- Es un sistema de distribución más simple que contribuye a aumentar la fiabilidad del mismo.
- Las faltas como corrientes de cortocircuito o diferenciales tienen menor magnitud, permitiendo que los elementos de corte sean más pequeños y ligeros.
- Los problemas en una sección del sistema eléctrico solo afectan al generador asociado a dicha sección.
- En algunos casos los sistemas aislados pueden diseñarse para trabajar sincronizados, (no paralelos), eliminando posibles problemas de frecuencia que pueden afectar a sistemas como el radar de la aeronave.

Sistemas de distribución de barra partida modificada

El sistema de distribución con barra partida modificado es una mezcla de los sistemas anteriores combinando las mejores características de uno y otro ofreciendo al sistema de distribución la mayor flexibilidad posible. Es típico de aviones de cuatro motores como el Boeing B747 o el McDonnell Douglas DC-8.

El sistema eléctrico puede operar en distintas configuraciones, los generadores pueden trabajar en paralelo o de forma aislada dependiendo de la situación y de los generadores que se encuentren operativos.

En condiciones normales los cuatro generadores trabajan en paralelo para lo cual todos ellos deben de estar en fase, en esta configuración cada una de las barras principales de alterna se conecta mediante su contactor de enlace de barras BTB a las barras de sincronismo, GEN 1 y GEN 2 a través de BTB 1 y BTB 2 a la barra de sincronismo izquierda y GEN 3 y GEN 4 a través de BTB 3 y BTB 4 a la barra de sincronismo derecha, además para que los cuatro generadores trabajen en paralelo existe un contactor denominado contactor de sistema dividido SSB (“Split System Breaker”) que en operación normal está cerrando permitiendo de ese modo que todas las cargas queden repartidas entre los cuatro generadores. Si se abre el contactor SSB el sistema funciona como dos sistemas en paralelo por separado (izquierdo y derecho).

Este sistema de distribución también permite que los generadores trabajen de forma aislada abriendo los contactores BTB y aislándolos de las barras de sincronismo, en esta situación cada generador alimenta a su barra principal de alterna aunque esta configuración solo se da en ciertas situaciones de fallo o cuando el avión está en tierra y se alimenta a través de las tomas de energía externa.

Los aviones de cuatro motores suelen equipar dos unidades de potencia auxiliar APU1 y APU2 además de dos tomas de energía externa que conectadas a las barras de sincronismo (izquierda y derecha) pueden alimentar las barras principales de alterna del avión.

Al igual que en el sistema de distribución de barra partida, todos los contactores asociados a las fuentes de generación (C.G1, C.G2, C.G3, C.G4) y los contactores de enlace de barras BTB 1, BTB 2, BTB 3 y BTB 4 están controlados por las unidades de control BPCU/ECMU y GCU.

Si se produce un fallo en el funcionamiento del sistema eléctrico, las unidades de control se encargan de reconfigurar el sistema para hacer posible que la totalidad o el mayor número de cargas posible reciba alimentación; por ejemplo, si se produce un fallo en el GEN 1 su unidad de control GCU se encarga de abrir el contactor C.G1 aislando el generador del sistema, la barra principal CA 1 ahora queda alimentada a través de la barra de sincronismo por los tres generadores restantes o en caso necesario por las unidades de potencia auxiliar.

Si el fallo se produce en una barra principal de alterna (fallo de aislamiento, cortocircuito) esta queda automáticamente aislada del sistema abriendo el contactor del generador que la alimenta y el contactor de unión con la barra de sincronismo permaneciendo sin alimentación hasta que la falta desaparezca.

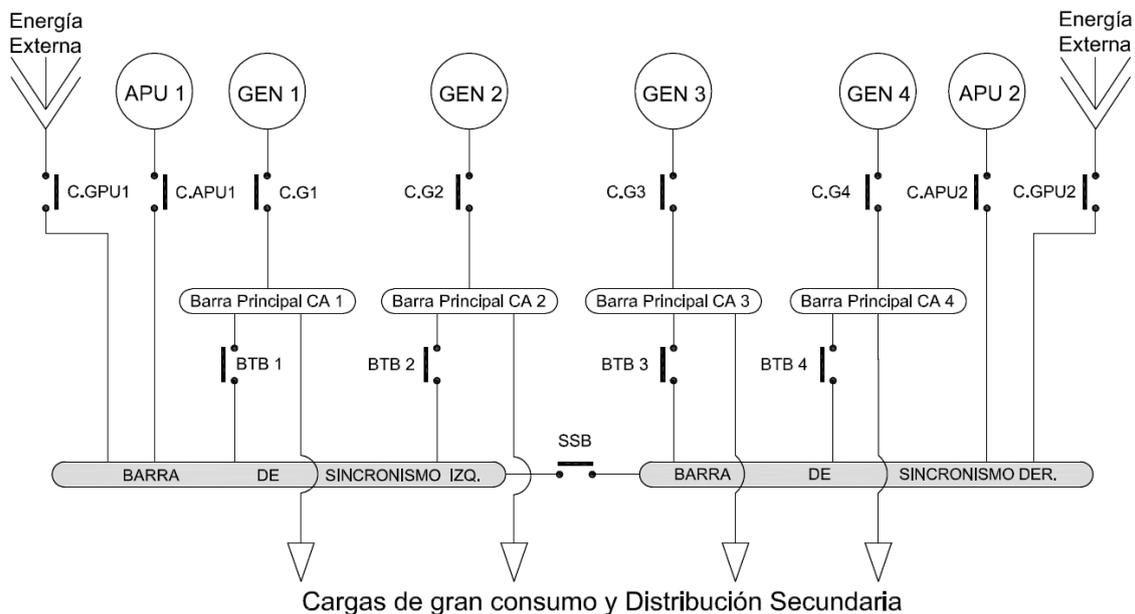


FIG. 5.4. Esquema simplificado de sistema de distribución de barra partida modificada.

5.4 Distribución secundaria

El sistema de distribución secundaria se encarga de distribuir la potencia procedente del sistema de distribución primaria a las diferentes barras de corriente alterna (barras esenciales, de reserva...) y dispositivos de transformación y conversión como las unidades de transformación y rectificación TRU para alimentar todas las barras de corriente continua del sistema. Este sistema está asociado a circuitos tanto en corriente continua como alterna con consumos medios y altos pero siempre menores que los que forman la distribución primaria.

El sistema de distribución secundario es capaz de auto-configurar su estado en función de cual sea el estado general del sistema eléctrico y que fuentes de generación se encuentren operativas en cada momento, para ello se sirve de elementos de conmutación como contactores o relés cuyo funcionamiento es similar al de los contactores encargados de distribuir el flujo de corriente hacia las barras y cargas que necesitan alimentación. El uso de relés se destina a circuitos cuyas corrientes no superan los 20 A/fase, para corrientes más pequeñas pueden utilizarse interruptores normales con menor coste y peso.

Como ocurre en la distribución primaria todos los elementos que componen la distribución secundaria (barras de distribución, relés, dispositivos de protección...) están instalados en paneles o armarios situados en el compartimento de equipos eléctricos y electrónicos. La única excepción son aquellos dispositivos de protección, normalmente disyuntores térmicos que no disponen de control remoto y no pueden ser monitorizados a distancia, en estos casos deben de instalarse en la cabina de los pilotos para poder ser supervisados.

En los aviones de nueva generación como el Airbus A380 y el Boeing 787 se han comenzado a instalar controladores de potencia de estado sólido SSPC ("Solid State Power Controllers") para la distribución secundaria, de esta forma se sustituyen relés y disyuntores térmicos por dispositivos más pequeños y ligeros que pueden realizar las mismas funciones.

5.5 Unidades de control del sistema de distribución

Un avión comercial estándar dispone de barras de distribución asociadas a las distintas fuentes generadores pero la interconexión entre ellas para conmutar los flujos de potencia de la manera adecuada en cada operación dependerá de cada tipo de aeronave y la arquitectura de su sistema eléctrico.

En los aviones actuales los contactores y relés encargados de la interconexión entre barras están gestionados por unidades electrónicas que permiten el control global y automático de todo el sistema eléctrico. Estas unidades de control están basadas en ordenadores (microprocesadores) y han sustituido a los complejos circuitos de relés lógicos que antes se encargaba de la gestión de los contactores haciendo que el funcionamiento sea más eficiente y sobre todo automatizándolo.

Estos dispositivos pueden denominarse de diferentes formas, por ejemplo el fabricante Airbus las denomina ECMU ("Electrical Contactor Management Unit"), en los aviones de Boeing se conocen como BPCU ("Bus Power Control Unit), con independencia del nombre sus funciones son iguales o similares en la mayoría de los aviones. Las unidades reciben información desde diferentes dispositivos del sistema eléctrico como las unidades de control del generador GCU, panel de control en cabina, diferentes contactores y relés del sistema o desde las propias barras de distribución. Dependiendo de los datos obtenidos los microprocesadores determinan el estado de los principales contactores y relés del sistema de distribución y los controlan a través de sus salidas.

Entre las funciones de las unidades de control cabe destacar:

- Controlar la conexión y desconexión entre las fuentes de generación y las barras de distribución.
- Detección de ausencia de tensión en las barras de distribución.
- Coordinar la operación entre barras.

- Impedir alimentar barras que ya están energizadas.
- Controlar los contactores de enlace de barras BTB y diferentes contactores y relés del sistema de distribución.

Además de estas funciones también envían datos del funcionamiento del sistema eléctrico a las pantallas instaladas en la cabina de pilotos o crean registros de fallos para facilitar las labores de mantenimiento.

En los aviones actuales hay instalada al menos una unidad de control de barras aunque en función de sus características pueden instalarse más, la ubicación de este dispositivo suele estar en el compartimento eléctrico y electrónico junto a otros dispositivos como las baterías o las unidades de control del generador.

5.6 Evolución de los sistemas de distribución. Sistema ELMS

El continuo aumento del número de cargas eléctricas así como sus consumos y la importancia de estas para el correcto funcionamiento tanto del sistema eléctrico como de otros sistemas ha llevado a desarrollar dispositivos encargados del control directo de cargas, es decir lo que se conoce como sistema de gestión de cargas ELMS (“Electrical Load Management System”). Estas unidades se han ido incorporando a los sistemas de distribución y trabajan conjuntamente con las GCU y BPCPU/ECMU, el primer avión en instalar este sistema desarrollado por la empresa GE Aviation fue el Boeing 777.

EL sistema de gestión de cargas es un sistema que integra la distribución de potencia y el control y gestión de cargas en un mismo dispositivo, está formado por varias unidades electrónicas modulares encargadas de gestionar un grupo de cargas asignando prioridades de funcionamiento a las cargas en función de la importancia que tengan dentro del sistema para el correcto funcionamiento, así si se produce una sobrecarga o un fallo en el que las fuentes de generación no sean capaces de alimentar a todas las cargas del sistema, el ELMS irá desconectando de manera automática diferentes cargas en función de la prioridad asignada.

La idea de la gestión de cargas es equiparar el nivel de generación con el de consumo reconfigurando la conexión y desconexión de cargas con el fin de obtener una distribución óptima y evitar que se produzcan sobrecargas. En muchos casos la importancia o prioridad de las cargas varía dependiendo de la fase de vuelo en la que se encuentre el avión por ello el ELMS está programado para las distintas fases de vuelo.

En ocasiones ocurre que hay varias cargas que tienen el mismo nivel de prioridad, en este caso el ELMS se encarga de decidir que cargas se desconectan y cuales continúan en servicio pero siempre con el objetivo de mantener el mayor número posible de cargas conectadas. La unidad dispone de una interfaz en la cabina de los pilotos donde los pilotos también pueden conectar o desconectar las cargas y ver el estado del sistema.

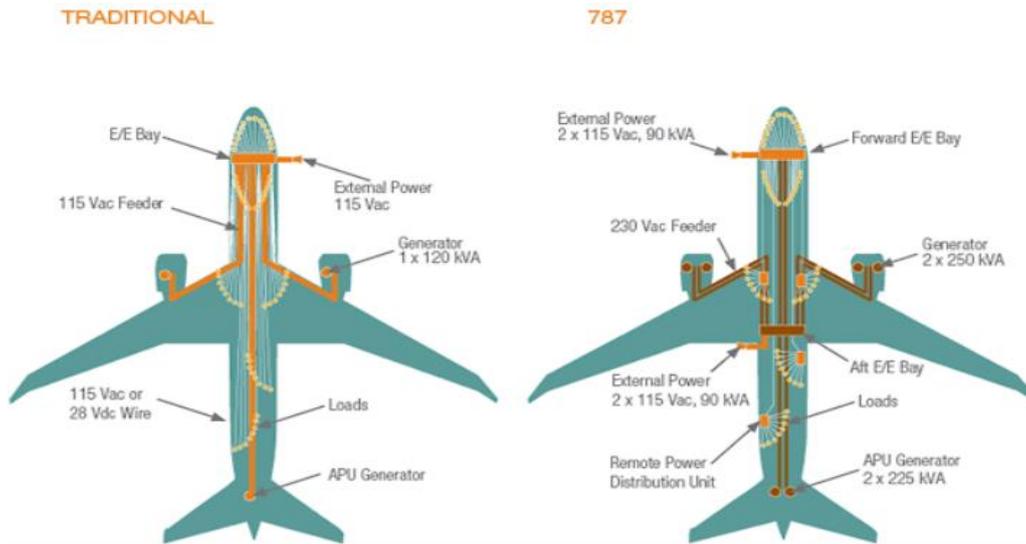
En el capítulo 6 donde se hace un estudio detallado del sistema eléctrico del Boeing 777 se describe más en profundidad este sistema así como las diferentes unidades que lo integran. Este sistema de distribución “inteligente” supone una reducción muy considerable en peso, volumen, conductores y dispositivos de protección como relés y disyuntores térmicos, además de suponer un sistema de distribución mucho más eficiente.

5.7 Localización de los elementos de distribución en el avión

Dentro del sistema de distribución existen dos configuraciones que determinan la situación de los armarios o paneles donde se encuentran los elementos de la distribución primaria y secundaria, además de otros elementos como las baterías o las unidades de transformación y rectificación.

- **Arquitectura Centralizada:** este tipo de instalación es la que se emplea en la mayoría de aviones y se caracteriza por ser un sistema de distribución punto a punto, está formado por único centro de distribución principal situado en la zona delantera del avión (compartimento de equipos eléctricos y electrónicos) donde se encuentran todos los equipos y componentes que forman la distribución primaria y secundaria, desde este centro de distribución salen todas las líneas que alimentan las diferentes cargas repartidas a lo largo del avión.
- **Arquitectura distribuida o descentralizada:** actualmente este tipo de configuración no está muy extendida aunque aviones como el Boeing 787 han comenzado a utilizarla en sus sistemas de distribución eléctrica. En esta configuración los paneles de distribución primaria y secundaria ya no se encuentran instalados en el mismo compartimento sino que están repartidos por distintas zonas del avión. Los paneles de distribución primaria están instalados en uno o dos compartimentos denominados centros primarios de distribución donde llegan los conductores de salida de los generadores, estos centros están localizados en la zona delantera y la zona central del avión. Desde los centros primarios se alimentan a un grupo de centros secundarios colocados estratégicamente a lo largo de todo el avión los cuales se encargan de alimentar a las cargas próximas a ellos. Estos centros secundarios cuentan con elementos de protección y control y forman la distribución secundaria del sistema.

La configuración descentralizada presenta una serie de ventajas como la reducción de conductores lo que se traduce en una disminución del peso del sistema además de facilitar la instalación y el mantenimiento.



Centralized Distribution:
Circuit Breakers, Relays,
and Contactors

Remote Distribution:
Solid-State Power Controllers and
Contactors

FIG. 5.5. Distribución centralizada y distribuida.

5.8 Conductores

Los conductores constituyen el esqueleto del sistema de distribución eléctrico de un avión, son los encargados de transportar la energía eléctrica u otro tipo de señales como señales de datos desde los generadores o fuentes hacia las cargas y los receptores.

5.8.1 Características

Los conductores de distribución de potencia empleados en un avión deben tener algunas características técnicas que son comunes independientemente de en qué lugar se encuentren instalados.

- El conductor instalado siempre será flexible conformado por varios hilos, almas de tipo rígido no suelen emplearse a excepción de conductores instalados en zonas donde no exista problemas de vibración; además deben presentar una resistencia mecánica buena con el fin de evitar posibles roturas debido a vibraciones o impactos.
- La sección de los conductores instalados deben ser capaces de transportar la corriente requerida sin que se produzcan sobre el conductor sobrecalentamientos o que este pueda llegar a quemarse, en este aspecto los conductores instalados no deben ser propagadores de llama y humo en el caso de que se llegaran a quemar.
- La caída de tensión máxima admisible en los conductores procedentes de las fuentes principales de generación y baterías nunca debe de exceder el 2% de la tensión de salida de la fuente, para los circuitos que parten desde las barras de distribución hasta los equipos se expone la tabla 14 que recoge las máximas caídas de tensión admisibles.

V nominal	Caída de tensión admisible (Régimen Continuo) Servicio superior a 2 min. 3.5%	Caída de tensión admisible (Régimen Discontinuo) Servicio inferior a 2 min. 7%
28 CC	1 V	2 V
115 CA	4 V	8 V
200 CA	7 V	14 V

Tabla 14. Caída de tensión máxima en circuitos de CC y CA.

- Todos los conductores independientemente del nivel de tensión que manejen deben de incorporar un material aislante con el fin de prevenir cortocircuitos con otros conductores y elementos metálicos o arcos eléctricos. El material aislante debe de presentar un alto grado resistencia de aislamiento que evite corrientes de fuga y alta rigidez dieléctrica para que no se produzca una perforación del aislamiento ante posibles sobretensiones. La mayoría de conductores instalados tienen una tensión de aislamiento de 0,6/1 kV sin que su aislamiento sufra perforaciones.
- La mayoría de fabricantes utiliza una codificación de colores en la cubierta de los conductores de potencia para distinguirlos del resto, así para un sistema trifásico la fase A es de color rojo, la B amarilla y la C azul.

Las condiciones y ambientes de trabajo en las que opera los conductores de un avión son muy diversas, desde su diseño es esencial determinar cuáles serán las rutas seguidas y la atmósfera de trabajo a la que estarán expuestos con el fin de elegir el conductor que mejor se adapta a las necesidades y facilitar las labores de inspección y mantenimiento. A continuación se enumeran las condiciones más frecuentes a las que se encuentran sometidos los conductores en un avión, estas condiciones vienen recogidas en la norma MIL-STD-810 y pueden ser aplicables a muchos equipos eléctricos a bordo del avión.

- **Vibraciones:** existen en el avión numerosas zonas que bien de forma transitoria o continuada están expuestas a altas vibraciones lo que provoca que los conductores estén sometidos a grandes esfuerzos mecánicos pudiendo ocasionar la fractura de los mismos.
- **Humedad:** la humedad supone un gran problema para los conductores, en muchas ocasiones se producen ambientes con una humedad del 100% que unido a altas temperaturas favorecen la aparición temprana de corrosiones sobre los terminales y conductores.
- **Contaminación química:** derivada de la exposición o contacto de los conductores con fluidos hidráulicos, electrolitos de baterías o el fuel.
- **Variación de temperaturas:** el avión es un sistema sometido a fuertes gradientes de temperatura, puede pasar de temperaturas muy bajas en torno a -60°C a una altura de 11.000 m a elevadas temperaturas superiores a 260°C en zonas próximas a los motores, estas variaciones aceleran la degradación de los aislamientos y facilitan la rotura de los conductores. A esto se puede añadir las dificultades para evacuar el calor generado por los conductores debido a la baja densidad del aire a grandes altitudes.

- **Problemas de Interferencias electromagnéticas (IEM):** las interferencias electromagnéticas se detectan como tensiones o corrientes indeseables que tienen efectos adversos sobre los sistemas eléctricos y electrónicos, su origen puede ser externo, por ejemplo en el caso de rayos o transmisores de radio o radar, o internos provocados por generadores y motores, luces fluorescentes, equipos de radio y radar o microprocesadores.

Los problemas que pueden presentarse en una aeronave afectada por interferencias electromagnéticas son:

- Ruido en las comunicaciones de radio.
- Parpadeo de los sistemas de iluminación.
- Pérdida de los datos en las memorias de los ordenadores.
- Error de marcación de los instrumentos de vuelo.

Todas estas interferencias afectan a equipos de vital importancia como receptores de radar y radio, instrumentos electrónicos o sistemas de entretenimiento del pasaje.

Las interferencias electromagnéticas son responsables del 50% de las incidencias que se registran en los vuelos;

- 20% debidas a los equipos y cargas eléctricas propias del avión.
- 15% por el impacto de rayos.
- 10% provocadas por los transmisores localizados en tierra.
- 5% por el uso de dispositivos electrónicos personales como teléfonos móviles y ordenadores portátiles.

5.8.2 Materiales

Los conductores empleados en aviación para la distribución de potencia están formados como en la mayoría de instalaciones eléctricas por una alma conductora y un aislante al que se le puede añadir una cubierta en los casos que sea necesario proteger el aislante de agresiones externas como: mecánicas, químicas o interferencias electromagnéticas.

El cobre y el aluminio son los materiales utilizados para la construcción de las almas, el cobre es un elemento de gran conductividad y ductilidad además de ofrecer gran resistencia a la tracción mecánica, por su parte el aluminio presenta menor conductividad (60% de la del cobre) y menor resistencia a la tracción mecánica por lo que su uso no está permitido en zonas de gran vibración y nunca se empleará en conductores de pequeña sección, como ventajas presenta que es más ligero y más barato.

La gran mayoría de conductores instalados en el avión (unipolares, bipolares, tripolares o multipolares) están formados por hilos de cobre recubiertos de estaño,

plata o níquel que le aportan mejor comportamiento a elevadas temperaturas y previene la oxidación que puede formarse entre las superficies de contacto y que limitan el flujo de corriente eléctrica. Los conductores de aluminio se emplean cuando las distancias de conexión son grandes y también lo son las secciones con el fin de evitar roturas del conductor por vibración. En el Airbus A380 los conductores eléctricos son de aluminio en lugar de cobre para conseguir un mayor ahorro de peso.

Para conductores de cobre estañado se aplican las normas MIL-W-22759 y MIL-W-5086, para los de aluminio se usa la norma MIL-W-7072.

En cuanto a los materiales usados para la fabricación del aislamiento y las cubiertas tienen que cumplir varios requisitos estrictos, tales como robustez y flexibilidad en una amplia gama de temperaturas, resistencia a los combustibles, lubricantes y líquidos hidráulicos, facilidad de pelado para el conexionado, no propagadores de llama y humo y peso mínimo. Todas estas condiciones han de tenerse en cuenta a la hora de elegir el tipo de conductor correcto.

Los materiales empleados en la fabricación de los aislantes y cubiertas externas son muy diversos, pero existen un parámetro como es la temperatura de operación del conductor que determina en gran medida los compuestos empleados en cada caso y su aplicación más indicada. En la tabla 15 se detallan los conductores y materiales típicos empleados en los sistemas de distribución de potencia en un avión.

Dentro de los conductores eléctricos hay que destacar los conductores blindados o apantallados destinados a evitar problemas de interferencias electromagnéticas y cuyo uso se ha incrementado notablemente debido al aumento de dispositivos electrónicos instalados en el avión que son sensibles a estas interferencias. Ej. NYVINSMETSHEATH, estos conductores están formados por un tubo metálico o una malla de cobre situada entre el aislamiento y la cubierta que actúa de jaula de Faraday para evitar interferencias o acoplamiento de ruidos procedentes de fuentes externas o para que el propio conductor no las irradie.

La pantalla se conecta directamente a la estructura del avión, para que esta sea efectiva debe conectarse solo en un extremo del conductor con el fin de evitar que por ella circule corrientes que podrían acoplarse a los conductores de señal provocando un efecto contraproducente.

Los conductores blindados tienen diversas aplicaciones y se instalan cerca de los generadores, sistemas de ignición, sistemas de comunicaciones o en líneas donde los contactores gestionen altas corrientes.

Tipo	Conductor	Aislamiento y Cubierta	Tª de trabajo	Aplicaciones
NYVIN	Cobre estañado o aluminio	Compuesto de P.V.C (Cloruro de Polivinilo) Trenza de vidrio de nylon.	-75°C a +65°C	Conexión de servicios generales, excepto cuando las temperaturas ambientales sean muy elevadas o sean necesarias propiedades de gran flexibilidad
PREN	Cobre estañado o aluminio	Trenza de vidrio compuesto de policloropreno.	-75°C a +50°C	
TERSIL	Cobre estañado o aluminio	Goma de Silicona, cintas de poliéster, trenza de vidrio, fibra de poliéster y barniz.	-75°C a +150°C	
FEPSIL	Cobre niquelado	Goma de silicona, trenza de vidrio y F.E.P (Etileno Propileno Fluorado)	-75°C a +190°C	
EFGLAS	Cobre niquelado	Trenza de vidrio, E.T.E.F (PolitetraEtilenoFluoruro+GLASs).	-75°C a +220°C	Temperaturas de funcionamiento altas. Zonas donde se necesite resistencia a fluidos corrosivos o cuando se requieran grandes flexiones en condiciones de temperatura baja, ej. Tren de aterrizaje
UNIFIRE-“F”	Cobre niquelado	Trenza de vidrio, E.T.E.F, fieltro de amianto impregnado de barniz de silicona	Hasta 240°C	En circuitos que necesiten funcionar en un incendio o después de él.
NYVIN SMETSHEATH	Cobre estañado o aluminio	Igual que el NYVIN más una capa general de trenza de cobre con cinta de poliéster, trenza de nilón y laca.	-75°C a +65°C	Zonas en las que sea necesario un apantallamiento

Tabla 15. Conductores eléctricos de uso común en aviación.

5.8.3 Secciones de los conductores

En aviación la norma usada para la medida de secciones es la americana AWG (American Wire Gauge).

Las secciones van desde la 0000 que es la de mayor hasta la 40, en el caso de conductores de cobre el uso de secciones AWG inferiores a 20 no es recomendable ya que no ofrecen seguridad en cuanto a resistencia mecánica se refiere, para conductores de aluminio se desaconseja el uso de secciones AWG inferiores a 8 y su instalación en zonas expuestas a humos corrosivos, fuertes vibraciones o donde exista la necesidad frecuente de conexión y desconexión de los conductores. Las secciones más grandes que se emplean en aviación son de 2 AWG en cobre y 0 AWG en aluminio, si se requieren de secciones superiores es necesario la certificación por parte de los organismos competentes.

Por ejemplo Airbus y Boeing no utilizan conductores de sección inferior a 26 AWG y 24 AWG respectivamente.

La tabla 16 muestra las secciones AWG típicas empleados en instalaciones aeronáuticas y sus usos más frecuentes.

Sección AWG	Diámetro (mm)	Sección (mm ²)	Sección UNE (mm ²)	Intensidad Máxima	Aplicación Típica
22	0.64	0.33	1		Cargas de baja potencia.
20	0.8	0.5			
18	1	0.8			
16	1.29	1.3	1.5		Cargas de media potencia.
14	1.63	2.1	2.5	25	Distribución secundaria y grandes cargas.
12	2.05	3.3	4	30	
10	2.6	5.26	6	40	Distribución primaria.
8	3.26	8.37	10	55	
6	4.1	13.3	16	75	
4	5.2	21.15	25	95	
2	6.54	33.6	35	130	
1	7.35	42.4	50	150	
0	8.25	53.5	70	170	
00	9.27	67.4		195	
000	10.4	85	120	225	
0000	11.7	107		260	

Tabla 16. Secciones AWG.

El método para determinar la sección de los conductores en aviación es muy similar al que se aplica en cualquier instalación eléctrica recogida en el REBT, ya que emplea las mismas fórmulas de cálculo y los mismos criterios a cumplir como el de máxima intensidad y máxima caída de tensión admisible.

La industria aeronáutica se basa en dos métodos normalizados para el cálculo de secciones, la norma MIL-W-5088 y las recogidas en la FAA (Administración Federal de Aviación).

5.8.3.1 Cálculo de Sección según F.A.A.

Para el cálculo de secciones según la F.A.A se deben obtener una serie de datos iniciales como son:

- Datos de la línea:
 - Tipo de tensión de la línea.
 - En CA. Monofásica 115 V. Trifásica y bifásica 200 V.
 - En CC. Monofásica 28 V. Hay que especificar si cuenta con línea de retorno.
 - Longitud de la línea
 - Máxima caída de tensión en la línea.
- Datos de la carga:
 - Consumo de potencia o intensidad.
 - Factor de potencia.
 - Tiempo de servicio de la carga:
 - > 2 min. Servicio continuo.
 - < 2 min Intermitente.
- Condiciones del entorno:
 - Forma de Instalación: en mazo, bajo tubo.

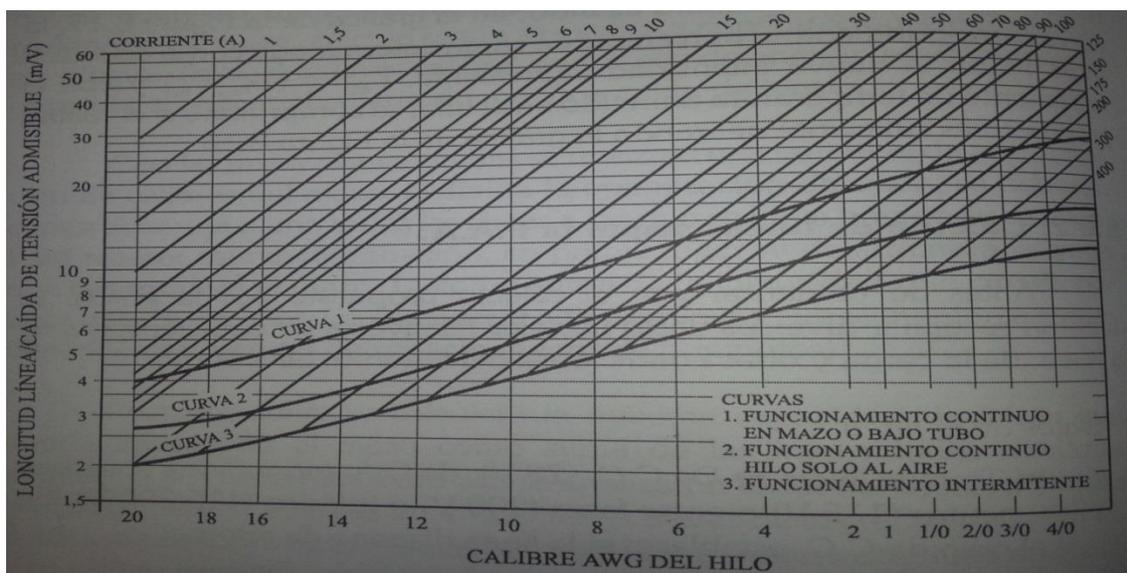


FIG. 5.6. Tabla para el cálculo de secciones según la FAA.

Este método es el más sencillo ya que apenas requiere cálculos y se realiza a través de una tabla como se muestra en la FIG. 5.8. esta tabla solo es aplicable para conductores de cobre.

En primer lugar se escoge el tipo de curva (1, 2 ó 3) en función del tipo de instalación, a continuación conocidos los valores de corriente que va a transportar la línea y la relación de longitud/ máx. caída de tensión admisible ($m/\Delta V_{\text{máx}}$) en el eje de ordenadas se obtiene el punto de corte .

Si el punto de corte obtenido queda por encima de la curva elegida, entonces se proyecta este sobre el eje de abscisas y se selecciona la sección AWG indicada justo a la derecha. De esta forma el criterio más restrictivo es el de máxima caída de tensión.

En el caso en el que la proyección de la relación ($m/\Delta V_{\text{máx}}$) corte a la curva elegida antes de que a la recta de intensidad, entonces se proyecta sobre el eje de abscisas dicho punto y se selecciona el valor de sección inmediatamente superior, en este caso el criterio más restrictivo es el de máxima intensidad admisible.

5.8.3.2 Cálculo de Sección según la norma MIL-W-5088

En este caso se requieren para el cálculo más datos iniciales que en el método anterior muchos de ellos obtenidos a través de tablas o ábacos.

- Datos de la línea:
 - Tipo de tensión de la línea.
 - En CA. Monofásica 115 V. Trifásica y bifásica 200 V.
 - En CC. Monofásica 28 V. Hay que especificar si cuenta con línea de retorno.
 - Número de conductores por mazo.
 - Máxima caída de tensión en la línea.
 - Material conductor empleado.
- Datos de la carga:
 - Consumo de potencia o intensidad.
 - Factor de potencia.
- Condiciones del entorno:
 - Altitud máxima de vuelo.
 - T^a ambiente máxima prevista en el exterior de la línea.
 - Tensión máxima admisible de aislamiento.

En este método hay que cumplir los criterios de máxima caída de tensión admisible y máxima intensidad por separado, en primer lugar se calcula una sección S_1 a partir de los datos de corriente o potencia como se hace en una instalación común, una vez obtenida se elige la sección AWG inmediatamente superior al calculado. De este modo obtenemos una sección atendiendo al criterio de máxima caída de tensión admisible.

A continuación se calcula una sección S_2 según el criterio de máxima intensidad admisible, para ello se tiene en cuenta un factor que en una instalación en tierra no existe como es la altitud, una instalación en altura puede presentar problemas de refrigeración debido a la baja densidad del aire y la incapacidad de disipar el calor por parte de las máquinas o en este caso los conductores, si a esto añadimos que muchos de los tendidos van agrupados en mazos el problema se acentúa.

En las siguientes gráficas se recoge como aumenta la temperatura en cada sección AWG en función de la corriente que transporte, pero solo es aplicable para conductores aislados a nivel del mar por lo que para poder usarla es necesario calcular una corriente equivalente derivada de tener en cuenta los efectos de la instalación en mazo y la altitud.

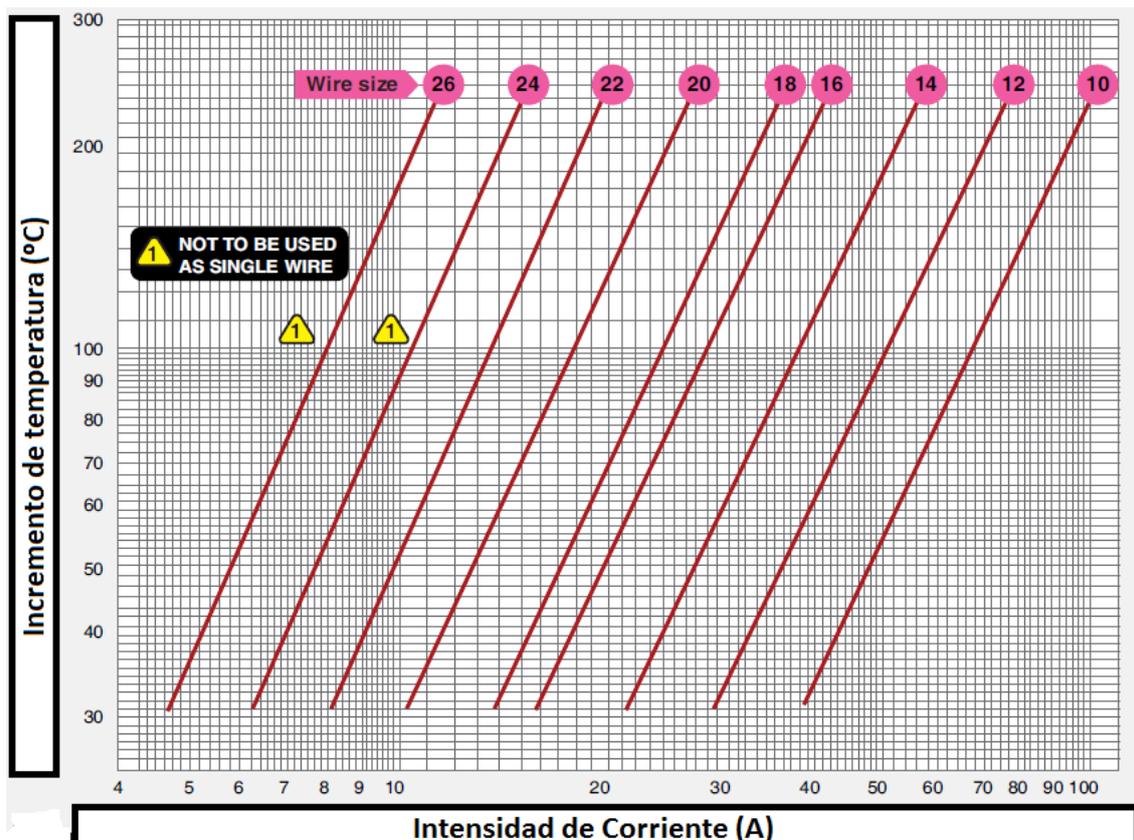


FIG. 5.7. Tabla de cálculo de secciones mediante la norma MIL-W-5088. (1).

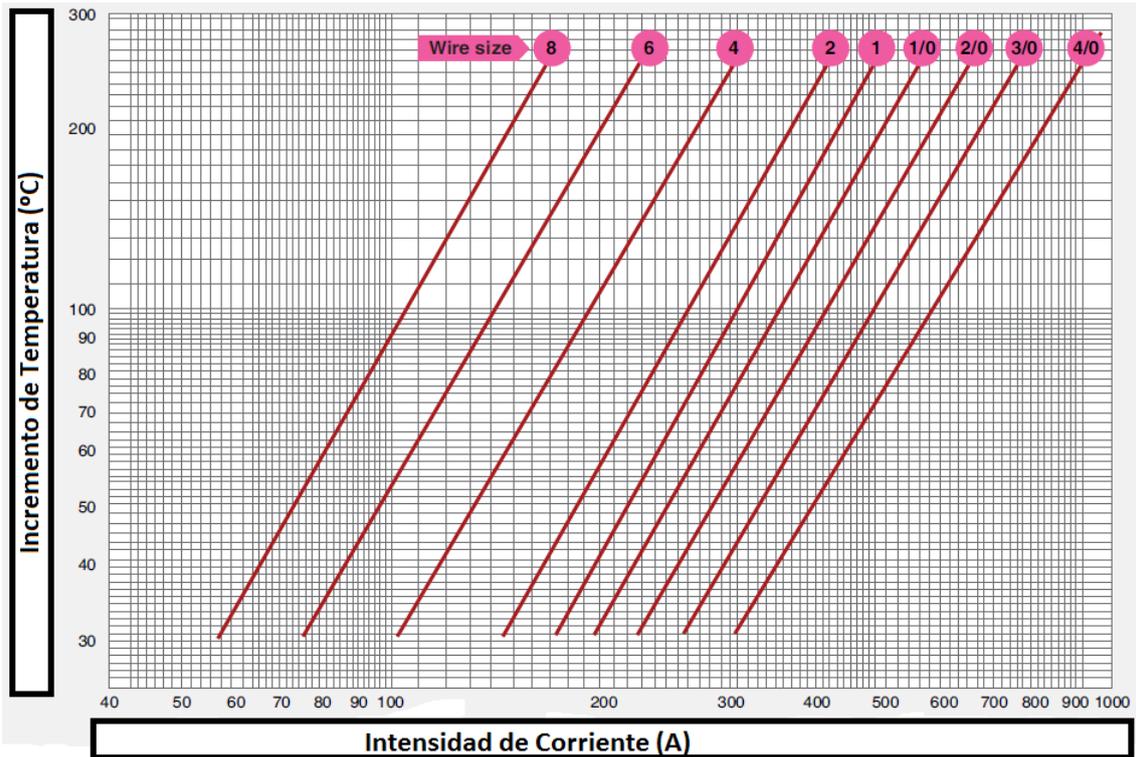


FIG. 5.8. Tabla de cálculo de secciones mediante la norma MIL-W-5088. (2).

Para el cálculo de esa corriente equivalente ($I_{eq.}$) es necesario aplicar otros dos gráficos, el primero FIG.5.11 ofrece el factor de corrección K_m relativo al número de conductores por mazo y en función del nivel de carga de la línea, por razones obvias y con el fin de garantizar la seguridad se asume una carga del 100% que conlleva al sobredimensionamiento del conductor.

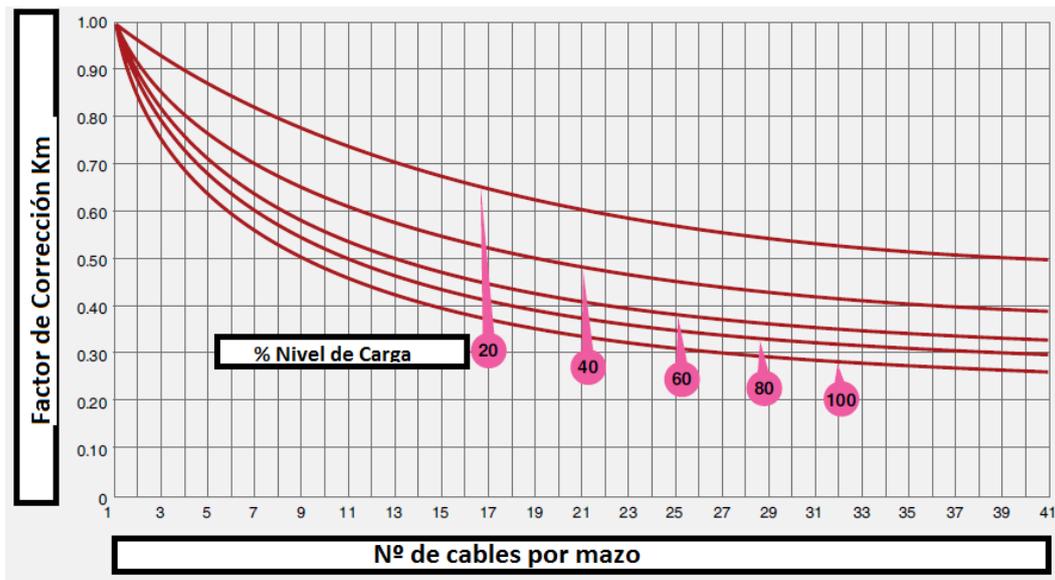


FIG. 5.9. Tabla para el cálculo del factor de corrección K_m .

El factor de corrección para el factor de altitud se obtiene del gráfico de la FIG.5.12, basta con seleccionar la altura máxima de vuelo y obtener el valor K_a .

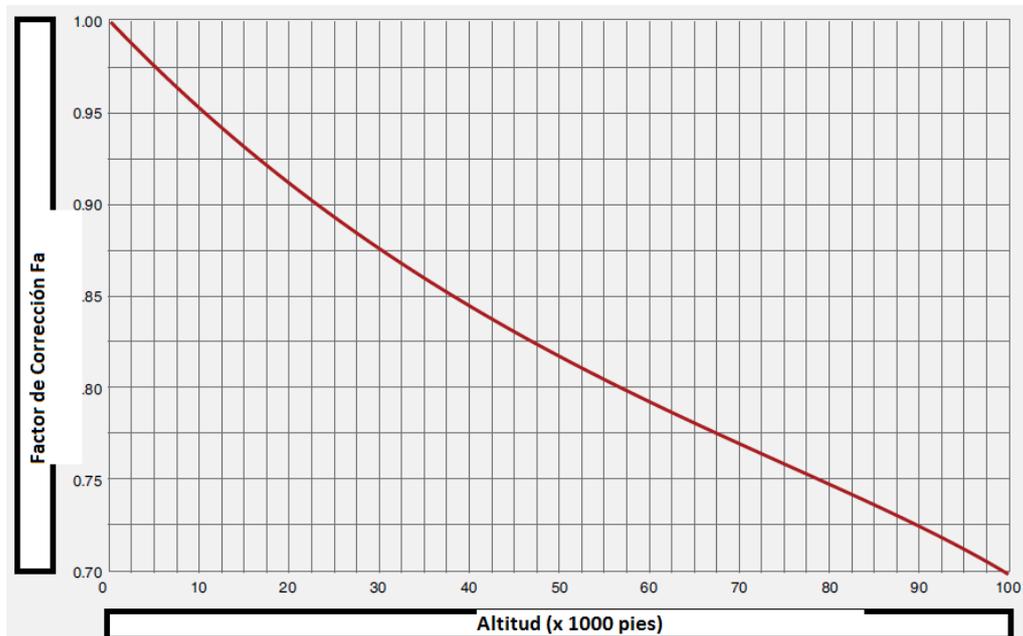


FIG. 5.10. Tabla para el cálculo del factor de corrección K_a .

Con los dos factores de corrección el valor de intensidad real que circula por el conductor se puede calcular I_{eq} .

$$I_{eq.} = \frac{I}{K_m \times K_a}$$

El valor de corriente equivalente nos permite utilizar ya las gráficas de las FIG 5.9 y FIG 5.10. El valor de la sección AWG se obtiene del punto de corte resultante entre el *incremento de temperatura* (eje de ordenadas) que se define por la temperatura máxima que puede soportar el aislamiento del conductor sin perder sus propiedades y la *corriente equivalente* calcula (eje de abscisas). En cualquier caso se tomará como sección válida la inmediatamente superior a la obtenida por el punto de corte en el caso de que este no coincida sobre una de las rectas de sección.

Finalmente obtenidas S_1 y S_2 se escogerá como sección definitiva la que resulte mayor de las dos.

5.8.4 Identificación de conductores

Con el fin de facilitar el mantenimiento y revisión de todos los circuitos eléctricos a bordo, todos los conductores instalados deben de tener una identificación compuesta de un código de dígitos y letras situados como mínimo en los extremos del circuito y si es posible a lo largo de este a intervalos no superiores a 40 cm.

Existen diferentes métodos para marcar el código sobre los conductores, los más comunes son mediante la estampación directa por calor o impreso sobre el cable siempre que la cubierta o el aislamiento de estos no resulten afectados, en el caso de conductores recubiertos de teflón, cables coaxiales o cables multiconductores se colocarán unas etiquetas identificando el código del conductor.

En la actualidad no existe un sistema estándar para codificar e identificar los conductores instalados en un avión, cada fabricante de material aeronáutico emplea su propia codificación que incluso puede variar entre distintos modelos de avión.

La norma MIL- W-5088-L recoge una metodología bastante clara que es empleada por muchos fabricantes de material aeronáutico. A continuación se detalla el método para la codificación de los conductores según esta norma y en el que es necesario determinar:

- Nº de Unidades: es una codificación opcional que se emplea cuando hay instalado más de un equipo igual en el avión, es opcional porque es raro que unidades iguales pertenezcan al mismo circuito y menos que sus conductores de alimentación se agrupen en el mismo mazo. Se designa por un número 1, 2, 3... correspondiente al número de unidades iguales instaladas.
- Categoría funcional: se identifica con una letra que sirve para designar que categoría funcional tiene el conductor dentro del sistema, las más empleadas son P (sistemas de corriente continua) y X (sistemas de corriente alterna). Las categorías funcionales vienen recogidas en las tablas de la propia norma MIL-5088-L.
- Nº de orden del conductor: se identifica con uno o más números y sirve para diferenciar los conductores dentro del circuito. Conductores con la misma función dentro del circuito y conexiones terminales comunes tendrán el mismo número de orden, si por el contrario tienen las mismas funciones dentro del circuito pero sus conexiones terminales son distintas hay que diferenciarlos por el tramo de línea al que pertenecen.
- Tramo de línea: representa el tramo de línea entre dos conexiones, se designa con letras empezando por la "A" que hace referencia al primer tramo entre la fuente de generación y la primera conexión de la carga.

- Sección del conductor: sección AWG del conductor. Para conductores de termopar y coaxiales se omite la sección.
- Función del conductor: se codifica mediante una letra, en líneas trifásicas se identifican mediante las letras (“A”, “B” y “C”), para conductores de conexión a tierra o masa mediante la letra N.
- Material del conductor: hay que identificar el material del alma del conductor, para los de aluminio mediante la abreviación “ALUM”, en el caso de almas de cobre no será necesario su identificación.
- Categorías especiales: en instalaciones donde existan problemas de interferencias electromagnéticas, es necesario marcar los conductores especiales empleados para evitarlas con las letras “EMI”. Si existe alguna modificación, es decir la instalación de nuevos conductores que en el diseño inicial no constaban, es necesario marcarlos mediante la letra “M”.

En la FIG.5.13 se expone un ejemplo de un conductor para explicar el significado de cada uno de los números y letras empleados en la codificación de conductores.

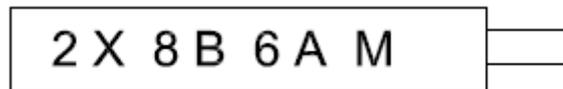


FIG. 5.11. Ejemplo de codificación de conductores según MIL-W-5088-L.

- 2: existen dos equipos iguales instalados en el avión.
- X: corresponde a un conductor que al circuito de corriente alterna.
- 8: indica que es el octavo conductor dentro del sistema del sistema de distribución de corriente alterna.
- B: conductor que corresponde a la segunda sección de la línea.
- 6: conductor de sección 6 AWG.
- A: el conductor pertenece a una línea de alimentación trifásica y corresponde a la fase “A”.
- M: conductor que ha sufrido modificación.
- ** El conductor es de cobre.

5.8.5 Conductores no eléctricos

A parte de los conductores dedicados al transporte de potencia eléctrica en el avión existen otros tipos dedicados a al transporte de diferentes señales de datos como son los coaxiales, termopares o conductores específicos (buses de comunicación estándar, fibra óptica...).

Coaxiales

Un tipo de conductor muy empleado en los aviones es el coaxial, están blindados contra los campos magnéticos y electrostáticos, no radian ni captan energía por lo que no quedan influidos por la acción de campos los campos eléctricos.

Constructivamente están formados por un conductor interno de cobre normalmente rígido, un dieléctrico sólido F.E.P (Etileno-Propileno Fluorado), un conductor externo o pantalla de malla de cobre o acero y por último una cubierta exterior.

El cable coaxial se instala para la transmisión de señales eléctricas de alta frecuencia como las empleadas en los sistemas de comunicación y navegación también se emplea en la conexión de antenas, equipos de radio o receptores y transmisores.

Termopares

Están formados por dos conductores de distinta aleación (Cromel, Alumel, Constantán), una pantalla de cobre estañado y una cubierta exterior capaz de soportar temperaturas de entre -65°C y 200°C. Los cables termopares se emplean para la conexión de sensores de temperatura en zonas determinadas zonas como los motores de reacción o la unidad de potencia auxiliar APU, el voltaje (mV) que aparece entre sus extremos como consecuencia de la diferencia de temperatura entre los dos conductores se envía a un equipo electrónico encargado de interpretarlo e indicar el valor de temperatura.

Conductores específicos

Son conductores destinados a aplicaciones específicas como:

- Cables de audio y video para los sistemas de entretenimiento de pasajeros.
- Bus de datos de cobre utilizado para las comunicación de diferentes sistemas y equipamiento de aviónica como el estándar ARINC 429 empleado en los Airbus A320/330/340.
- Fibra óptica que permite mayores velocidades de trasmisión de datos y un ahorro importante de peso además de no ser afectada por las interferencias

electromagnéticas. Un ejemplo son los buses de datos de fibra óptica (ARINC 629) utilizado en el B777 y el (ARINC 664) empleados en los aviones de nueva generación como son el Airbus A380 y el Boeing 777.

5.8.6 Canalizaciones y métodos de Instalación

Las canalizaciones constituyen los caminos prefijados ya desde el diseño por donde se instalarán los conductores, en un avión existen diferentes tipos de señales eléctricas de naturaleza distinta cuyos conductores requieren separación física tanto por temas de seguridad como para evitar interferencias electromagnéticas

Normalmente los aviones cuentan con dos rutas principales, las que discurren por la parte izquierda de la dirección de vuelo y las que lo hacen por la parte derecha, además algunos fabricantes como Airbus establecen un listado de subcategorías para evitar o reducir al mínimo la influencia de interferencias electromagnéticas entre los conductores. Las subcategorías son:

- **Tipo G:** conductores destinados a la distribución de potencia en CA y CC procedentes de fuentes de generación.
- **Tipo P:** conductores para la distribución de potencia.
- **Tipo M:** conductores de propósito general no sensibles a interferencias o que no necesitan separación física.
- **Tipo S:** conductores sensibles a interferencias.
- **Tipo R:** audio.
- **Tipo T, U, V:** coaxiales.

Todos los conductores independientemente del tipo de señal que transporten, potencia, datos... deben asegurar unos objetivos mínimos que tienen que estar presentes en la instalación de cualquier aeronave:

- Presentar una fiabilidad máxima a fin de asegurar un nivel de seguridad máximo en vuelo.
- Reducción de peso y sus costes asociados.
- Los conductores procedentes de distintas fuentes no se instalará en un mismo mazo o bandeja a fin de evitar que un posible fallo de una línea pueda afectar al resto.
- Las líneas que alimenten a equipos duplicados con el fin de disponer de redundancia irán instaladas por separado.

- Accesibilidad con el objetivo de facilitar las tareas de mantenimiento o sustitución de los conductores.

Los tres métodos típicos de instalación de los conductores en un avión son:

- **Mazo al aire:** Consiste en la agrupación de conductores formando mazos, se atan a intervalos no superiores a 10 cm mediante cuerdas enceradas y bridas de PVC. Actualmente se ha comenzado a instalar un nuevo tipo de abrazaderas de nylon que se conocen con el nombre “tyraps” y con las que se realizan lazadas alrededor del mazo para formarlos. Los mazos se apoyan a lo largo de la estructura del avión mediante abrazaderas metálicas con un anillo interior de goma que protegen los conductores.
- **Mazo en bandeja:** Este método es similar al anterior, los mazos van colocados sobre bandejas debidamente sujetas a lo largo de la estructura del avión. Las bandejas pueden ser de aleaciones de aluminio o de plástico reforzado con fibra de vidrio con perforaciones para favorecer la refrigeración. En los casos en los que una bandeja canalice más de un mazo con diferentes tipos de servicio deberán de atarse con cuerdas de distintos colores para facilitar su identificación.
- **Conductos:** Se emplean para proteger los conductores en zonas en las que exista posibilidad de exposición a medios agresivos (aceites, combustible, gases) o para evitar la acción de las interferencias electromagnéticas en caso de circuitos de radio y navegación. Los tubos instalados son de plástico o metálicos tanto rígidos como flexibles dependiendo de las necesidades.

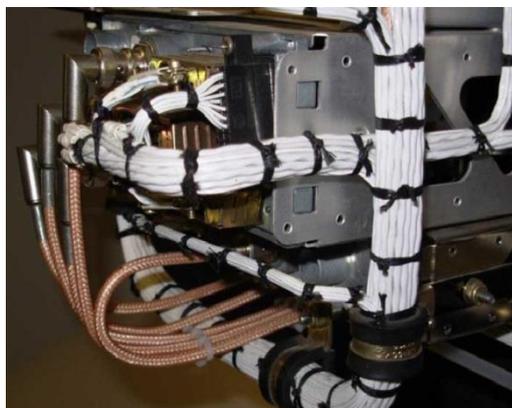


FIG. 5.12. Conformado de mazos.

5.9 Conexión a masa

En el capítulo 2 se hizo una breve mención de como la estructura metálica del avión aporta una ventaja al sistema de cableado y es que se emplea como terminal negativo en los circuitos de corriente continua o neutro en los de alterna proporcionando así el retorno de la corriente. La ventaja es evidente y es que supone una reducción del número de conductores y peso muy considerable en la instalación.

En un avión existen numerosas superficies móviles, elementos de amortiguación o empalmes aislantes que dificultan que toda la estructura metálica mantenga el mismo potencial y actúe como superficie conductora, para conseguir esa continuidad se instalan cables o tiras metálicas de conexión a masa. Hay excepciones como la antena que deben estar eléctricamente aislados de la estructura del avión, en estos casos estos elementos deberán de contar con sistemas alternativos para evitar problemas de descargas estáticas o los rayos, por ejemplo mediante descargadores estáticos.

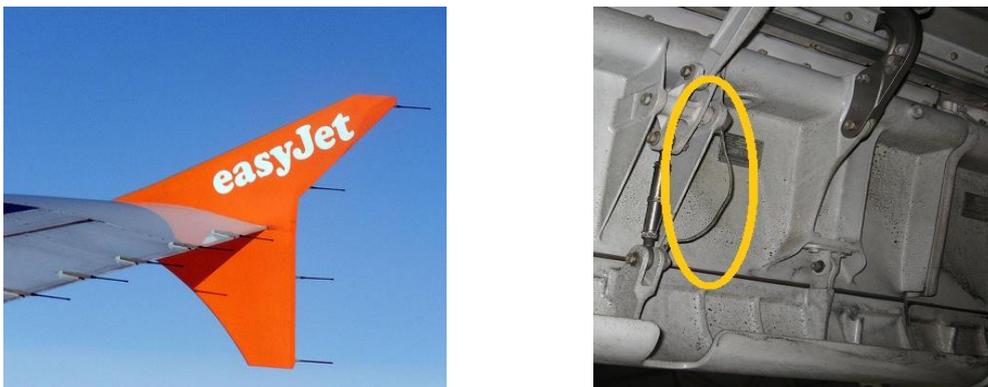


FIG. 5.13. Conexión equipotencial en los flaps del avión y descargadores de energía estática.

Las conexiones a tierra o masa están formadas por pernos o placas de baja resistencia eléctrica unidas a la estructura del avión y sobre las que se realizan la conexión equipotencial de los equipos consumidores, estas conexiones suponen un factor muy importante dentro del diseño y mantenimiento del sistema eléctrico de un avión, una mala conexión puede provocar problemas como interferencias electromagnéticas, descargas electroestáticas, daños en sistemas electrónicos, peligro de descargas a las personas o daños por el impacto de rayos.

La distribución de los puntos de tierra a lo largo del avión depende de factores como la resistencia mecánica de la estructura, hay que evitar zonas donde pueda aparecer corrosión y que sean zonas de fácil acceso e inspección.

Un aspecto esencial en el diseño de los puntos de masa es que no sean comunes entre diferentes circuitos, de este modo el avión contará con al menos tres tipos de circuito de retorno, uno para el de corriente alterna, otro para el de continua y otro

de uso general para otro tipo de señales como las señales digitales. El uso de circuitos de retorno mixtos ocasiona perturbaciones en las señales provocando un serio problema en los sistemas digitales.

Elementos de potencia como generadores, transformadores rectificadores o baterías que manejen grandes corrientes siempre tienen una conexión de tierra individual.

Actualmente se están empezando a construir aviones en los que parte de la estructura está hecha de materiales compuestos como la fibra de carbono que presentan una buena relación resistencia-peso comparado con el aluminio pero con mayor resistencia eléctrica lo cual dificulta que los retornos de los circuitos se puede hacer a través de la estructura o la disipación de los rayos cuando el aparato es alcanzado. Por estos motivos durante su construcción se intercala en el material compuesto una malla de aluminio que genera una superficie equipotencial donde conectar el retorno del circuito; para el caso de impactos de rayos se instala integrado con el fuselaje externo un conductor de aluminio que recorre el avión desde el morro hasta la cola, camino que sigue un rayo cuando impacta sobre la aeronave.

5.10 Dispositivos de protección

El objetivo principal de los dispositivos de protección es el de evitar daños por sobrecalentamiento o sobrecorrientes que pueden afectar a los conductores, si se produce una situación anormal como una corriente muy elevada y no es detectada y corregida se pueden llegar a fundir el aislante del conductor produciendo daños sobre los circuitos y equipos próximos o incluso provocar un incendio en el interior del avión.

Por todo ello es imprescindible dotar a la red de distribución de energía eléctrica de dispositivos encargados de proteger los circuitos, conductores y componentes. Estos dispositivos pueden ser fusibles, disyuntores térmicos ("Circuit Breaker") CB , disyuntores con detección de fallo por arco, disyuntores con control remoto o los nuevos dispositivos que se están incorporando actualmente basados en tecnología de estado sólido conocidos como SSPC.

La mayoría de dispositivos de protección empleados están destinados a proteger los circuitos contra cortocircuitos y sobrecargas, para ello se interruptores térmicos situados justo después de las barras desde las que se alimenta o entre barras de distribución, básicamente se emplean dos tipos de dispositivos; fusibles y disyuntores térmicos.

5.10.1 Fusibles

Los fusibles son dispositivos térmicos de protección formados por un hilo o lámina de material conductor (cobre, zinc o aleación de plata) encapsulada que se funde al aumentar su temperatura como consecuencia de la presencia de cortocircuitos o sobrecargas. De este modo protege los conductores y las cargas asociadas a ese circuito.

En un avión se emplean fusibles de dos tipos:

- Fusibles de cartucho: formados por un tubo de cristal o cuerpo cerámico, dos terminales conductores y un elemento fusible (lámina o hilo) de material conductor.
- Fusibles de alta capacidad de ruptura o lentos: están destinados a su instalación en puntos de la red de distribución de energía, por ejemplo en la interconexión de barras de distribución. Van instalados por medio de pletinas y pernos de montaje y se caracterizan por ser más precisos que los anteriores ya que no se ven afectados por un flujo momentáneo de intensidad superior al que han sido tarados, además no producen llama al fundirse y no se ven afectados por la temperatura ambiente.

En los comienzos de la aviación comercial los fusibles eran los dispositivos de protección por excelencia debido a su sencillez, bajo coste, pequeño tamaño y gran ligereza, pero sus numerosas limitaciones como su respuesta relativamente lenta, que no son reutilizables o el hecho de que no permiten la monitorización del dispositivo han hecho que hayan sido sustituidos por dispositivos de protección como los disyuntores térmicos.

Las normativas de vuelo obligan a que los aviones que equipen varios tipos de fusibles debe llevar repuesto de al menos el 50% de cada tipo.

5.10.2 Disyuntores

Los disyuntores o CB pueden ser térmicos, magnéticos o electrónicos, en aviación comercial los más utilizados son de tipo térmico y electrónico, el de tipo magnético se emplea únicamente en aviones ligeros para el circuito de la batería o el arranque.

Constructivamente el disyuntor está formado por una serie de contactos que se encuentran cerrados mientras el circuito se encuentra en su estado normal de funcionamiento. La parte bimetálica del disyuntor activa el mecanismo que abre los contactos cuando se produce una sobrecarga, si ésta se prolonga durante un determinado tiempo. La corriente que atraviesa el CB provoca una cierta variación de temperatura en el elemento bimetálico, cuando dicha temperatura alcanza un

cierto nivel, se produce la apertura, de este modo el CB realiza las funciones de protección frente a sobrecargas.

La carga en cada disyuntor se planifica cuidadosamente, cualquier desviación de las especificaciones originales requieren un análisis especial y aprobación por parte de los organismos de aviación civil competentes. Ej. FAA (“Federal Aviation Administration”)

Estos dispositivos suelen ser de tipo pulsador FIG.5.16, al producirse la falta el pulsador sobresale y el circuito queda abierto, pasado un tiempo se puede proceder al reenganche si la falta ha sido despejada.

Sin embargo, es importante tener en cuenta que un intento de reenganche del propio CB puede agravar el fallo eléctrico, ya que la reconexión puede provocar la propagación de la sobrecorriente que causo inicialmente la apertura del dispositivo, con los consiguientes riesgos de afectar a otros equipos y ocasionar incrementos de temperatura o incluso emisión de humos. Por este motivo, algunos fabricantes de aviones no autorizan la reactivación de los CB en vuelo, salvo casos muy justificados y de emergencia, en los que sea absolutamente necesario para la seguridad del vuelo.



FIG. 5.14. Circuit Breaker.

Al contrario que los fusibles, el CB es reutilizable, pero requieren un plus de accesibilidad y espacio para poder accionar el pulsador y reactivar así la protección. Además, en estos dispositivos se puede realizar el disparo manual para aislar el circuito en cuestión, por ejemplo, en operaciones de mantenimiento.

Todos los CB de las líneas se instalan de forma ordenada y claramente señalizada en diversos paneles de centralización de protecciones situados en el compartimento de vuelo al alcance de la tripulación del avión.

En muchos casos los disyuntores térmicos se diferencian por colores como muestra la FIG. 5.17, los de color verde son monitorizados y su estado puede verse en las pantallas de indicación en cabina por parte de la tripulación, por su parte los de color negro no tienen ningún tipo de monitorización. Existen algunos disyuntores a los que se coloca un “collarín” de color rojo que indica que estos no pueden

reconectarse si se produce un fallo y el dispositivo salta interrumpiendo la corriente en el circuito.



FIG. 5.15. Disposición en cabina de CB.

5.10.3 Disyuntores con control remoto

Uno de los problemas que presentan los disyuntores térmicos es que carecen de control remoto, es por ello que tienen que ser de fácil acceso para la tripulación encargada de su inspección y accionamiento. El uso de disyuntores con control remoto proporciona una distribución y protección de circuitos más eficiente, estos dispositivos no van montados en los paneles de cabina como los disyuntores térmicos sino que pueden instalarse directamente sobre la cabecera del circuito que protege, esto supone una reducción de peso asociado al ahorro en el número de conductores instalados y sobretodo desconggestionan los paneles de control situados en la cabina del avión.

El disyuntor con control remoto combina dos disyuntores térmicos, uno principal y otro de control, ambos son controlados por un circuito electrónico encargado de abrir o cerrar el circuito en cada caso.

Si se produce la apertura del disyuntor los pilotos reciben la información ya que el dispositivo incluye contactos para la monitorización del estado del componente.



FIG. 5.16. Disyuntor con control remoto.

<http://www.labinal-power.com/electrical-systems/electrical-distribution-systems/distribution-components-circuit-protection/circuit-breakers>

Este tipo de protección es muy empleado en las nuevas arquitecturas descentralizadas donde ya no existe un único punto de distribución sino que existen varios repartidos a lo largo del avión, en estos casos se hace imprescindible el uso del control remoto.

5.10.4 Disyuntores con detector de fallo por arco

Los dispositivos de detección de fallo por arco son una tecnología relativamente nueva que se ha ido implantando cada vez más en los aviones como consecuencia del continuo aumento de potencia eléctrica y que los disyuntores descritos anteriormente no son capaces de detectar un fallo por arco eléctrico.

Existen diversas causas que pueden provocar un arco eléctrico, la mayoría de ellas derivadas de un fallo en el aislamiento de los conductores que combinado con una atmósfera enrarecida a baja presión puede provocar una fuga de corriente elevada con un aumento de temperatura que puede llegar a los 6000°C y provocar un fuego dentro del avión.

Como se ha descrito anteriormente la forma típica de instalación de los conductores es formando mazos que en muchos casos contienen conductores de diferentes circuitos, una falta de aislamiento en un conductor y la formación de un arco eléctrico puede provocar daños en los circuitos contiguos a donde se ha producido la falta.

Estos dispositivos de protección se instalan en circuitos de cargas de gran potencia donde los niveles de corriente son elevados tales como los motores de bombas de fuel o hidráulicas.

El funcionamiento de estos dispositivos es complejo, mediante una sofisticada electrónica, hacen un muestreo de la corriente en intervalos por debajo de los milisegundos contabilizando las interrupciones momentáneas del aislamiento que provocan un posterior fallo por arco. Si el número de interrupciones supera una cierta cantidad, el disyuntor interrumpe el circuito evitando que se produzca el fallo crítico.

A partir de la forma de onda de la corriente muestreada, y gracias al análisis de esta señal en el dominio del tiempo y la frecuencia, se hace posible la detección del fallo por arco pudiendo evitar que se repita. La identificación se basa en discriminar el fallo por arco mediante el uso de patrones y algoritmos de una corriente de funcionamiento normal. Dependiendo de la complejidad de los patrones y algoritmos del dispositivo, se puede llegar a diferenciar los fallos por arco de otras señales que se le asemejen, como pueden ser los transitorios durante el arranque o parada de un motor.



FIG. 5.17. Disyuntor detector de arco eléctrico.

5.10.5 Controladores de potencia de estado sólido. SSPC

Los SSPC están contruidos a partir de tecnología de estado sólido y aparecen fruto del desarrollo de la microelectrónica y electrónica de potencia.

Estos controladores comienzan a instalarse en los nuevos modelos de aviones como el Airbus A-380 y el Boeing B-787 en los que los dispositivos de protección citados anteriormente presentan ciertas limitaciones de funcionamiento, una de las principales limitaciones está relacionada con los nuevos niveles de tensión adoptados (± 270 Vcc). Por todo ello se han desarrollado nuevos componentes que permiten la sustitución de los antiguos elementos de tipo mecánico por dispositivos electrónicos como los SSPC con lo que se consigue una importante disminución de peso y espacio y sobre todo facilitan la implementación de la arquitectura distribuida situando estos módulos físicamente cercanos a las cargas a los cuales se lleva la energía eléctrica mediante un conductor principal o bus de distribución,

cada uno de los SSPC puede distribuir la potencia eléctrica a las cargas por medio de conductores más cortos y con menor sección, reduciendo así peso y volumen con respecto a otros sistemas de protección.

Los SSPC proporcionan la capacidad de protección y conmutación o control de circuitos mediante el uso de semiconductores de potencia combinando las funciones de los convencionales relés electromagnéticos y disyuntores térmicos.

Como ventajas destacan su alta velocidad de respuesta, alta fiabilidad, baja disipación de potencia y su capacidad de control remoto mediante el uso de software

Actualmente es una tecnología en desarrollo por lo que presenta algunas limitaciones para trabajar con cargas de corriente continua superiores a 25 A, en el caso de cargas de corriente alterna el rango de intensidad es bajo y muchas veces con excesiva disipación de potencia. Además, en el terreno económico no pueden competir con los relés y disyuntores a los que están destinados a sustituir.

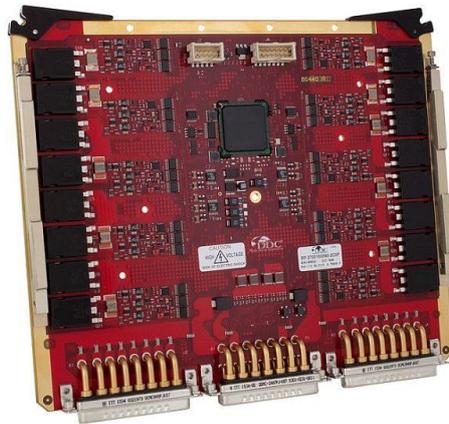


FIG. 5.18. Controlador de potencia de estado sólido. SSPC

<http://www.intelligent-aerospace.com/articles/2016/01/ddc-debuts-ac-solid-state-power-controller-for-manned-unmanned-aircraft.html>

5.10.6 Comparativa de los dispositivos de protección

En la siguiente tabla se recogen las principales características de los dispositivos de protección descritos:

Característica	Fusible	Disyuntor Térmico	Fallo por Arco	Disyuntor control remoto	SSPC
Control Remoto	✗	✗	✗	✓	✓
Protección frente a arco eléctrico	✗	✗	✓	✗	✓
Mecánico/ Electrónico (M/E)	M	M	M	M/E	E
Reducción de conductores	✗	✗	✗	✓	✓
Aplicación en 270 Vcc	✗	✗	✗	✗	✓
Aplicación en 28 Vcc	✓	✓	✗	✓	✓
Coste	✓	✓	✓	✗	✗
Precisión	✗	✗	✗	✗	✓
Información de estado	✗	✗	✗	✓	✓
Compatible con bus de datos	✗	✗	✗	✗	✓
Disipación de potencia	✓	✗	✗	✗	✓

Tabla 17. Comparativa de los dispositivos de protección.

6 Ejemplo de sistemas eléctricos: Airbus A320 y Boeing B777

Con el objetivo de describir más en profundidad el sistema eléctrico de un avión comercial, en este capítulo se expone dos ejemplos de aviones bimotor clásicos, el Airbus A320 y el Boeing B777 pertenecientes a dos de las empresas más representativas y que dominan el mercado de la aviación comercial.

6.1 Airbus A320

El Airbus A320 es uno de los aviones comerciales más vendidos en todo el mundo y utilizado por la mayoría de aerolíneas. Entró en servicio en el año 1988 y ha sido el primer avión comercial en incorporar el sistema FBW (“Fly By Wire”), el FBW ha sustituido los controles de vuelo manuales por un sistema digital formado por ordenadores (cinco en los Airbus, tres primarios y dos secundarios) que interpretan los movimientos que realiza el piloto desde los mandos de vuelo y envía una señal a los actuadores hidráulicos o eléctricos para que muevan las superficies de control del avión (flaps, alerones, timón de cola...).

El sistema eléctrico del A320 es uno de los más simples que podemos encontrar en aviones comerciales y es muy parecido al de otros modelos de Airbus como el A300 y A310.

Fuentes de generación, dispositivos de transformación y conversión y Baterías

El sistema eléctrico del Airbus A320 está formado por una serie de fuentes generadoras encargadas de proporcionar energía eléctrica a 115/200 Vca y 400 Hz para el circuito de alterna y dispositivos de transformación y conversión para proporcionar un nivel de tensión de 28 Vcc para los circuitos de alterna, además de las baterías que pueden proporcionar alimentación en caso de emergencia a algunas barras de corriente continua y también a servicios vitales de alterna a través del inversor.

Para alimentar las distintas barras de corriente alterna del sistema el A320 dispone de:

- Dos generadores principales cada uno de ellos acoplado a una unidad de velocidad constante integrada con el generador IDG movidos por los motores del avión, cada uno de ellos tiene una capacidad de generación de 90 kVA y proporcionan una señal de 115/200 Vca a frecuencia constante de 400 Hz. Cada generador lleva asociado una unidad de control de generador GCU que se encarga del control y regulación de la frecuencia y la tensión de salida del generador.

- Un generador eléctrico de 90 kVA instalado en la unidad de potencia externa APU que genera una señal de 115/200 Vca y 400 Hz. Puede emplearse por tanto para sustituir un generador en caso de fallo o incluso en caso de pérdida de los ambos generadores para alimentar las cargas esenciales y vitales del sistema. La unidad de potencia auxiliar también dispone de una unidad de control APCU (“Auxiliary Power control Unit”) unidad de control de potencia auxiliar.
- El sistema de potencia en tierra o externa GPU alimenta la embarcación con un sistema trifásico, 115/200 Vca a 400Hz procedentes de los dispositivos que existen en los aeropuertos destinados a tal fin. Los equipos de potencia externa son capaces de alimentar todos los sistemas necesarios para el arranque o para los servicios de mantenimiento en tierra. Al igual que los generadores principales está equipado con una unidad de control de potencia GPCU (“Ground Power Control Unit”) unidad de control de energía en tierra, encargada de proteger el sistema eléctrico del avión en caso de que se produzca algún fallo en la alimentación desde el sistema de potencia externa, para ello cuenta con un contactor de potencia que desconectará en caso de falta.
- Un generador de emergencia acoplado a una turbina de impacto de aire RAT que se emplea cuando se produce la pérdida de los dos generadores primarios y la unidad de potencia auxiliar, en este caso y de forma automática se despliega la turbina de impacto de aire que proporciona una potencia de 5 kVA y una señal trifásica de 115/200 Vca a 400 Hz. Al igual que el resto de generadores, lleva asociado una unidad de control encargada de la regulación del voltaje, velocidad de giro y el contactor que protege la línea.
- Un inversor estático con una potencia de salida de 1 kVA destinado a alimentar las cargas esenciales de alterna del sistema en el caso de que todas las fuentes de alterna estén inoperativas, se encarga transformar los 28 Vcc procedentes de las baterías en una señal de 115 Vca a 400 Hz.

Para la alimentación en corriente continua a 28 Vcc el sistema eléctrico del A320 cuenta con:

- Dos baterías que suministran una tensión de 28 Vcc al sistema. Cada una de ellas tiene una capacidad de 23 Ah y asociados a estas se montan los cargadores de baterías encargados de controlar el estado de carga de la batería y gestionar su contactor para su conexión o desconexión. Su uso está reservado para alimentar las cargas vitales del sistema si se produce un fallo en todas las fuentes de generación de corriente alterna o para arrancar la unidad de potencia auxiliar APU.

- Dos unidades transformación y rectificación TRU 1 y TRU 2 de 200 A cada una encargadas de transformar los 115 Vca de las barras de alterna a 28 Vcc. En el caso de que se produzca un fallo en el TRU 1 o TRU 2 o en ambas, existe una tercera unidad de respaldo TRU de respaldo encargada de proporcionar alimentación a la barra esencial CC. Cada unidad TRU dispone de lógica interna capaz de gestionar su contactor asociado para su apertura y cierre.

El funcionamiento de las distintas fuentes de generación se encuentran priorizadas con el fin de evitar que una misma barra de distribución pueda quedar alimentada por dos fuentes a la vez, de este modo el orden de prioridad siempre que la fuente esté disponible es:

- Generadores principales.
- Potencia externa GPU (servicios en tierra).
- Generador Auxiliar APU.
- Generador de Emergencia RAT.
- Baterías.

Sistema de Distribución

El sistema de distribución se encarga de suministrar corriente alterna y continua a las diferentes cargas eléctricas del sistema.

El sistema de distribución del A320 trabaja con dos niveles de tensión, 115/200 Vca a 400 Hz proporcionado por las diferentes fuentes de generación de corriente alterna para las barras y circuitos de alterna y 28 Vcc proporcionada por las unidades de transformación o las baterías para las barras y circuitos de corriente continua.

La disposición de los equipos destinados a la distribución en el A320 está centralizada, es decir todos los dispositivos dedicadas a la distribución (barras de distribución, contactores, relés, unidades de control de generadores...) que conforman la distribución primaria y secundaria así como las baterías, unidades de transformación y rectificación TRU o inversores se encuentran ubicados en la misma zona denominada compartimento de equipos eléctricos y electrónicos situado debajo de la cabina de los pilotos, la única excepción son los disyuntores térmicos de protección que están colocados en paneles repartidos dentro de la cabina de pilotos ya que no disponen de control remoto ni capacidad para monitorear su estado.

En la FIG 6.1 se muestra un esquema del sistema eléctrico del Airbus A320 que nos va a servir para explicar el funcionamiento del sistema de distribución.

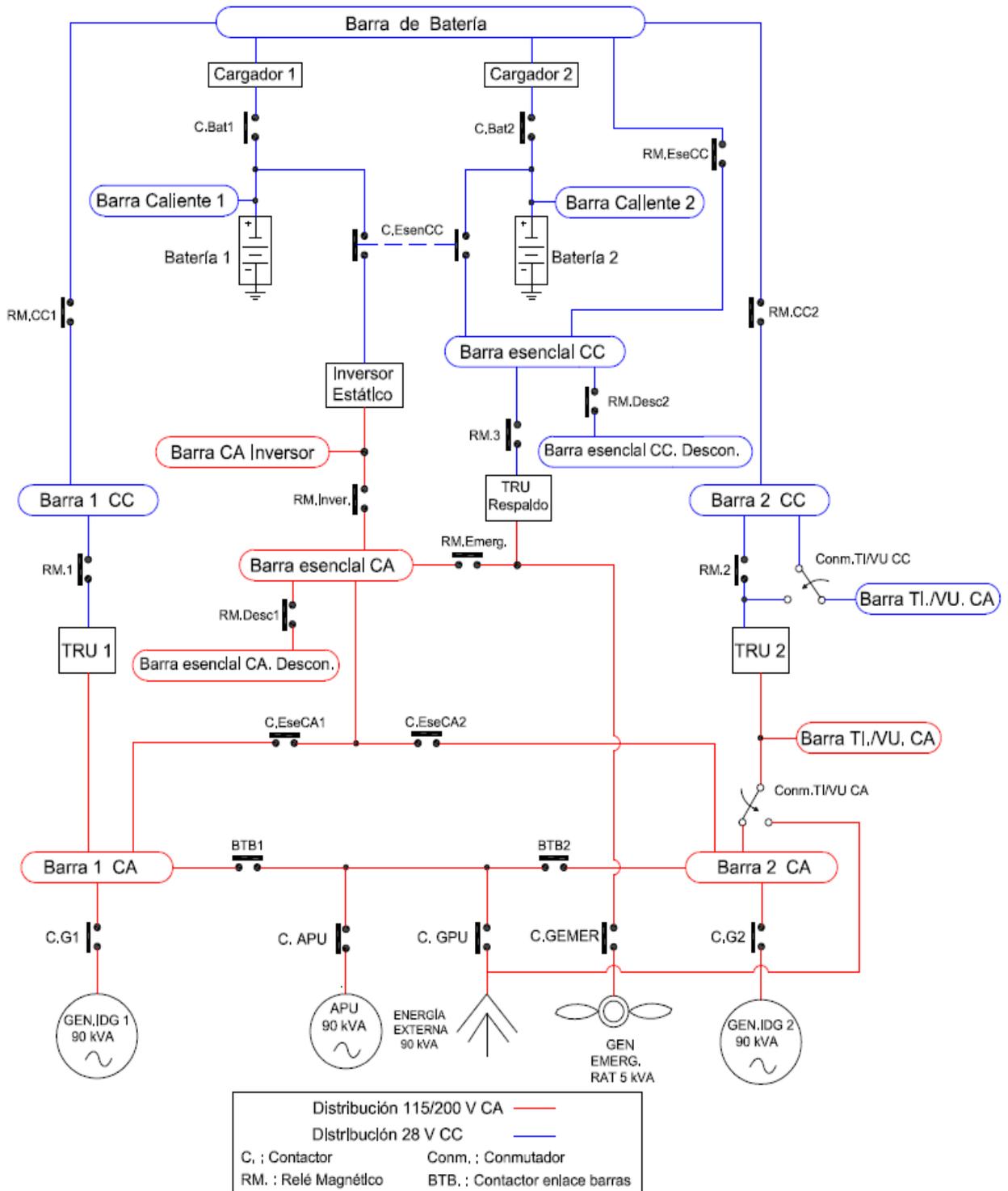


FIG. 6.1 Esquema eléctrico unifilar Airbus A-320.

Funcionamiento del sistema de distribución

Dentro del funcionamiento del sistema de distribución se hace una descripción de cómo funciona el sistema en operación normal y como se reconfigura el sistema ante la aparición de posibles en las fuentes de generación o en los elementos de distribución.

Operación Normal.

El A320 tiene un sistema de distribución de barra partida en el que en operación normal de vuelo cada generador GEN 1 y GEN 2 se encargan de alimentar su barra de alterna barra 1 CA y barra 2 CA respectivamente y de forma independiente a través de su contactor de generador C.G1 y C.G2.

La barra 1 CA alimenta a través de un contactor C.EseCA1 la barra esencial CA y la barra esencial CA desconectable.

Las unidades de rectificación y transformación TRU 1 y TRU 2 alimentadas desde las barras de corriente alterna se encargan de proporcionar corriente continua al sistema.

Por un lado la barra 1 CA alimenta la TRU 1 y este suministra corriente continua a la barra 1 CC y la barra de batería, esta barra de batería alimenta la barra esencial de CC y la barra esencial CC desconectable.

La barra 2 CA alimenta la TRU 2 y este se encarga de alimentar a la barra 2 CC.

Las baterías mantienen de forma ininterrumpida la alimentación de servicios vitales a través de las barras denominadas barras calientes 1 y 2. Además las dos baterías del sistema a través de sus cargadores se pueden conectar a la barra de batería si necesitan recargarse, una vez cargadas el cargador asociado se encargará de desconectarlas.

Para las operaciones en tierra se puede alimentar todo el avión desde la toma de energía externa cerrando los contactores C.GPU y los contactores de enlace de barras BTB1 y BTB2. El avión también dispone de unas barras denominadas barras Tierra/Vuelo tanto en corriente continua como alterna para alimentar un grupo de cargas reducido cuando el avión está parado pero que también proporcionan alimentación a algunas cargas durante el vuelo, por ello deben conectarse de modo que puedan recibir alimentación en ambas situaciones tal como se muestra en el esquema FIG 6.1.

Reconfiguración ante fallos.

El sistema está configurado para hacer frente a cualquier fallo que pueda presentarse de modo que se puedan alimentar el mayor número de barras y cargas posibles con las fuentes de generación disponibles en cada momento. A continuación se explican diferentes fallos que pueden producirse en el sistema eléctrico del A320 y cómo actúa este para alimentar las diferentes barras de distribución.

Si se produce un fallo en el GEN 1 o el GEN 2, los dos contactores de enlace de barras BTB se cierran de manera automática permitiendo que el generador del lado opuesto asuma toda la generación. En esta situación en la que se produce el fallo de un generador principal, si el APU está disponible se encarga de forma automática de sustituir al generador afectado pero desconectando alguna de las cargas con mayor consumo del sistema como es el servicio de cocinas.

Si el fallo se produce en la barra 1 CA, la barra esencial CA y la barra esencial CC quedan sin energía, al igual que la barra de baterías y la barra 1 CC ya que la TRU 1 ha quedado sin alimentación, en este caso se puede restablecer la alimentación manualmente desde la cabina de pilotos a través del pulsador de alimentación de barra esencial el cual cierra el contactor para que sea la barra 2 CA la que suministre energía a la barra esencial CA, esta a su vez alimenta a través del TRU de respaldo la barra esencial CC. La alimentación de la barra de baterías se realiza en este caso desde la barra 2 CC y una vez energizada puede suministrar energía a la barra 1 CC.

En el caso de fallar la TRU 1 la barra de baterías y la barra 1 CC se alimentará automáticamente a través de la barra 2 CC que conecta automáticamente con la barra de baterías a través del contactor. Si el fallo se produce en la TRU 2 el contactor que une la barra de baterías y la barra 2 CC se cierra y esta última queda alimentada.

Cuando los generadores principales y el APU están fuera de servicio se produce la pérdida de las barras 1 y 2 CA, esta situación se hace necesario el uso del generador de emergencia RAT pero el funcionamiento de este depende de la velocidad que tenga el avión para que las palas de la turbina se muevan y puedan arrastrar el generador que lleva incorporado.

De este modo cuando la velocidad es superior a 185 km/h (100 nudos) la RAT se despliega de forma automática alimentando a través de su generador la barra esencial CA y la barra esencial CC mediante el TRU de respaldo, debido a que el despliegue de la turbina no es instantáneo (8 segundo aproximadamente) durante ese tiempo las baterías se encargan de alimentar estas barras. En esta situación las barras esenciales desconectables se desconectan de forma automática. Si la velocidad es inferior a 92 km/h (50 nudos) el generador de emergencia solo puede generar energía para alimenta la barra esencial CC y la barra esencial CA queda sin suministro.

Por último si se produce un fallo general del sistema de generación en el que ninguna fuente de generación principal y auxiliar (GEN1, GEN2 y APU) ni el generador de emergencia RAT están operativos, la batería 1 alimenta a la barra esencial CA y la barra CA del inversor a través del inversor estático, por su parte la batería 2 suministrará energía a la barra esencial CC. En esta situación las barras desconectables de CA y CC se desconectan de forma automática.

En la tabla 15 se muestra a modo de resumen que fuentes alimentan cada barra en operación normal o ante la aparición de fallos.

	Barra 1 CA	Barra 2 CA	Barra Esencial CA	Barra Esencial Desconectable CA	Barra Emerg. CA	TR1	TR2	TR Respaldo	Barra1 CC	Barra 2 CC	Barra Batería	Barra esencial CC	Barra Esencial Desconectable CA	Barra caliente 1	Barra caliente 2
Normal	GEN1	GEN2	GEN1	GEN1	-	GEN1	GEN2	-	TRU1 GEN1	TRU2 GEN2	TRU1 GEN1	TRU1 GEN1	TRU1 GEN1	BAT1	BAT2
Un generador inoperativo. Disponible GEN(x) (G1, G2 o APU)	GEN X	GEN X	GEN X	GEN X	-	GEN X	GEN X	-	TRU1 GEN X		TRU1 GEN X	TRU1 GEN X	TRU1 GEN X	BAT1	BAT2
Emergencia (Antes de disponer de RAT). 8 segundos	-	-	BAT1	-	BAT1	-	-	-	-	-	-	BAT2	-	BAT1	BAT2
Emergencia con RAT	-	-	GEN. EMERGEN.	GEN. EMERGEN.	-	-	-	GEN. EMERGEN.	-	-	-	TRU Respaldo+ GEN. EMERGEN	TRU Respaldo+ Gen. Emergencia	BAT1	BAT2
Fallo TR1	GEN1	GEN2	GEN1	GEN1	-	-	GEN2	GEN1	TRU2 GEN2	TRU2 GEN2	TRU2 GEN2	TRU Respaldo+ Gen1	TRU Respaldo+ Gen1	BAT1	BAT2
Fallo TR2	GEN1	GEN2	GEN1	GEN1	-	GEN1	-	GEN1	TRU1 GEN1	TRU1 GEN1	TRU1 GEN1	TRU Respaldo+ Gen1	TRU Respaldo+ Gen1	BAT1	BAT2
Fallo TR1 y TR2	GEN1	GEN2	GEN1	GEN1	-	-	-	GEN1	-	-	-	TRU Respaldo+ Gen1	TRU Respaldo+ Gen1	BAT1	BAT2
Solo Baterías	-	-	Inver. +Bat1	-	Inver. +Bat1	-	-	-	-	-	-	BAT2	-	BAT1	BAT2

Tabla 18. Alimentación de barras en operación normal y ante fallos del A320.

Sistemas de control y monitorización en cabina

El estado del sistema eléctrico puede visualizarse a través de pantallas instaladas en la cabina de los pilotos, los aviones de Airbus utilizan el sistema ECAM (“Electronic Centralized Aircraft Monitor”), encargado de monitorizar el estado de todos los sistemas del avión (eléctrico, neumático, hidráulico, motores...) y representar los datos a través de pantallas.



FIG. 6.2. Página del sistema eléctrico ECAM. A320

El A320 también cuenta con un panel en la cabina de pilotos dedicado a la gestión del sistema eléctrico desde el cual se pueden realizar diferentes funciones de forma manual como la conexión y desconexión de las fuentes de generación, la apertura y el cierre de contactores de unión entre barras...

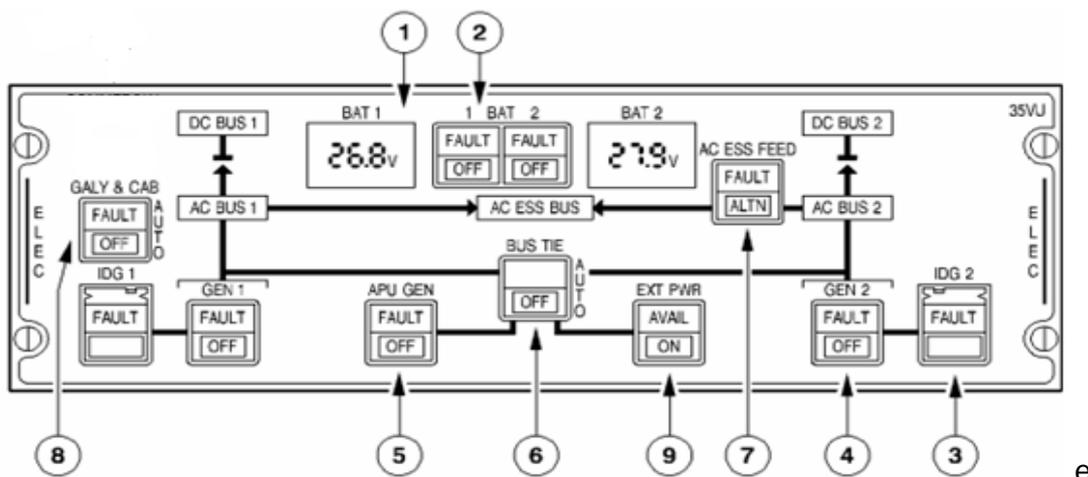


FIG. 6.3. Panel de control del sistema eléctrico en cabina. A320.

1. Pantallas LCD que muestran el voltaje de las baterías.
2. Interruptores de baterías que permiten controlar manualmente la conexión y desconexión de las baterías al sistema eléctrico del avión.
3. Indicador de fallo en la unidad de velocidad constante acoplada al generador, conjunto IDG.
4. Permite la desconexión manual de los generadores principales acoplados a los motores del avión.
5. Permite la desconexión manual del generador de la unidad de potencia auxiliar APU.
6. Controla los contactores enlace de barras BTB que unen las barras principales de corriente alterna, puede trabajar en modo automático permitiendo la apertura/cierre automático de los contactores de enlace de barras o en modo manual gestionado por el piloto.
7. Alimentación de la barra esencial de corriente alterna, permite controlar la fuente de alimentación de la barra esencial de corriente alterna.
8. Controla el suministro de energía al servicio de cocinas, en modo automático las cocinas reciben energía a menos que el sistema lógico del avión aisle su alimentación por el fallo en alguno de los generadores principales, también puede controlarse de forma manual desconectando completamente el servicio de cocinas.
9. Se usa para controlar la conexión o desconexión de la energía externa en operaciones de tierra.

6.2 Boeing 777

El Boeing 777 es un avión de fabricación americana que entró en servicio en el año 1995, ha sido el primer avión de Boeing en adoptar el sistema Fly By Wire además de incorporar un novedoso sistema de gestión de cargas eléctricas conocido como ELMS (“Electrical Load Management System”) desarrollado por la compañía GE Aviation.

El sistema eléctrico diseñado para el B777 es un claro ejemplo de la evolución en el sistema eléctrico de los aviones comerciales como consecuencia de las demandas del sector y del desarrollo de la tecnología para proporcionar un rendimiento y una fiabilidad superior. Está formado por dos sistemas independientes, el sistema eléctrico principal y el sistema eléctrico de backup, ambos funcionan de manera automática al incorporar ordenadores que se encargan del control del estado del sistema por medio de dispositivos como la unidad de control de barras BPCU y el sistema ELMS encargado de la gestión de cargas.

Sistema principal

El sistema principal es el encargado proporcionar alimentación a 115/200 Vca para el circuito de alterna y 28 Vcc para el de continua durante la operación normal de vuelo. Para ello dispone de diferentes generadores, dispositivos de transformación y conversión y baterías

Para alimentar las barras de corriente alterna el B777 cuenta con:

- Dos generadores principales IDG de 120 kVA cada uno acoplados a los motores del avión encargados de suministrar una señal trifásica de 115/200 Vca a 400 Hz.
- Una unidad de potencia auxiliar APU que acciona un generador de 120 kVA que proporciona una señal de 115/200 Vca a 400 Hz.
- Dos tomas de energía externa una primaria y otra secundaria para la alimentación en tierra de 90 kVA, cada una de ellas suministran una señal de 115/200 Vca a 400 Hz.
- Un generador de emergencia acoplado a una turbina de impacto de aire RAT de 7 kVA.
- Un inversor.

Cada fuente de generación dispone de una unidad de control del generador GCU encargada de gestionar junto con la BPCU la apertura y cierre del contactor asociado a cada unidad, a excepción del inversor que controla su propio contactor.

Para alimentar el circuito de corriente continua el sistema dispone de:

- Dos baterías, una principal y otra denominada batería del APU dedicada al arranque de la unidad de potencia auxiliar ambas con una capacidad de 47 Ah. Las dos baterías cuentan con sus respectivos cargadores de batería encargados de ajustar el nivel de tensión y el control de la recarga.
- Cuatro unidades de transformación y rectificado TRU izquierdo, TRU derecho C1 TRU y C2 TRU alimentados desde las barras de transferencia de corriente alterna y otra unidad de transformación y rectificado dedicado al circuito de asistencia en tierra TRU GH. Cada unidad TRU dispone de lógica interna capaz de gestionar su contactor asociado para su apertura y cierre.

Sistema de Backup

El B777 incorpora un sistema de generación eléctrico de backup diseñado para respaldar de forma automática a algunos sistemas o equipos si se produce un fallo del sistema de generación principal. Este sistema opera de forma independiente al sistema principal y está formado por dos generadores de velocidad y frecuencia variable de 20 kVA cada uno de ellos, al igual que los generadores principales también son accionados por los motores principales del avión a través de la caja de engranajes. Como los generadores backup generan una señal de frecuencia variable es necesario instalar un convertidor de frecuencia que se encarga de transformar la señal de frecuencia variable en una salida de 115/200 Vca a 400 Hz de frecuencia constante, como solo utiliza un convertidor los dos generadores no pueden trabajar al mismo tiempo.

El convertidor de backup se encarga de alimentar las barras de transferencia, tanto derecha como izquierda, en los siguientes casos:

- Pérdida de alimentación en una de las barras principales de CA o en ambas.
- Solo un generador principal y el APU están disponibles.
- Durante la operación de aterrizaje automático ante el posible fallo del sistema principal en una maniobra tan crítica.

Cada generador backup también incorpora dos generadores de imanes permanentes PMG encargados de alimentar en corriente continua a través de convertidores una carga vital del sistema como son los controles de vuelo.

Los generadores backup y los PMG se encargan de alimentar diversos sistemas como los equipos de aviónica (radares, GPS...), el sistema de control de vuelo o las pantallas de instrumentación de cabina.

Sistema de distribución

El sistema de distribución del B777 trabaja con los dos niveles de tensión proporcionados por las fuentes del sistema, 115/200 V a 400 Hz para el circuito de alterna y 28 V para el de continua, es un sistema que funciona de forma automática gracias a que incorpora una unidad de control de barras BPCU que controla la apertura y cierre de los contactores y relés de gran parte del sistema de distribución y un sistema de gestión de cargas ELMS, tanto la BPCU como el sistema ELMS están basados en ordenadores que trabajan de forma conjunta controlando y monitorizando el estado del sistema eléctrico para hacer una distribución óptima de la energía disponible en cada momento.

Distribución CA

En la FIG 6.4 se muestra el esquema eléctrico del B777 donde se puede observar que se trata de un sistema de distribución de barra partida en el que en operación normal cada generador IDG opera de forma independiente suministrando corriente alterna a su barra principal CA izquierda y derecha, si se produce el fallo de un generador principal la unidad auxiliar APU puede sustituirlo y proporcionar energía a la barra principal CA que ha quedado sin suministro a través del contactor C.APU y los contactores de enlace de barras BTB1 o BTB2. En el caso de que se produzca la pérdida de los dos generadores principales la APU es capaz de suministrar energía suficiente para alimentar las cargas esenciales cerrando su contactor C.APU y ambos contactores de enlace de barras BTB1 y BTB2.

Cada barra principal CA (izquierda y derecha) alimenta a su respectiva barra de transferencia y las barras de servicios de pasajeros, estas últimas se conectan a través de dispositivos denominados ELCU ("Electronic Load Control Unit") similares a los contactores y utilizadas para alimentar grandes cargas. Las barras de transferencia también pueden alimentarse a través del convertidor de los generadores de backup en las situaciones descritas anteriormente.

El circuito de alterna del B777 cuenta con una barra para alimentar las cargas vitales de corriente alterna denominada barra de reserva CA, normalmente recibe energía desde la barra de transferencia izquierda pero en caso de que esta no pueda alimentarla (fallo en los generadores principales, APU y generadores de backup) será el inversor conectado a la barra de batería el encargado de proporcionarle energía.

Para las operaciones en tierra el avión dispone de dos tomas de energía externa, normalmente la barra principal CA derecha es alimentada por la toma de energía primaria y la barra principal CA izquierda por la toma de energía secundaria. Este avión cuenta además con dos circuitos que pueden emplearse para operaciones en tierra:

- "Ground handling" o asistencia en tierra enfocado a labores de mantenimiento y puesta a punto del avión que solo puede utilizarse cuando el avión está en

tierra. Está formado por una barra de corriente alterna que se puede alimentar a través de la unidad de potencia auxiliar o la toma de energía externa primaria y una barra de corriente continua alimentada a través del TRU GH.

- “Ground service” o servicio de tierra puede funcionar tanto en tierra como en vuelo, este circuito está formado por la barra de servicio en tierra la cual se encarga de proporcionar energía a la batería principal y la del APU a través de sus respectivos cargadores. La barra de servicio en tierra normalmente se alimenta desde la barra principal CA derecha, pero también puede alimentarse desde la toma de energía externa o la unidad de potencia auxiliar APU.

Distribución CC

En cuanto al circuito de CC está formado por cuatro unidades de transformación y rectificado TRU.

- La TRU Izquierda se alimenta de la barra de transferencia izquierda y proporciona energía a la barra CC izquierda, también puede alimentar la barra CC derecha a través del contactor.
- La TRU derecha se alimenta de la barra de transferencia derecha y proporciona alimentación a la barra CC derecha, también puede alimentar la barra CC izquierda a través del contactor.
- La C1 TRU recibe energía de la barra de transferencia izquierda y alimenta la barra de batería y la barra de instrumentos de vuelo del capitán, la barra de instrumentos del capitán también puede alimentar la barra de instrumentos de vuelo del 1^{er} oficial a través del contactor.
- La C2 TRU recibe energía de la barra de transferencia derecha y alimenta la barra de instrumentos de vuelo del 1^{er} oficial la cual proporciona una segunda fuente de alimentación para la barra de instrumentos de vuelo del capitán a través del contactor.

En el caso de producirse un fallo en el que las barras de transferencia se queden sin energía el generador de emergencia RAT puede alimentar la C1 TRU y la C2 TRU

En cuanto al sistema de baterías el B777 equipa una batería del APU que se conecta directamente a la barra de batería del APU para el arranque de la unidad de potencia y la batería principal encargada de alimentar las carga vitales de corriente continua del sistema conectada directamente a la barra caliente de batería. En el caso de producirse un fallo en el que la única fuente de energía sean las baterías desde la barra caliente de batería se puede alimentar también la barra de batería para proporcionar energía al inversor y la barra de instrumentos de vuelo del capitán.

Sistema de gestión de cargas ELMS

EL sistema ELMS es el primer sistema integrado de distribución de potencia y control y protección de cargas aplicado en aviación civil, este sistema sustituye complejos circuitos de relés lógicos por unidades electrónicas montadas en diferentes paneles de gestión que se encuentran alojados en el compartimento de equipos eléctricos y electrónicos. FIG 6.5.

El B777 cuenta con siete paneles de gestión, tres denominados paneles de potencia primaria y cuatro paneles de gestión de potencia.

- Panel P100: panel izquierdo de potencia primaria. Contiene la Barra principal CA izquierda.
- Panel P200: panel derecho de potencia primaria. Contiene la Barra principal CA derecha.
- Panel P300: panel de potencia auxiliar.

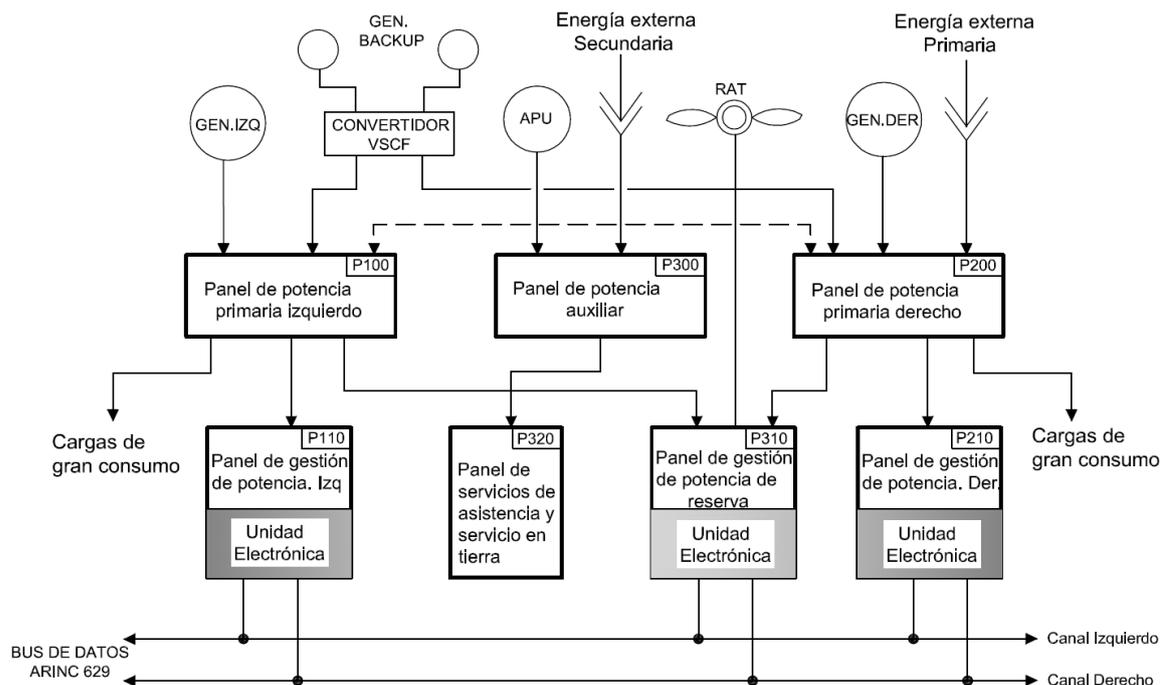


FIG. 6.5. Paneles de distribución del sistema ELMS.

El sistema principal de generación y el de backup suministran energía directamente a los paneles P100, P200 y P300, estos paneles representan la distribución primaria del sistema y se encargan de la distribución de potencia, control y protección de cargas de gran consumo (superiores a 25 A/fase), para ello se emplean dispositivos parecidos a los contactores denominados unidades

electrónicas de control de cargas ELCU (“Electronic Load Control Unit); en estos paneles también se colocan algunos disyuntores térmicos para la protección de conductores, los contactores asociados a las distintas fuentes de generación y los contactores de unión entre las barras principales de alterna BTB controlados por las unidades de control de generador GCU y la unidad de control de barras BPCU.

Desde los tres paneles de potencia se proporciona alimentación a los paneles de gestión de potencia P110, P210, P310 y P320.

- Panel P110: panel de gestión de potencia izquierdo.
- Panel P210: panel de gestión de potencia derecho.
- Panel P310: panel de gestión de potencia de reserva.
- Panel P320: panel de servicios y asistencia en tierra.

Los paneles de gestión de potencia forman la distribución secundaria del sistema y se encargan de la alimentación y control de cargas con consumos inferiores a los 25 A/fase, además los paneles P110, P210 y P310 incorporan una unidad electrónica modular que constituyen el cerebro del sistema de gestión de cargas ELMS. FIG 6.6.

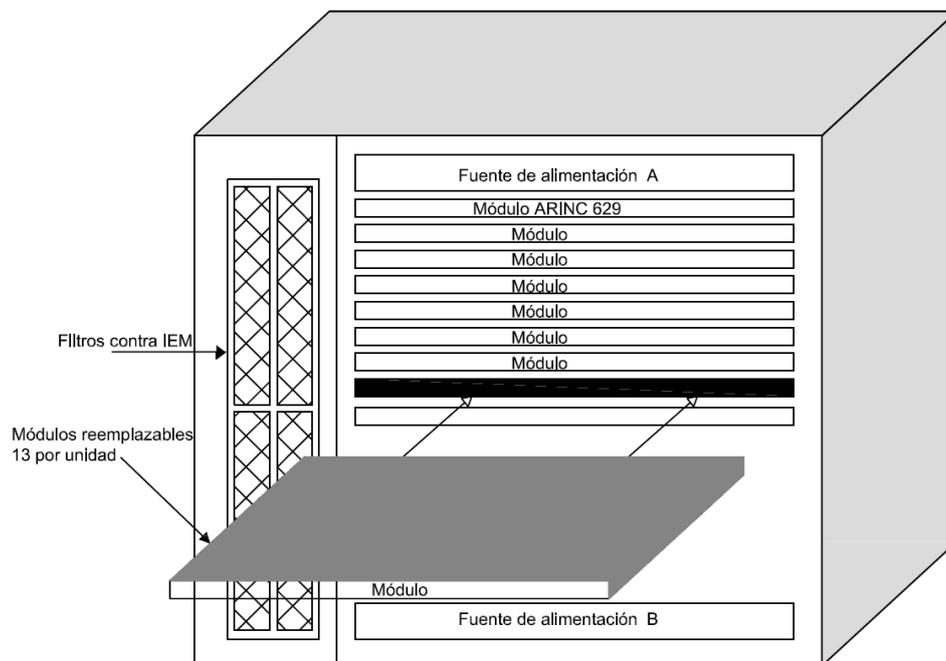


FIG. 6.6.Unidad electrónica modular.

Cada una de estas unidades electrónicas gestiona un grupo de cargas FIG 6.7 y se encarga atendiendo a su prioridad dentro del sistema de conectar y desconectar dichas cargas si se produce un fallo en los sistemas de generación y estos no son capaces de alimentar a todas las cargas del sistema eléctrico. Estas unidades también pueden controlar el estado de las ELCU instaladas en los paneles de potencia primarios.

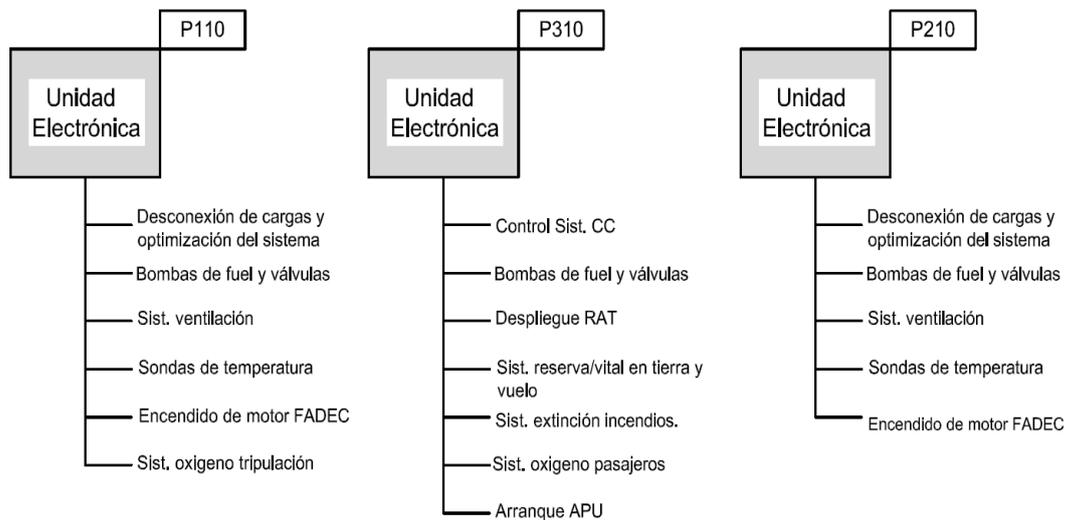


FIG. 6.7. Gestión de cargas. Sistema ELMS.

Las unidades electrónicas van conectadas a un bus de datos (protocolo ARINC 629) que le permiten comunicarse y compartir datos con otras unidades de control del sistema eléctrico (GCU y BPCU) o con otros sistemas de control y monitorización del avión.

La implantación del sistema de gestión de cargas ELMS ha supuesto un gran avance para el sistema eléctrico de distribución de aviones comerciales, por una parte ha permitido crear un sistema de distribución inteligente que puede funcionar de forma automática y en el que se consigue una distribución óptima de la energía tanto en operación normal como en el caso de que se produzca algún fallo en las unidades de generación mediante la conexión/desconexión automática de cargas.

Otra de las ventajas de este sistema es la notable reducción de componentes de control y protección (contactores, relés, disyuntores térmicos...), además la introducción de los buses de datos ha provocado una importante reducción de conductores y del peso y volumen asociado a este.

7 Evolución hacia aviones más eléctricos.

7.1 Introducción

Los aviones comerciales desde sus orígenes han estado formados por un mix de sistemas: neumático, mecánico, hidráulico y eléctrico. Tabla 19; una combinación que siempre ha estado a debate y más en los últimos años cuando la idea de construir aviones más grandes ha provocado que estos sistemas sean cada vez más complejos y que la interacción entre ellos haga que el conjunto del avión sea un sistema poco eficiente.

Sistema	Función	Desventajas
Sistema Neumático	Trabaja con aire extraído de los compresores de alta presión de los motores. Se emplea principalmente en los sistemas de control ambiental y para proporcionar aire caliente a los sistemas anti-hielo de las alas	Sistema poco eficiente, dificultad en el mantenimiento sobre todo para la detección de fugas.
Sistema Mecánico	Transfiere energía mecánica procedente de los motores a los generadores eléctricos, a la bomba central hidráulica y a otros subsistemas alimentados mecánicamente.	Sistema de gran complejidad con un mantenimiento caro y complejo.
Sistema Hidráulico	A través de la bomba central hidráulica se encarga de controlar los sistemas primarios y secundarios de control de vuelo (superficies de control de un avión), retracción y extensión del tren de aterrizaje o el accionamiento de los frenos.	Es un sistema muy pesado (tuberías válvulas, bombas) e inflexible; además los fluidos que emplea, muchos de ellos corrosivos, pueden suponer un peligro en caso de fuga.
Sistema Eléctrico	Alimenta diferentes cargas como los dispositivos de aviónica, luces de cabina y pasajeros, motores de arranque, cocinas o sistemas de entretenimiento a bordo.	Riesgos de fuego derivados de sobrecorrientes o sobrecargas.

Tabla 19. Comparativa de los sistemas embarcados.

De este modo han surgido en los últimos años la idea de fabricar aviones cada vez más eléctricos (“More Electric Aircraft”) MEA o incluso aviones completamente eléctricos (“All Electric Aircraft”) AEA.

Estas ideas no son nuevas, desde la Segunda guerra mundial los diseñadores de aviones militares ya propusieron la construcción de aviones completamente eléctricos con el objetivo principal de disminuir el peso de la embarcación, pero realizar una transformación completa y radical de los equipos suponía una tarea arriesgada y costosa en comparación con los beneficios que se podría obtener.

Un ejemplo claro de la evolución hacia aviones más eléctrico es la incorporación del sistema “Fly By Wire” (FWB) introducida en el Airbus A320 en la década de 1980, en este sistema se sustituye los sistemas mecánicos que accionaban las superficies de control por una interfaz electrónica en la cual los movimientos del mando del piloto son convertidos en señales electrónicas enviadas a un ordenador de control de vuelo que determina como debe moverse cada actuador asociado a una superficie de control.

Los conceptos (MEA) y (AEA) también han sido cuestionados desde su aparición, la falta de capacidad para generar gran cantidad de energía eléctrica y la elevada demanda de potencia por parte de equipos del sistema neumático o mecánico han supuesto un freno en el desarrollo de estos conceptos.

7.2 Concepto MEA

En los últimos años el espectacular avance de la tecnología eléctrica y electrónica unido a un claro aumento de la demanda de potencia eléctrica a bordo de las aeronaves ha despertado en los fabricantes aeronáuticos la idea de desarrollar aviones comerciales en los que el sistema eléctrico comience a sustituir otros sistemas como el hidráulico, el neumático o el mecánico.

Los proyectos para el desarrollo de aviones cada vez más eléctricos han sido apoyados y financiados durante los últimos 20 años tanto por gobiernos (Europa y Estados Unidos) como por empresas privadas del sector Airbus o Boeing.

En Europa destacan proyectos de desarrollo como el POA “Power Optimized Aircraft, el MOET (“More Open Electrical Technology”) o el HV270DC desarrollado por EADS en España. En Estados Unidos el proyecto TIMES (“Totally Integrated More Electrical System”) o el US Air Force MEA Program son los que más han contribuido al desarrollo de este concepto de diseño.

Los objetivos que se persiguen en la fabricación de aviones más eléctricos no son solo técnicos sino que también tienen un impacto ambiental, el transporte aéreo está en auge, los datos publicados en 2015 por Airbus para Europa muestran como desde la década de 1970 el tráfico aéreo se ha duplicado cada quince años y las previsiones apuntan a que esa evolución se mantendrá por lo menos hasta 2034,

por ello también es necesario enfocar los nuevos diseños a construir aeronaves más respetuosas con el medio ambiente.

En los últimos 40 años las emisiones de CO₂ se han reducido en un 70% y las de ruido en un 75%, pero los objetivos actuales impulsados por organismos como IATA (Asociación Internacional del Transporte Aéreo) o ACARE (“Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe”) son desarrollar tecnologías que permitan para el año 2050 conseguir los siguientes objetivos:

- Una reducción del 75% en emisiones de CO₂ por pasajero y kilómetro con respecto a las del año 2000.
- Reducir en un 90% las emisiones de NO_x y las de ruido en un 65% con respecto a las de año 2000.
- Mejorar la eficiencia del combustible en un 1.5% anual hasta 2020.
- Realizar los movimientos de rodadura por el aeropuerto sin emisiones con la implantación de motores eléctricos en las ruedas que muevan la aeronave.

A nivel técnico el concepto de avión más eléctrico está enfocado en:

- Reemplazar el sistema neumático tradicional eliminando el sangrado de aire de los motores que se emplea en los sistemas de acondicionamiento de cabina (control ambiental) y en los sistemas de aire caliente que evitan la formación de hielo en las alas, extrayendo menos energía de los mismos. Esto permite que el consumo de combustible se reduzca y en consecuencia las emisiones ambientales.
- Reducción de peso debido a la eliminación de componentes; conductos, válvulas y sistemas de control sobre todo del sistema hidráulico, haciendo uso de actuadores electro-hidrostáticos (EHA), actuadores de respaldo electro-hidráulico (EBHA) o actuadores electromecánicos (EMA) para el control de algunas superficies de vuelo.
- Disminución del mantenimiento de la aeronave y en consecuencia menores costes de operación y aumento de la disponibilidad del aparato.
- Uso de equipos con mayor capacidad de reajuste para mantener su funcionalidad ante posibles fallos.

- Fabricación de la estructura del avión con materiales compuestos más ligeros que permitan una reducción importante del peso global del avión.

La sustitución de sistemas y componentes neumáticos e hidráulicos provoca que el sistema eléctrico se convierta en el sistema principal y que muchas cargas que antes dependían de la energía neumática e hidráulica se alimenten ahora de energía eléctrica.

Un aumento de demanda eléctrica tan radical necesita de equipos de generación de mayor capacidad en comparación con los de las aeronaves tradicionales, además de la necesidad de aumentar el nivel de tensión tanto de en la generación como en la distribución con el propósito de limitar el uso de corrientes elevadas y tener que utilizar conductores de gran sección que aumentarían el peso de la aeronave.

En los ejemplos mostrados a continuación del Airbus A380 y el Boeing B787 se ve claramente como en la última década el sistema eléctrico ha ido ganando protagonismo evolucionando progresivamente para adaptarse a las exigencias requeridas en el sector e ir alcanzando los objetivos que plantea el concepto de avión más eléctrico.

7.3 Ejemplo Airbus A380

El Airbus A380 entro en servicio en el año 2007 y es actualmente el avión de pasajeros más grande del mundo, un avión de estas dimensiones y con unos requerimientos de energía eléctrica tan elevados necesita fuentes de generación con una capacidad muy superior a las de los aviones convencionales descritos anteriormente.

Fuentes de generación, dispositivos de transformación y conversión y baterías

El sistema eléctrico del A380 trabaja con dos niveles de tensión, 115/200 Vca y 28 Vcc, para ello dispone de diferentes generadores, dispositivos de transformación y conversión y baterías encargados de alimentar las diferentes barras del sistema en función del régimen de operación.

El sistema de eléctrico del A380 puede recibir corriente alterna de las siguientes unidades:

- Cuatro generadores trifásicos de frecuencia variable FV (370-770 Hz) de 150 kVA cada uno accionados por los motores del avión y que proporcionan una tensión de salida 115/200 Vca. Una de las novedades de este avión es que ha sido el primero en introducir generadores de frecuencia variable en sustitución

de los alternadores típicos de frecuencia fija 400 Hz instalados en aviones más antiguos. La generación a frecuencia variable es un método fiable, más barato y ligero que otros métodos de frecuencia fija ya que no requiere de dispositivos de regulación ni unidades de velocidad constante CSD, pero presenta problemas en algunas aplicaciones como en el funcionamiento de los motores en los que se deben instalar controladores para su correcto funcionamiento.

- Dos generadores montados en las dos unidades de potencia auxiliar APU, ambos con una capacidad de generación de 120 kVA y que proporcionan una tensión de 115/200 Vca y frecuencia constante 400 Hz.
- Cuatro tomas de energía externa de 90 kVA para la alimentación de la aeronave en tierra con una tensión de 115/200 Vca y frecuencia constante 400 Hz.
- Un generador de emergencia RAT de 70 kVA.
- Un inversor estático con una potencia nominal de 2,5 kVA.

Todas estas unidades están controladas por su correspondiente unidad de control de generador GCU y se encargan de alimentar las correspondientes barras de CA y suministrar energía a las barras de CC a través de las correspondientes unidades de transformación.

Para alimentar las diferentes barras de continua a 28 V el A380 dispone de:

- Tres baterías de 50 Ah de capacidad. Batería 1, batería 2 y batería esencial.
- Tres cargadores de baterías de 300 A. Se denominan BCRU ("Battery Charger Regulator Unit") e incorporan en un mismo dispositivo un cargador de baterías y una unidad de transformación y rectificación que convierte los 115 Vca de las barras de alterna en 28Vcc para la alimentación de las barras de continua y la recarga de las baterías.
- Una unidad de transformación y rectificación TRU 2 de 300 A que se utiliza como respaldo de uno de los cargadores de baterías BCRU 2.
- Una batería de 50 Ah denominada batería APU destinada al arranque de las unidades de potencia auxiliar APU 1 y 2, y una unidad de transformación y rectificado TRU APU.

Sistema de distribución

El sistema de distribución del A380 se encarga de la distribución de corriente alterna y continua para la alimentación de las diferentes cargas del sistema en función de la disponibilidad de las fuentes de generación. El sistema eléctrico de distribución está dividido en tres subsistemas:

- Distribución primaria realizada por el centro de distribución de energía eléctrica primaria PEPDC (“Primary Electrical Power Distribution Center”). Este centro recibe la energía generada por las fuentes y se encarga de su distribución hacia los sistemas de distribución secundaria y emergencia, también se encarga de alimentar a las cargas de mayor consumo del sistema (cocinas, servicios de entretenimiento de pasajeros...). Este centro integra los elementos principales para la correcta distribución y protección del sistema.
- La distribución secundaria se lleva a cabo por medio de dos centros de distribución SEPDC (“Secondary Electrical Power Distribution Centre”) y ocho unidades de distribución de energía secundaria SPDB (“Secondary Power Distribution Box”). Los SEPDC reciben la energía del centro primario PEPDC y la distribuyen a cargas de consumo medio y bajo, normalmente inferiores a 15 A/fase.

Las SPDB están repartidas por el avión, seis de ellas están instalados a lo largo de la cabina del avión y transfieren energía desde el sistema de distribución primario hacia las cargas de cabina, las otras dos se encuentran en el compartimento inferior de equipos eléctricos/electrónicos y transfieren energía desde el sistema de distribución primario a otras cargas de cabina y zona de bodegas de carga.

El Airbus A380 ha sido el primer avión comercial en introducir los controladores de potencia de estado sólido SSPC para la distribución secundaria y para el control y protección de cargas no esenciales, estos dispositivos han sustituido a los disyuntores térmicos y relés empleados tradicionalmente en aviones más antiguos.

- El sistema de distribución de emergencia está integrado en el centro de distribución de emergencia y contiene los elementos para distribuir la energía de emergencia y dispositivos de protección correspondientes. Este sistema alimentan las cargas vitales del sistema para mantener la seguridad del vuelo.

El sistema de distribución también dispone de equipos de control y monitorización como el dispositivo de control de cortocircuitos CBM (“Circuit Breaker Monitoring”) y el equipo de gestión de cargas ELM (“Electrical Load Management”), los dos

equipos están duplicados y se instalan en dos módulos de procesamiento CPIOM (“Core Processing Input/Output Module”).

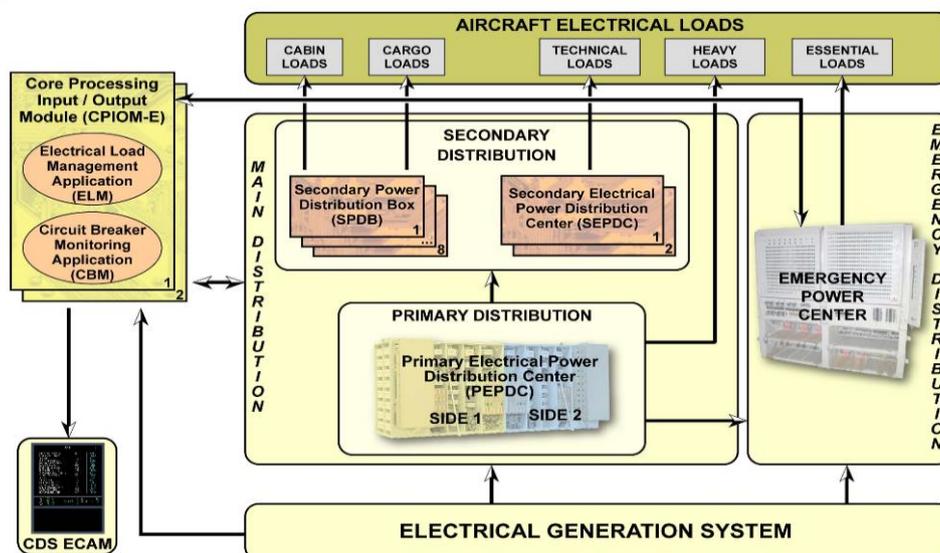


FIG. 7.1. Distribución y control del Airbus A380

El CBM se encarga de monitorizar el estado de los diferentes equipos de protección del sistema eléctrico, a excepción de los instalados en las unidades de distribución secundaria SPDB que son controlados por los controladores de potencia de estado sólido. Esta unidad es necesaria debido a que muchos de los dispositivos de protección están basados en disyuntores térmicos de control remoto instalados en los diferentes centros de distribución y alejados del alcance de la tripulación, la unidad se encarga de detectar el estado de las protecciones y enviar un mensaje a la cabina de tripulación en el caso de que algún dispositivo haya saltado.

El equipo ELM se encarga de hacer un uso óptimo de la energía disponible para alimentar las cargas eléctricas del sistema, para ello recibe la señal de estado de cada una de las fuentes de generación y en el caso de sobrecarga se encarga de la desconexión automática de cargas en función de la prioridad e importancia que tienen para el correcto funcionamiento del avión, la reconexión de las cargas se produce también automáticamente cuando las fuentes de generación tienen la capacidad suficiente para alimentar las cargas.

Funcionamiento del sistema de distribución

En la FIG 7.2 se muestra un esquema simplificado del sistema eléctrico del A380, en condiciones normales de vuelo cada uno de los cuatro generadores principales alimenta su respectiva barra de CA, debido a la diferencia de frecuencias entre los generadores el sistema no puede trabajar en paralelo como sucede en otros aviones de cuatro motores, ej. Boeing 747.

En el caso de producirse un fallo en algún generador principal el avión dispone de dos unidades de potencia auxiliar, la APU 1 alimenta las barras de CA 1 y 2 y la APU 2 las barras de CA 3 y 4.

Para garantizar la alimentación de las cargas esenciales el sistema cuenta con una barra esencial CA que se alimenta desde la barra de CA 1, también puede alimentarse desde la barra de CA 4 o en el caso de una pérdida total del circuito de alterna se energiza a través del generador de emergencia RAT.

El circuito de CA también dispone de una barra de emergencia para dar servicio a las cargas vitales de corriente alterna, esta barra se puede alimentar a través de la barra esencial de CA, pero si se produce un fallo general en el circuito de alterna e incluso el generador de emergencia está inoperativo esta barra puede recibir alimentación desde la batería 1 y la batería esencial a través del inversor.

Para los servicios en tierra el avión dispone de cuatro tomas de energía externa que pueden proporcionar energía a todo el sistema eléctrico del avión, si no se necesita alimentar todas las barras, desde la toma de energía externa 1 se pueden alimentar únicamente las barras de servicio de tierra tanto de corriente alterna como de continua

El circuito de corriente continua está formado por las barra CC 1 alimentada por la barra de CA 2 a través del BCRU 1, la barra CC 2 se alimenta desde la barra de CA 3 a través del BCRU 2 y cuenta con una unidad de transformación y rectificado TRU 2 que sirve de respaldo en el caso de producirse un fallo en la unidad BCRU 2.

La barra esencial CC recibe energía de la barra esencial CA a través del BCRU esencial en condiciones normales, puede alimentarse también desde la barra CC 1 y en el caso de fallo global del sistema en el que solo se opera con baterías recibe alimentación desde la batería 1 y la batería esencial.

En cuanto al sistema de baterías, la batería 1 recibe la tensión regulada por el BCRU 1 a través de la barra de CC 1 para su recarga, la batería 2 se recarga a través de la barra de CC 2 y la batería esencial a través de la barra esencial de CC.

Como ocurre en el circuito de alterna el sistema de CC cuenta también con barras vitales dedicadas a alimentar cargas críticas cuando todas las fuentes de corriente alterna están inoperativas, estas barras denominadas como barras calientes están conectadas de forma permanente a las baterías sin ningún dispositivo de corte entre ambas. El sistema eléctrico del A380 cuenta con tres barras para alimentar servicios vitales de CC conectadas directamente a sus baterías; la barra caliente 1 alimentada desde la batería 1, la barra caliente 2 que recibe energía de la batería 2 y la barra caliente esencial que se alimenta desde la batería esencial.

Finalmente el sistema eléctrico del A380 tiene un circuito de corriente continua que se emplea para el arranque de las unidades auxiliares APU 1 y 2 tanto en tierra como en vuelo. La energía eléctrica necesaria para el arranque de estas unidades se suministra desde la barra APU CC, si las fuentes de generación en alterna están disponibles la alimentación de esta se realiza desde la barra de CA 4 a través de

una unidad de transformación y rectificado TRU APU, sino se alimenta desde la batería APU.

Sistemas de control y monitorización en cabina

La presentación de datos y visualización del estado del sistema eléctrico se realiza a través de pantallas instaladas en la cabina de la tripulación, los aviones de Airbus utilizan el sistema ECAM (“Electronic Centralized Aircraft Monitor”), este sistema se encarga de monitorizar el estado de todos los sistemas del avión (eléctrico, neumático, hidráulico, motores...) y representar los datos a través de pantallas, además alerta a los pilotos de fallos o el estado de los dispositivos de protección y da indicaciones de los procedimientos que hay que adoptar para solucionar las averías.

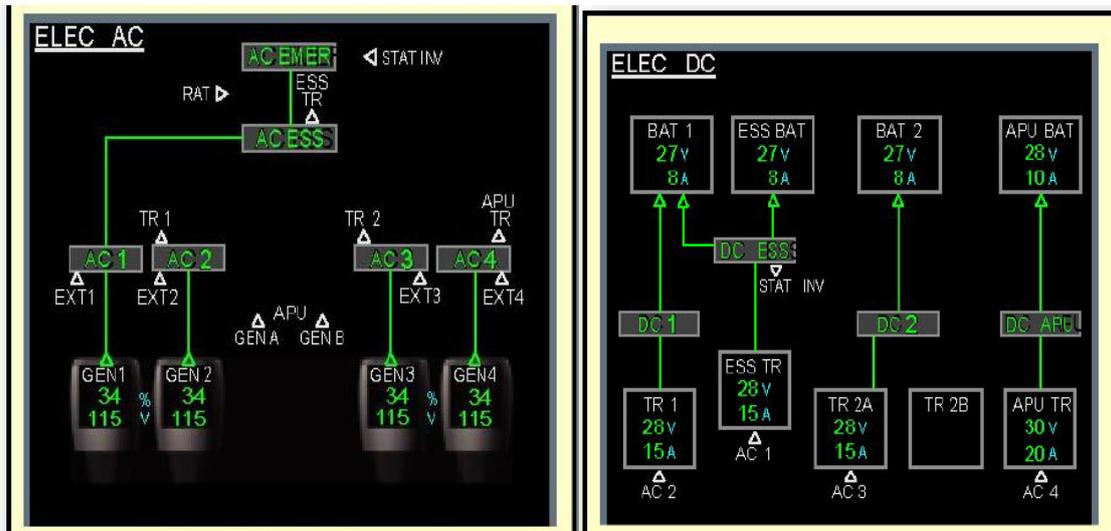


FIG. 7.3. Pantallas ECAM A380

El avión dispone de un panel para el control del sistema eléctrico por parte de los pilotos, está situado en la parte superior de la cabina y permite conocer el estado de las fuentes de generación o realizar operaciones como la conexión y desconexión manual de cargas no esenciales (cocinas, servicio de pasajeros), despliegue manual del generador de emergencia RAT, selector de baterías...

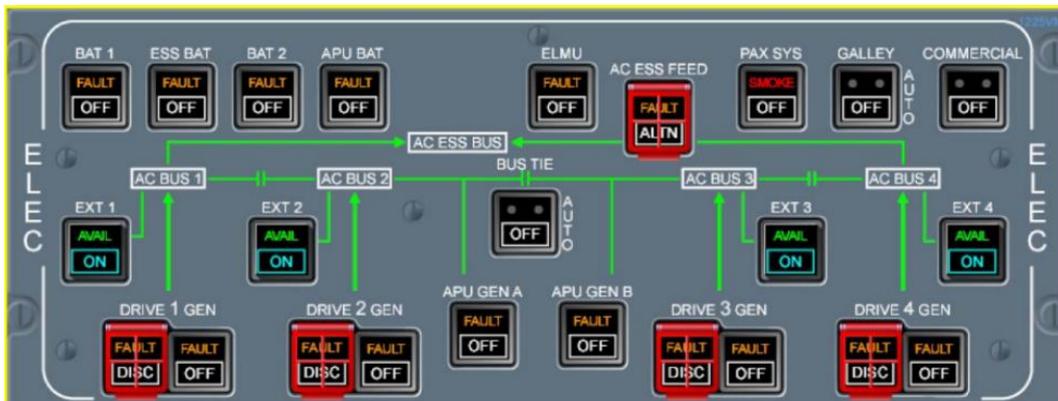


FIG. 7.4. Panel de control en cabina A380.

7.4 Ejemplo Boeing 787

El Boeing 787 apodado como “dreamliner” es un avión de nueva generación que entró en servicio en el año 2011, este modelo introduce una serie de cambios que han afectado a dos de los principales sistemas del avión (neumático e hidráulico) y han supuesto una auténtica revolución en aviación comercial. Los cambios en estos sistemas han provocado que el avión tenga una gran dependencia del sistema eléctrico ya que es ahora este el encargado de alimentar servicios que anteriormente funcionaban con energía neumática e hidráulica. FIG 7.5.

Sistema Neumático

Uno de los cambios más radicales en la construcción del B787 está en que se ha eliminado el sangrado de aire de los motores del que dependía el sistema neumático, el aire caliente y alta presión extraído de los motores o de la unidad de potencia auxiliar se ha usado tradicionalmente para tareas diversas como el arranque de los motores, prevención de formación de hielo en las alas o la presurización y acondicionamiento del aire en cabina. Existe una excepción y es que para evitar la formación de hielo en los motores del B787 se realiza una pequeña extracción de aire caliente del propio motor.

El hecho de eliminar el sangrado de aire ha provocado cambios sustanciales en los sistemas que anteriormente empleaban energía neumática extraída de los motores y que ahora funcionan gracias a la energía eléctrica. Algunos de los ejemplos más destacables son:

- Los sistemas de presurización y control ambiental de cabina han sido los más afectados por la eliminación del sangrado de aire de los motores, en el B787 estas funciones se realizan con cuatro compresores eléctricos encargados de presurizar la cabina y mantener una temperatura confortable dentro de la misma, estos equipos suponen una de las mayores cargas eléctricas del sistemas con un consumo aproximado de 500 kVA.
- El sistema para evitar la formación de hielo en las alas del avión ha sustituido el aire caliente extraído del motor por un sistema electro-térmico formado por mallas calefactoras instaladas en el interior del borde del ala, estas mallas contienen en su interior unos circuitos resistivos por los que circula la corriente y que forman el elemento calefactor. Su consumo aproximado es de 100 kVA.
- Otro proceso típico que se ha visto influido por el cambio del sistema neumático ha sido el arranque de los motores, tradicionalmente los motores se arrancan a partir de la energía neumática extraída de la unidad de potencia auxiliar o las toberas instaladas en el aeropuerto que proporcionan aire a alta presión, la energía neumática mueve una turbina denominada turbina de

arranque neumático que a su vez se encarga de mover el eje del compresor del motor, este comienza a inyectar aire en la cámara de combustión y cuando se ha conseguido un cierto nivel de carga en la cámara se abre el paso de combustible y comienza la combustión, es entonces cuando se desconecta la unidad de potencia auxiliar o la tobera y el motor comienza a funcionar de forma autónoma.

En el B787 el proceso de arranque es completamente distinto ya que no emplea energía neumática sino energía eléctrica en el arranque, tanto los motores principales como la unidad de potencia auxiliar están equipados con un dispositivo eléctrico que puede actuar como motor para el arranque y como generador eléctrico durante el funcionamiento normal del motor de reacción en vuelo, S/G (“Starter/Generator”). El arranque de la unidad de potencia auxiliar APU se puede realizar desde las baterías del avión, desde las tomas de energía externa del aeropuerto o desde las propias barras de distribución del avión, una vez arrancada la APU puede generar energía eléctrica para arrancar los motores de reacción. Todo el proceso de arranque tanto de la APU como de los motores principales es controlado por un dispositivo denominado SPU (“Start Power Unit”) el cual determina de que fuente procede la alimentación para el arranque (baterías, alimentación externa en el aeropuerto o desde la barra de distribución pertinente) y ajustará el nivel de tensión necesario para el correcto arranque.

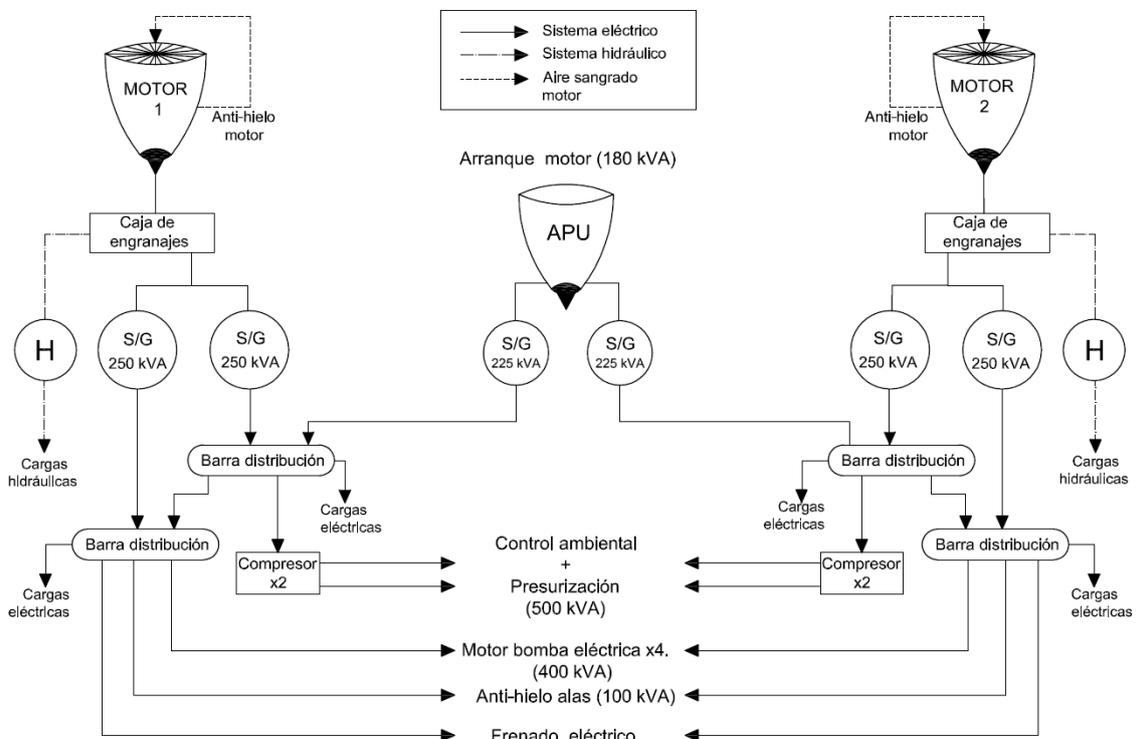


FIG. 7.5. Esquema simplificado de cargas eléctricas B787.

Sistema Hidráulico

El sistema hidráulico del B787 es similar al de cualquier otro avión, está formado por tres circuitos (central, izquierdo y derecho) alimentados por bombas hidráulicas accionadas por los motores del avión a través de la caja de engranajes; la diferencia con otros modelos está en que además incorpora bombas accionadas por motores eléctricos que se emplean cuando hay picos de demanda de energía hidráulica (despegue y aterrizaje) o cuando el avión está en tierra.

Otra de las novedades que se incorporan en este avión es el uso de frenos eléctricos en sustitución de los hidráulicos empleados tradicionalmente.

Sistema Eléctrico

Los cambios en los sistemas neumático e hidráulico han provocado que los requerimientos del sistema eléctrico del B787 sean muy superiores a los de cualquier avión comercial fabricado hasta la fecha, para asumir el elevado consumo de energía eléctrica este avión dispone de fuentes con una capacidad de generación superior a las 1400 kVA.

Una de las características del sistema eléctrico del B787 es el uso de cuatro niveles de tensión diferentes:

- 230/400 Vca.
- 115/200 Vca.
- 28 Vcc.
- ± 270 Vcc.

Los niveles de tensión 115/200 Vca y 28 Vcc se mantienen como en las arquitecturas tradicionales pero se incorporan dos nuevos niveles de tensión de 230/400 Vca y ± 270 Vcc como consecuencia directa del aumento en la capacidad de generación para satisfacer la demanda de energía eléctrica al eliminar el sangrado de aire de los motores.

Para satisfacer una demanda de energía tan elevada el B787 cuenta con:

- Cuatro arrancadores/generadores (S/G) de frecuencia variable que permiten tanto el arranque de los motores de reacción como la generación de energía eléctrica, se montan dos en cada motor y tienen una capacidad de generación de 250 kVA/generador con una tensión de salida de 230/400 Vca y frecuencia variable (360-800 Hz).
- Dos arrancadores/generadores (S/G) de frecuencia variable instalados en la unidad de potencia auxiliar APU, permiten tanto el arranque de la propia unidad como la generación de energía eléctrica para arrancar los motores de reacción del avión o alimentar las barras del sistema en caso de fallo de los generadores

principales montados en los motores de reacción. Cada uno de ellos tiene una capacidad de generación de 225 kVA con una tensión de salida de 230/400 Vca y frecuencia variable (360-800 Hz).

La generación trifásica a 230/400 Vca y frecuencia variable sustituye los niveles típicos de 115/200 Vca y frecuencia constante de 400 Hz que se emplean tradicionalmente en los aviones, este hecho se traduce en una reducción de pérdidas y peso del cableado que transporta la energía desde los generadores a los centros de distribución.

El resto de tensiones (± 270 Vcc, 115/200 Vcc y 28 Vcc) proceden de la transformación y rectificación de la tensión de generación de 230/400 Vca, de este modo la tensión de 115/200 Vca se obtiene a partir de la transformación de la tensión de generación a través de autotransformadores ATU (Auto-Transformer Unit”).

El nivel de tensión de 28 VCC también procede de la rectificación a través de transformadores rectificadores TRU.

La tensión de ± 270 Vcc se obtiene de la transformación y rectificación de la tensión de generación, para ello dispone de cuatro autotransformadores rectificadores ATRU (“Auto-Transformer Rectifier Unit”). En el B787 la tensión de ± 270 Vcc se emplea para alimentar las cargas de mayor consumo del sistema frente a la opción tradicional de emplear corriente alterna trifásica, normalmente estas cargas se alimentan a través de controladores de motor que proporcionan energía a los compresores dedicados al control del sistema ambiental de cabina, motores para accionar bombas hidráulicas o el arranque de los motores de reacción.

El uso de niveles de tensión elevados en corriente continua permite manejar corrientes unas 10 veces menores para la misma potencia lo que implica que se reduce la sección de los conductores además del peso asociado a estos.

En la FIG 7.6 se muestra un esquema simplificado que muestra los diferentes niveles de tensión empleados en el sistema eléctrico del B787 y algunas de las cargas más representativas.

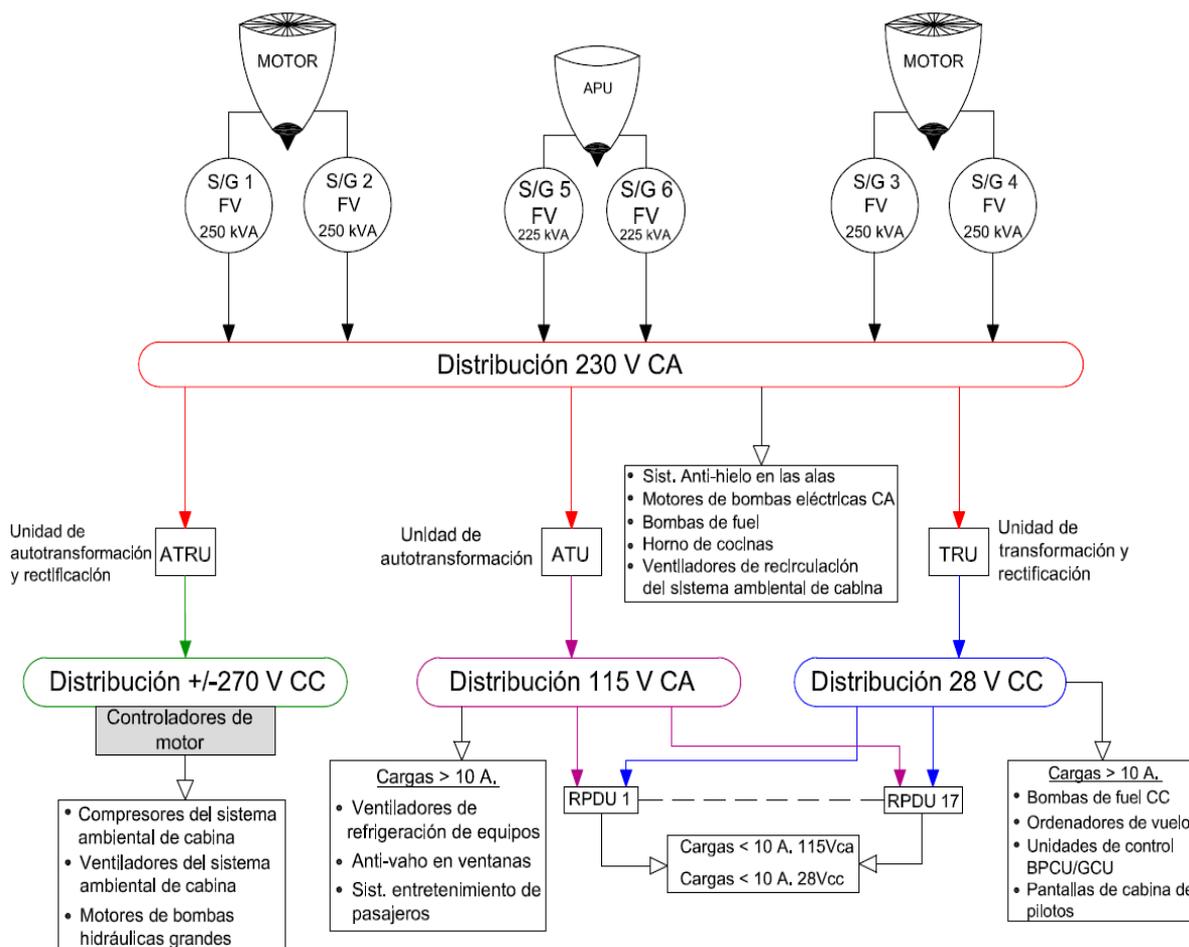


FIG. 7.6. Niveles de tensión B787.

La distribución de potencia eléctrica se realiza desde dos compartimentos de equipos eléctricos/ electrónicos, uno situado en la zona delantera debajo de la cabina de pilotos y otro en la zona central del avión. FIG 7.7.

La energía eléctrica proporcionada por los distintos generadores se transporta a través de conductores “feeders” tanto al compartimento delantero como al central desde los cuales se realiza la distribución, para ello cuentan con paneles y armarios donde se encuentran alojadas las diferentes barras de distribución asociadas a los distintos niveles de tensión, los equipos de transformación y conversión, dispositivos de control y protección o las baterías.

Desde el compartimento central se alimentan un número reducido de cargas que trabajan a la tensión de generación 230 Vca y todas las cargas de mayor consumo que se alimentan en continua a ± 270 V, en este compartimento también están instaladas las unidades de auto transformación y rectificación (ATRU), la batería de la APU y su cargador y los diferentes controladores de motor además de todos los elementos de control y protección de barras y circuitos.

Por su parte desde el compartimento delantero se alimentan los equipos que trabajan a 115 Vca y 28 Vcc y cuyos consumos son superiores a los 10 A, en este

compartimento se instala el autotransformador (ATU), las unidades de transformación y rectificación (TRU), la batería principal y su cargador.

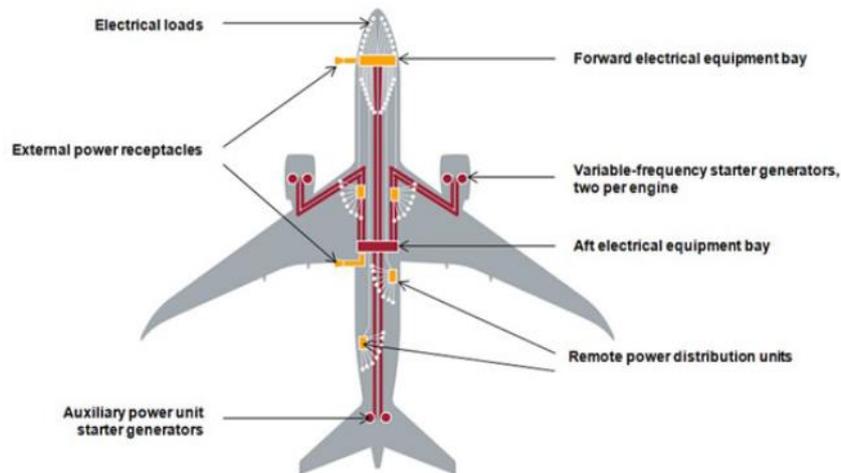


FIG. 7.7. Distribución B787.

<http://787updates.newairplane.com/787-Electrical-Systems/787-Electrical-System>

El sistema de distribución del B787 dispone de 17 unidades de distribución remota RPDU (“Remote Power Distribution”), estas unidades están repartidas a lo largo de todo el avión y se encargan de alimentar cargas locales ya sean de alterna o continua a 115 Vca y 28 Vcc, las cargas alimentadas por las RPDU tienen generalmente consumos inferiores a 10 A por lo que para su control y protección se emplean controladores de potencia de estado sólido SSPC sustituyendo así relés y disyuntores térmicos por dispositivos basados en electrónica de potencia que combinan las dos funciones de control y protección. Las unidades de distribución remotas se instalan cerca de las cargas a las que alimenta, de este modo se reduce considerablemente la longitud de los conductores y en consecuencia el peso, coste de mantenimiento e instalación asociados.

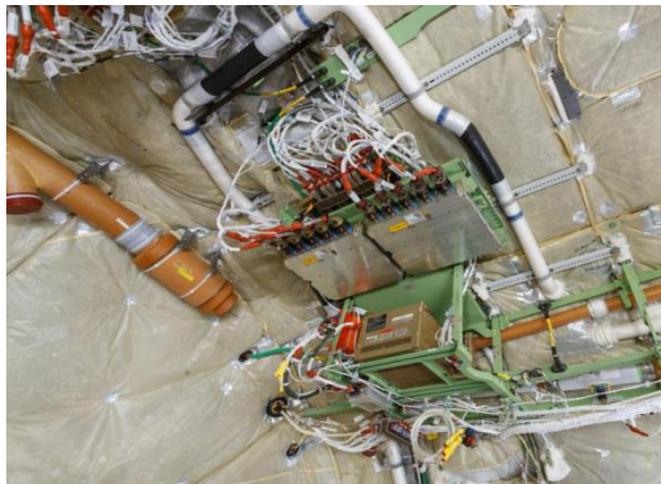


FIG. 7.8. Unidad de distribución remota RPDU.

<http://www.cnet.com/pictures/up-close-with-the-first-boeing-787-9-pictures/11/>

Para las operaciones en tierra dispone de cuatro tomas de energía externa para alimentar el avión sin la necesidad de utilizar la unidad de potencia auxiliar, dos de estas tomas alimentan el compartimento delantero y otras dos se encargan del compartimento central, cada una de ellas puede suministrar 90 kVA con una tensión de 115/200 Vca y 400 Hz.

Otra de las características del B787 es que emplea baterías de ion-litio a diferencia de las baterías de níquel-cadmio instaladas tradicionalmente en los aviones, como en cualquier avión están destinadas a proporcionar energía durante cortos periodos de tiempo cuando los generadores no están funcionando o para alimentar cargas vitales durante una situación de emergencia, la diferencia de estas baterías es que están diseñadas para proporcionar gran cantidad de energía durante cortos periodos de tiempo con corrientes de descarga elevadas como ocurre en el arranque de las unidades de potencia auxiliar APU o para activar el sistema de frenado eléctrico en el caso de que todas las fuentes de generación estén inoperativas.

El avión también dispone de un generador de emergencia RAT con una capacidad de generación de 10 kVA y con una tensión de salida de 230/400 Vca que se despliega de forma automática o manual en caso de que se produzca un fallo en los cuatro generadores montados en los motores de reacción, de este modo y al igual que las baterías puede alimentar a equipos esenciales o vitales ante una situación de emergencia.

Con todo lo anteriormente descrito sobre el sistema eléctrico del B787 se puede afirmar que este avión ha logrado alcanzar gran parte de los objetivos propuestos en el concepto de avión más eléctrico, el uso de energía eléctrica para sustituir al sistema neumático y algunas funciones del sistema hidráulico reporta una serie de ventajas como:

- Disminución de la energía extraída de los motores, lo que provoca una reducción considerable en el consumo de combustible, aproximadamente del 3%, de este modo aumenta la posibilidad del avión de operar en rutas más largas.
- Ahorro en peso al eliminar gran parte de los conductos y canalizaciones destinadas a la distribución de aire de alta presión y temperatura extraído del motor.
- Reducción de los costes de mantenimiento ya que el sistema eléctrico no requiere de un mantenimiento tan exhaustivo y costoso como el neumático y el hidráulico.

8 Conclusiones

Una vez concluido este trabajo, la primera conclusión que puede extraerse es la dificultad existente para encontrar documentación respecto a la configuración de los sistemas eléctricos en los aviones debido a una cierta opacidad por parte de las principales compañías aéreas en facilitar información al respecto, a pesar de lo cual se ha podido conseguir bibliografía, incluyendo normas internacionales, suficiente para la consecución de los dos objetivos principales propuesto inicialmente:

- Describir el funcionamiento del sistema eléctrico de un avión comercial definiendo la normativa aplicada en temas que afectan a los márgenes de variación de las principales magnitudes eléctricas, el análisis de cargas o los conductores, y describir los distintos componentes que son comunes en cualquier avión comercial en cuanto a generación, control y distribución se refiere.
- Generar una documentación que facilite la labor de consulta e investigación de alumnos o profesores que deseen conocer unos sistemas complejos y en continua evolución.

Además, la inclusión de ejemplos de cuatro modelos de aviones propuestos Airbus A320, Boeing 777, Airbus A380 y Boeing 787 han permitido conocer los diferentes criterios específicos utilizados por dos de los fabricantes más importantes del sector aeronáutico en cuanto a generación y distribución de energía eléctrica permitiendo conocer más en profundidad cómo funciona el sistema eléctrico de un avión.

Por todo ello, estimo que el presente trabajo ha cumplido con los objetivos marcados al comienzo del mismo.

9 Bibliografía

- [1] 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology. (2009). "A review of More Electric Aircraft". Retrieved from <http://www.mtc.edu.eg/asat13/pdf/ep01.pdf>
- [2] Calvo, L. (2013, Febrero 19). *Fly News*. Retrieved from Fly News: <http://fly-news.es/aviones/boeing-explica-el-sistema-electrico-del-787/>
- [3] Esteban Oñate, A. (2007). "Conocimientos del avión". Madrid: Ediciones Paraninfo S.A.
- [4] Federal Aviation Administration. (n.d.). "Aircraft Electrical System". Retrieved from Federal Aviation Administration: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_Ch09.pdf
- [5] Galmés Belmonte, B. (2015). "Motores de reacción y turbina de gas". Ediciones Paraninfo, S.A.
- [6] Gato Gutierrez, F. (2010). "Sistemas de Aeronaves de Turbina II". Alicante: Club Universitario.
- [7] Lázaro Sánchez, E. S. (2001). "El sistema eléctrico de los aviones". Madrid: Fundación Aena.
- [8] Martínez Rueda, J. (2007). "Sistemas Eléctricos y Electrónicos de las Aeronaves". Thompson Editores Spain Paraninfo S.A.
- [9] Moir, I., & Seabridge, A. (2008). "Aircraft Systems: Mechanical, Electrical and Avionics Subsystems Integration". Wiley.

- [10] Moir, I., Seabridge, A., & Jukes, M. (2013). *"Civil Avionics Systems"*. John Wiley & Sons.
- [11] OBSA. (2007). *Observatory of Sustainability in Aviation*. Retrieved from http://www.obsa.org/PaginasOBSA/Navegacion/Indicadores_inicio2.aspx
- [12] Organización de Aviación Civil Internacional OACI. (2016, Febrero 23). *"Suplemento de las Instrucciones Técnicas"*. Retrieved from <http://www.icao.int/safety/DangerousGoods/AddendumCorrigendum%20to%20the%20Technical%20Instructions/Doc%209284-2015-2016.ADD-4.sp.pdf>
- [13] Pallet, E. (1987). *"Aircraft electrical systems"*. Longman Scientific & Technical.
- [14] Schable, D., & Liening, J. (2012). *"IEEE Xplore Abstract - Energy management of aircraft electrical systems - state of the art and further directions"*. Retrieved from <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6387387>
- [15] Sinnett, M. (2011). *"787 No-Bleed System: Saving Fuel and enhancing"*. Retrieved from http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407_article2.pdf
- [16] SMARTCOCKPIT. (2010). *"A319 320 321 Electrical"*. Retrieved from <http://www.smartcockpit.com/aircraft-ressources/A319-320-321-Electrical.html>
- [17] SMARTCOCKPIT. (2010). *"Boeing 777 Electrical"*. Retrieved from <http://www.smartcockpit.com/aircraft-ressources/B777-Electrical.html>
- [18] Thalesgroup. (n.d.). *Thales avionics electrical systems catalog*. Retrieved from https://www.thalesgroup.com/sites/default/files/asset/document/thales_avionics_electrical_systems_catalog.pdf
- [19] Vogel, G. (2009). *"Flying the Airbus A380"*. Crowood Press UK.

[20] Vogel, G. (2013). *"Flying the Boeing 787"*. Crowood