

Trabajo Fin de Máster  
Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Simulación del sistema eléctrico del A400M y  
comparación con sistemas descentralizados

Autor: José María Peral González

Tutor: Alejandro Marano Marcolini

Departamento Ingeniería Eléctrica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2020





Trabajo Fin de Máster  
Máster universitario en Ingeniería Aeronáutica

# **Simulación del sistema eléctrico del A400M y comparación con sistemas descentralizados**

Autor:

José María Peral González

Tutor:

Alejandro Marano Marcolini

Profesor contratado doctor

Dep. Ingeniería eléctrica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2020



Trabajo Fin de Máster: Simulación del sistema eléctrico del A400M y comparación con sistemas descentralizados

Autor: José María Peral González

Tutor: Alejandro Marano Marcolini

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:



# Agradecimientos

---

El llevar a cabo este trabajo supone para mí alcanzar una meta y finalizar una etapa muy importante de mi vida. Se dejan atrás muchas cosas vividas durante estos años en aprendizaje y superación para alcanzar los objetivos. El apoyo de muchas personas de mi entorno día tras día ha sido vital para poder continuar adelante. Me gustaría agradecer a todas las personas que han estado ahí, como parte fundamental para lograr lo que para mí es un éxito. En primer lugar, a todos los profesores que me han enseñado tanto estos últimos años, en especial, a Alejandro Marano por su ayuda y dedicación al proyecto. Agradezco también el apoyo de todos mis amigos y compañeros, que han sido una pieza fundamental en el día a día. A toda mi familia, agradezco de corazón que hayan estado ahí, suspendiera o aprobara, para animarme: a mi padre, mi madre y mi hermano.

Muchas gracias a todos.

José María Peral González.



# Resumen

---

En este trabajo se pretende realizar la simulación del sistema eléctrico del Airbus A400M y compararlo con el Boeing B787, el cual posee una distribución eléctrica distinta. Está dividido en tres partes, una primera parte de carácter teórico donde se describen los componentes y arquitecturas de los sistemas eléctricos en los aviones, con especial énfasis en la descripción de la distribución de potencia eléctrica y adentrándonos lo máximo posible en la aviación militar.

Una segunda parte en la cual se tiene como objetivo estimar, calcular y analizar el sistema eléctrico del A400M, describiendo sus cargas y funcionalidades. Esta segunda parte de carácter práctico será la base de nuestro trabajo y requerirá de cálculos numéricos, aplicación de normas aeronáuticas y su implementación mediante código haciendo uso del programa informático OpenDSS.

Por último, la tercera parte consistirá en realizar una comparación con los resultados obtenidos en el TFG [15] sobre el B787 (un avión civil y de la nueva generación de aviones eléctricos MEA) y extraer conclusiones acerca de la eficiencia en la distribución de ambas aeronaves.



# Índice

---

Agradecimientos.....	7
Resumen.....	9
Índice.....	11
1. Introducción.....	16
1.1. Origen y evolución.....	16
1.2. Aviación militar .....	17
1.3. Tendencias civil/militar .....	20
2. Sistema eléctrico de un avión .....	22
2.1. Arquitectura básica .....	22
2.1.1. Tipos de arquitectura .....	23
2.2. Localización de los sistemas eléctricos en el avión .....	25
2.3. Sistemas de generación.....	27
2.3.1. Introducción y generadores principales .....	27
2.3.2. Métodos de generación.....	28
2.3.3. Sistemas auxiliares de potencia .....	30
2.4. Distribución eléctrica del avión.....	35
2.4.1. Esquema general de la distribución eléctrica en el avión.....	36
2.4.2. Tipos de distribución .....	39
3. Sistema eléctrico A400M.....	42
3.1. Análisis general A400M .....	42
3.2. Cargas y funcionalidades A400M .....	45
3.3. Dimensionamiento de potencia eléctrica A400M .....	48
4. Cálculo del sistema eléctrico del A400M.....	52
4.1. Cálculo de las distancias del A400M .....	54
4.2. Cableado.....	57
4.2.1. Conductores .....	57
4.2.2. Secciones de los conductores .....	58
4.2.3. Cálculo de líneas según la F.A.A .....	59
4.2.4. Cálculo de líneas según la norma MIL-W-5088.....	61
4.3. Cálculo de líneas en el A400M .....	64
4.3.1. Rama 115 Vac.....	68
4.3.2. Rama 270 Vcc.....	73
4.3.3. Rama 28 Vcc.....	76

4.3.4. Generadores.....	78
5. Simulación con OpenDSS.....	81
5.1. Código A400M Crucero .....	81
5.2. Resultados A400M Crucero .....	84
5.3. Resultados Ascenso.....	88
5.4. Resultados Descenso.....	90
5.5. Conclusiones .....	92
6. Comparación con avión civil Boeing B787.....	95
6.1. Sistema eléctrico Boeing B787.....	95
6.2. Dimensionamiento de potencia.....	97
6.3. Distribución y cálculos del sistema eléctrico B787 .....	100
6.3.1. Distribución de potencia.....	100
6.3.2. Distancias .....	102
6.3.3. Cálculo de cableado.....	103
6.4. Resultados .....	105
6.4.1. Resultados Crucero B787 .....	105
6.4.2. Resultados Ascenso B787 .....	107
6.4.3. Resultados Descenso B787 .....	110
6.5 Comparación A400M vs B787 y conclusiones .....	113
Anexo A: Manejo básico OpenDSS .....	116
I. Introducción.....	116
II. Circuito eléctrico en OpenDSS .....	118
II.I. Configuración de cables .....	119
II.II Configuración de cargas .....	120
II.III. Configuración de transformadores .....	120
II.IV. Configuración de generadores .....	121
III. Ejecución del código.....	121
Anexo B. Códigos OpenDSS.....	123
1. Código A400M Crucero .....	123
2. Código B787 crucero .....	127
Bibliografía .....	134

## Índice de figuras

Figura 1. Evolución de los niveles de potencia en la aviación. [14]	17
Figura 2. Sistemas genéricos entre aviación civil y militar.	19
Figura 3. Arquitectura típica data bus [14].	20
Figura 4. Evolución de las tendencias aeroespaciales a lo largo de los años.	21
Figura 5. Arquitectura básica sistema eléctrico avión civil [14]	22
Figura 6. Arquitectura centralizada [10]	24
Figura 7. Arquitectura distribuida [10].	25
Figura 8. Localización típica de equipos eléctricos en el interior del avión [10].	26
Figura 9. Disposición típica de equipos en el centro de energía eléctrica [10]	26
Figura 10. Esquema distribución de potencia básico [14].	28
Figura 11. Tipos de generación de potencia eléctrica [14].	28
Figura 12. APU apic APS3200 para aviones [15]	31
Figura 13. Esquema típico RAT [14]	33
Figura 14. PMG de 3 fases [14]	34
Figura 15. Generador de respaldo con VSCF en el B777 [14]	34
Figura 16. Distribución eléctrica típica del avión [14]	38
Figura 17. Configuración eléctrica típica por niveles [14]	39
Figura 18. Unidad de rectificación y transformación TRU [14]	41
Figura 19. Avión Airbus A400M Atlas [1]	42
Figura 20. Europrop TP400 [1]	43
Figura 21. Arquitectura sistema eléctrico A400M [14]	44
Figura 22. Distribución componentes eléctricos A400M [14].	45
Figura 23. Ejemplo de conversión de avión civil a rol militar [14]	46
Figura 24. Cargas eléctricas en crucero en el A400M	50
Figura 25. Configuración circuito completo	53
Figura 26. Dimensiones A400M [2]	55
Figura 27. Plano en planta A400M con cotas	56
Figura 28. Configuración típica de un hilo de avión [10]	57
Figura 29. Calibre AWG del hilo según la F.A.A [10]	60
Figura 30. Gráfico de máxima intensidad admisible por un hilo aislado a nivel del mar (1)[10].	62
Figura 31. Gráfico de máxima intensidad admisible por un hilo aislado a nivel del mar (2) [10].	62
Figura 32. Factor de corrección según el número de hilos y el nivel de carga del mazo [10].	63
Figura 33. Factor de corrección por altitud [10].	63
Figura 34. Configuración circuito completo (2)	65
Figura 35. Ejemplo de distribución simétrica	65
Figura 36. Evolución de la temperatura con la altitud [15].	67
Figura 37. Calibre para la carga del antihielo Line 13.	69
Figura 38. Resultados de la interfaz (.txt)	86
Figura 39. Resultados potencia interfaz txt.	87
Figura 40. Esquema distribución eléctrica B787 [14]	96
Figura 41. Cargas eléctricas en crucero en el Boeing 787 [3]	98
Figura 42. Distribución eléctrica de los RDPU y sistemas generadores en el B787 [14]	100
Figura 43. Distribución del sistema eléctrico del B787.	101
Figura 44. Plano B787 con medidas relevantes para el análisis del circuito eléctrico (metros)	102
Figura 45. Calibre AWG Line 41 Antihielo B787	104

## Índice de tablas

Tabla 1. Métodos de generación por avión .....	30
Tabla 2. Resumen generación eléctrica A400M .....	43
Tabla 3. Consumo potencia eléctrica por fase de vuelo A400M .....	49
Tabla 4. Distribución y enumeración de las cargas.....	51
Tabla 5. Distribución y enumeración de las cargas en crucero .....	54
Tabla 6. Resumen de longitudes relevantes .....	56
Tabla 7. Valores máximos de caída de tensión admisibles [10]. .....	57
Tabla 8. Características geométricas de los calibres AWG [10].....	59
Tabla 9. Resistencia hilos de aluminio por kilómetro .....	66
Tabla 10. Temperaturas máximas en °C de aislamientos comunes según la norma [13]. .....	67
Tabla 11. Resumen de datos para el cálculo de cables.....	68
Tabla 12. Resultados líneas y cargas 115 Vac.....	79
Tabla 13. Resultados líneas y cargas 270 Vcc.....	79
Tabla 14. Resultados líneas y cargas 28 Vcc.....	80
Tabla 15. Resultados rama 115 Vac .....	84
Tabla 16. Resultados rama 270 Vcc .....	85
Tabla 17. Resultados rama 28 Vcc .....	85
Tabla 18. Resumen comparativo de pérdidas por línea. ....	87
Tabla 19. Modificación cargas en ascenso .....	89
Tabla 20. Resultados rama 115 Vac fase de Ascenso .....	89
Tabla 21. Resultados rama 270 Vcc fase de Ascenso .....	90
Tabla 22. Resultados rama 28 Vcc fase de Ascenso .....	90
Tabla 23. Modificación cargas en descenso .....	90
Tabla 24. Resultados rama 115 Vac fase de Descenso .....	91
Tabla 25. Resultados rama 270 Vcc fase de Descenso .....	91
Tabla 26. Resultados rama 28 Vcc fase de Descenso .....	92
Tabla 27. Pérdidas en función de la fase de vuelo. ....	92
Tabla 28. Pérdidas en el transporte de los generadores al centro primario.....	93
Tabla 29. Gastos potencia eléctrica B787 por fase de vuelo.....	97
Tabla 30. Cargas del B787 por fase de vuelo.....	99
Tabla 31. Resumen de longitudes en el B787 .....	102
Tabla 32. Resistencia hilos de cobre por kilómetro .....	103
Tabla 33. Resultados Rama 270 Vcc (1) B787 Crucero .....	105
Tabla 34. Resultados Rama 230 Vac (4) B787 Crucero .....	106
Tabla 35. Resultados Rama 115 Vac (2) B787 Crucero .....	107
Tabla 36. Resultados Rama 28 Vcc (3) B787 Crucero .....	107
Tabla 37. Resultados Rama 270 Vcc (1) B787 Ascenso .....	108
Tabla 38. Resultados Rama 230 Vac (4) B787 Ascenso.....	109
Tabla 39. Resultados Rama 115 Vac (2) B787 Ascenso.....	109
Tabla 40. Resultados Rama 28 Vcc (3) B787 Ascenso .....	110
Tabla 41. Resultados Rama 270 Vcc (1) B787 Descenso .....	111
Tabla 42. Resultados Rama 230 Vac (4) B787 Descenso.....	111
Tabla 43. Resultados Rama 115 Vac (2) B787 Descenso.....	112
Tabla 44. Resultados Rama 28 Vcc (3) B787 Descenso .....	113
Tabla 45. Pérdidas B787 y A400M por fase de vuelo .....	113
Tabla 46. Pérdidas en el transporte de los generadores al centro primario B787. ....	114
Tabla 47. Comparación de pérdidas en el transporte de los generadores del A400M y el B787. ....	114



# 1. Introducción

---

## 1.1. Origen y evolución

Desde los orígenes de la aviación ha sido necesario disponer de energía eléctrica a bordo. Al principio era prácticamente de modo simbólico y poco a poco fueron surgiendo más necesidades como la de instalar a bordo un equipo transmisor-receptor de radio con la consiguiente energía eléctrica que lo alimentara. Se trataba de un generador de corriente continua o dinamo para recargar la batería y alimentar la radio de forma permanente. Se obtenían potencias del orden de 200 a 300W.

Con el desarrollo de la aviación, sobre todo como medio para transportar correo, en la década de los 40, comenzaron a realizarse vuelos nocturnos y, en consecuencia, fue necesario iluminar la cabina de mando y el cuadro instrumental, al cual se iban agregando nuevos equipos con más requerimientos de potencia. La solución en estos tiempos estribó en acoplar mecánicamente el generador eléctrico al motor del avión a través de un sistema de engranajes. Las potencias instaladas eran del orden de 2 a 3 kW. Por ejemplo, un sistema eléctrico típico de los años 1940 y 1950 fue el compuesto por un par de generadores de 28 Vcc. Este sistema se utilizó mucho en los aviones bimotores, cada motor alimentado por un generador.

Durante la II Guerra Mundial se produjo 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 enormes requerimientos de potencia eléctrica.

Hoy en día, 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. Además, para seguir manteniendo el alto nivel de calidad en el servicio, es necesario atender al máximo el confort de los pasajeros a bordo, lo que ha ocasionado también un aumento de la potencia eléctrica. En la siguiente figura (figura 1) se muestra la tendencia de aumento tecnológico y de energía eléctrica, tendencia que continúa incluso se acentúa en la actualidad. Especial énfasis a los aviones más simbólicos de la época moderna como el Boeing 747-100 (200 kVA), el Boeing 747-400 (360 kVA), el Airbus A380 (500 kVA), y por último el B787 (1MVA), el cual será objeto de comparación en el capítulo 6 y que está dentro de los denominados MEA (More electrical aircraft).

En cuanto al A400M, el sistema eléctrico tiene muchas similitudes con el A380, teniendo una generación de energía eléctrica de 400 kVA. En la figura podemos 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 observan aviones que alcanzan y superan ampliamente estas cifras como antes hemos mencionado, como los casos del A380 y el B787. Este último es el avión de pasajeros que mayor potencia eléctrica demanda.

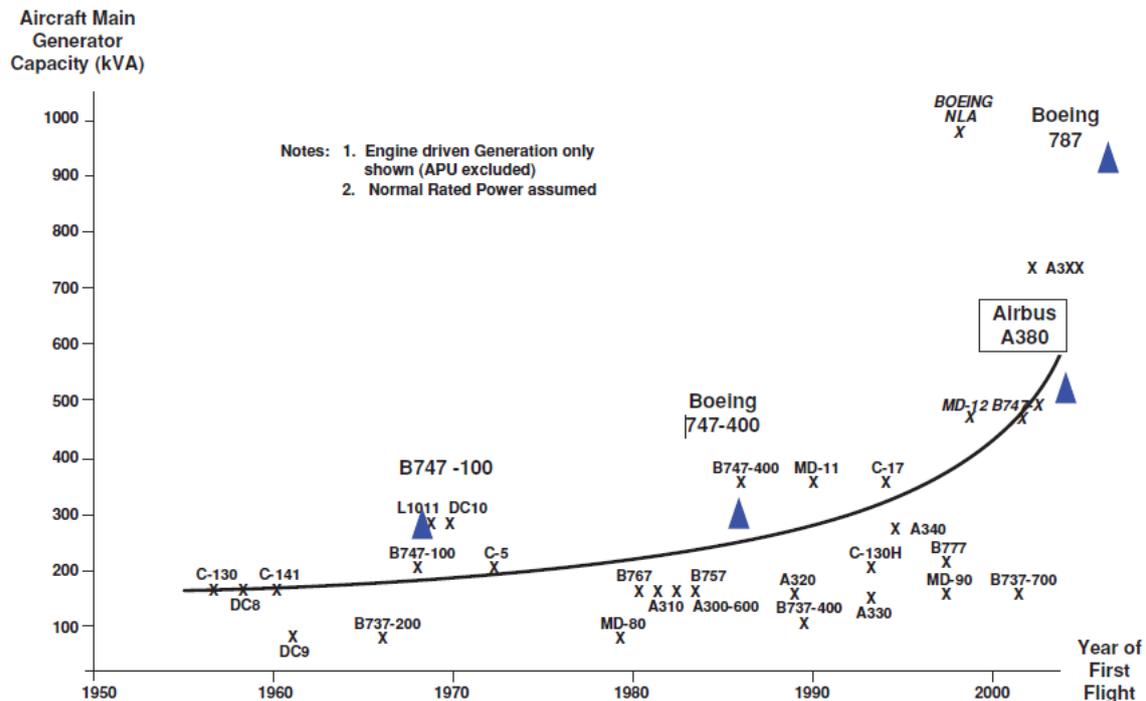


Figura 1. Evolución de los niveles de potencia en la aviación. [14]

## 1.2. Aviación militar

El estudio de la aviación militar se divide en dos grupos según su misión principal: aviación militar destinada al transporte y aviación militar para combate y entrenamiento.

Bajo el nombre genérico de "Aviación militar de transporte" se engloban en este apartado todas aquellas aeronaves que son bien adaptaciones de modelos civiles al mercado militar, o bien modelos diseñados desde el principio para dicho mercado pero que poseen arquitecturas similares a las de los aviones civiles. Pese a su denominación, este tipo de aviones realiza gran variedad de misiones, y no sólo la de transporte: reabastecimiento en vuelo, patrulla marítima, reconocimiento, guerra electrónica, mando y control, ambulancia, transporte VIP y entrenamiento. En este subgrupo entraría nuestro avión propuesto de estudio, el A400M.

El mercado de aviones tácticos se divide en 3 segmentos:

- Aviones de transporte ligero: con una capacidad de carga de una a cuatro toneladas.
- Aviones de transporte medio: cuya carga útil varía de cinco a catorce toneladas.
- Aviones de transporte pesado: con una carga de más de quince toneladas.

Los aviones de transporte medio (hasta 14 toneladas de carga de pago), cumplen un destacado papel logístico en la organización de cualquier ejército. En este segmento destaca la gama de productos de la división de transportes de EADS-CASA (modelos C-212, CN-235 y C-295) con más de 700 aparatos en vuelo y cerca de cien operadores en todo el mundo.

Por otra parte, existe un segundo sector de aviones estratégicos necesarios para poder proyectar una fuerza de combate en escenarios lejanos, y que oscilan entre las 30 y las 250 toneladas de carga de pago. La mayor actividad en este sector se concentra en EE.UU. y Rusia. Dentro de este perfil se encuadra el avión de transporte europeo A400M. Se trata de un cuatrimotor turbohélice. Es la más moderna y competitiva de las soluciones para las necesidades europeas de transporte táctico,

logístico, de ayuda humanitaria y salvaguarda de la paz, y reemplazará a los actuales C-130 Hércules y C-160 Transall. De esta forma, acabará con la dependencia europea en este sector bien del apoyo de los EEUU, bien de la disponibilidad de compañías privadas de transporte.

Todas las misiones relacionadas con la aviación de transporte han ganado importancia en los últimos años debido al cambio de situación estratégica que han supuesto los recientes acontecimientos geopolíticos.

Una de las consecuencias de este cambio ha sido la "multipolarización" o aparición de potencias regionales que pretenden compartir, si no disputar, en su zona, la hegemonía que hoy ostenta la OTAN y más en concreto los EEUU. Esto significa que las zonas geográficas de conflicto ya no están limitadas a unas pocas fácilmente identificables y, por tanto, la estrategia de defensa avanzada con grandes guarniciones fijas ya no es válida. Ahora lo necesario es disponer de una capacidad de proyección inmediata para llevar en el mínimo tiempo posible al área de conflicto la mayor cantidad de fuerzas y de forma altamente flexible. El transporte aéreo militar es el único medio de transporte que proporciona esta capacidad.

Por otra parte, en un mundo globalizado donde lo que ocurre dentro de un país puede depender de sucesos a gran distancia de sus fronteras, mantener la estabilidad de regiones que carecen de ella por causa de enfrentamientos étnicos, religiosos o políticos, o bien por desastres naturales como huracanes o sequías, es de gran importancia para las naciones.

Respecto a la adaptación de los aviones civiles a militares, hay dos escenarios en los que la aviónica civil se usa en aplicaciones militares. El primero es la conversión de aviones comerciales a roles militares, y el segundo es la actualización de prototipos militares para hacer uso de la aviónica moderna, donde es económicamente viable utilizar sistemas comerciales estándar (COTS).

Existen aplicaciones en el campo militar para las cuales la plataforma de aeronaves civiles junto con sus sistemas de aviónica es muy adecuada. A menudo puede ser económicamente viable convertir un tipo civil existente en lugar de desarrollar un nuevo proyecto militar. Gran parte de los costos de desarrollo de la estructura y la aviónica básica se habrán recuperado de las ventas de aerolíneas para una nueva plataforma. Alternativamente, un avión usado comprado en una aerolínea también puede ser una solución económica. En cualquier caso, la aviónica básica instalada habrá sido probada, y será ideal para usar en espacio aéreo controlado.

Se pueden mencionar numerosos ejemplos de conversiones exitosas al servicio de las fuerzas armadas de todo el mundo. El exitoso avión de patrulla marítima Nimrod se basó en el fuselaje del avión De Havilland y ha estado en servicio con la Royal Air Force durante más de 40 años. Del mismo modo, el avión de patrulla marítima Orion Lockheed P-3 se basó en el Lockheed Electra y ha estado de servicio con la Marina de los EE. UU. [4]

La conversión a un rol militar, especialmente si se incluye el transporte de armas, requiere un enfoque diferente de seguridad y calificación, desafiando a los equipos de diseño de aeronaves para que hagan el mejor uso de los estándares de certificación civil y militar. Habitualmente esto plantea problemas complejos en la combinación de estándares y procesos de diseño.

Los sistemas básicos de aviónica se complementan con un conjunto de sensores y sistemas para realizar tareas de vigilancia específicas. Esta es una situación en la que los sistemas básicos de navegación y comunicación forman parte de los sistemas de roles específicos, y en la que hay problemas específicos de precisión, integración y seguridad. Estos son especialmente importantes en los casos en que el fuselaje de un avión comercial forma la base del vehículo militar. En tales casos, puede haber conflictos entre las características de los sistemas integrados en el vehículo comercial y los requisitos del vehículo militar. Estos problemas pueden afectar el diseño y el enfoque de certificación de la aeronave resultante.

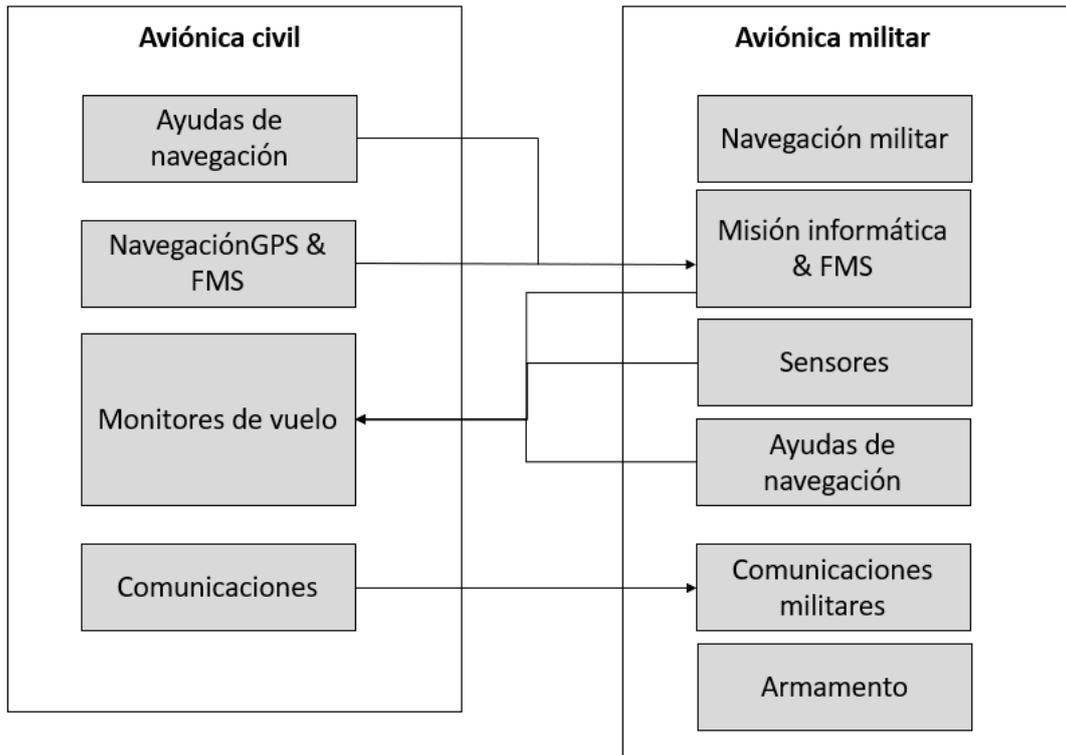


Figura 2. Sistemas genéricos entre aviación civil y militar.

La figura 2 muestra algunos ejemplos de sistemas que pueden ser necesarios entre la aviónica y el sistema de misión. La arquitectura del avión se diseñará para garantizar que la aviónica básica pueda proporcionar los datos apropiados con la precisión y la velocidad de datos adecuadas, y con el nivel de integridad requerido. El sistema de misión estará diseñado para cumplir con sus propios requisitos internos para sensores, procesamiento y visualización de datos. Las interfaces entre los sistemas deben diseñarse para respetar la necesidad de información por parte del sistema de misión y preservar la integridad de la aviónica básica para que la seguridad de la aeronave no se vea afectada. Observamos que algunos sistemas son comunes a ambos tipos, tanto a civil como militar, como el sistema de gestión de vuelo FMS (“Flight Management System”) y otros como los sistemas de ayudas a la navegación sí son distintos al tener distintos requerimientos y necesidades.

La figura 3 muestra un ejemplo de una arquitectura que separa las estructuras de buses de datos comerciales y militares. Un mecanismo para hacer esto es retener gran parte de la arquitectura básica de la aviónica, incluida la estructura de bus ARINC y los protocolos de datos. La computadora de la misión se puede utilizar para aceptar las interfaces ARINC, convertir los formatos de datos para su propio uso, proporcionar la interfaz y el formato de datos y la función de control del bus para el bus de datos MIL-STD-1553. Recordamos que en cuanto a los buses de datos, el ARINC es el usado en aviación civil y el MIL-STD-1553 el que marca la certificación para aviación militar.

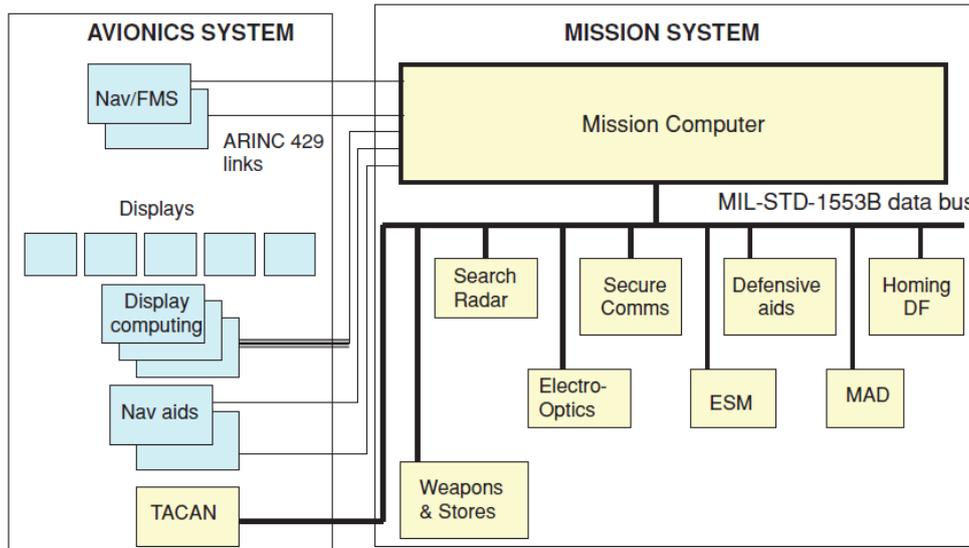


Figura 3. Arquitectura típica data bus [14].

### 1.3. Tendencias civil/militar

Durante los años 50, los principales tipos de generación de energía eléctrica fueron los sistemas de corriente continua (CC). La principal ventaja de usar CC era la posibilidad de paralelizar dos generadores de CC para proporcionar una fuente de energía sin interrupción. Sin embargo, con la evolución de la tecnología fue necesario convertir la potencia de 28 Vcc a 115 Vac, lo cual se llevó a cabo con máquinas rotatorias llamadas inversores. A principios de los 60, se hizo posible generar frecuencia constante de 400 Hz 115 Vac, y además se desarrollaron métodos que permitían generar potencia sin interrupción (NBP).

No obstante, el aumento de los sistemas eléctricos en el avión hizo necesario nuevas medidas de generación de corriente eléctrica. De ahí nacen los nuevos sistemas de velocidad variable, con una enorme participación de la tecnología de conmutación en estado sólido de alta potencia además de mejoras en la electrónica de control. Estos sistemas de velocidad variable/frecuencia constante (VSCF) convierten la frecuencia variable del generador de CA a una frecuencia constante de 400 Hz mediante un convertidor VSCF de estado sólido.

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 sea de corriente alterna sea necesario disponer de dispositivos adecuados como convertidores (CC/CC) o rectificadores (CA/CC) para proporcionar una alimentación en continua para aquellos dispositivos que la requieran. La generación de corriente alterna se realiza mediante alternadores que generan una señal trifásica de potencia con niveles normalizados de 115/200 Vac, el primer valor corresponde al valor de tensión entre fase-neutro y el segundo a la tensión entre fases. 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 Vac y  $\pm 270$  Vcc (HVDC, High Voltaje DC). En la figura 4 podemos observar una comparación de los distintos sistemas eléctricos y de potencia a lo largo de los años, observando cómo las tendencias actuales van adquiriendo más requerimientos de potencia.

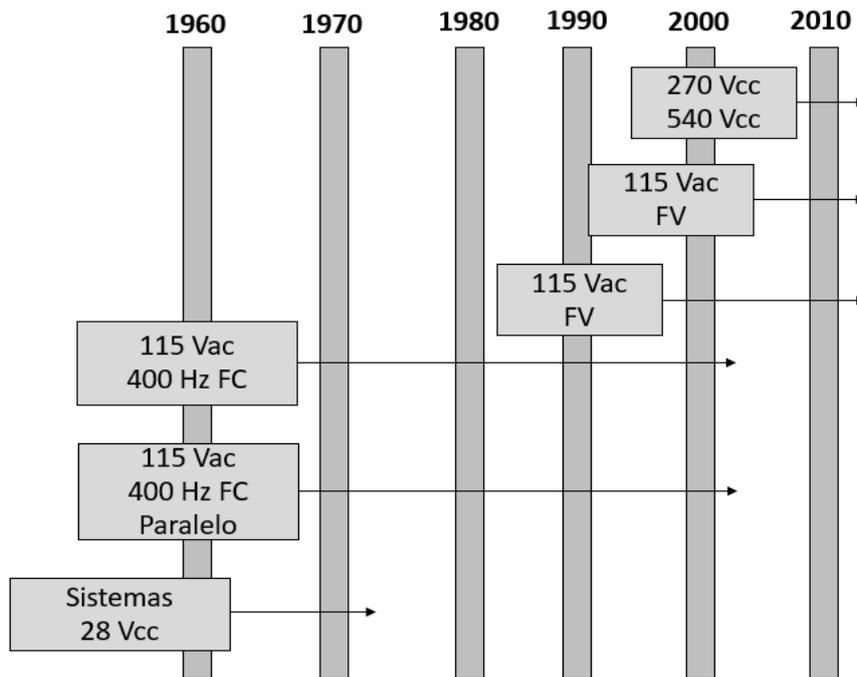


Figura 4. Evolución de las tendencias aeroespaciales a lo largo de los años.

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 los sistemas tradicionales como los mecánicos, neumáticos o hidráulicos por sistemas total o parcialmente eléctricos.

El concepto de MEA será un concepto clave en el trabajo y hace referencia a satisfacer el gran aumento en la demanda de potencia eléctrica a bordo del avión. Los objetivos que se persiguen no son solo aviones con mayor generación de potencia eléctrica sino que también se analiza muy detalladamente el impacto ambiental debido a que el aumento del número de operaciones en el sector de la aviación ha crecido enormemente en la última década lo que influye directamente en mayor contaminación acústica y sobre todo, atmosférica. A nivel técnico, el concepto de avión más eléctrico MEA 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 permitiendo así reducir el combustible y las emisiones contaminantes.
- Reducción global del peso de la aeronave eliminando componentes hidráulicos pesados como conductos, válvulas y sistemas de control. Estos se cambiarían por actuadores electrohidrostáticos o electromecánicos de menor peso.
- Disminución del mantenimiento de la aeronave con lo que conlleva menores gastos de operación.
- Uso de materiales compuestos más ligeros que permiten reducir el peso considerablemente.

## 2. Sistema eléctrico de un avión

En este capítulo se pretende analizar el sistema eléctrico de un avión (tomaremos de base un avión civil, entendiendo las grandes similitudes con la aviación militar) sin ahondar en ningún avión en particular. Se desarrollará la arquitectura básica del avión, los métodos de generación de potencia eléctrica y la localización de los sistemas eléctricos en el avión.

### 2.1. Arquitectura básica

La mayoría de los aviones civiles, y por consiguiente, los aviones militares, son aviones bimotores y la arquitectura del sistema eléctrico varía poco entre los diferentes tipos de aeronaves. Esta sencilla arquitectura basada en la generación de energía de 115 Vac y frecuencia constante (CF) se muestra en la figura 5.

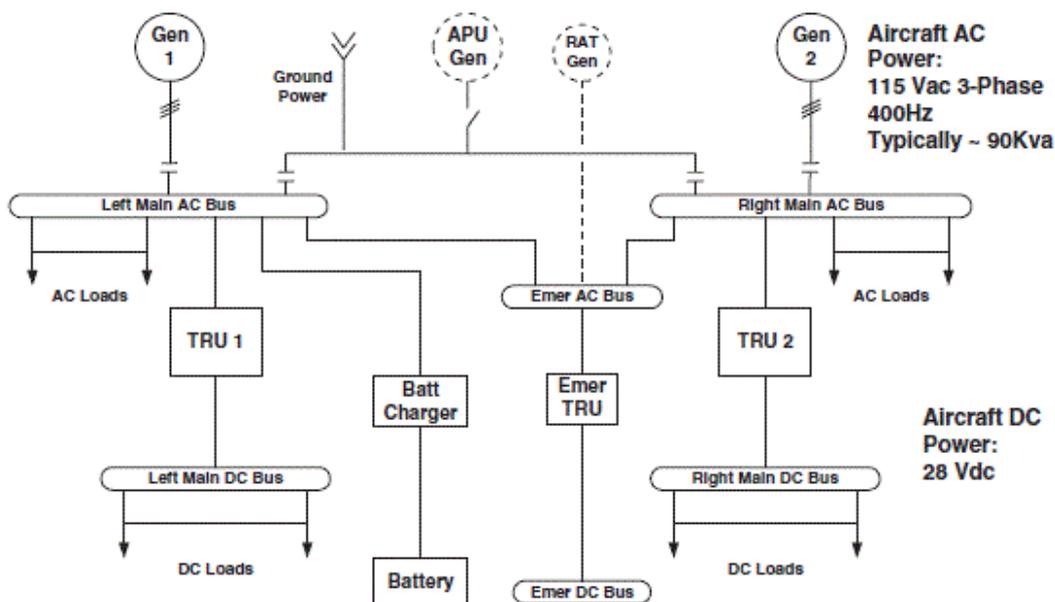


Figura 5. Arquitectura básica sistema eléctrico avión civil [14]

El sistema comprende los siguientes elementos principales, que forman dos ramas principales de potencia eléctrica:

- Un generador situado en cada motor. En la mayoría de los casos este generador es trifásico, con alimentación a 115 Vac y CF a 400 Hz. Cada generador alimenta a su respectivo bus de CA principal, el izquierdo y el derecho. Los niveles de potencia varían en cada avión, pero un valor nominal típico para un generador primario en esta configuración es de unos 90 kVA.

- Una unidad de potencia auxiliar (APU) para proporcionar energía extra al sistema eléctrico. Es independiente a los motores principales. Se puede utilizar tanto en tierra para fines de mantenimiento

como en aire para operaciones específicas como conseguir la certificación ETOPS (“Extended-range Twin-engine Operation Performance Standars”), permitiéndoles realizar rutas más largas.

- También contiene una toma de contacto con tierra (“Ground Power”) que permite la conexión de una fuente de alimentación externa.

- Una RAT (“Ram air turbine”) que es una turbina de impacto de aire que se emplea para generar potencia en casos de emergencia cuando todos los motores e incluso la APU han fallado.

- Unidades de conversión de potencia (TRU) en cada rama del sistema eléctrico y cargadores de batería que suministran varios buses de 28 Vcc y mantienen la carga de la batería.

En esta disposición típica del sistema eléctrico, la mayoría de las cargas de alta potencia se alimentan desde los buses de CA. Habitualmente, la mayoría de las cargas eléctricas son pequeñas en términos de potencia extraída y en general son suministradas por los buses de CC.

### **2.1.1. Tipos de arquitectura**

En este subapartado del trabajo vamos a analizar las distintas arquitecturas en cuanto a la distribución eléctrica se refiere, donde explicaremos la distribución centralizada y distribuida.

- **Arquitectura centralizada**

Este tipo de organización del sistema es el que ha sido usado en la mayoría de los aviones hasta hace pocos años. Realizaremos un exhaustivo análisis a la localización de los elementos eléctricos y formas de distribución de la energía eléctrica de este tipo puesto que serán conceptos claves en el desarrollo del análisis eléctrico de nuestra aeronave objeto de estudio principal, el A400M, el cual utiliza esta configuración.

Se caracteriza por ser un sistema de distribución punto a punto, es decir, está formado por un 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 ese centro de distribución salen todas las demás líneas que alimentan las diferentes cargas repartidas por todo el avión.

A continuación, en la figura 6 podemos observar un avión típico con una arquitectura centralizada. Como es habitual en estos casos, los generadores principales son arrastrados por los motores del avión y en consecuencia se instalan junto a ellos en las alas. Por otro lado, la unidad de potencia auxiliar APU se instala normalmente en la popa del avión para facilitar una salida segura de los gases de escape producto de la combustión por la parte trasera del fuselaje. La conexión exterior de energía eléctrica en tierra consiste en una o más tomas de corriente normalmente situadas en la zona de proa sobre un lateral o en la parte inferior del fuselaje.

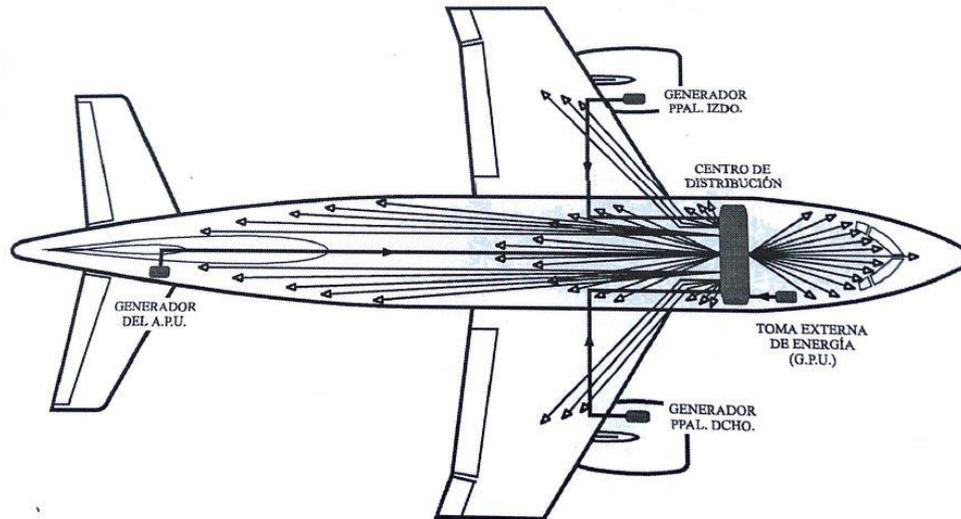


Figura 6. Arquitectura centralizada [10]

- **Arquitectura distribuida o descentralizada**

Este tipo de configuración denominada distribuida o descentralizada no está muy extendida en la actualidad, aunque para nosotros tiene una especial importancia debido a que el avión objeto de comparación en el segundo bloque del trabajo, el B787, tiene esta configuración. La clave del trabajo será precisamente estudiar las diferencias entre un avión con la arquitectura clásica (centralizada) como el A380 (en este caso, su homónimo en términos eléctricos en aviación militar, el A400M) frente a un avión con arquitectura distribuida como el B787.

En concreto sobre esta configuración, se establecerían dos niveles de distribución. En el primer nivel habría un centro primario de distribución (I.C.C. – Integrated Control Center), cuya situación en la aeronave es sujeta a cambio en cada caso, ya que puede estar situado en la posición habitual del centro de equipos de los sistemas centralizados, es decir, en la parte delantera del avión o en la parte central del avión según sea más conveniente en cada caso. En el I.C.C. se instalarían diversas unidades modulares integradas de control, protección, conversión y distribución de la energía. Cada una de estas unidades ejecutaría de forma centralizada las misiones normales de las unidades de control de las fuentes de los sistemas centralizados y además realizarían tareas de medida y conversión de la energía.

Desde las unidades primarias se alimentaría un pequeño número de centros secundarios de distribución situados en ciertos lugares estratégicos a lo largo del avión. En cada centro secundario estaría instalada una unidad modular secundaria desde la cual se realizaría la distribución de energía a todas las cargas eléctricas situadas en las proximidades. Estas unidades secundarias de distribución serían también las encargadas de llevar a cabo la protección y el control de conexión/desconexión de cada una de las líneas.

En la siguiente figura (Figura 7) se muestra de forma esquemática la concepción general del sistema eléctrico y la situación normal que ocuparían sus elementos más significativos en una organización de tipo descentralizado. Evidentemente, la arquitectura distribuida tiene diversas ventajas respecto a la centralizada, como puede ser que resulta más sencilla y permitiría ahorrar gran cantidad de hilos de distribución. Además, permite la eliminación de algunos elementos clásicos de los sistemas centralizados, tales como transformadores de intensidad para medida o protección o relés magnéticos que aumentan en peso y coste el diseño final de la aeronave. Por último, gracias a la

disminución del número de líneas, equipos y componentes, se tendría un mayor nivel de fiabilidad en el sistema.

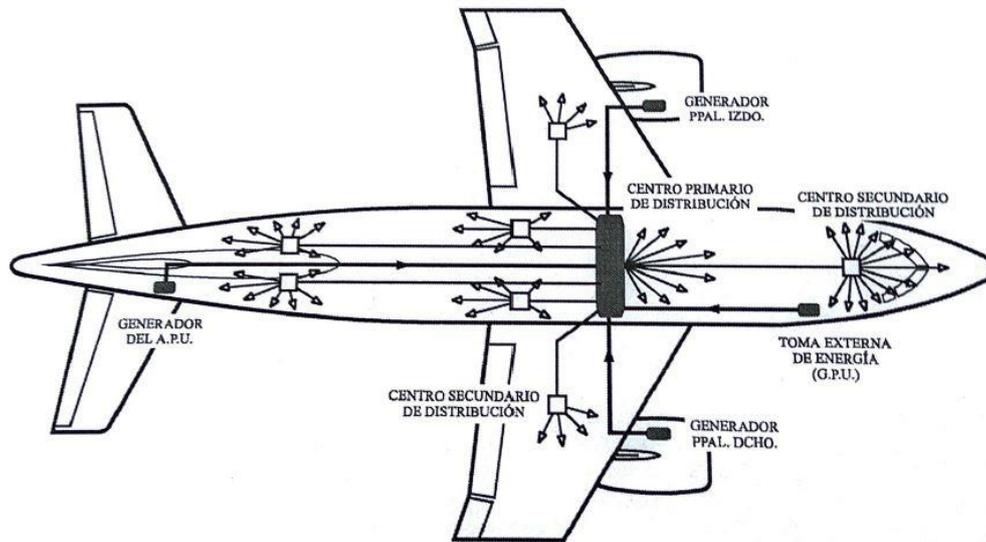


Figura 7. Arquitectura distribuida [10].

## 2.2. Localización de los sistemas eléctricos en el avión

En este apartado se describe la situación que ocupan normalmente los elementos más relevantes del sistema eléctrico dentro del avión. No corresponden a ninguna aeronave concreta, pero responden a criterios generales ampliamente utilizados en la realidad. La siguiente figura (figura 8) muestra las zonas del avión en las que se instalan normalmente la mayor parte de equipos del sistema eléctrico. Como el más habitual sin duda es la arquitectura centralizada, optamos por tratar este sistema para explicar los elementos y ubicación típica en este punto introductorio.

Los generadores principales se instalan junto a los motores de avión. El movimiento se transmite de un eje a otro a través de un bloque de engranajes con la relación de transmisión apropiada para adecuar el rango de velocidades de giro del motor al rango de velocidades al que debe girar el generador.

La unidad de potencia auxiliar (APU) se instala normalmente en la popa del avión para facilitar una salida segura de los gases de escape producto de la combustión por la parte trasera del fuselaje. Los generadores de emergencia se pueden situar en lugares muy diversos, aunque en cualquier caso la RAT irá situada en la parte inferior del fuselaje y deberá tener fácil acceso al exterior.

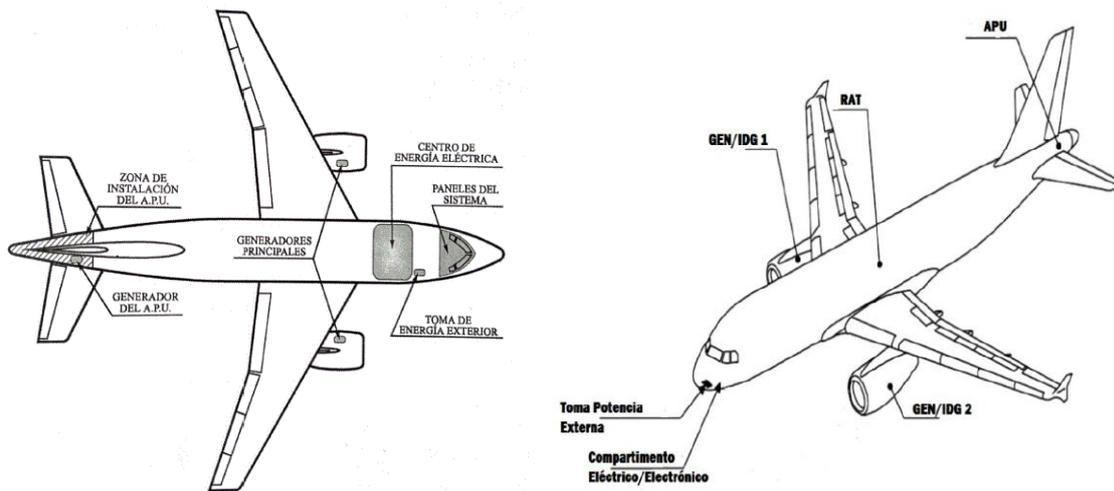


Figura 8. Localización típica de equipos eléctricos en el interior del avión [10].

Por otro lado, el resto de los equipos del sistema tales como las unidades de control de las fuentes (GCU), la unidad de control de distribución de potencia (BPCU), las baterías y sus cargadores, los convertidores, las barras, ... se instalan normalmente en la zona inferior del avión (junto al compartimento de carga) preferentemente cerca de la proa. El área ocupada por estos elementos se denomina centro de equipos o centro de energía eléctrica. En la figura 9 mostramos la disposición típica de los elementos eléctricos en el centro de equipos.

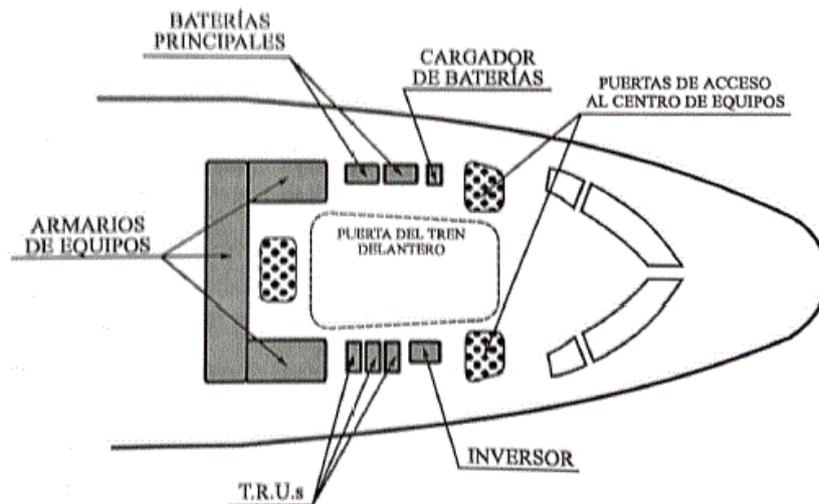


Figura 9. Disposición típica de equipos en el centro de energía eléctrica [10]

Por último, en el compartimento de vuelo se instalan los instrumentos de medida, los dispositivos de mando y señalización, y los relés de protección de las líneas de distribución, organizados de forma clara y ordenada en diversos paneles.

## 2.3. Sistemas de generación

En este apartado se tiene como objetivo estudiar los sistemas de generación de corriente alterna. Además de analizar los generadores principales, se tratarán también los sistemas auxiliares detalladamente y los métodos de generación existentes en la actualidad.

### 2.3.1. Introducción y generadores principales

El sistema de generación es el encargado de generar la potencia eléctrica requerida por los diferentes sistemas a bordo del avión en condiciones normales o de emergencia; todo ello ajustándose a los márgenes indicados en los estándares y normativas tales como la ISO 1540-2006(E) y la MIL-STD-704(F). La generación de energía eléctrica en los aviones comerciales y militares 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. 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). La generación en continua se reserva únicamente para pequeñas aeronaves con requerimientos eléctricos bajos o como soporte en maniobras de emergencia.

La energía eléctrica se obtiene a partir de *alternadores* síncronos sin escobillas. 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.

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.

A continuación mostramos una figura (figura 10) que representa un esquema de la distribución de potencia en la aeronave diferenciada por ramas. Todo parte de una generación de potencia que en primer lugar se transmite a la distribución primaria de potencia y después, a partir de una unidad de conversión (TRU), se transmite a la distribución secundaria de potencia.

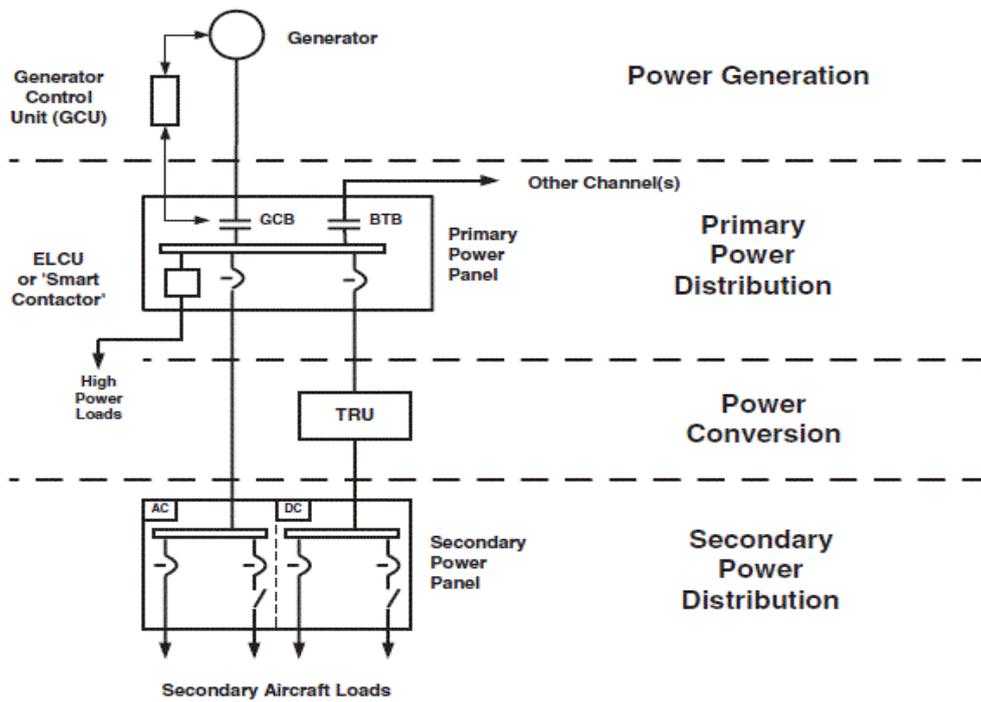


Figura 10. Esquema distribución de potencia básica [14].

### 2.3.2. Métodos de generación

La diversidad de tipos de generación de energía crece a la par que aumentan los niveles de potencia en las aeronaves. En la figura 11 se muestran los diferentes tipos de generación de energía eléctrica que actualmente se utilizan en aplicaciones civiles. Entre ellos destacan las opciones de frecuencia constante, frecuencia variable y velocidad variable/frecuencia constante (VSFC), los cuales analizaremos más detalladamente en los siguientes subapartados.

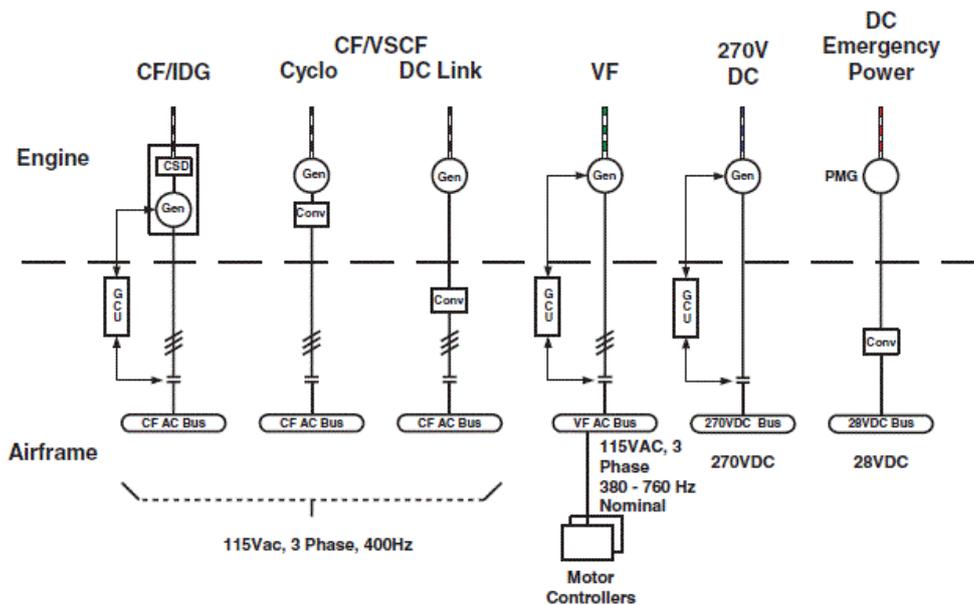


Figura 11. Tipos de generación de potencia eléctrica [14].

La figura 11 también es interesante porque muestra la disposición entre los sistemas de generación ubicados en el motor y los auxiliares como la rama de "Emergency power". A continuación, se desarrollan los tipos de generación empleados en la actualidad.

- **Generación a velocidad constante y frecuencia constante**

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.

- **Generación a velocidad variable y frecuencia constante (VS-CF)**

En esta técnica de generación, la potencia de frecuencia variable originada por el generador es convertida electrónicamente por dispositivos de conmutación de estado sólido a una frecuencia constante de 400 Hz y 115 Vac de potencia. Existen dos opciones, el enlace DC o el cicloconvertidor, siendo el primero de ellos, el enlace DC el utilizado en aplicaciones civiles. Aquí la potencia bruta se convierte en una etapa intermedia de potencia de CC a 270 Vcc antes de ser convertida eléctricamente.

- **Generación a frecuencia variable (VF)**

La generación de energía de frecuencia variable (VF) es la forma más simple y barata de generación de energía. Con esta técnica no se intenta anular los efectos de la relación de velocidad del motor 2:1, y la potencia de salida, aunque regulada a 115 Vac, sufre una variación de frecuencia típicamente de 380 a 720 Hz. Por lo tanto, 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 y el Boeing 787, en los cuales se emplea un generador de frecuencia variable que también actúa como motor de arranque todo ello integrado en una sola unidad.

A continuación, mostramos una tabla (tabla 1) donde se muestran los tipos de generación de energía desarrollados y propuestos para diversos tipos de aviones en las últimas dos décadas. No solo aumentan los niveles de potencia eléctrica en esta generación de aeronaves, sino que la diversidad de los métodos de generación introduce también nuevos problemas en las aeronaves, como por ejemplo, los convertidores VSCF en el B777 y en el MD-90 aumentan los requisitos del sistema de control ambiental (ECS) ya que el calor residual se disipa en la estructura. De manera similar, la adopción del método de frecuencia variable (VF) puede complicar la carga del motor y los requisitos

de conversión de potencia. En definitiva, cada método tiene sus pros y sus contras y se trata de analizar cuál es la opción que en cada caso se le puede extraer mayores beneficios.

Tipo de generación	Aplicación civil	Potencia (kVA)	Tipo de generación	Aplicación civil	Potencia (kVA)
IDG/CF (115 VAC, 400 Hz)	Boeing 717	2 x 40	VF (115 VAC, 380-760 Hz)	Hawker Horizon	2 x 20
	Boeing 737 NG	2 x 90		Airbus A400M	4 x 75
	Boeing 777	2 x 90		Airbus A350	2 x 90
	Boeing B747-400	2 x 120		Airbus A380	4 x 120
	Airbus A340	4 x 90	VSFC (115 VAC, 400 Hz)	Boeing B777 (backup)	2 x 20
VF (230 VAC, 360-760 Hz)	Boeing 787 (MEA)	4 250		McDonnell MID90	2 x 75

Tabla 1. Métodos de generación por avión

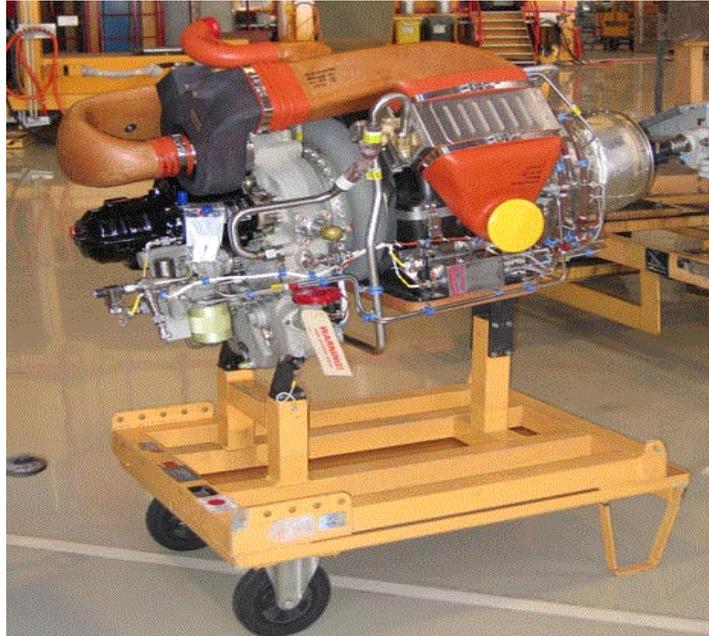
### 2.3.3. Sistemas auxiliares de potencia

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.

#### 2.3.3.1. 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.

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. 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.



*Figura 12. APU apic APS3200 para aviones [15]*

### **2.3.3.2. 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. 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.

### 2.3.3.3. Sistemas de generación de emergencia

Cuando un avión vuela a más de 10.000 m de altura y prácticamente a Mach=1, cualquier avería puede desembocar en una catástrofe, por ello en los aviones se instalan equipos redundantes, en ocasiones duplicados o triplicados, intentando que la probabilidad de fallo y por tanto, de accidente crítico sea la menor posible. En aviación una de las reglas de oro consiste en asumir que ni los sistemas ni los seres humanos somos infalibles, es decir, todo puede fallar, por pequeña que sea la posibilidad de que eso ocurra; 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:

- Falta de combustible
- Contaminación del combustible por posible condensación del agua en los tanques.
- Lluvia extrema, granizo, tormentas, ...
- Cenizas volcánicas
- Rayos

En cuanto al sistema eléctrico, el caso más crítico sería la pérdida simultánea en vuelo de los generadores principales (motores) y/o 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
- PMG (“Permanent Magnet generators”). Generadores de imanes permanentes
- Generadores de respaldo o Backup

- **Rat (Ram Air Turbine)**

La turbina de impacto de aire o RAT se despliega cuando la mayor parte del sistema de generación de energía convencional ha fallado o no está disponible por alguna razón, como la extinción total del motor o la pérdida de todos los generadores. Está formada por una turbina de aire alojada en el interior del fuselaje del avión, normalmente cerca del tren de aterrizaje. 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.

El tamaño típico del generador RAT varía dependiendo de la aeronave, pero suele variar entre 5 a 15 kVA. Sin embargo, los aviones modernos pioneros en el MEA (“More electrical aircraft”) como el A380 o el B787 generan niveles muchos más altos, del entorno de 70kVA. Aun así, no tiene la intención de proporcionar cantidades significativas de energía durante un largo periodo de operación sino que está destinada a proporcionar a la tripulación suficiente potencia para volar la aeronave mientras intenta restaurar los generadores primarios o para desviarse al campo de aviación más cercano. Están diseñadas para ser capaces de generar aproximadamente el 10% de la potencia total

de la aeronave y así poder controlar los elementos críticos. Algunos ejemplos del uso de la energía generada por la RAT son:

- Campo eléctrico: control de ordenadores de vuelo, iluminación de emergencia, radio, ...
- Campo hidráulico: despliegue del tren de aterrizaje o bombas hidráulicas para el control de los flaps.

En la siguiente figura (figura 13) podemos observar el esquema típico de una turbina de impacto de aire clásica. Observamos como la potencia generada se bifurca principalmente en dos ramas, hacia los sistemas de emergencia eléctricos e hidráulicos. Además, se esquematiza el funcionamiento básico de la RAT con la entrada de aire (Airflow). En cuanto a dicho funcionamiento de la turbina de impacto de aire, 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 Vac 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.

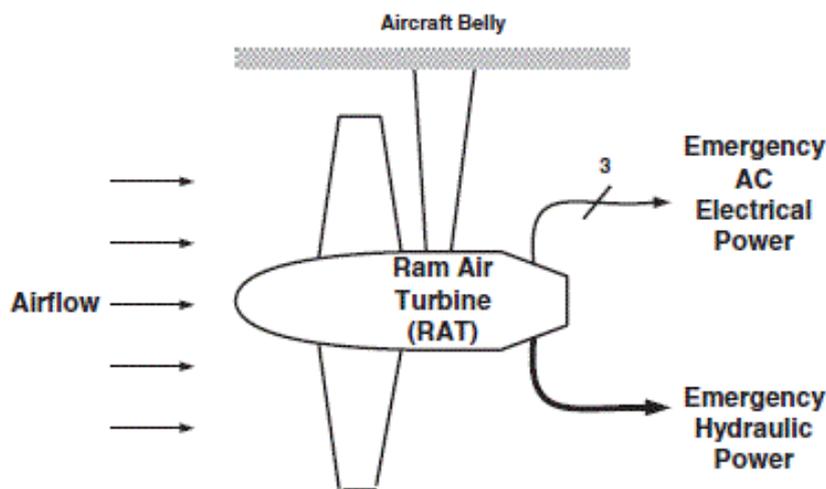


Figura 13. Esquema típico RAT [14]

- **PMG (Permanent Magnet Generators)**

El uso de PMGs, también denominados PMA (Permanent Magnet Alternator) para proporcionar energía de emergencia se ha hecho prominente durante la última década. En la figura 14 se muestra una disposición típica de PMG de 3 fases. Un PMG produce potencia en la cual la tensión de entrada como la frecuencia de salida varían directamente con la velocidad de rotación del eje de entrada. Además, como el PMG puede tener que proporcionar energía en CC sobre una amplia gama de velocidades del eje de entrada, requiere un convertidor de potencia. Una combinación PMG / convertidor es lo ideal y puede llegar a suministrar grandes sumas de potencia.

Todos los generadores de CA incluyen un PMG para arrancar el sistema de excitación. Además, los PMG se utilizan para proporcionar suministros independientes al motor en cada rama del FADEC. Como una indicación de las tendencias futuras en un avión como el B777, hay un total de 13 PMGs / PMA a través de los sistemas de control crítico de la aeronave: control de vuelo, control del motor y sistemas eléctricos.

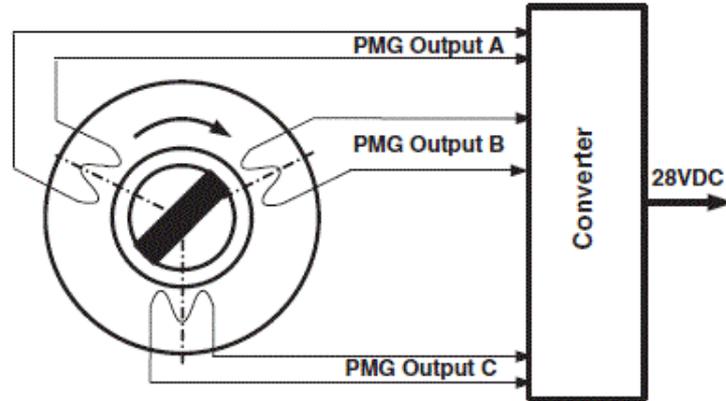


Figura 14. PMG de 3 fases [14]

- **Generadores de respaldo o Backup**

Los generadores de respaldo o Backup surgen a partir de la entrada en vigor de la normativa ETOPS (“Extended-range Twin-engine Operation Performance Standars”), que es una certificación que permite realizar rutas más largas, especialmente aquellas rutas que atraviesan desiertos, océanos o masas polares. Los generadores backup son accionados por los motores principales pero son completamente independientes de los alternadores primarios. En el caso de que no estuvieran los alternadores o la APU operativos por una avería, los generadores de respaldo se encargarían de suministrar potencia a las cargas vitales del sistema.

En la figura 15 observamos como los generadores de respaldo son accionados por la misma caja de engranajes del motor pero son físicamente independientes de los principales como hemos mencionado anteriormente. Estos generadores son de frecuencia variable (VF), 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. Concretamente, el Boeing 777 mostrado en la figura, cuenta con dos generadores de frecuencia variable (VF) de 20 kVA cada uno, además de contar cada generador con dos PMGs encargados de suministrar corriente continua de 28V a través de convertidores.

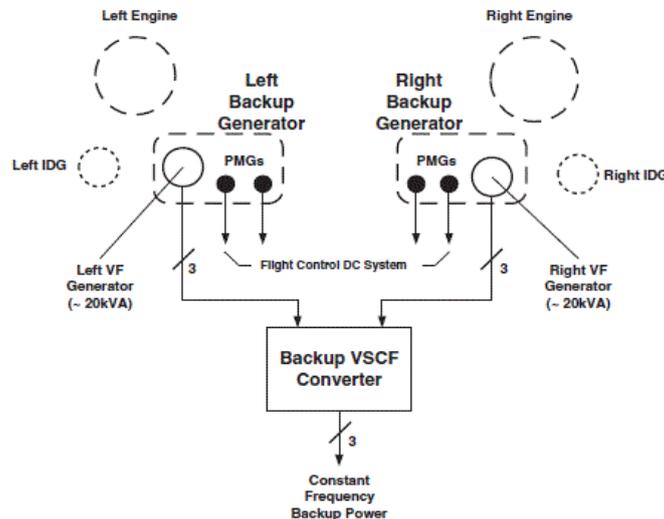


Figura 15. Generador de respaldo con VSCF en el B777 [14]

- **Baterías**

Para terminar este capítulo vamos a analizar brevemente el uso de baterías en el mundo aeroespacial. Este medio proporciona un medio de almacenamiento eléctrico independiente de las fuentes de generación primarias. Sus principales objetivos son:

- Proporcionar energía en el arranque del motor cuando no hay ninguna otra fuente de alimentación disponible.
- Proporcionar una fuente de alta integridad a corto plazo durante las condiciones de emergencia mientras que las fuentes alternativas como la RAT comienzan a funcionar.

La capacidad de la batería es limitada debido al peso que incorpora al avión. Se mide en términos de amperios por hora. Este parámetro describe efectivamente una capacidad actual o de tiempo o capacidad de almacenamiento. De este modo, una batería de 40 amperios por hora, cuando está completamente cargada, tendría la capacidad teórica de alimentar una carga de 1 A durante 40 horas o una carga de 40 A durante 1 hora. De hecho, la capacidad de la batería depende de la carga sostenida al comienzo de la descarga, y este es un parámetro notoriamente difícil de cuantificar. La mayoría de los sistemas de aviones modernos utilizan cargadores de baterías para mantener la carga de la batería a niveles moderadamente altos durante el funcionamiento normal del sistema, asegurando así un estado razonable de carga si se requiere el uso de batería en solitario. La batería más comúnmente utilizada en el mundo de la aviación es la del tipo níquel-cadmio (Ni-Cd) que depende de la reacción entre los óxidos de níquel para el ánodo, el cadmio para el cátodo y funciona a partir de un electrolito de hidróxido de potasio. Las baterías de plomo-ácido no son convenientes en aplicaciones modernas debido a la propiedad corrosiva del electrolito. Para conservar la salud de la batería es usual monitorizar su temperatura, lo que da una indicación útil de la sobrecarga y si es probable que ocurra la fuga térmica. Las baterías son susceptibles a temperaturas frías y pierden capacidad rápidamente. Esto puede ser un problema en las operaciones autónomas en climas fríos, después de un período prolongado de operación a baja temperatura donde el arranque de APU o motores de arranque del motor puede ser problemático.

## 2.4. Distribución eléctrica del avión

En este apartado se pretende estudiar los distintos tipos de servicios necesarios en el funcionamiento del avión además de analizar el esquema general de la distribución eléctrica en el avión con su consiguiente explicación. Por último, se detallará por separado cada tipo de distribución donde distinguiremos entre distribución primaria, secundaria y la rama de conversión.

El sistema de distribución es el encargado de transportar la corriente a las diferentes cargas consumidoras del sistema. La distribución de energía en un avión se realiza por medio de barras de distribución o colectores, los cuales 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 y otras barras de distribución. [10]

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 tipos de 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. Según la importancia dentro del funcionamiento de los sistemas eléctricos tenemos la siguiente distinción:

- *Servicios esenciales*: 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*: 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 el alumbrado de emergencia 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 mientras que en el caso de barras de alterna también se alimentan desde las baterías pero a través de un inversor.
- *Servicios no esenciales*: 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.

### 2.4.1. Esquema general de la distribución eléctrica en el avión

En primer lugar, vamos a mencionar los tipos de barras que podemos encontrar en el avión. Entre las más usuales:

- Barras principales
- Barras esenciales
- Barras de emergencia
- Barras de asistencia en tierra “handling”
- Barras de reserva

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. A continuación, en la figura 10, mostramos la distribución general del sistema eléctrico, lo cual nos servirá para explicar detalladamente el funcionamiento y analizar las distintas barras existentes.

En primer lugar tenemos las fuentes de generación que serían los generadores principales, en nuestro caso GEN 1 y GEN 2. Estos generadores son los encargados de alimentar las barras principales de corriente alterna. No obstante, si se produjera algún fallo en alguno de los dos generadores o en ambos, se activaría la APU cerrando el contactor BTB (“Bus Tie Breaker”) correspondiente según cual sea el generador dañado.

Por otro lado, analizando las fuentes de alimentación de la parte superior de la figura, observamos la toma de energía externa, las cuales están alimentadas desde los grupos de potencia del aeropuerto GPU y proporcionan energía al avión a través de las barras principales para alimentar todos los circuitos del avión o barras de servicio encargadas de alimentar un número reducido de cargas cuando el avión está parado, aunque estas barras también pueden alimentar cargas que funcionan

durante el vuelo por ello deberán conectarse de forma que puedan recibir energía en ambas situaciones.

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 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. Además, las barras principales también alimentan servicios no esenciales como pueden ser la cocina y los dispositivos de entretenimiento para los pasajeros, pero estos pueden dejar de ser alimentados automáticamente o manualmente desde cabina en caso de que fuera necesario por requisitos de potencia.

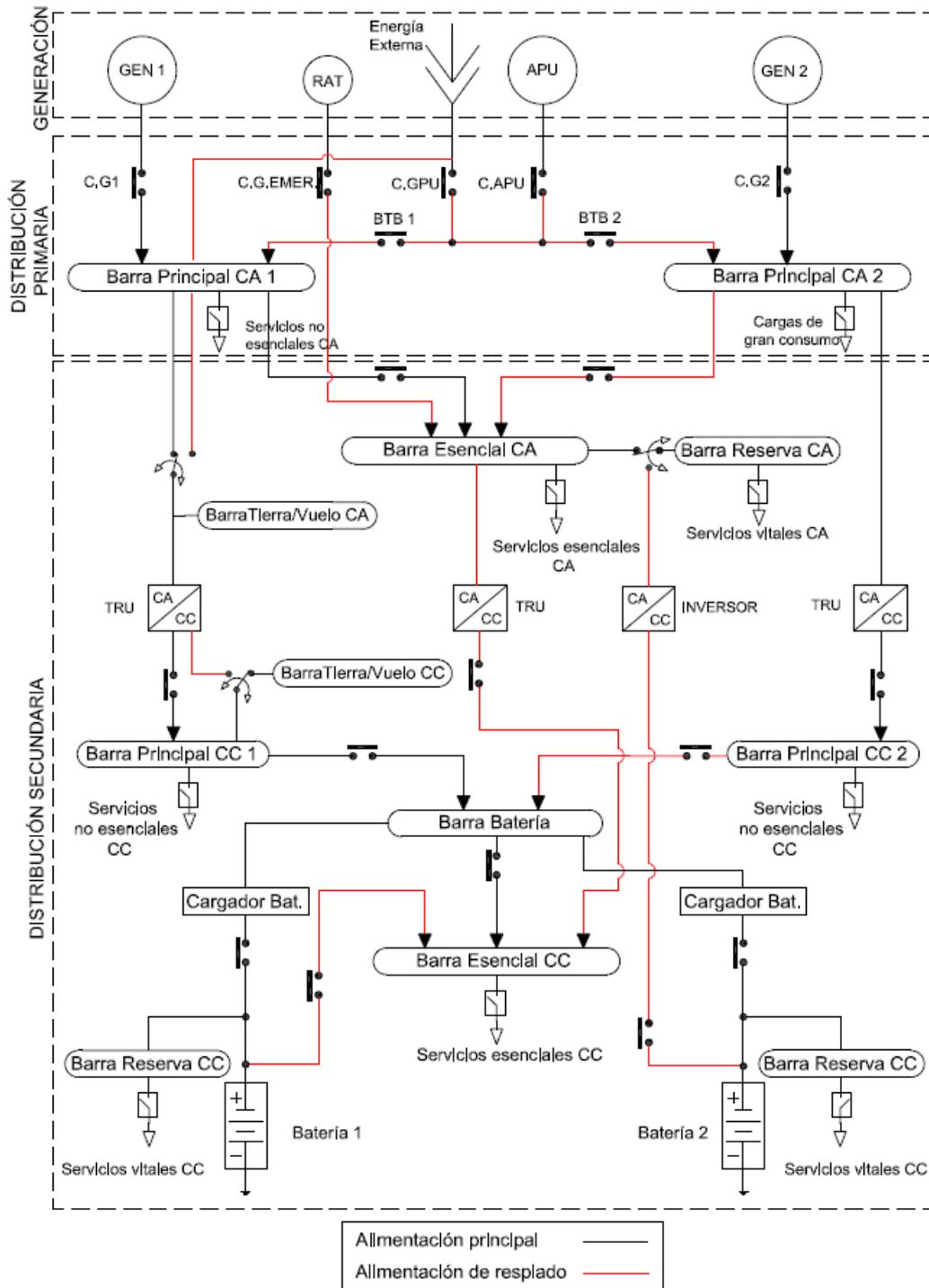


Figura 16. Distribución eléctrica típica del avión [14]

En cuanto a la rama de continua, es prácticamente un símil a la alterna. Las barras principales de alterna proporcionan energía al circuito de corriente continua alimentando las diferentes unidades de transformación y rectificación TRU (“Transformer Rectifier Unit”) encargadas de transformar y adaptar la tensión típica de 115/200 Vac 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 encargaría de proporcionarle energía.

Finalmente, tenemos las barras de reserva que son aquellas que están dedicadas a alimentar equipos vitales. Las barras de reserva de corriente continua se conectan directamente a las baterías del avión, mientras que las de alterna se pueden alimentar tanto por la barra esencial de alterna como por las baterías.

En conclusión, observando la figura 10 observamos que la distribución eléctrica en un avión se suele dividir en dos niveles; por un lado la distribución primaria que constituye el enlace entre las fuentes de generación principales y las cargas y por otro lado la distribución secundaria, que se encarga de la protección y distribución de energía a las diferentes barras de alterna y continua a partir de la energía suministrada desde la distribución primaria. Además, habrá otra especie de rama que denominaremos de transformación, cuya misión consiste en transformar la corriente alterna en continua y se basará en el funcionamiento de la TRU.

## 2.4.2. Tipos de distribución

En este subapartado vamos a analizar los distintos tipos de distribución existentes en un avión según su nivel de importancia en el desarrollo del funcionamiento del avión. Hablaremos de la distribución primaria, secundaria y las unidades de transformación, haciendo especial hincapié en la TRU.

En la siguiente figura (Figura 11) observamos la configuración típica por niveles en un avión. Parte de la generación de potencia ya sea con los generados integrados en la aeronave o la potencia externa obtenida del aeropuerto. Esta generación pasa por la unidad de control del generador GCU. El siguiente nivel correspondería a la distribución primaria, de la cual se transmite potencia a la unidad de conversión TRU, que es un rectificador que permite convertir la energía de alterna a continua, y por último pasamos a la distribución secundaria de potencia que es la encargada 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.

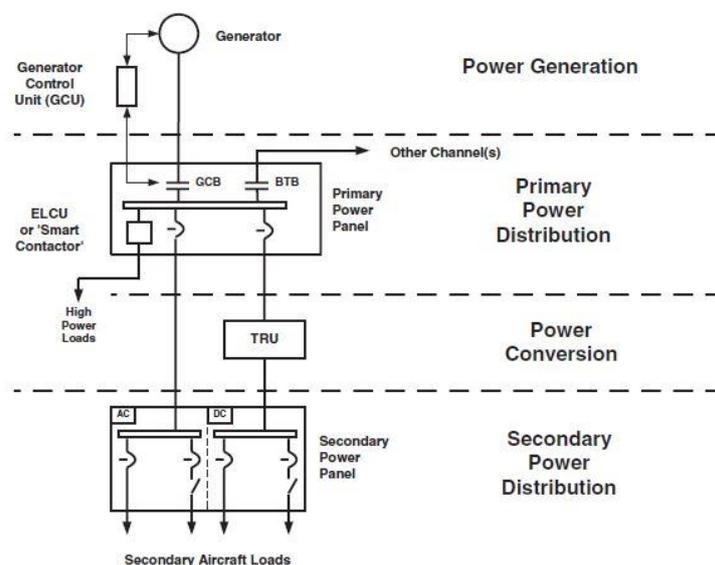


Figura 17. Configuración eléctrica típica por niveles [14]

- **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 lleva 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. 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 la distribución primaria también se incluyen todos los contactores encargados de la conmutación y configuración del estado del sistema como son los contactores de los generadores principales, los contactores de enlace de barras BTB y los contactores de la unidad de potencia APU y la externa GPU. Para controlar los 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. Concretamente, el BPCU controla el funcionamiento de los dos interruptores de unión BTB. Los BTBs permiten que los buses izquierdo y derecho se conecten entre sí en el caso de un fallo del generador principal izquierdo o derecho. Además, también permiten que la alimentación de la APU o de la fuente de alimentación de tierra se conmute a las barras de CA principales.

Por último, 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.

- **Conversión de potencia**

En esta rama, la misión es convertir la potencia que sea necesaria a continua mediante el uso de rectificadores que a continuación analizaremos. La conversión de energía se utiliza en varios lugares del sistema y por una amplia variedad de razones. 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”). Al ser uno de los objetivos de la aviación intentar ahorrar espacio y peso en todos los elementos con el consiguiente ahorro de consumo y costes, se ha conseguido 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. Estas unidades se encargan de convertir la señal de 115 Vac a 28 Vcc.

Habitualmente, 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 ser más eficientes, aunque como contras hay que mencionar que 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 la siguiente figura se esquematiza el funcionamiento de la TRU. Se observa como convierte la alimentación alterna trifásica de 115 V a 28 V de continua.

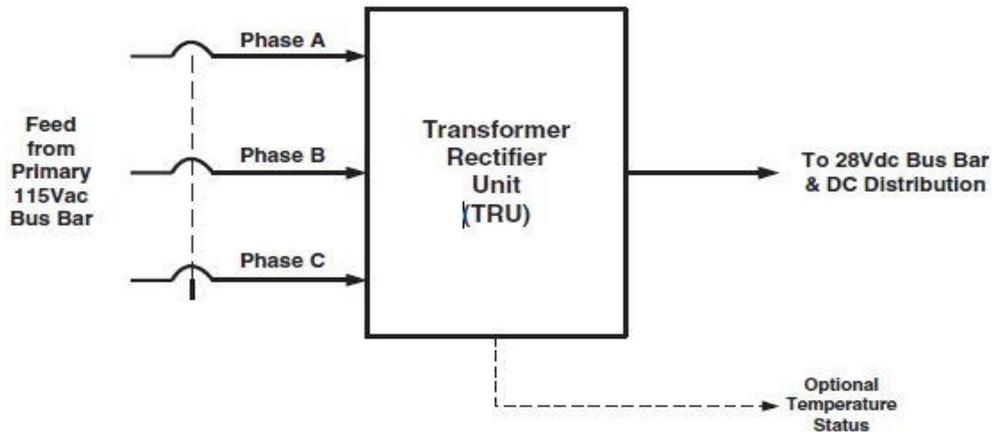


Figura 18. Unidad de rectificación y transformación TRU [14]

- **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 autoconfigurar su estado en función de cuál 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.

Al igual que 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.

# 3. Sistema eléctrico A400M

---

A partir de aquí vamos a tratar la segunda parte del trabajo, en la cual se pretende realizar un análisis del sistema eléctrico del avión A400M. Para ello, necesitaremos recopilar numerosos datos y características del avión como su distribución eléctrica, arquitectura, consumos de potencia eléctrica, dimensiones de la aeronave, etc. Como es bien sabido, en el mundo de la aeronáutica existe un cierto ostracismo a la hora de facilitar datos y referencias de sus estudios, y más aún cuando se tratan de aeronaves relacionadas con la aviación militar, en las cuales la información no confidencial es prácticamente nula. Por ello, aunque algunos datos sí se han conseguido encontrar, la mayoría serán estimaciones que iremos analizando poco a poco, como la distribución de cargas a lo largo del avión o el consumo de cada carga en particular. Para realizar algunas de estas estimaciones nos hemos basado en el avión comercial A380, que es muy similar (en lo que al sistema eléctrico se refiere) al A400M.

Además, en este capítulo se pretende exponer la estructura del A400M, así como los niveles de tensión y distribución de potencia del mismo. Iremos introduciendo conceptos claves para realizar la simulación del sistema eléctrico como ilustraciones y esquemas de la aeronave en cuestión que nos servirán en los siguientes capítulos de la memoria.

## 3.1 Análisis general A400M

El Airbus A400M Atlas es un avión de transporte militar de largo alcance y avión cisterna propulsado por cuatro motores turbohélice diseñado por Airbus Military para cubrir las necesidades de transporte aéreo de los países adheridos. Este avión incrementa la capacidad de carga y el alcance respecto a sus predecesoras (C-130 y C-180).



*Figura 19. Avión Airbus A400M Atlas [1]*

La empresa responsable del diseño del sistema de generación de energía eléctrica es Thales, como parte de la empresa conjunta Aerolec y Goodrich. Los generadores de energía eléctrica del A400M están diseñados para cumplir con un requisito de suministro de energía total de 400 kVA, cifra que es relativamente alta para un avión militar.

La solución seleccionada para la generación de energía eléctrica en el A400M es la misma que en el Airbus A380, la cual se basa en generadores de frecuencia variable (VF), a diferencia de los accionamientos hidromecánicos convencionales de velocidad constante, que son comparativamente más voluminosos, pesados y complejos. Como vimos en el apartado 2.3.2, la generación de energía de frecuencia variable (VF) es la forma más simple y barata de generación de energía. Con esta técnica no se intenta anular los efectos de la relación de velocidad del motor 2:1, y la potencia de salida, aunque regulada a 115/200 Vac, sufre una variación de frecuencia típicamente de 380 a 720 Hz. Por lo tanto, 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. En definitiva, el sistema de nueva generación ofrece beneficios significativos, que incluyen ahorro de espacio y peso, mayor confiabilidad y menos costo. [4]

En cuanto a los sistemas de generación de potencia, el A400M dispone de 4 motores Europrop TP400. Este es un motor turbohélice, el cual se basa en una turbina de gas que mueve una hélice, desarrollado y producido por Europrop International. El turbohélice es un punto intermedio entre el motor alternativo y el turboreactor. Sus condiciones de operación óptimas son entre 400 y 640 km/h y entre 5400-9000 m. La potencia máxima instalada que imprime el Europrop TP400 es de 11000 HP. En la siguiente figura se puede apreciar el motor del A400M. [4]



Figura 20. Europrop TP400 [1]

En cuanto a los generadores de energía eléctrica, consta de 4 generadores (Aerolec A3782-001) de 75 kVA cada uno (frecuencia 400-620 Hz), trifásicos y con un sistema VF a una corriente de 115 Vac.

Respecto a los sistemas auxiliares de generación eléctrica, tiene instalado una unidad de potencia auxiliar APU (Aerolec) de 70 kVA (a 400 Hz), trifásica y VF a 115 Vac. Además, dispone de un generador de emergencia RAT de 30 kVA y 3 baterías modelo SAFT 405CH3, de las cuales 2 son normales y una es de emergencia. No obstante, la generación de las baterías se considerará despreciable frente a los otros sistemas.

Sistema de generación	Potencia eléctrica
Generadores	4x75 kVA
APU	1x70 kVA
RAT	1x30 kVA
TOTAL	400 kVA

Tabla 2. Resumen generación eléctrica A400M

El Airbus A400M toma ciertas medidas incluidas dentro del concepto MEA como la reducción global del peso de la aeronave eliminando componentes hidráulicos pesados como conductos, válvulas y sistemas de control, los cuales son reemplazados por actuadores electro-hidroestáticos o electromecánicos de menos peso; uso de materiales compuestos más ligeros que permiten reducir el peso considerablemente y disminución del mantenimiento de la aeronave en términos generales, lo que conlleva a menos gastos de operación. Sin embargo, no es una aeronave totalmente MEA porque mantiene ciertos enfoques técnicos como el sistema neumático tradicional con sangrado de aire de los motores en vez de reemplazarlo por sistemas eléctricos.

El reemplazo de algunos de los sistemas neumáticos e hidráulicos hace que el sistema se convierta bastante dependiente de la energía eléctrica. Para paliar esta dependencia, se insiste mucho en la redundancia de los sistemas, llegando a veces a haber incluso 3 ramas eléctricas para una misma función, sobre todo en el caso de funciones vitales y esenciales para el desarrollo del funcionamiento del avión de forma segura.

En cuanto a la arquitectura del sistema eléctrico del A400M, como hemos mencionado anteriormente, esta aeronave continúa con el esquema usado en el A380, donde se introdujo la generación a frecuencia variable VF a gran escala con un sistema VF a 115 Vac de cuatro canales donde cada uno tiene una potencia nominal de 75 kVA (400-620 Hz), una unidad de potencia auxiliar APU de 70 kVA (400Hz) y una turbina de aire RAT de 30 kVA, haciendo un total de 400 kVA (tabulado en tabla 2). A continuación mostramos la configuración esquematizada del A400M.

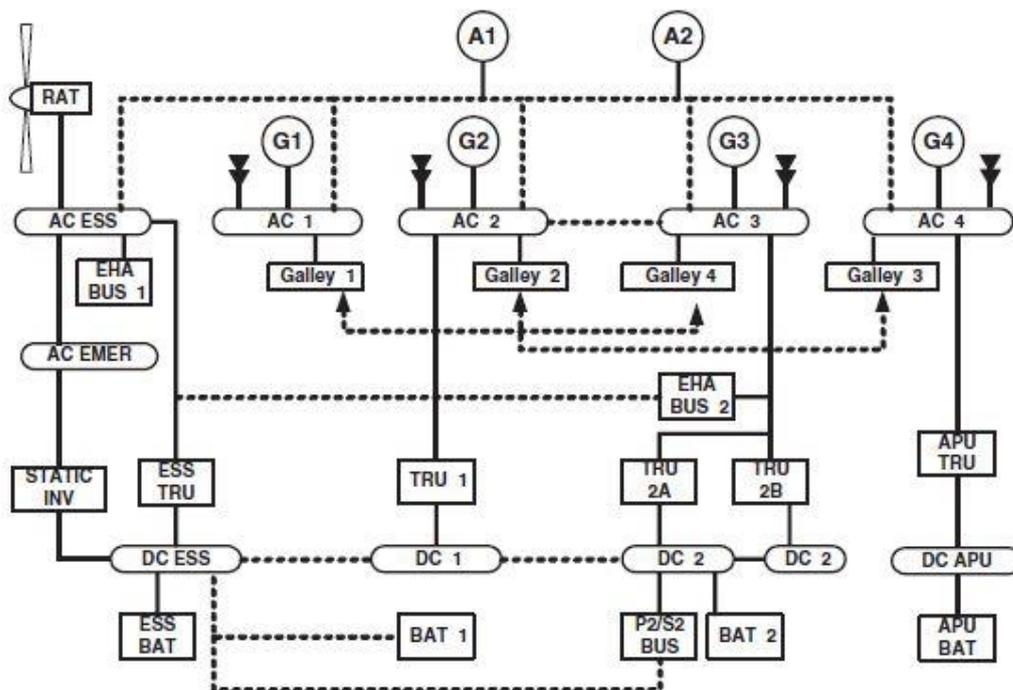


Figura 21. Arquitectura sistema eléctrico A400M [14]

En cuanto a la generación, apreciamos que tiene 4 generadores de 75 kVA cada uno, 1 APU y una RAT. Además, contiene 4 conexiones de alimentación al exterior. Cada generador principal suministra energía al bus AC apropiado bajo en control de la GCU. No obstante, cada bus de CA principal también puede aceptar una entrada de alimentación de tierra para el mantenimiento y las actividades de apoyo en tierra. Los generadores de la izquierda (1 y 2) y los generadores de a derecha (3 y 4) representan canales independientes de generación de energía CA que alimentan sus respectivos buses.

Por otro lado, para proporcionar potencia ininterrumpida (NBP), las unidades de transformación y rectificación TRU se regulan y funcionan en paralelo para proporcionar una corriente continua sin interrupciones.

Por último, vamos a representar en un avión base donde estarían ubicados los sistemas de generación del A400M. Podemos observar en la figura 22 como la APU se encuentra en la cola del avión, los motores, y por ende, los generadores principales, dos en cada ala; el centro primario y secundario de distribución en la cabina y las baterías y la unidad de transformación y rectificación TRU también en la cabina. La turbina de aire de impacto RAT se encuentra en el sponson, que es un compartimento ubicado debajo del ala y pegado al fuselaje (se puede visualizar en la figura 19) al lado del compartimento del tren de aterrizaje. Recordamos que el A400M tendrá una distribución centralizada la cual se caracteriza por ser un sistema de distribución punto a punto, es decir, está formado por un 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 ese centro de distribución salen todas las demás líneas que alimentan las diferentes cargas repartidas por todo el avión.

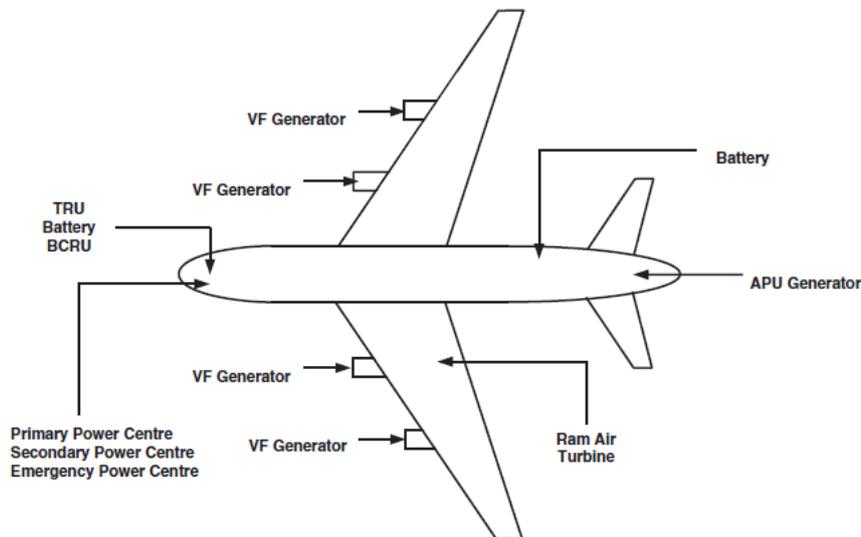


Figura 22. Distribución componentes eléctricos A400M [14].

## 3.2. Cargas y funcionalidades A400M

Los sistemas eléctricos de la aeronave son habitualmente compatibles con la aviónica militar, aunque las especificaciones civiles y militares para la calidad del suministro de energía pueden diferir en su método para definir la calidad. Puede ser necesario proporcionar acondicionamiento de carga adicional, como el filtrado para garantizar la compatibilidad. Otro problema es que algunas aplicaciones militares pueden imponer cargas transitorias e intermitentes de alta potencia que pueden causar sobretensiones y ruido inducido. En el caso de que las cargas militares excedan la capacidad del sistema de generación de aviones, será necesario instalar generadores más grandes.

Los sistemas de enfriamiento de los aviones estarán diseñados para manejar una gran carga de calor de los pasajeros, por lo que su uso en un sistema militar suele ser adecuado; aunque el requisito de enfriamiento del equipo puede ser mayor, el número de pasajeros (tripulación) es considerablemente menor. Por ejemplo, las cargas de alta potencia como los radares o los transmisores de interferencia pueden necesitar sus propios sistemas integrales de refrigeración.

Green aircraft conversión es el término dado a un avión nuevo que sirve como base para convertirlo en un avión militar. Partir de un avión ya diseñado y comercial para convertirlo en una aeronave disponible para la aviación militar se hace por los siguientes motivos:

- Costo y riesgo de desarrollo reducidos;
- La aviónica básica está integrada y calificada;
- Los sistemas básicos de la aeronave son maduros y puede ser posible usarlos sin modificaciones;

Un ejemplo de un avión convertido se muestra en la siguiente figura, donde podemos apreciar algunos sistemas que se le adhieren al avión con especificaciones militares como las ayudas de defensa o la cantidad de antenas instaladas para una navegación y orientación más propias de estas misiones.

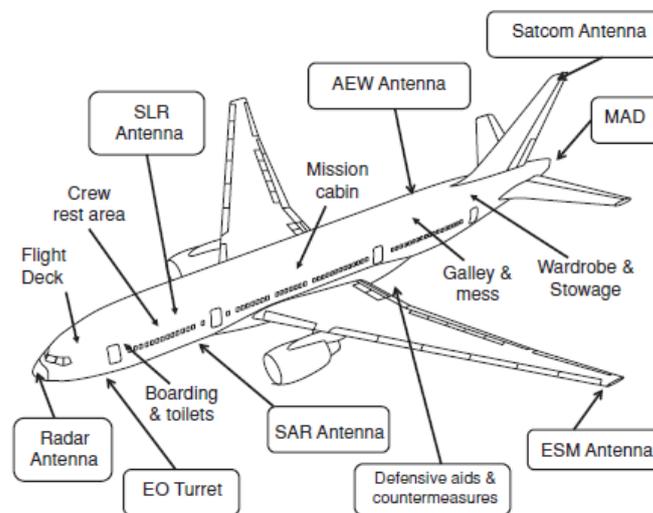


Figura 23. Ejemplo de conversión de avión civil a rol militar [14]

Todo esto nos sirve para entender que las cargas eléctricas que se dispondrán en el Airbus A400M serán similares a las que puede haber en un avión civil con algunas variantes que dependerán de la estructura del avión y sus requerimientos. A continuación, se definen las cargas eléctricas que tienen presencia en nuestro avión objeto de estudio y explicaremos las más importantes.

### Cargas 115 Vcc

- Sistema antihielo alas
- Bombas de combustible
- Equipamientos de cocina (muy limitado)
- Sistema antivaho ventanas
- Sistema refrigeración equipos secundarios

### Cargas 270 Vcc

- Sistemas hidráulicos
- Sistema refrigeración primario (motor y APU)

### Cargas 28 Vcc

- Unidades de control de vuelo (Flight by ware)
- Varios cabina (monitores, palancas, ...)
- Ayudas de navegación militar

Estas son todas las cargas que tendremos en cuenta a la hora de modelar el sistema eléctrico del A400M. Un factor muy reseñable y diferencial con otras aeronaves (como el B787 o el A380) consiste en que el sistema de presurización y control ambiental (que se trata de la carga con mayor gasto de energía eléctrica) no se lleva a cabo mediante fuentes de generación eléctrica, sino por dispositivos neumáticos a partir del sangrado del motor; por ello no se enumeran las cargas relacionadas con estos sistemas, los sistemas de presurización y control ambiental.

En cuanto al sistema de sangrado del A400M, presenta un sangrado mixto de tres flujos. La entrada de aire es filtrada para evitar la llegada de sustancias extras o residuos, con el objetivo de evitar daños en el motor, donde a partir de determinadas válvulas (en concreto, la “Bleed Pressure and Shut Off Valve”, BPRSOV) se permite el paso del aire sangrado al intercambiador o a la salida del eyector según corresponda.

Por otro lado, en cuanto a los sistemas hidráulicos mencionados en la rama de 270 Vcc, estos son los responsables entre otras cosas del movimiento (apertura y cierre) de todas las puertas y compartimentos de la aeronave, además de encargarse de los movimientos de alerones y el timón de profundidad. En concreto, en el caso del A400M tenemos una gran rampa y portalón situado en la cola del avión que requerirá grandes cantidades de energía. A priori, los sistemas para el accionamiento del portalón están accionados mediante energía suministrada directamente del motor mediante sistemas hidráulicos. Sin embargo, poseen un back-up eléctrico, es decir, un sistema de respaldo eléctrico por si fallan estos sistemas tradicionales. Por lo tanto, la APU será la encargada de suministrar energía a esta carga, pues se trataría de situaciones de emergencia. Como consecuencia, en nuestro análisis tendremos en cuenta la potencia eléctrica para el timón de profundidad y alerones (obviando el portalón, del cual se encargaría la APU).

Respecto a las unidades de control de vuelo como el Flight by wire FWB, a diferencia de un avión civil que vuela habitualmente en rutas comerciales bien planificadas y ordenadas previamente programadas en su sistema de gestión de vuelo, el avión militar solo puede usar tales rutas durante el entrenamiento o el tránsito a un área operativa. Una vez en la tarea, el avión puede estar siguiendo un objetivo, como el seguimiento de una embarcación marina, vehículos de superficie o submarinos. En estas circunstancias la ruta se vuelve no planificada y un conocimiento exacto de la posición es vital por varias razones:

- Comprender la posición de la aeronave con respecto a su última posición planificada conocida, es decir, cuando ingresó al área operativa, y su ubicación con respecto a otras fuerzas, tanto amigas como hostiles.
- Asegurarse de que la aeronave no entre en zonas hostiles de combate con misiles o aeronaves.
- Informar la posición del objetivo a otras fuerzas para ensamblar una imagen de superficie precisa.

El sistema de gestión de vuelo (FMS) se utilizará para almacenar rutas planificadas hacia y desde áreas operativas, a menudo utilizando rutas aéreas comerciales por razones de ahorro de combustible en tiempos de paz. Por ello, estos complejos sistemas tendrán unos requerimientos de potencia eléctrica considerables en nuestro análisis.

Por último, la carga de ayudas de navegación militar complementan las ya existentes en aviación civil. Algunas específicas son:

- Ayudas de aterrizaje: uso de un receptor multimodo (MMR) para permitir el uso de un sistema de aterrizaje por microondas o GPS diferencial además del sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) habitual. Esto permite que la aeronave opere en áreas remotas donde las ayudas convencionales no están disponibles o pueden haber sido destruidas.
- Los sistemas de advertencia de proximidad al suelo (GPWS) y el sistema de advertencia de evitación del terreno (TAWS) se utilizarán sobre terreno extraño y pueden conectarse a un mapa digital militar para mejorar la precisión y la confianza en el sistema.

- TACAN es una cadena de balizas de navegación militar que se utiliza para obtener alcance y rumbo. También se puede usar para proporcionar un recorrido hacia un avión cisterna.
- Sistema de prevención de colisión de tráfico (TCAS): se utiliza no solo en espacios aéreos abarrotados cerca de campos de aviación, sino también en entrenamientos donde puede haber una concentración de aeronaves en un espacio pequeño, por ejemplo, un área designada de vuelo a altitud baja.

### 3.3. Dimensionamiento de potencia eléctrica A400M

En este apartado vamos a analizar y estimar el consumo de todas las cargas del A400M y además, haremos distinción en el consumo de estas cargas dependiendo del tipo de vuelo (crucero, ascenso, o descenso), entre los cuales habrá pequeñas diferencias que tendremos que tener en cuenta a la hora de modelar el sistema en OpenDSS y realizar el cálculo de los cables.

Anteriormente enumeramos las cargas en función de su nivel de tensión y explicamos algunas de ellas; no obstante, para nuestra simulación nos hacen falta valores más concretos del consumo que cada una de las cargas conlleva. Como es bien sabido, el ostracismo que existe a la hora de facilitar datos específicos de las aeronaves, en especial aeronaves militares como el A400M objeto de estudio, es muy severo. Por ello, hemos estimado el consumo de las cargas a partir del total que genera (300 kVA, dato) y basándonos en los consumos de una aeronave que sí sabíamos y con la cual compararemos en el capítulo 6, el B787.

Para llevar a cabo esta comparación se ha tenido en cuenta el peso máximo al despegue, MTOW (Maximum Take-Off Weight), que es el máximo peso de una aeronave con la cual el piloto tiene permiso para despegar. El MTOW es el peso máximo al que el fabricante ha conseguido llegar cumpliendo todos los requisitos de certificación (sobre todo estructurales) y es una variable fija de la aeronave que no varía.

- MTOW B787 = 250e3 kg
- MTOW A400M = 141e4 kg

La diferencia entre los dos radica en un cociente de 0.6, el cual lo hemos tenido en cuenta para estimar algunas cargas como la refrigeración de motor y APU y la refrigeración de equipos secundarios.

Por otro lado, también nos hemos basado en las dimensiones de ambas aeronaves (para analizar dimensiones del ala) y el peso máximo de combustible que pueden transportar para estimar otras cargas que se basarían en estos parámetros como el consumo de las bombas de combustible y el sistema antihielo de las alas. Otras cargas como las relacionadas con el control en cabina, las unidades de control de vuelo y las ayudas extras de navegación se han estimado del mismo orden considerando que en ambas aeronaves el consumo de estas cargas debe ser similar (incluso mayor en el A400M debido a los dispositivos militares extras de navegación estudiados anteriormente).

Por último, para la carga de los sistemas hidráulicos (que en el caso del B787 es de 40 kVA) hemos tenido en cuenta que, aunque el peso y las dimensiones del B787 son mayores, el A400M tiene la gigante compuerta trasera para el transporte de cargas de grandes dimensiones por lo tanto la hemos estimado en 50 kVA. De estos 50 kVA, 30 irán destinados a la carga de los sistemas hidráulicos (rama 270 Vcc) mientras que de los otros 20 kVA se encargará de suministrarlo la APU en casos de emergencia. No obstante, esta última carga no entra dentro de nuestro estudio porque nuestro análisis se basa en la generación de los motores (los 4 generadores de 75 kVA ubicados en el ala).

Para terminar, hemos introducido la carga de la cocina (con un valor discreto) debido a que el A400M cuenta con algunos elementos de cocina, pero no con una cocina tradicional de los aviones civiles (con mucho mayor consumo eléctrico).

Para nuestro análisis, tomaremos la fase de vuelo de crucero como referencia para explicar la simulación, pero también estudiaremos los casos de ascenso y descenso. Consideramos el crucero la fase de vuelo más adecuada para explicar y centrar nuestro estudio porque es la fase más longeva en el transcurso de un vuelo además de ser la fase referente a la hora de plantear y diseñar los circuitos básicos de la aeronave. A continuación, mostramos un gráfico con los gastos de energía eléctrica en cada una de las fases de vuelo existentes en el A400M.

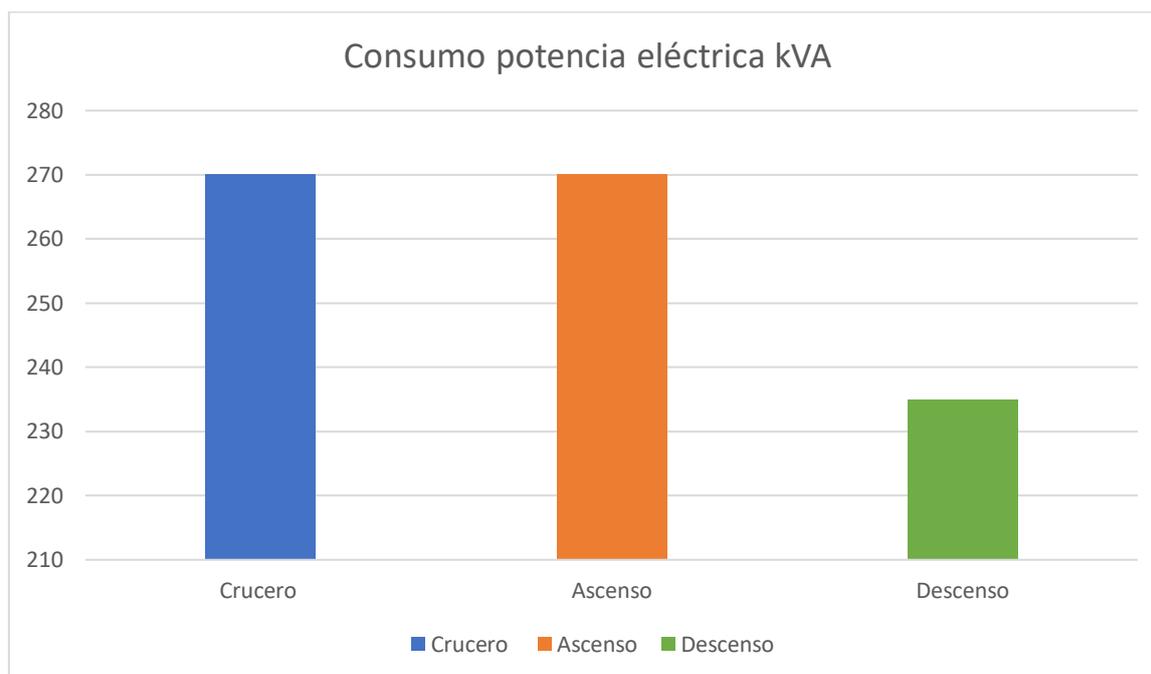


Tabla 3. Consumo potencia eléctrica por fase de vuelo A400M

Los distintos requerimientos de potencia vienen determinados por las actuaciones que lleva a cabo la aeronave en cada uno de los segmentos de vuelo. Así, es evidente que en la fase de descenso donde es habitual no requerir excesiva potencia yendo a “ralentí” (es decir, motores encendidos pero al mínimo intentando descender con el propio planeo de la aeronave) que consuma bastante menos que en otras fases como el crucero o el ascenso. En el ascenso (“climb”), requiere básicamente lo mismo que en el segmento de crucero (“cruise”), con un total de 270 kVA. Por la poca diferencia entre el ascenso y el crucero, el sistema eléctrico que dispongamos para la fase de crucero será prácticamente válido para el caso de ascenso, refiriéndonos especialmente con ello a la medida de las secciones de los cables que como ya hablaremos en el punto 4.2 están regidos por normas aeronáuticas. Aun así, sí hay algunas cargas que consumirán más en caso de ascenso que en crucero y viceversa por lo que tendremos que modelar el sistema acorde a la carga máxima como explicaremos más adelante.

Por otro lado, en altitudes más bajas hay que utilizar más potencia para la protección del sistema antihielo y el sistema hidráulico, mientras que a mayor altitud se requiere más potencia para el sistema de control ambiental y la presurización de la cabina, los cuales en el A400M no se tendrían en cuenta debido a que se lleva a cabo mediante el sangrado de los motores. Las cargas compensan entre ellos los requisitos de potencia consiguiendo que la salida sea de una potencia relativamente constante de los generadores de la aeronave; de esta forma la estimación de la potencia requerida durante los distintos segmentos de vuelo se puede calcular como una constante durante todo el tramo de vuelo.

Una vez analizados los gastos de energía eléctrica en cada uno de los segmentos de vuelo posibles, procedemos a ilustrar los requisitos de potencia específicos para la fase de crucero en los cuales nos centraremos para llevar a cabo nuestro análisis. En la figura 24 podemos observar por tanto el sistema eléctrico configurado para generaciones en condiciones de crucero.

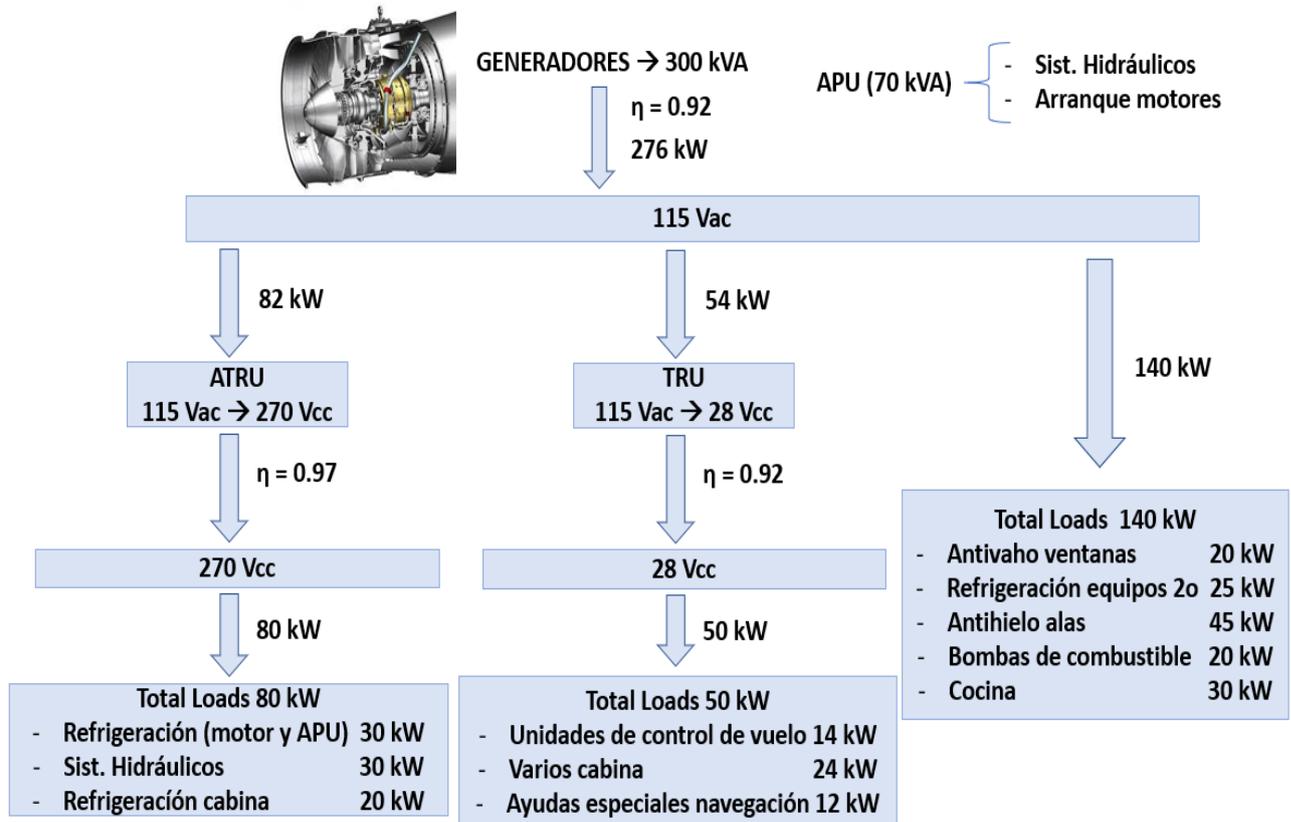


Figura 24. Cargas eléctricas en crucero en el A400M

Observamos que partimos de una potencia de 300 kVA suministrada por los 4 generadores, pero con las pérdidas en la conversión de energía eléctrica (rendimiento 0.92) la potencia total es de 276 kW. En cuanto a la distribución de potencia, la mayor parte de la potencia, alrededor del 50% de la potencia generada se utiliza directamente, pero para satisfacer algunas cargas específicas, la potencia de 115 Vac se convierte en +/- 270 Vcc en una unidad rectificadora autotransformadora (ATRU) con una eficiencia del 97%. La energía también se convierte a 28 Vcc en una unidad de rectificación y transformación con una eficiencia del 92% (TRU).

Por lo tanto, la distribución de potencia se podrá dividir en 3 ramas cada una con un nivel de tensión diferente a partir de la tensión principal de 115 Vac. Sin embargo, el programa que vamos a usar (OpenDSS) no tiene la posibilidad de introducir un rectificador en los análisis y mucho menos, una ATRU que sería capaz de realizar ambos procesos, el del transformador y el rectificador. En el capítulo 5 explicaremos más detalladamente la solución escogida para resolver este problema pero resumidamente se tratará de introducir en el centro de distribución un transformador para pasar la tensión de 115 a 270 V y para trabajar en continua eliminaremos todos los posibles elementos de la corriente alterna para finalmente simular un sistema de corriente continua, como pueden ser tratar los cables monofásicos y factor de potencia de las cargas a 1, indicando así solo uso de potencia activa y nada de reactiva. Por otro lado, será necesario la instalación de una unidad de transformación y rectificación (TRU) que para nuestra simulación será equivalente a la ATRU anteriormente mencionada.

En resumen, consecuentemente a lo descrito, hará falta un total de 2 transformadores para 2 de las 3 ramas en las que se dividirá el sistema; y dos de ellas trabajarán en continua por lo que habrá que meter los matices necesarios para simular corriente continua.

A continuación en la tabla 4, hemos tabulado las cargas según la fase de vuelo y la rama a la que correspondería. Como hemos mencionado anteriormente, las cargas de antihielo son mayores cuanto menor es la altitud, por lo tanto, esta carga debe ser mayor tanto en el ascenso como en el descenso respecto al crucero. Por otro lado, la carga del antivaho será mayor en el caso del crucero (mayor nubosidad y más necesidad de protección térmica por el descenso de la temperatura). Por otro lado, en cuanto a la fase de descenso, se disminuyen otras cargas debido al menor requerimiento de los motores, los cuales estarían a ralentí o a pocas revoluciones en comparación con otras maniobras; por tanto, disminuirá concretamente en nuestro análisis las cargas de refrigeración (prácticamente a la mitad) y la correspondiente a las bombas de combustible. Obviamente, estas cargas varían linealmente en función de la altitud, pero para hacer nuestro análisis hemos tomado un valor medio para modelar el sistema.

<b>Rama</b>	<b>Misión</b>	<b>Crucero (kW)</b>	<b>Ascenso (kW)</b>	<b>Descenso (kW)</b>
<b>270 Vcc (2)</b>	Refrigeración (motor y APU)	30	30	18
	Sistemas hidráulicos	30	30	30
	Refrigeración cabina	20	20	20
<b>28 Vcc (3)</b>	Unidades de control de vuelo (BCPU/GCU)	14	14	14
	Varios cabina (Monitores cabina, palancas, ...)	24	24	24
	Ayudas especiales navegación	12	12	12
<b>115 Vac (1)</b>	Varios (antivaho ventanas, entretenimiento, ...)	20	10	10
	Refrigeración equipos secundarios	25	25	12
	Sistema antihielo alas	45	55	55
	Bombas de combustible	20	20	10
	Cocina	30	30	30
<b>TOTAL</b>		<b>270</b>	<b>270</b>	<b>235</b>

Tabla 4. Distribución y enumeración de las cargas

# 4. Cálculo del sistema eléctrico del A400M

---

En este capítulo se pretende exponer todos los cálculos desarrollados en la parte práctica del trabajo en relación a la simulación en OpenDSS del sistema eléctrico del A400M. Partiendo de los datos calculados y estimados anteriormente como la distribución de potencia de todas las cargas y los niveles de tensión seleccionados, realizaremos el cálculo de la longitud de todos los cables considerados, las secciones, distancias a los diversos puntos de transmisión de energía eléctrica, ...

En primer lugar, como se puede comprobar en el anexo A “Manejo básico OpenDSS” ubicado al final de la memoria, para establecer un circuito básico en OpenDSS nos hacen falta algunos parámetros de las cargas y el cableado. Los parámetros principales que tendremos que averiguar son:

- Voltaje (fuente de tensión)
- Tipo de cable (resistencia)
- Longitud del cable
- Capacidad de la carga y factor de potencia

Además de estos parámetros mencionados, nos irán surgiendo más problemas a lo largo de la elaboración del código como determinar los valores de la reactancia de los cables o fijar una frecuencia base, puesto que la imposición de una frecuencia variable en OpenDSS es muy complejo por no decir imposible por lo que nos vemos obligados a establecer una frecuencia fija que en nuestro caso tomaremos la de 400 Hz por ser la referente en el sector aeroespacial.

Antes de empezar a analizar la distribución y ubicación de cada una de las cargas expuestas en la tabla 4, merece la pena exponer la configuración del sistema completo intentando así exponer una idea básica de cómo sería el circuito en función al programa OpenDSS, pues a partir del esquema de la figura 25 y con el uso del Anexo “Manejo básico OpenDSS” la visión y la comprensión del sistema eléctrico resulta más sencilla y cómoda para explicar los siguientes análisis. Resaltar que la configuración del circuito eléctrico que vamos a explicar (figura 25) corresponde al caso de crucero con las consiguientes cargas de esta maniobra.

En la figura 25 podemos observar un esquema de la configuración del circuito que queremos simular en OpenDSS. Encontramos que todo parte de un sistema a 115 Vac al cual se le añaden los 4 generadores de nuestra aeronave (4x75 kVA) y a partir de ahí se comienza a distribuir a las distintas ramas existentes. Otra de las características específicas de OpenDSS es que cualquier elemento debe estar situado entre dos puntos de conexión, en nuestro caso estos puntos de conexión corresponden a las barras verticales (SourceBus, Loadbus, ...) entre las cuales iremos conectando los distintos elementos que vayan surgiendo.

La primera parte que encontramos (parte superior, “SourceBus”) correspondería a la rama de 115 Vac que estará enumerada como 1. Esta rama de 115 Vac se divide en numerosas partes, las primeras 5 subdivisiones van dirigidas a las cargas que la rama de 115 Vac se encarga de alimentar. Estas 5 cargas suman un total de 140 kW; las líneas que aparecen serán objeto de estudio en el siguiente punto de ahí que sea importante la enumeración de cada una de ellas. La siguiente segmentación nos lleva al primer transformador, correspondiente a la rama de 270 Vcc.

Una vez que introducimos el transformador “TRAFO TR1”, llegamos a la segunda rama de distribución de 270 Vcc (“SourceBus1”). Esta rama (2) correspondería a la distribución en continua de 270 V y como hemos mencionado, se encarga de distribuir un total de 80 kW.

Por otro lado, tenemos la última zona de distribución del avión, en la cual incluimos un transformador igual que en el caso anterior, esta vez para convertir la energía de 115 Vac a 28 Vcc. Esta tercera rama tendrá la enumeración 3 y alimenta las cargas expuestas en la tabla 5. Esta rama distribuye un total de 50 kW, llegando al total de los 270 kW de potencia eléctrica que teniendo en cuenta las pérdidas de los transformadores y conversión a energía eléctrica, genera el A400M.

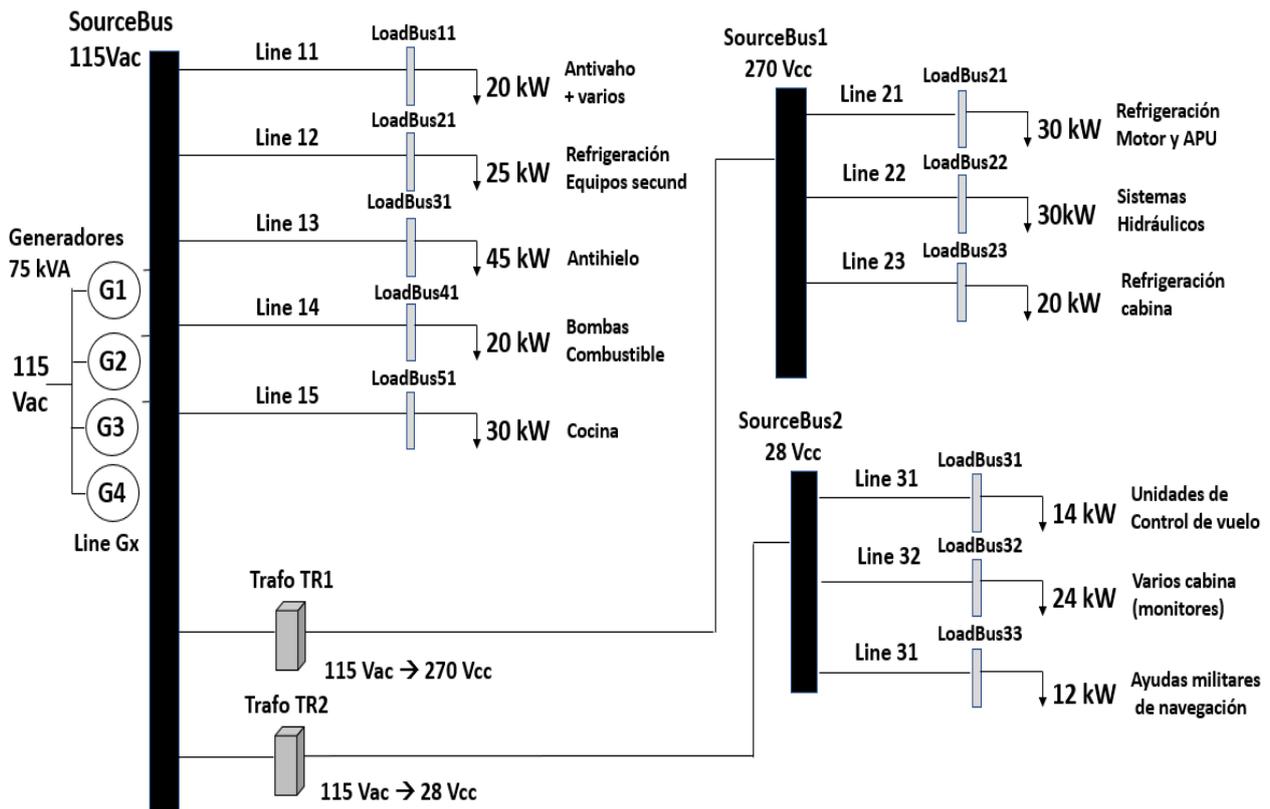


Figura 25. Configuración circuito completo

A continuación en la tabla 5, recordamos la distribución de potencia de las cargas divididas por cada rama que será clave para entender los cálculos y simulación OpenDSS. Estos valores están referidos a la condición de vuelo en crucero que será la base para nuestro modelado.

<b>Rama</b>	<b>Misión</b>	<b>Crucero (kW)</b>
<b>270 Vcc (2)</b>	Refrigeración (motor y APU)	30
	Sistemas hidráulicos	30
	Refrigeración cabina	20
<b>28 Vcc (3)</b>	Unidades de control de vuelo (BCPU/GCU)	14
	Varios cabina (Monitores cabina, palancas, ...)	24
	Ayudas especiales navegación	12
<b>115 Vac (1)</b>	Varios (antivaho ventanas, entretenimiento, ...)	20
	Refrigeración equipos secundarios	25
	Sistema antihielo alas	45
	Bombas de combustible	20
	Cocina	30
<b>TOTAL</b>		<b>270</b>

*Tabla 5. Distribución y enumeración de las cargas en crucero*

## 4.1. Cálculo de las distancias del A400M

En este punto se tiene como objetivo determinar las longitudes de los cables, es decir, establecer la distancia entre los puntos de distribución que ubicaremos a lo largo del avión, que hará la función de RDPU's (Remote power distribution) y las zonas de distribución principales. Estos puntos serán ubicados en los lugares que consideramos más cercanos a las respectivas cargas con la finalidad de intentar ser lo más fidedigno posible con la modelación.

Este cálculo previo al cálculo de las secciones nos ayudará para tener fijadas las distancias que tendremos que tener en cuenta debido a los requisitos existentes en el cableado de la aeronave en relación a los calibres a utilizar y limitaciones de potencia por cable. Para calcular las distancias nos basaremos en dos figuras relevantes. En primer lugar, expondremos un plano con las dimensiones básicas del A400M con las distancias totales de la envergadura y longitud del avión; la cual acompañaremos con una figura en planta del avión. A partir de ese plano, lo elaboraremos incluyendo los puntos de distribución y las cotas y analizaremos todas las distancias.

Recordamos que la distribución del A400M es centralizada, lo que conlleva que toda la energía eléctrica se manejará desde el centro primario (y único) de distribución ubicado en la zona delantera (cerca de la cabina) del avión. A partir de ese centro de distribución se transmite directamente la energía eléctrica a las cargas; para modelar esta situación ubicaremos distintos puntos a lo largo del avión con el fin de estipular la distancia lo más precisamente posible.

Como hemos mencionado, primeramente vamos a exponer un plano del A400M con sus dimensiones generales. Observamos en la figura 26 que la longitud total de avión es de 45.1 metros, siendo más grande que la envergadura con un total de 42.4 m. Por otro lado, la altura total es de 14.70 m.

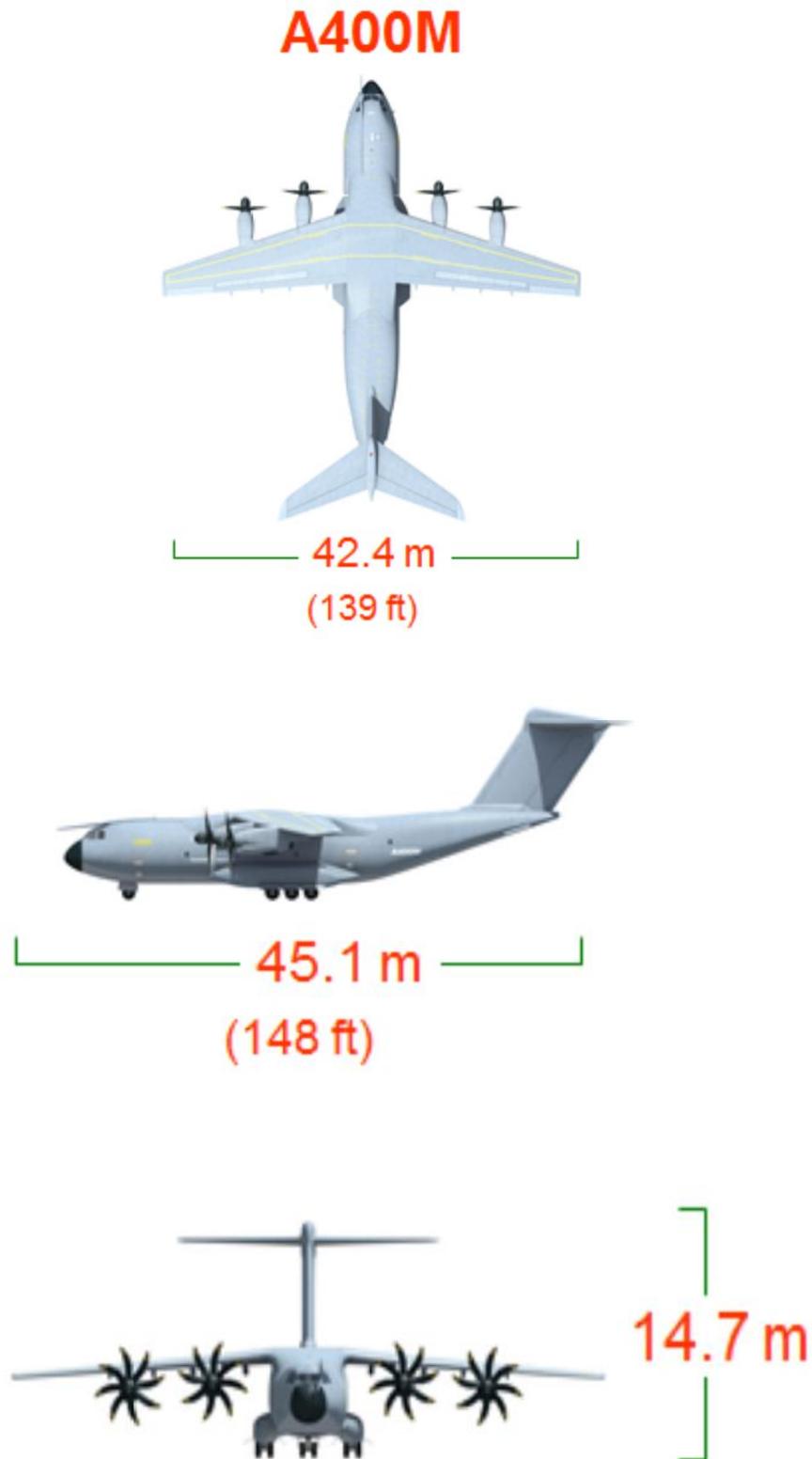


Figura 26. Dimensiones A400M [2]

Por otro lado, editando la primera foto, se muestra a continuación el plano en planta acotado y con los puntos de distribución representados. Merece la pena observar también que, para algunos puntos, como el situado en las alas, en las cuales se sitúan los generadores y otras cargas como el sistema antihielo, bombas de combustible y sistemas hidráulicos (alergones, flaps y spoilers); la medición de la distancia no se ha realizado solo en sentido longitudinal, sino que también se le ha sumado una distancia considerable transversal relacionada con el ancho del fuselaje y longitud de las alas.

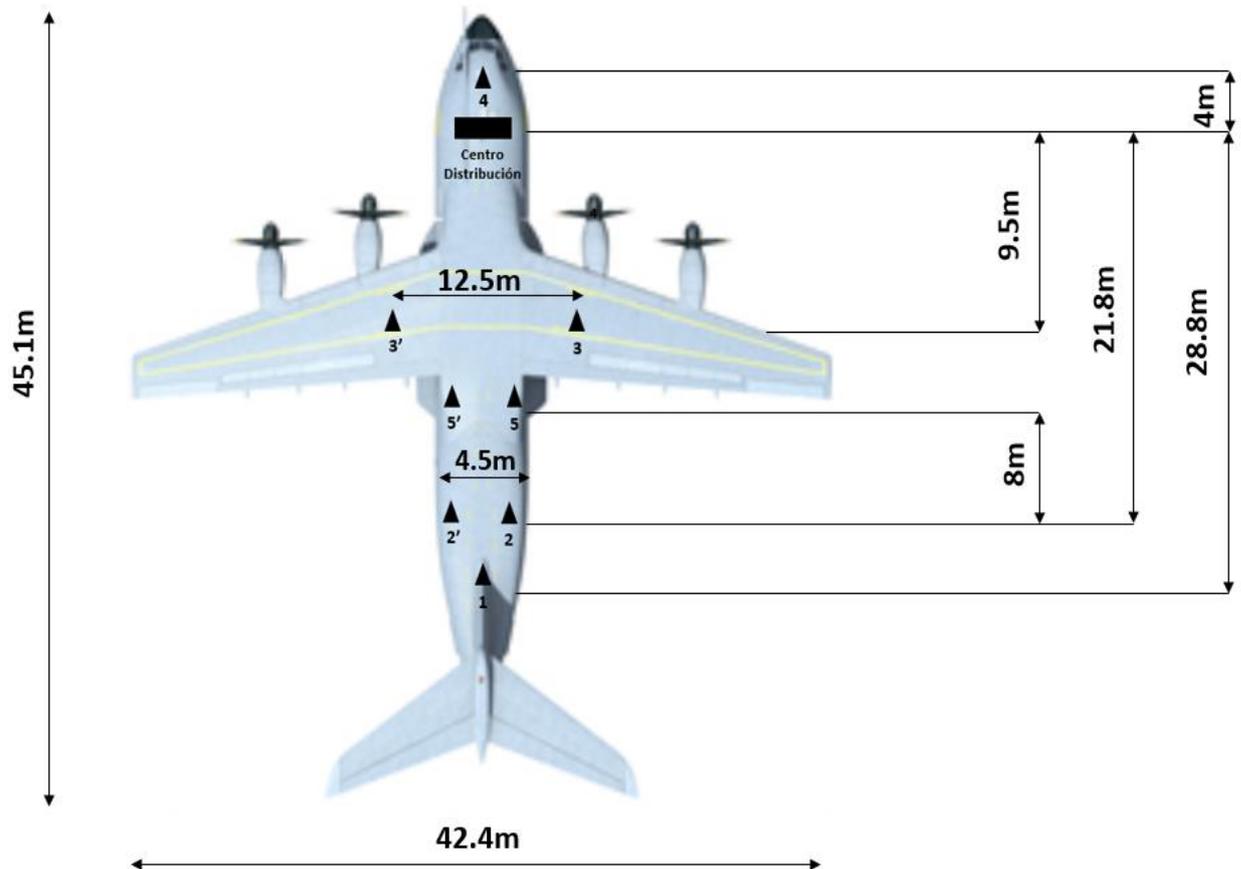


Figura 27. Plano en planta A400M con cotas

A continuación, se muestra una tabla donde hemos recopilado todas las distancias relevantes para nuestro estudio.

Origen	Destino	~ Distancia Longitud	~ Distancia Envergadura	Distancia Total
Centro distribución	RDPU 1	28.8 m	-	28.8 m
	RDPU 2	21.8 m	2.2 m	24 m
	RDPU 3	9.5 m	6.2 m	15.7 m
	RDPU 4	4 m	-	4 m
	RDPU 5	13.5	2.2 m	15.7 m

Tabla 6. Resumen de longitudes relevantes

## 4.2. Cableado

En este punto se tiene el objetivo de ilustrar las diferentes características que pueden poseer los cables usados en el sector aeronáutico. Analizaremos los distintos tipos de conductores, los calibres AWG y los requisitos que hay que tener en cuenta.

### 4.2.1. Conductores

Los conductores son una de las partes más importantes del sistema de distribución eléctrica de un avión puesto que son los encargados de transportar las grandes cantidades de energía eléctrica a lo largo del avión. Algunas de las características específicas son:

- La sección de los cables deben ser capaces de transportar la corriente requerida sin sobrecalentamientos o sin la posibilidad de quemarse.
- Los conductores deben incorporar un material aislante con el objetivo de prevenir cortocircuitos con otros conductores y elementos metálicos.
- La mayoría de los fabricantes utiliza una codificación de colores en la cubierta para distinguirlos, de esta forma para un sistema trifásico la fase A es roja, la B amarilla y la C azul.
- La caída de tensión máxima admisible en los conductores deben ajustarse a la siguiente tabla donde se indican las máximas caídas de tensión admisibles.

TENSIÓN NOMINAL	Servicio continuo (> 2 min)	Servicio intermitente (< 2min)
28 Vcc	3.5% → 1V	7% → 2V
115 Vac	3.5% → 4V	7% → 8V
200 Vac	3.5% → 7V	7% → 14V

Tabla 7. Valores máximos de caída de tensión admisibles [10].

En cuanto a la configuración típica de los cables, un único conductor puede estar formado por una o más almas y según el número de almas por el que esté formado pueden ser: unipolares, bipolares, tripolares, tetrapolares o multipolares. No obstante, en los aviones se utilizan mayoritariamente conductores unipolares cuya estructura la podemos observar en la figura 28. Por otro lado, se dice que un alma es rígida cuando está formada por una varilla sólida conductora y flexible cuando está compuesta por múltiples hebras de hilo trenzado. Normalmente, los conductores de avión suelen tener almas flexibles; es más, en ciertas áreas está restringido el uso de conductores de alma rígida.

Las secciones de las almas conductoras están normalizadas tal y como explicaremos más adelante, de tal forma que en los aviones se utilizan habitualmente los diámetros y secciones conocidos como calibres AWG (“American Wire Gage”) que son definidos por una norma norteamericana.

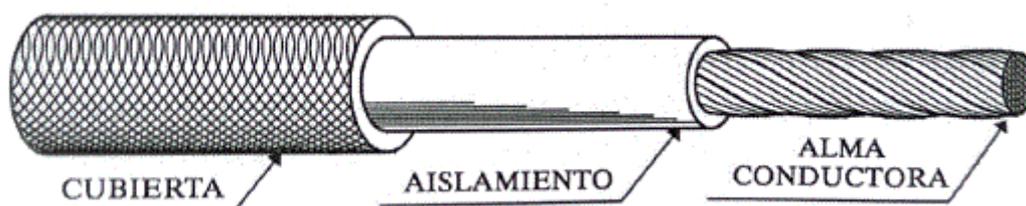


Figura 28. Configuración típica de un hilo de avión [10]

En la mayor parte de los casos, las almas se fabrican en cobre con recubrimientos de estaño, plata o níquel. Los recubrimientos se utilizan para prevenir la oxidación y mejorar el comportamiento del cobre a elevadas temperaturas. Asimismo, se suelen encontrar almas de aluminio; sin embargo, el uso de este material tiene ciertas limitaciones puesto que debido a su menor resistencia mecánica, las conexiones se convierten en puntos débiles que pueden llegar a ser quebradizos al estar sometidos a vibraciones mecánicas. Por ello, suelen usarse en hilos de elevada sección o en líneas relativamente fijas e instaladas en zonas alejadas de vibraciones. A pesar de las limitaciones comentadas, el aluminio también se emplea cuando las distancias de conexión son grandes como en el Airbus A380, que al usar conductores de aluminio se consigue un gran ahorro en peso.

Ambos materiales, el cobre y el aluminio, son los utilizados debido a la gran conductividad y ductilidad además de ofrecer gran resistencia a la tracción mecánica (aluminio con un 40% menos de conductividad respecto al cobre y menor resistencia a la tracción). En cuanto a las normas, para los conductores de cobre estañado se aplican las normas MIL-W-22759 y MIL-W-5086 mientras que para los de aluminio se puede emplear la norma MIL-W-5058.

Por otro lado, los revestimientos consisten en un conjunto de capas que envuelven el alma. En los hilos conductores de avión se utilizan normalmente dos tipos de revestimientos: el aislamiento y la cubierta. La capa en contacto directo con el alma es el aislamiento, cuya misión principal es precisamente aislar al conductor para evitar que adquiera tensión cualquier objeto que entre en contacto con él. En consecuencia, los materiales que se utilicen en esta capa deben tener como principales características unas buenas propiedades dieléctricas y aislantes. Las cubiertas son las encargadas de proteger el aislamiento de agresiones externa ya sean de tipo mecánico o químico; por ello, las propiedades mecánicas que deben tener los materiales usados son resistencia a tracción y erosión y flexibilidad.

#### **4.2.2. Secciones de los conductores**

Como hemos mencionado anteriormente, la norma usada para la medida de secciones es la americana AWG. Cada uno de los diámetros normalizados de este conjunto recibe una denominación que comienza con las siglas AWG seguidas por un dígito característico. Las secciones van desde la 0000 que es la mayor hasta la 36; en el caso de conductores de cobre no se recomienda el uso de secciones AWG inferiores a 20 debido a que no ofrecen seguridad en cuanto a resistencia mecánica se refiere y para los conductores de aluminio se desaconseja el empleo de secciones AWG inferiores a 8. Como hemos comentado anteriormente, Airbus utiliza conductores de aluminio, por lo que hay que tener en cuenta que para este material (aluminio) no se pueden utilizar secciones inferiores a la del calibre AWG 8; por lo tanto, la sección mínima que se dispondrá en nuestra aeronave será la correspondiente al calibre AWG 8, con un diámetro de 3.26 mm. A continuación, mostramos una tabla donde se recopilan todos los posibles calibres AWG con sus respectivos diámetros y secciones.

En cuanto a sus usos, es común que los calibres más altos (con menor sección) como AWG 22 y AWG 20 se reserven a cargas de baja potencia, AWG 18 y AWG 16 para cargas de media potencia, AWG 14 y AWG 12 para la distribución secundaria y grandes cargas y todos los demás calibres más bajos, es decir, con secciones más grandes, se suelen emplear para la distribución primaria, como es el caso del A400M, donde se unifica la distribución primaria y secundaria de forma centralizada. No obstante, estos usos son solo orientativos y los tomaremos como referencia en la mayoría de ocasiones. Por último, resaltar uno de los parámetros que serán de vital importancia a la hora de calcular los hilos conductores del A400M, la intensidad máxima admisible, parámetro que cada uno de los hilos tendrá que cumplir.

Calibre AWG	Diámetro (mm)	Sección (mm <sup>2</sup> )	Intensidad máxima (A)
22	0.64	0.33	-
20	0.8	0.5	-
18	1	0.8	-
16	1.29	1.3	-
14	1.63	2.1	25
12	2.05	3.3	30
10	2.6	5.26	40
8	3.26	8.37	55
6	4.1	13.3	75
4	5.2	21.15	95
2	6.54	33.6	130
1	7.35	42.4	150
0	8.25	53.5	170
00 (2/0)	9.27	67.4	195
000 (3/0)	10.4	85	225
0000 (4/0)	11.7	107	260

Tabla 8. Características geométricas de los calibres AWG [10].

### 4.2.3. Cálculo de líneas según la F.A.A

Como es habitual en el cálculo de líneas antes de comenzar con el cálculo propuesto por la F.A.A. se deberán recopilar diversos datos iniciales relativos a las características de la línea, de la carga y otras condiciones del entorno, tales como:

#### Datos de la línea

- Tipo de línea
  - Corriente continua monofásica. Definir si la línea dispone de retorno
  - Corriente alterna monofásica/trifásica de 115 V
  - Corriente alterna monofásica/trifásica de 200V
- Longitud de la línea
- Máxima caída de tensión admisible en la línea

#### Datos de la carga

- Consumos de intensidad o potencia
- Factor de potencia
- Tiempo de servicio de la carga
  - > 2 minutos → Continua
  - < 2 minutos → Intermitente

## Condiciones del entorno

- Forma de instalación

Con este método se realiza un cálculo integrado en el que se tienen en cuenta simultáneamente los dos criterios, el de máxima caída de tensión y el de máxima intensidad. Además, las máximas caídas de tensión admisibles en la línea están definidas en la tabla 7. Para ello se dispone de ábacos cuya validez está restringida a hilos de cobre. Por esta razón, la restricción para uso exclusivo de hilos de cobre, deberemos tomar como referencia la norma europea MIL, que además es la utilizada por Airbus.

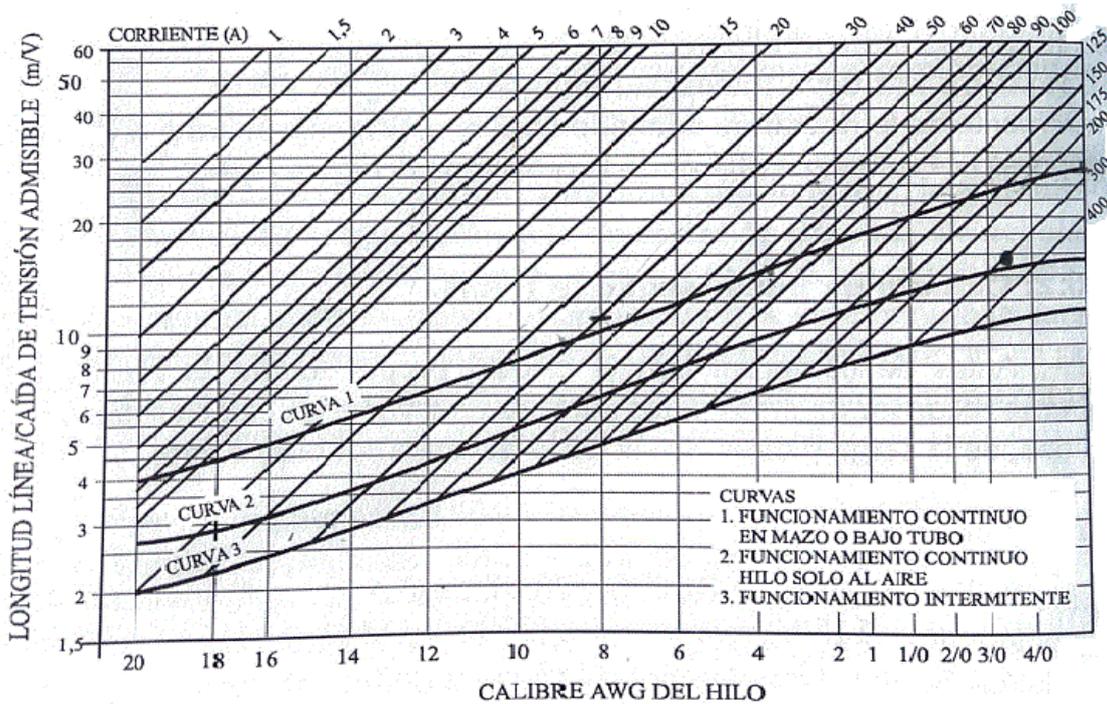


Figura 29. Calibre AWG del hilo según la F.A.A [10]

En el gráfico se observa tres curvas enumeradas como 1,2 y 3. Para cada cálculo tendrá validez solamente una de ellas según el tiempo de servicio de la carga conectada a la línea y el tipo de instalación. Además, se observa un gran número de rectas cada una de las cuales representa un valor de intensidad por la línea. En el eje de abscisas se han representado los calibres AWG y en el de ordenadas se representa una variable obtenida como cociente entre la longitud de la línea y su caída de tensión máxima admisible (las unidades de esta variable serán [m/V]).

Para realizar el cálculo, se define en primer lugar la curva  $j$ , (1,2 o 3), aplicable al tipo de carga y de instalación. Los datos serán la intensidad que va a transportar la línea,  $I$ , y el cociente  $\text{longitud}/(\Delta V)$ . El objetivo es buscar el punto de corte de la recta de intensidad  $I$  con la ordenada de valor  $\text{longitud}/(\Delta V)$ . Si el punto de corte entre ambas está por encima de la curva  $j$ , entonces basta proyectar dicho punto sobre el eje de abscisas y seleccionar el calibre AWG indicado justo a la derecha. En este caso el criterio más restrictivo es el de máxima caída de tensión admisible.

Por otro lado, si la recta de intensidad  $I$  y la proyección de la ordenada  $\text{longitud}/(\Delta V)$  cortan antes a la curva  $j$ , que entre sí mismos, entonces el calibre AWG necesario se obtiene proyectando sobre el eje de abscisas el punto de corte entre la recta de intensidad  $I$  y la curva  $j$ . El criterio más restrictivo en esta situación es el de máxima intensidad admisible. Este es el método usado comúnmente para el cálculo de los aviones de la compañía Boeing. Exponemos este método porque aunque para nuestro avión, el Airbus A400M usaremos el método propuesto por la norma MIL-W-5058, para la comparación con el B787 sí usaremos este procedimiento.

#### 4.2.4. Cálculo de líneas según la norma MIL-W-5088

Antes de comenzar con el cálculo propuesto por la norma MIL-W-5088 se deberán recopilar diversos datos iniciales relativos a las características de la línea, de la carga y de las condiciones del entorno:

##### Datos de la línea

- Tipo de línea
  - Corriente continua monofásica. Definir si la línea dispone de retorno
  - Corriente alterna monofásica/trifásica de 115 V
  - Corriente alterna monofásica/trifásica de 200V
- Longitud de la línea
- Máxima caída de tensión admisible en la línea
- Material conductor que se va a utilizar
- Número de hilos por mazo

##### Datos de la carga

- Consumos de intensidad o potencia
- Factor de potencia

##### Condiciones del entorno

- Altitud máxima de vuelo del avión
- Temperatura ambiente máxima prevista en el exterior de la línea
- Temperatura máxima admisible en el 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 S1 a partir de los datos de corriente o potencia como se hace en una instalación común y una vez obtenida se elige la sección AWG inmediatamente superior a la calculada. Así obtendríamos una sección cumpliendo el criterio de máxima caída de tensión.

A continuación, se calcula una sección S2 atendiendo al criterio de máxima intensidad admisible, para ello se tiene en cuenta el factor de la altitud, puesto que 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. A continuación, se muestran un par de gráficas donde se expone cómo varía la intensidad de corriente en función del incremento de temperatura. No obstante, para poder hacer uso de estas gráficas, es necesario calcular una corriente equivalente derivada de tener en cuenta los efectos de la instalación en mazo y la altitud.

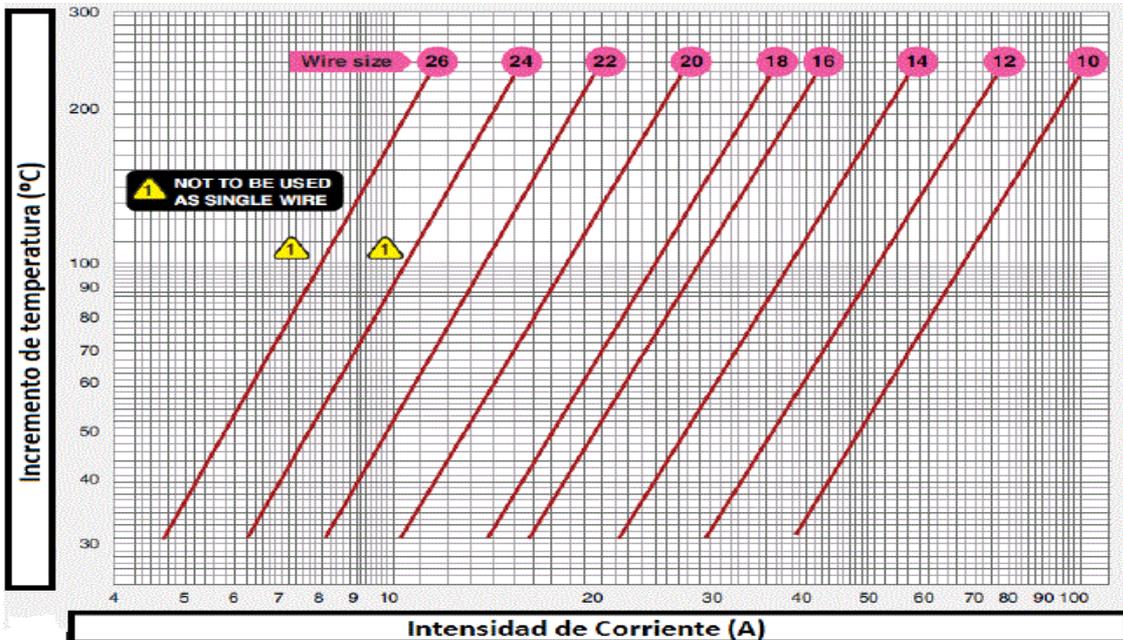


Figura 30. Gráfico de máxima intensidad admisible por un hilo aislado a nivel del mar (1)[10].

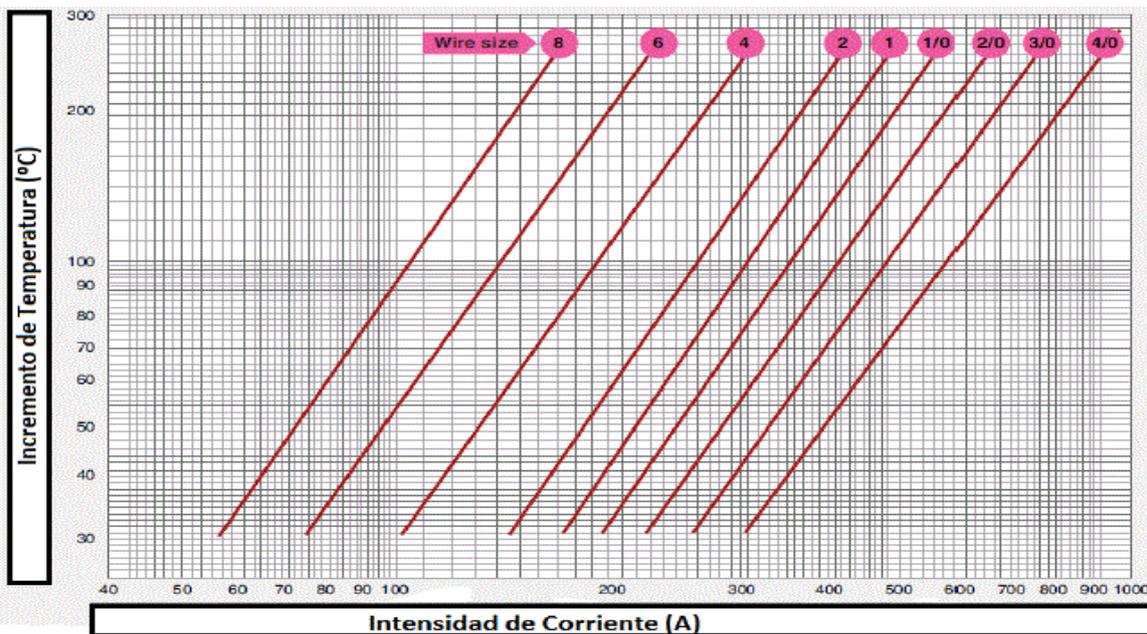


Figura 31. Gráfico de máxima intensidad admisible por un hilo aislado a nivel del mar (2) [10].

Para calcular esa corriente equivalente  $I_{eq}$  antes mencionada es necesario aplicar otros dos gráficos, el primero de ellos para determinar el factor de corrección  $K_m$  relativo al número de conductores por mazo y en función del nivel de carga de la línea. Se asume que el mazo tiene un nivel de carga del 100%, es decir, todos los hilos que lo componen transportan la carga máxima que son capaces de transportar para dar más seguridad a los cálculos.

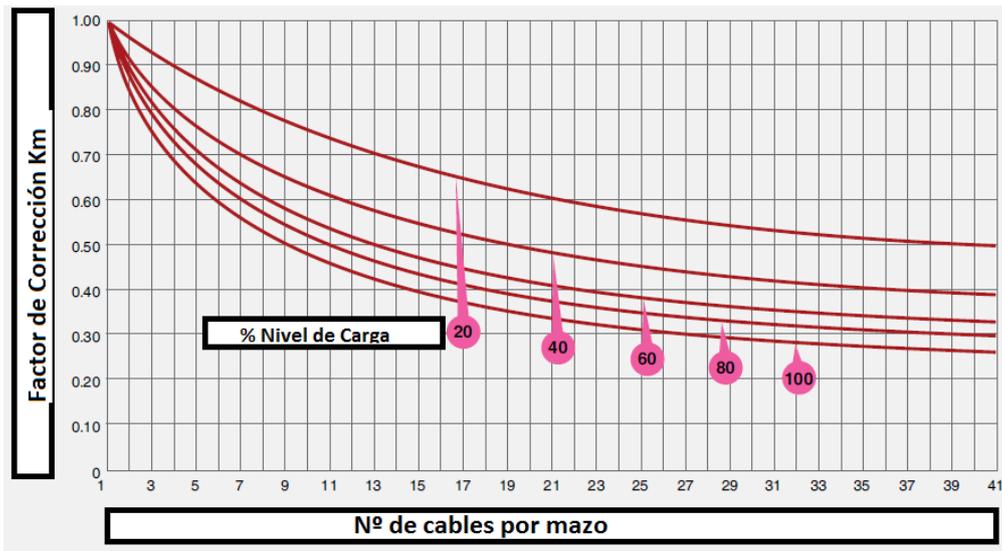


Figura 32. Factor de corrección según el número de hilos y el nivel de carga del mazo [10].

Por último, la figura 33 se utilizará para corregir el valor real de la intensidad por el efecto de la altitud. En este caso se dispone de una curva única y basta entrar en ella con la máxima altitud de vuelo del avión para determinar el factor de corrección  $K_a$  debido a este efecto.

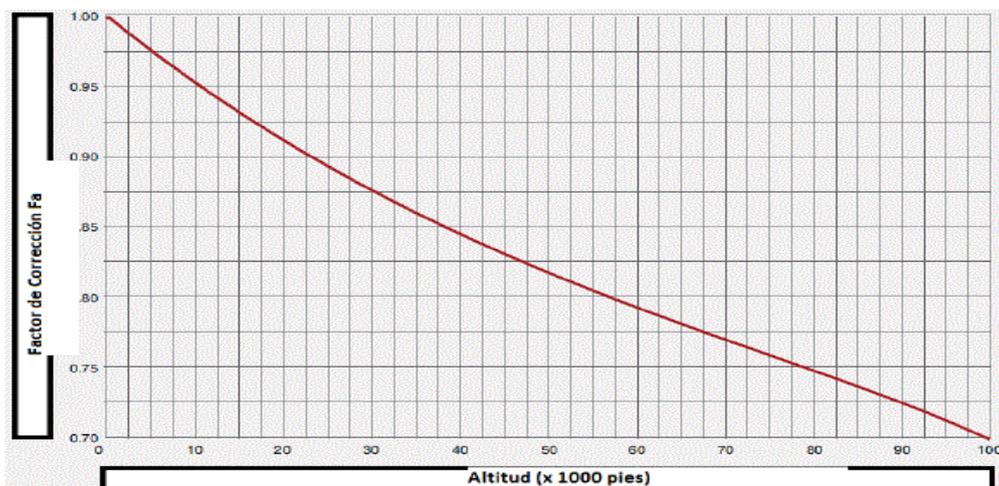


Figura 33. Factor de corrección por altitud [10].

Conocidos los dos factores de corrección y siendo  $I$  la intensidad real por el hilo, la intensidad equivalente se obtendría de la forma:

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

Una vez conocida la intensidad equivalente se podrá usar la gráfica de las figuras 30 y 31 para determinar la sección mínima  $S_2$  que cumple con este criterio. El valor de la sección AWG se obtiene del punto de corte resultante entre el incremento de temperatura (eje vertical) y la corriente equivalente (eje de abscisas). Igualmente que en el caso de tensión máxima admisible, se toma como sección válida la inmediatamente superior a la obtenida. Entre las dos secciones obtenidas,  $S_1$  y  $S_2$  se escoge la que sea mayor de las dos para cumplir ambos criterios.

Como hemos mencionado anteriormente, el método para calcular nuestras líneas de aluminio será este, el regido por la norma MIL-W-5058. En el siguiente apartado de la memoria lo especificaremos

para todas las cargas de nuestro avión y explicaremos detalladamente el primero de ellos (a modo de ejemplo) para ilustrar cómo se haría el cálculo y qué consideraciones hemos tenido en cuenta.

### 4.3. Cálculo de líneas en el A400M

En este punto se tiene como propósito plasmar los cálculos realizados para simular todos los cables y cargas introducidos en el código de la simulación. Para ello, deberemos calcular factores determinantes para OpenDSS como la longitud y sección de los cables y la potencia que se transportará por cada uno de los cables. Además, en este apartado se explicará cómo cada carga tiene que ser dividida en x partes dependiendo de la potencia total que transporta, los requisitos a cumplir respecto al cableado y los puntos a los cuales tiene que distribuirse la energía. Por ejemplo, será muy distinto la distribución de la potencia eléctrica en el caso del antihielo en las alas, carga la cual conlleva una distribución a las alas que el caso de la distribución a los sistemas eléctricos correspondientes a la cocina, los cuales serán directo a la zona correspondiente (al RDPU 4). Cada uno de los casos será justificado y explicado detalladamente.

Aun siendo repetitivo, merece la pena recordar en la figura 33 la configuración circuito que tenemos que configurar en OpenDSS para la simulación del sistema eléctrico. En cuanto al análisis de los cables, iremos analizando específicamente los hilos necesarios para cada una de las cargas y ramas necesarias. Otra de los parámetros que habrá que tener en cuenta para seguir los cálculos sin pérdida es tener presente la tabla donde se reflejaban las distancias relevantes desde los compartimentos a los RDPU y el plano general del A400M (tabla 6 y figura 27).

El procedimiento para calcular los parámetros de la línea será el siguiente:

- Exponer datos de la línea y de la carga
- Calcular la intensidad teniendo en cuenta si la rama es monofásica o trifásica

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\varphi)}$$

$$I = \frac{P}{V}$$

- Analizar el número de hilos necesarios en los que se tiene que dividir según la distribución eléctrica pertinente
- Calcular calibre AWG correspondiente analizando el criterio de máxima caída de tensión y el de máxima intensidad y eligiendo el más crítico.
- Comprobar que la intensidad del hilo es válida según criterios de intensidades máximas por calibre de la tabla 8.
- Asignar la resistencia correspondiente según la sección y longitud calculada.

$$R = \rho_{al} \frac{l}{s}$$

· L= longitud de la línea

· s = sección del cable

·  $\rho_{al}$  = resistividad al =  $2.826e-2 \frac{\Omega mm^2}{m}$

- Analizar cuánta potencia transportaría a cada carga, parámetro que nos hará falta para modelar la carga en OpenDSS.

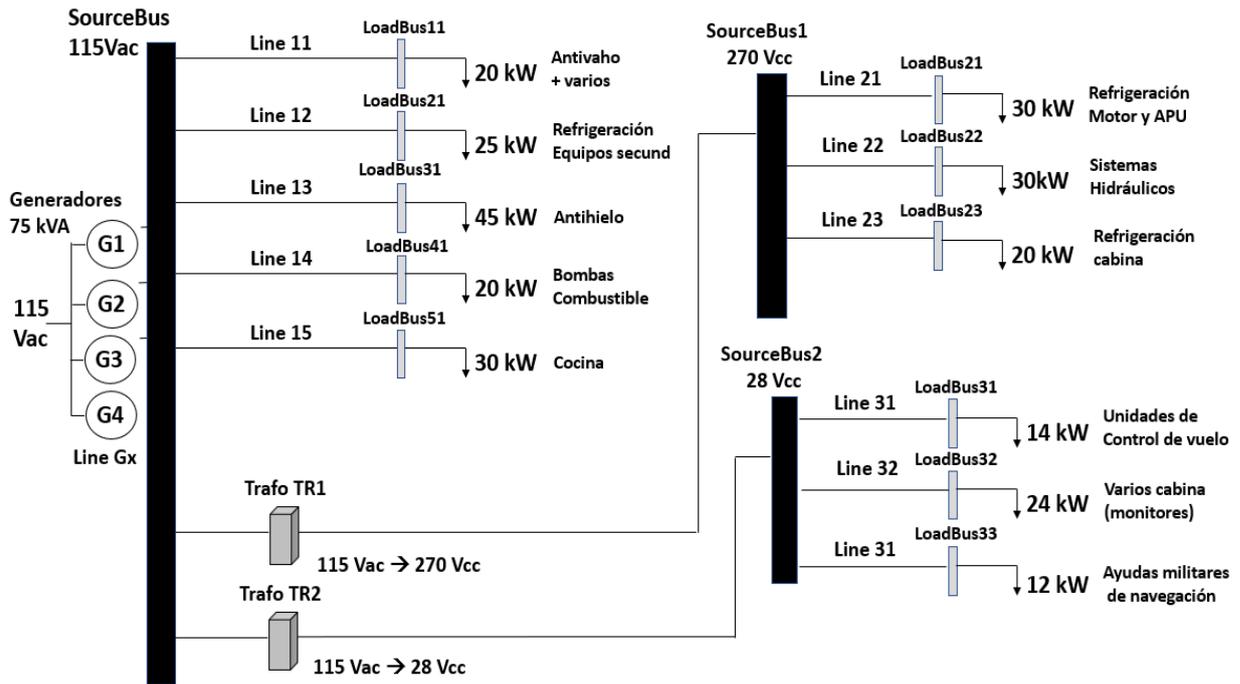


Figura 34. Configuración circuito completo (2)

Por otro lado, un rasgo general de la distribución será que cada línea debido a la simetría intrínseca del avión estará dividida directamente en dos líneas en algunos casos, o más según convenga en la distribución de potencia. Es decir, una vez calculemos la intensidad total, la norma general será dividirla en dos para distribuirla a los dos lados del avión como es lo típico; no obstante, en cada uno de los casos iremos explicando porque no en todos se cumple esta condición. Un ejemplo para explicar este caso general se puede observar en la figura 34.

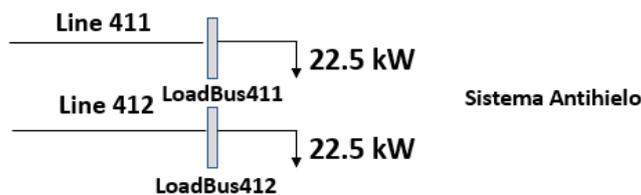


Figura 35. Ejemplo de distribución simétrica

En este caso se está alimentando la carga del antihielo en las alas, la cual como es obvio habrá que dirigir hacia la ala izquierda y derecha del avión. Con ese tipo de sucesos nos estamos refiriendo en cuanto a la simetría del avión.

Antes de comenzar a hacer el análisis de cada línea, vamos a exponer una tabla en la cual se determinan las resistencias correspondientes según los calibres AWG aplicando la fórmula siguiente para calcular la resistencia. Hemos expuesto las resistencias hasta el calibre 8, pues cables con secciones menores no usaremos debido a la restricción que supone trabajar con hilos de aluminio.

$$R = \rho_{al} \frac{l}{S}$$

AWG	8	6	4	2
Resistencia ( $\Omega$ ) /km	3.38	2.12	1.336	0.841

AWG	1	0	00	000	0000
Resistencia ( $\Omega$ ) /km	0.667	0.528	0.419	0,332	0,264

Tabla 9. Resistencia hilos de aluminio por kilómetro

### Criterio de máxima caída de tensión

En primer lugar, tendremos que calcular la sección proveniente del criterio de máxima caída de tensión. Para ello, se utilizará un circuito eléctrico equivalente simplificado y la teoría general de circuitos para obtener una expresión con la cual se pueda determinar la sección mínima que deben tener los hilos conductores que verifiquen este criterio. Este análisis se puede ver en [x] de la bibliografía. Se distingue el caso de líneas monofásicas y trifásicas. En definitiva, para que la caída de tensión sea inferior a un valor máximo la sección deberá ser:

- **Líneas monofásicas y continuas**

$$s \geq \frac{100\rho L \cos\varphi}{V[\Delta U(\%)]}$$

- $\rho$  : resistividad aluminio
- $L$  : longitud del cable
- $\Delta U(\%)$  : caída de tensión admisible en % (tabla 7)

- **Líneas trifásicas**

$$s \geq \frac{100\sqrt{3}\rho L \cos\varphi}{V[\Delta U(\%)]}$$

### Criterio de máxima intensidad

Por otro lado, tenemos que hacer el estudio del criterio de máxima intensidad como expusimos en el 4.2.4. Este criterio tiene en cuenta el incremento de temperatura, la instalación en mazo, la altitud de la aeronave y la intensidad del hilo. Vamos a explicar y fijar (si es posible) cada parámetro.

En cuanto al incremento de temperatura (con el cual tendremos que entrar en la gráfica, figura 29 y 30) se puede calcular explícitamente mediante la siguiente expresión, donde  $K_c$  es una constante que depende exclusivamente de las características físicas del cable, como su resistividad y su coeficiente superficial de transmisión de calor mientras que la  $n$  y  $\lambda$  (dentro de  $K_c$ ) son parámetros definidos por cada modelo comercial a través de una relación experimental.

$$\Delta\theta = K_c \frac{I^2}{d^{2+n}}$$

No obstante, este incremento máximo de temperatura admisible se puede estimar como la diferencia entre la temperatura máxima que puede soportar el aislamiento del hilo sin merma de sus propiedades y la máxima temperatura ambiental que puede encontrarse la línea. Por tanto, para definir este parámetro nos basaremos en analizar la temperatura máxima según el aislamiento del cable y la temperatura ambiente.

En la siguiente figura se muestran temperaturas máximas para distintos tipos comunes de aislamiento. Para nuestro modelado, haremos la suposición que los cables están recubiertos con un aislamiento de polietileno reticulado (XLPE), cuya temperatura máxima es de 90 °C.

Tipo de aislamiento seco	Temperatura máxima grados	
	Servicio permanente	Cortocircuito t < 5s
Policloruro de vinilo (PVC) S ≤ 300 mm <sup>2</sup> S > 300 mm <sup>2</sup>	70	160
Polietileno reticulado (XLPE)	90	250
Etileno Propileno (EPR)	90	250

Tabla 10. Temperaturas máximas en °C de aislamientos comunes según la norma [13].

Por otro lado, para estimar la temperatura ambiente de la aeronave tendremos que analizar la variación de temperaturas a lo largo de los distintos perfiles de vuelo y determinar cuál supone el caso más crítico que tomaremos como referencia para el cálculo de la variación de temperatura.

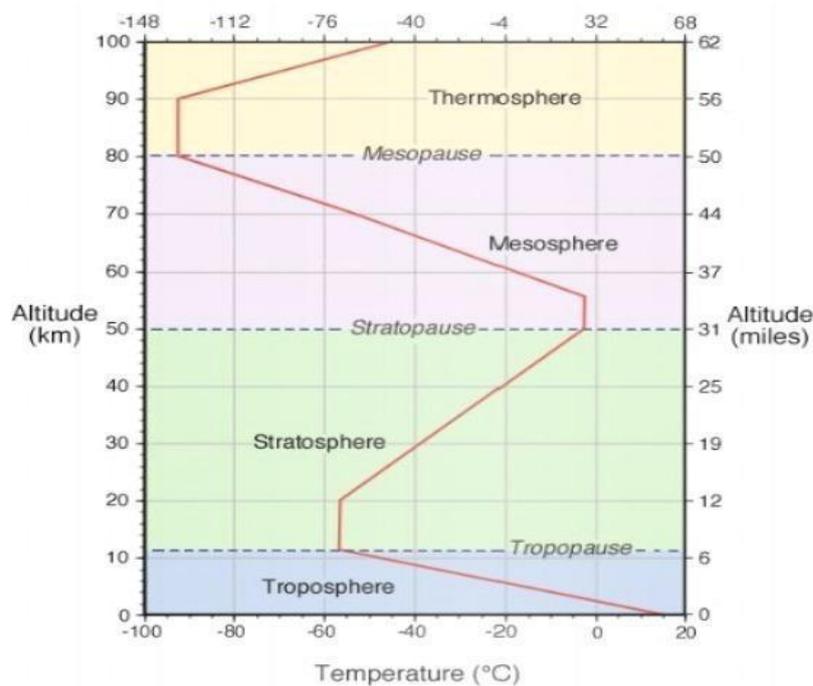


Figura 36. Evolución de la temperatura con la altitud [15].

Como se puede apreciar en la figura 36, la temperatura va descendiendo con el aumento de la altitud. Nuestro objetivo es analizar en qué punto el incremento de temperatura es mayor en valor absoluto. Estimamos que a nivel del mar, la temperatura máxima a la que puede estar sometida el avión es unos 50 °C (siendo muy conservativo). Por otro lado, como el techo de vuelo (altitud de crucero máxima) de nuestro avión en cuestión el A400M es de 40000 ft (13.1 km), la temperatura mínima de vuelo será -57 °C.

No obstante, entendemos que el requisito a tener en cuenta en este tipo de cableado viene forzado por las altas temperaturas (protección suficiente a bajas temperaturas), por tanto, teniendo en cuenta todos los datos mencionados, llegamos a conclusión de que una adecuada estimación del máximo incremento de temperatura  $\Delta\theta$  es de 40 °C. Este será el valor que tomaremos de referencia y con el cual entraremos en la gráfica para obtener la sección adecuada.

Una vez determinado el incremento de temperatura útil para entrar en la gráfica, tenemos que calcular la corriente equivalente  $I_{eq}$ . Recordamos la expresión:

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

Por lo tanto, tenemos que calcular los coeficientes  $K_m$  y  $K_a$ . En primer lugar, el  $K_m$  viene determinado por el número de hilos en el mazo (acorde a la figura 31). En nuestro caso, los mazos estarán formados por un solo hilo, por lo que entrando en la gráfica de la figura 32, llegamos a que:

$$K_m = 1.$$

Por otro lado, para calcular  $K_a$  nos ceñimos a la figura 33. En ella se muestra el factor de corrección en función de la altitud. Como vimos anteriormente, el techo de vuelo de nuestro avión en estudio es de 40000 ft, altura que será la más restrictiva. Analizando la evolución del factor de corrección, que disminuye a medida que aumenta la altura, el coeficiente que extraigamos en el techo de vuelo (será el menor) nos determinará la intensidad equivalente más alta al estar dividiendo. En conclusión, el factor de corrección a 40000 ft, altura que supondremos a la que nuestra aeronave realiza el crucero, será además el más conservador y restrictivo. Entrando en la gráfica obtenemos que:

$$K_a = 0.84.$$

Resumen de datos para el cálculo:

<b>Resistividad aluminio</b>	$\rho_{al} = 2.826e-2 \frac{\Omega mm^2}{m}$
<b>Incremento de temperatura</b>	$\Delta\theta = 40 \text{ }^\circ\text{C}$
<b>Factor de corrección por hilos del mazo</b>	$K_m = 1$
<b>Factor de corrección por altura</b>	$K_a = 0.84$

Tabla 11. Resumen de datos para el cálculo de cables

### 4.3.1. Rama 115 Vac

La primera carga que vamos a analizar es el antihielo (Line 13) para exponerla de ejemplo. Recordamos que el cálculo del cableado se hace para las cargas más exigentes como estudiamos en los puntos anteriores. Habitualmente estas son las cargas solicitadas en la operación de crucero, pero la que vamos a estudiar a continuación, el antihielo, es mayor para ascenso y descenso por lo cual consideramos la potencia que se utiliza en dichas maniobras (10 kW más).

**Line 13. Antihielo:** se dirigiría desde el compartimento primario a los RDPU 3 (simétrico)

Datos:

- $V = 115 \text{ V}$
- $\Delta U = 0.035 \cdot 115 \approx 4 \text{ V}$
- Trifásica
- $P = 55 \text{ kW}$
- $L \approx 15.7 \text{ m}$
- $\cos\phi = 0.9$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\phi)} = 306.8 \text{ A}$$

Se dividiría en dos ramas: 125.51 A de intensidad cada una (Line 131 y Line 132 en el código). Con esa intensidad y sabiendo que cada subrama transportará 27.5 kW, aplicamos el criterio de máxima caída de tensión.

$$s \geq \frac{100\sqrt{3}\rho_{al}IL\cos\phi}{V[\Delta U(\%)]} \geq \frac{100\sqrt{3} \times 0.0283 \times 125.51 \times 15.7 \times 0.9}{115 \times 3.5} \geq 21.6 \text{ mm}^2$$

Acorde a la tabla 8, se obtendría un calibre AWG 2. La intensidad máxima para ese calibre es de 130 A, por lo tanto, sería válido. Recordamos que el calibre mínimo que tendremos en cuenta es el

AWG 8 (según la norma), por lo que, aunque algún cable se pudiera instalar con un calibre menor nos vemos obligado a tomar el AWG 8 como sección mínima posible.

Ahora procedemos a estudiar el criterio de máxima intensidad. Entrando en la siguiente figura con un incremento de temperatura de 40 °C y una intensidad equivalente:

$$I_{eq} = \frac{I}{K_m \times K_a} = \frac{125.51}{1 \times 0.84} = 149.41 \text{ A}$$

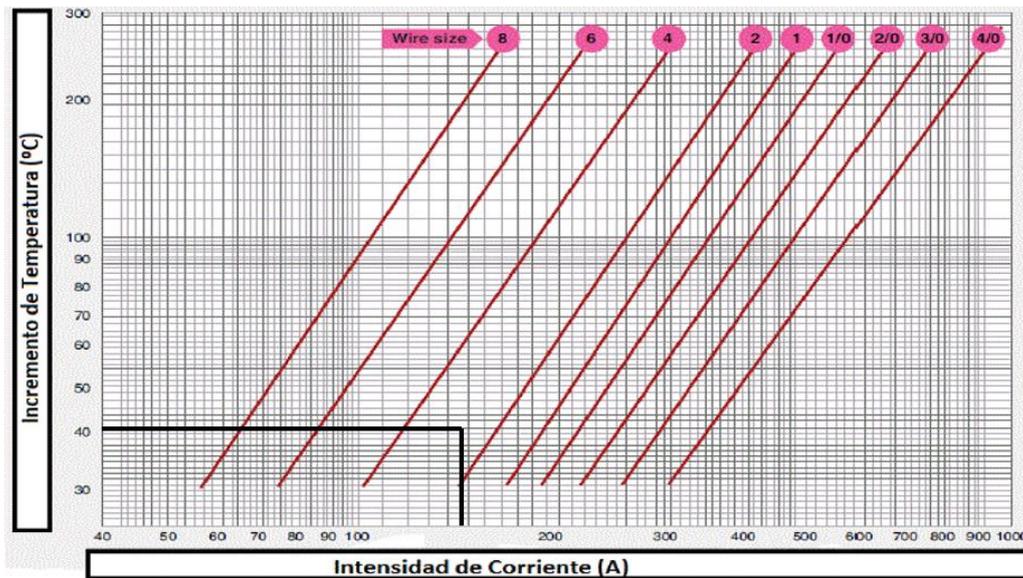


Figura 37. Calibre para la carga del antihielo Line 13.

Observamos que a través del criterio de máxima intensidad también conseguimos un calibre AWG 2.

- Calibre AWG 2
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 130 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 33.6 \text{ mm}^2$
- Potencia  $P = 27.5 \text{ kW}$  (por cada subcarga)

**Line 11. Antivaho y varios:** desde el compartimento primario a todo el avión. Particularmente, la mitad de la carga al RDPU 4 (antivaho ventanas) y la otra mitad se repartirá de forma proporcional entre todos los RDPU estipulados en el avión.

Datos:

- $V = 115 \text{ V}$
- $\Delta U = 0.035 \cdot 115 \approx 4 \text{ V}$
- Trifásica
- $P = 30 \text{ kW}$
- $\cos \varphi = 0.9$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\varphi)} = 167.35 \text{ A}$$

#### Hacia RDPU 4:

##### Datos:

- $P = 15 \text{ kW}$                       -  $L \approx 4 \text{ m}$                       -  $I = 83 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 111)
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 4
- Calibre AWG 4
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 95 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 21.15 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 15 \text{ kW}$

#### Hacia RDPU 1:

##### Datos:

- $P = 2.14 \text{ kW}$                                       -  $L \approx 28.8 \text{ m}$                                       -  $I = 12 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 112)
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 2.14 \text{ kW}$

#### Hacia RDPU 2:

##### Datos:

- $P = 2.14 \text{ kW}$                                       -  $L \approx 24 \text{ m}$                                       -  $I = 24 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 113 y Line 114) con una intensidad de 12 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 2.14 \text{ kW}$

#### Hacia RDPU 3:

##### Datos:

- $P = 4.28 \text{ kW}$                                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                                       -  $I = 24 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 115 y Line 116) con una intensidad de 12 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8

- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 2.14 \text{ kW}$

Hacia RDPU 5:

Datos:

- $P = 4.28 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 24 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 117 y Line 118) con una intensidad de 12 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea  $P = 2.14 \text{ kW}$

**Line 12. Refrigeración equipos secundarios:** desde el compartimento primario a todo el avión de forma uniforme entre todas las unidades de distribución de potencia auxiliar dispuestas.

Datos:

- $V = 115 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 115 \approx 4 \text{ V}$                       - Trifásica
- $P = 25 \text{ kW}$                       -  $\cos\varphi = 0.9$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\varphi)} = 139.46 \text{ A}$$

Hacia RDPU 1:

Datos:

- $P = 3.125 \text{ kW}$                       -  $L \approx 28.8 \text{ m}$                       -  $I = 17.43 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 121) con una intensidad de 17.43 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 3.125 \text{ kW}$ .

Hacia RDPU 2:

Datos:

- $P = 6.25 \text{ kW}$                       -  $L \approx 24 \text{ m}$                       -  $I = 34.86 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 122 y Line 123) con una intensidad de 17.43 A cada una

- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 3.125 \text{ kW}$

#### Hacia RDPU 3:

##### Datos:

- $P = 6.25 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 34.86 \text{ A}$

- Se divide en dos líneas (Line 124 y Line 125) con una intensidad de 17.43 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 3.125 \text{ kW}$

#### Hacia RDPU 4:

##### Datos:

- $P = 3.125 \text{ kW}$                       -  $L \approx 4 \text{ m}$                       -  $I = 17.43 \text{ A}$

- Se divide en una línea (Line 126) con una intensidad de 17.43 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 3.125 \text{ kW}$

#### Hacia RDPU 5:

##### Datos:

- $P = 6.25 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 34.86 \text{ A}$

- Se divide en dos líneas (Line 127 y Line 128) con una intensidad de 17.43 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 3.125 \text{ kW}$

**Line 14. Bombas de combustible:** se dirigiría desde el compartimento primario a los RDPU 3 (simétrico)

Datos:

- $V = 115 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 115 \approx 4 \text{ V}$                       - Trifásica
- $P = 20 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $\cos\phi = 0.75$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\phi)} = 133.87 \text{ A}$$

- Se divide en dos líneas (Line 141 y Line 142) con una intensidad de 66.94 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 6.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 6.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 75 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 13.3 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 10 \text{ kW}$ .

**Line 15. Cocina:** se dirigiría desde el compartimento primario al RDPU 4.

Datos:

- $V = 115 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 115 \approx 4 \text{ V}$                       - Trifásica
- $P = 30 \text{ kW}$                       -  $L \approx 4 \text{ m}$                       -  $\cos\phi = 0.9$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\phi)} = 167.34 \text{ A}$$

- Se divide en una línea (Line 151) con una intensidad de 167.34 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 2.
- Calibre AWG 2.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 130 A por lo tanto, NO es válido.
- Se decide, por tanto, escoger el calibre AWG 0, cuya máxima intensidad admisible es 170 A, por lo tanto, es válido
- Sección  $s = 53.5 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 30 \text{ kW}$ .

#### 4.3.2. Rama 270 Vcc

**Line 21. Refrigeración motor y APU:** desde el compartimento primario a los RDPU 3 (donde se ubican los motores) y al RDPU 1 (donde se ubica la APU).

Datos:

- $V = 270 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 270 \approx 9.5 \text{ V}$                       - Continua
- $P = 30 \text{ kW}$                       -  $\cos\phi = 1$

$$I = \frac{P}{V} = 111.11 \text{ A}$$

Hacia RDPU 3:

Datos:

- $P = 20 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 74.06 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 211 y Line 212) con una intensidad de 37.03 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 10 \text{ kW}$ .

Hacia RDPU 1:

Datos:

- $P = 10 \text{ kW}$                       -  $L \approx 28.8 \text{ m}$                       -  $I = 37.07 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 213) con una intensidad de 37.07 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 37.07 \text{ kW}$ .

**Line 22. Sistemas hidráulicos:** desde el compartimento primario a los RDPU 3 (necesario para las alas) y al RDPU 1 (timón de profundidad).

Datos:

- $V = 270 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 270 \approx 9.5 \text{ V}$                       - Continua
- $P = 30 \text{ kW}$                       -  $\cos\phi = 1$

$$I = \frac{P}{V} = 111.11 \text{ A}$$

Hacia RDPU 3:

Datos:

- $P = 20 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 74.06 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 221 y Line 222) con una intensidad de 37.03 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 10 \text{ kW}$ .

Hacia RDPU 1:

Datos:

- $P = 10 \text{ kW}$                       -  $L \approx 28.8 \text{ m}$                       -  $I = 37.07 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 223) con una intensidad de 37.07 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 37.07 \text{ kW}$ .

**Line 23. Refrigeración cabina:** desde el compartimento primario a todo el avión de forma uniforme entre todas las unidades de distribución de potencia auxiliar dispuestas.

Datos:

- $V = 270 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 270 \approx 9.5 \text{ V}$                       - Continua
- $P = 20 \text{ kW}$                       -  $\cos\varphi = 1$

$$I = \frac{P}{V} = 74.07 \text{ A}$$

Hacia RDPU 1:

Datos:

- $P = 2.5 \text{ kW}$                       -  $L \approx 28.8 \text{ m}$                       -  $I = 9.25 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 231) con una intensidad de 9.25 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 2.5 \text{ kW}$ .

Hacia RDPU 2:

Datos:

- $P = 5 \text{ kW}$                       -  $L \approx 24 \text{ m}$                       -  $I = 18.5 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 232 y Line 233) con una intensidad de 9.25 A cada una
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8
- Calibre AWG 8
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$
- Potencia de cada línea:  $P = 2.5 \text{ kW}$

Hacia RDPU 3:

Datos:

- $P = 65 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 18.5 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 234 y Line 235) con una intensidad de 9.25 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 2.5 \text{ kW}$ .

Hacia RDPU 4:

Datos:

- $P = 2.5 \text{ kW}$                       -  $L \approx 4 \text{ m}$                       -  $I = 9.25 \text{ A}$
- Se divide en una línea (Line 236) con una intensidad de 9.25 A.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 2.5 \text{ kW}$ .

Hacia RDPU 5:

Datos:

- $P = 5 \text{ kW}$                       -  $L \approx 15.7 \text{ m}$                       -  $I = 18.5 \text{ A}$
- Se divide en dos líneas (Line 237 y Line 238) con una intensidad de 9.25 A cada una.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 8.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 8.
- Calibre AWG 8.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 55 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 8.37 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 2.5 \text{ kW}$ .

### 4.3.3. Rama 28 Vcc

**Line 31. Unidades de control de vuelo:** se dirigiría desde el compartimento primario al RDPU 4.

Datos:

- $V = 28 \text{ V}$                       -  $\Delta U = 0.035 \cdot 28 \approx 9 \text{ V}$                       - Continua

- $P = 14 \text{ kW}$
- $L \approx 4 \text{ m}$
- $\cos\phi = 1$

$$I = \frac{P}{V} = 500 \text{ A}$$

- Se divide en dos líneas (Line 311 y Line 312) con una intensidad de 250 A cada una debido a que no se puede transportar 500 A en una sola línea según los límites admisibles de los calibres (máximo es 260 A por línea).
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 2.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 2/0.
- Calibre AWG 2/0.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 195 A por lo tanto, NO es válido.
- Se decide, por tanto, escoger el calibre AWG 4/0, cuya máxima intensidad admisible es 260 A, por lo tanto, es válido
- Sección  $s = 107 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 7 \text{ kW}$ .

**Line 32. Varios cabina (monitores):** se dirigiría desde el compartimento primario al RDPU 4.

Datos:

- $V = 28 \text{ V}$
- $\Delta U = 0.035 \cdot 28 \approx 9 \text{ V}$
- Continua
- $P = 24 \text{ kW}$
- $L \approx 4 \text{ m}$
- $\cos\phi = 1$

$$I = \frac{P}{V} = 857.14 \text{ A}$$

- Se divide en cuatro líneas (Line 321, Line 322, Line 333 y Line 334) con una intensidad de 214.29 A cada una debido a que la máxima intensidad que se puede transportar según los límites admisibles es 260 A por línea.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 2.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 1/0.
- Calibre AWG 1/0.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 170 A por lo tanto, NO es válido.
- Se decide, por tanto, escoger el calibre AWG 3/0, cuya máxima intensidad admisible es 225 A, por lo tanto, es válido
- Sección  $s = 85 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 6 \text{ kW}$ .

**Line 33. Ayudas extras de navegación militar:** se dirigiría desde el compartimento primario al RDPU 4.

Datos:

- $V = 28 \text{ V}$
- $\Delta U = 0.035 \cdot 28 \approx 9 \text{ V}$
- Continua
- $P = 12 \text{ kW}$
- $L \approx 4 \text{ m}$
- $\cos\phi = 1$

$$I = \frac{P}{V} = 428.57 \text{ A}$$

- Se divide en dos líneas (Line 331 y Line 332) con una intensidad de 214.29 A cada una debido a que la máxima intensidad que se puede transportar según los límites admisibles es 260 A por línea.

- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 2.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 1/0.
- Calibre AWG 1/0.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 170 A por lo tanto, NO es válido.
- Se decide, por tanto, escoger el calibre AWG 3/0, cuya máxima intensidad admisible es 225 A, por lo tanto, es válido
- Sección  $s = 85 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 6 \text{ kW}$ .

#### 4.3.4. Generadores

**Line G1. Generador izquierdo 1:** se dirigirá desde la ubicación de los generadores, el RDPU 3, hacia el compartimento primario de distribución de energía eléctrica. Esta distancia será la misma que desde compartimento primario a RDPU 3. Recordamos que cada uno de los 4 generadores que se disponen en el A400M proporciona una potencia de 75 kW.

Datos:

- $V = 115 \text{ V}$
- $\Delta U = 0.035 \cdot 115 \approx 4 \text{ V}$
- Trifásica
- $P = 75 \text{ kW}$
- $L \approx 15.7 \text{ m}$
- $\cos\phi = 1$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\phi)} = 376.53 \text{ A}$$

- Se divide en dos líneas (Line G11 y Line G12) con una intensidad de 188.27 A cada una debido a que la máxima intensidad que se puede transportar según los límites admisibles es 260 A por línea.
- Criterio máxima caída tensión: Calibre AWG 4.
- Criterio máxima intensidad: Calibre AWG 1.
- Calibre AWG 1.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 150 A por lo tanto, NO es válido.
- A pesar de que el calibre 2/0 es adecuado para modelar esta carga, decidimos usar el calibre AWG 4/0 (calibre que permite la máxima intensidad) debido a que al hacer la simulación, la intensidad de estos cables es más alta que la estimada (256 A) según veremos en el siguiente capítulo, por tanto, definiendo el calibre AWG 4/0 para estos cables conseguimos cumplir la normativa.
- Sección  $s = 107 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 37.5 \text{ kW}$ .

Los 3 generadores restantes seguirían un procedimiento similar consiguiendo resultados idénticos al tener las mismas condiciones de operación (misma potencia y distancia). En total, los generadores supondrían la inclusión de 8 líneas del calibre AWG 4/0.

Para terminar este capítulo se pretenden recopilar todos los resultados con una tabla, en la cual vamos a mostrar todas las líneas con su correspondiente linecode (calibre AWG usado), las cargas con su correspondiente factor de potencia y potencia (kW) y la distancia que tendrá el hilo. Esta tabla será la referencia clave a la hora de programar el sistema en OpenDSS como explicaremos en el capítulo siguiente.

<b>Carga</b>	<b>kW</b>	<b>fp</b>	<b>Línea</b>	<b>Linecode</b>	<b>RDPU</b>	<b>Distancia (m)</b>
Load 111	15	0,9	Line 111	AWG 4	4	4
Load 112	2.14	0,9	Line 112	AWG 8	1	28.8
Load 113	2.14	0,9	Line 113	AWG 8	2	24
Load 114	2.14	0,9	Line 114	AWG 8	2	24
Load 115	2.14	0,9	Line 115	AWG 8	3	15.7
Load 116	2.14	0,9	Line 116	AWG 8	3	15.7
Load 117	2.14	0,9	Line 117	AWG 8	5	15.7
Load 118	2.14	0,9	Line 118	AWG 8	5	15.7
Load 121	3.125	0,9	Line 121	AWG 8	1	28.8
Load 122	3.125	0,9	Line 122	AWG 8	2	24
Load 123	3.125	0,9	Line 123	AWG 8	2	24
Load 124	3.125	0,9	Line 124	AWG 8	3	15.7
Load 125	3.125	0,9	Line 125	AWG 8	3	15.7
Load 126	3.125	0,9	Line 126	AWG 8	4	4
Load 127	3.125	0,9	Line 127	AWG 8	5	15.7
Load 128	3.125	0,9	Line 128	AWG 8	5	15.7
Load 131	22.5	0,9	Line 131	AWG 2	3	15.7
Load 132	22.5	0,9	Line 132	AWG 2	3	15.7
Load 141	10	0,9	Line 141	AWG 6	3	15.7
Load 142	10	0,9	Line 142	AWG 6	3	15.7
Load 151	30	0,9	Line 151	AWG 0	4	4
Load G1	37.5	1	Line G11	AWG 4/0	3	15.7
Load G1	37.5	1	Line G12	AWG 4/0	3	15.7
Load G2	37.5	1	Line G21	AWG 4/0	3	15.7
Load G2	37.5	1	Line G22	AWG 4/0	3	15.7
Load G3	37.5	1	Line G31	AWG 4/0	3	15.7
Load G3	37.5	1	Line G31	AWG 4/0	3	15.7
Load G4	37.5	1	Line G41	AWG 4/0	3	15.7
Load G4	37.5	1	Line G42	AWG 4/0	3	15.7

*Tabla 12. Resultados líneas y cargas 115 Vac.*

<b>Carga</b>	<b>kW</b>	<b>fp</b>	<b>Línea</b>	<b>Linecode</b>	<b>RDPU</b>	<b>Distancia (m)</b>
Load 211	10	1	Line 211	AWG 8	3	15.7
Load 212	10	1	Line 212	AWG 8	3	15.7
Load 213	10	1	Line 213	AWG 8	1	28.8
Load 221	10	1	Line 221	AWG 8	3	15.7
Load 222	10	1	Line 222	AWG 8	3	15.7
Load 223	10	1	Line 223	AWG 8	1	28.8
Load 231	2.5	1	Line 231	AWG 8	1	28.8
Load 232	2.5	1	Line 232	AWG 8	2	24
Load 233	2.5	1	Line 233	AWG 8	2	24
Load 234	2.5	1	Line 234	AWG 8	3	15.7
Load 235	2.5	1	Line 235	AWG 8	3	15.7
Load 236	2.5	1	Line 236	AWG 8	4	4
Load 237	2.5	1	Line 237	AWG 8	5	15.7
Load 238	2.5	1	Line 238	AWG 8	5	15.7

*Tabla 13. Resultados líneas y cargas 270 Vcc*

<b>Carga</b>	<b>kW</b>	<b>fp</b>	<b>Línea</b>	<b>Linecode</b>	<b>RDPU</b>	<b>Distancia (m)</b>
Load 311	7	1	Line 311	AWG 4/0	4	4
Load 312	7	1	Line 312	AWG 4/0	4	4
Load 321	6	1	Line 321	AWG 1/0	4	4
Load 322	6	1	Line 322	AWG 1/0	4	4
Load 323	6	1	Line 323	AWG 1/0	4	4
Load 324	6	1	Line 324	AWG 1/0	4	4
Load 331	6	1	Line 231	AWG 1/0	4	4
Load 332	6	1	Line 232	AWG 1/0	4	4

*Tabla 14. Resultados líneas y cargas 28 Vcc*

# 5. Simulación con OpenDSS

---

En este capítulo se pretende explicar el código y analizar los resultados obtenidos. En cuanto al código, hemos decidido adjuntarlo íntegramente como un anexo (Anexo B) debido a su repetitividad y gran longitud. Por ello, en este capítulo iremos explicando algunas de las formulaciones y parámetros configurados en el código de OpenDSS y de querer analizarlo entero, dirigirse al Anexo B.

## 5.1. Código A400M Crucero

En este punto se pretende exponer y explicar los fragmentos más importantes del código realizado además de aclarar las hipótesis, estimaciones y simplificaciones para llevar a cabo la simulación del sistema eléctrico del Airbus A400M.

En cuanto a las hipótesis y estimaciones, destacar las siguientes:

- Imponemos una frecuencia constante de 400 Hz: aunque realmente el A400M trabaja con generación a frecuencia variable (VF), como explicamos en el apartado 3.1, establecer una frecuencia fija y constante a lo largo del análisis nos facilitará y simplificará notablemente la realización del código, puesto que incorporar frecuencias variables en OpenDSS es muy complejo y laborioso.
- En OpenDSS no se puede modelar un rectificador por lo que para modelar el ATRU (unidad de transformación y rectificación) se hará incluyendo un transformador y se trabajará en continua para conseguir los efectos propios de un rectificador.
- Circuito puramente resistivo: consideramos que las reactancias de los cables en cuestión son irrelevantes para nuestro análisis. Los métodos para analizar la resistencia de los cables (según la MIL-5088 y la F.A.A) sí han podido ser encontrados; para calcular la reactancia de los cables los procedimientos requerían de muchos más datos inaccesibles además de no suponer grandes diferencias realizar los cálculos analizando las reactancias y sin analizarlas.
- Distancias en 2D: los cálculos de las distancias entre las zonas de distribución y las unidades remotas de distribución se han determinado sin tener en cuenta la diferencia de alturas que pueden aparecer entre los distintos RDPUs y las zonas de distribución, es decir, se ha estimado la longitud de los cables evaluando la distancia (recta) entre los mismos. Es posible que en la realidad, los cables no puedan ir directos de una zona a otra por requisitos de diseño, pero estos incrementos de longitud serán muy pequeños y su efecto sobre el estudio puede valorarse como insignificante. Como se explicó en el capítulo 4, sí se han tenido en cuenta las distancias tanto en sentido longitudinal como transversal respecto al plano en 2D a partir del cual se han calculado las distancias.
- Para nuestro análisis hemos dispuesto RDPUs a lo largo del avión (un total de 8) repartidos entre 5 ubicaciones a lo largo del avión. Se desprecia la distancia entre los RDPUs y las propias cargas.

- Factores de potencia estimados (imposible encontrar datos exactos sobre su cuantía). En la mayoría de las cargas se supondrá factor de potencia de 0.9.
  - Sistemas mecánicos: fdp = 0.75 (Ejemplo: bombas de combustible)
  - Resto de sistemas: fdp = 0.9 (Ejemplo: cocina)
- Los rendimientos de los transformadores (ATRU, TRU y transformador básico) no se añaden en la simulación debido a que ya están estimados y sabemos qué pérdidas producirían (figura 24).

Una vez expuestas las simplificaciones realizadas para la realización de la simulación, procedemos a explicar e ilustrar los parámetros más importantes del código.

En primer lugar, establecemos la frecuencia base y ajustamos el sistema para la inclusión de los generadores.

```
clear
set defaultbasefreq=400
new circuit.A400M

~ basekv=0.115 pu=1.0001 phases=3 bus1=g1 Angle=0
~ MVAsc3=20000 MVASC1=21000
```

Configuramos las líneas: en total se usarán 9 tipos de líneas distintos, siendo 6 de alterna y 3 de continua. Exponemos a continuación cómo se ha generado un ejemplo de cada. Recordamos que para configurar las líneas hay que proporcionar la resistencia del cable por unidad de longitud, lo cual ya lo estudiamos y tabulamos en la tabla 9, donde se establecen las resistencias de los hilos de aluminio por kilómetro.

```
!Líneas trifásica
New Linecode.AWG0ca Nphases=3 R1=0.528 X1=0.01 Units=km

!Líneas monofásica
New Linecode.AWG8cc Nphases=1 R1=3.38 X1=0 Units=km
```

Se modela la primera rama, la referida a 115 Vac y las 14 cargas y cables correspondientes. Estas líneas y cargas modeladas se hacen referencia en la tabla 12 (140 kW en total).

```
!Line11 (x8) Antivaho ventanas y varios (30kW)
New Line.LINE111 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus111 Linecode=AWG4ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD111 Bus1=LoadBus111 Phases=3 kV=0.115 kW=15 PF=0.9

New Line.LINE112 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus112 Linecode=AWG8ca Length=28.8 Units=m
New Load.LOAD112 Bus1=LoadBus112 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9
```

```
!Line13 (x2) Antihielo (45kW)
New Line.LINE131 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus131 Linecode=AWG2ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD131 Bus1=LoadBus131 Phases=3 kV=0.115 kW=22.5 PF=0.9

New Line.LINE132 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus132 Linecode=AWG2ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD132 Bus1=LoadBus132 Phases=3 kV=0.115 kW=22.5 PF=0.9
```

Se procede ahora a modelar la rama de 270 Vcc. Establecemos un transformador TR1 para transformar la energía desde los 115 Vac a los 270 Vcc y trabajamos seguidamente en continua. En esta parte hay 14 cargas (80 kW en total).

**!Transformador TR1**

**New Transformer.TR1 Buses=[SourceBus, SourceBus1] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.115 0.27]  
~ kVAs=[20500 20500] XHL=0.008**

**!Line 21 (x3) Refrigeracion motor y APU (30 kW)**

**New Line.LINE211 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus211 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m  
New Load.LOAD211 Bus1=LoadBus211 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1**

De la misma forma, incluimos la última rama de nuestro modelo, la de 28 Vcc. Recordar que tenemos en esta rama la necesidad de incluir 8 cargas (50 kW en total).

**!Transformador 2 TR2-**

**New Transformer.TR2 Buses=[SourceBus, SourceBus2] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.115 0.028]  
~ kVAs=[20000 20000] XHL=0.008**

**!Line31 (x2) Unidades de control de vuelo (14 kW)**

**New Line.LINE311 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus311 Linecode=AWG0000cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD311 Bus1=LoadBus311 Phases=1 kV=0.028 kW=7 PF=1**

A continuación, después de incluir todas las cargas estipuladas en el avión, procedemos a incluir los generadores. Los generadores se introducen en OpenDSS como si fuera una carga (más información en el Anexo A) trifásica, y conectada al bus principal (en nuestro caso SourceBus) a partir del cual se conectan las restantes cargas y transformadores. En primer lugar, se programan las líneas que van a transportar la energía eléctrica relativa a los generadores. Como analizamos en el capítulo anterior, se trata de 8 líneas de calibre AWG 4/0 cada una. Seguidamente, se incluyen los 4 generadores conectados al bus principal.

**! b1-generadores el derecho y el izquierdo**

<b>New Line.G11</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G12</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G21</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G22</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G31</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G32</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G41</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>
<b>New Line.G42</b>	<b>Phases=3 Bus1=g1</b>	<b>Bus2=SourceBus</b>	<b>LineCode=AWG0000ca</b>	<b>Length=15.7 units=m</b>

**!-----GENERADORES-----**

**New Generator.gen1 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75  
New Generator.gen2 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75  
New Generator.gen3 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75  
New Generator.gen4 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75**

Por último, se resuelve el circuito y se muestran todos los resultados de interés.

**Solve  
Show Voltages  
Show Currents  
Show Powers kVA elements  
Show Losses**

## 5.2. Resultados A400M Crucero

En este punto vamos a exponer los resultados obtenidos con la ejecución del código. Tabularemos los datos obtenidos relativos a los niveles de tensión, intensidad, potencias por cada cable y carga configurada. Además, con el comando *Show Losses* podremos analizar directamente las pérdidas del circuito.

En primer lugar, siguiendo la estructura de capítulos anteriores, vamos a tabular los resultados obtenidos por cada rama. En la tabla de resultados mostraremos la potencia consumida (kW, kvar, kVA y factor de potencia) de cada carga y las pérdidas y la intensidad de cada una de las líneas.

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 111	15.0	7.3	16.7	0,9	Line 111	83.89	0.112
Load 112	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 112	12.09	0.043
Load 113	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 113	12.05	0.035
Load 114	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 114	12.05	0.035
Load 115	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 115	12.0	0.023
Load 116	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 116	12.0	0.023
Load 117	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 117	12.0	0.023
Load 118	2.1	1.0	2.4	0,9	Line 118	12.0	0.023
Load 121	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 121	17.79	0.092
Load 122	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 122	17.72	0.076
Load 123	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 123	17.72	0.049
Load 124	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 124	17.59	0.012
Load 125	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 125	17.59	0.049
Load 126	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 126	17.42	0.012
Load 127	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 127	17.59	0.049
Load 128	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 128	17.59	0.049
Load 131	22.5	10.9	25.0	0.9	Line 131	127.32	0.649
Load 132	22.5	10.9	25.0	0.9	Line 132	127.32	0.649
Load 141	10	4.8	11.1	0.9	Line 141	56.75	0.325
Load 142	10	4.8	11.1	0.9	Line 142	56.75	0.325
Load 151	30	14.5	33.3	0.9	Line 151	169.12	0.719
Load G1	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G11	256.22	0.832
					Line G12	256.22	0.832
Load G2	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G21	256.22	0.832
					Line G22	256.22	0.832
Load G3	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G31	256.22	0.832
					Line G31	256.22	0.832
Load G4	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G41	256.22	0.832
					Line G42	256.22	0.832

Tabla 15. Resultados rama 115 Vac

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 211	3.4	0	3.4	1	Line 211	21.85	0.025
Load 212	3.4	0	3.4	1	Line 212	21.85	0.025
Load 213	3.4	0	3.4	1	Line 213	21.69	0.045
Load 221	3.4	0	3.4	1	Line 221	21.69	0.025
Load 222	3.4	0	3.4	1	Line 222	21.85	0.025
Load 223	3.4	0	3.4	1	Line 223	21.69	0.045
Load 231	0.9	0	0.9	1	Line 231	5.49	0.0029
Load 232	0.9	0	0.9	1	Line 232	5.49	0.0024
Load 233	0.9	0	0.9	1	Line 233	5.49	0.0024
Load 234	0.9	0	0.9	1	Line 234	5.50	0.0016
Load 235	0.9	0	0.9	1	Line 235	5.50	0.0016
Load 236	0.9	0	0.9	1	Line 236	5.51	0.0004
Load 237	0.9	0	0.9	1	Line 237	5.50	0.0016
Load 238	0.9	0	0.9	1	Line 238	5.50	0.0016

Tabla 16. Resultados rama 270 Vcc

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 311	2.4	0	2.4	1	Line 311	147.13	0.023
Load 312	2.4	0	2.4	1	Line 312	147.13	0.023
Load 321	2.0	0	2.0	1	Line 321	125.09	0.033
Load 322	2.0	0	2.0	1	Line 322	125.09	0.033
Load 323	2.0	0	2.0	1	Line 323	125.09	0.033
Load 324	2.0	0	2.0	1	Line 324	125.09	0.033
Load 331	2.0	0	2.0	1	Line 231	125.09	0.033
Load 332	2.0	0	2.0	1	Line 232	125.09	0.033

Tabla 17. Resultados rama 28 Vcc

En cuanto a la intensidad, para corroborar que los resultados obtenidos se ajustan a la estimación realizada vamos a comprobar que los órdenes de magnitud son similares comparando con la expresión que usamos en el cálculo de líneas y el resultado obtenido (expuesto en las tres tablas anteriores).

Observamos que a primera vista, los órdenes de magnitud son correctos. Es conveniente para verificar el correcto funcionamiento comprobar algunos casos detalladamente (los valores de las intensidades ya han sido calculados en el punto 7.3):

Line 111:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{\sqrt{3}V\cos\varphi} = 83,67 A$       - Intensidad calculada:  $I = 83,89 A$

Line 112:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{\sqrt{3}V\cos\varphi} = 12 A$       - Intensidad calculada:  $I = 12,08 A$

Line 132:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{\sqrt{3}V\cos\varphi} = 125,51 A$       - Intensidad calculada:  $I = 127,32 A$

Line 213:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{V} = 37,03 A$       - Intensidad calculada:  $I = 21,69 A$

Line 238:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{V} = 9,25 A$       - Intensidad calculada:  $I = 5,55 A$

Line 31:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{V} = 250 A$       - Intensidad calculada:  $I = 147.13 A$

Line G11:

- Intensidad estimada:  $I = \frac{P}{\sqrt{3}V\cos\phi} = 188,3 A$       - Intensidad calculada:  $I = 256.22 A$

Observamos que en la mayoría de los casos las intensidades calculadas por la simulación son prácticamente idénticas a las estimadas. La diferencia se debe a las pérdidas existentes en el circuito, que aunque no sean muchas como analizaremos a continuación, es relevante para la exactitud de los casos. Especial relevancia a la rama de 28 Vcc (rama 3) que como observamos existe una amplia diferencia entre los de la estimada y real. La conversión desde los 230 Vac a los 28 Vcc (TRAFO TR3), por ejemplo, es un núcleo de pérdidas, lo que puede explicar estas diferencias. Otro factor que genera pérdidas tiene origen en el transporte de energía entre el compartimento primario y la cabina, el cual en nuestra simulación es realizado a muy alta intensidad lo que intensifica el nivel de pérdidas del circuito. Una posible mejora en la estructuración del sistema eléctrico consistiría en hacer este transporte de energía al mayor voltaje posible (aunque ya a 115 Vac es adecuado) con el fin de intentar reducir la intensidad.

Por otro lado, otro parámetro que nos indica que la simulación es correcta radica en que las cargas son equilibradas. Ese dato es posible analizarlo en OpenDSS porque nos muestra tres intensidades distintas: I1, I2 e I0. Para que las cargas sean equilibradas (sistema trifásico) es necesario que las intensidades I2 e I0 sean 0 y toda la intensidad se reúna en I1. En la figura 38 se muestra el documento de texto que genera OpenDSS y donde podremos observar la nulidad de estos parámetros.

SYMMETRICAL COMPONENT CURRENTS BY CIRCUIT ELEMENT (first 3 phases)

Element	Term	I1	I2	%I2/I1	I0	%I0/I1
"LINE.LINE111" ..	1	83.895	0.24285	0.29	0.14121	0.17
-	2	83.895	0.24285	0.29	0.14121	0.17
"LINE.LINE112" ..	1	12.089	0.035346	0.29	0.020546	0.17
-	2	12.089	0.035346	0.29	0.020546	0.17
"LINE.LINE113" ..	1	12.056	0.035145	0.29	0.020434	0.17
-	2	12.056	0.035145	0.29	0.020434	0.17
"LINE.LINE114" ..	1	12.056	0.035145	0.29	0.020434	0.17
-	2	12.056	0.035145	0.29	0.020434	0.17

Figura 38. Resultados de la interfaz (.txt)

En cuanto a los resultados de la potencia, debemos destacar la diferencia entre las cargas trifásicas y las monofásicas. En las trifásicas la cuantía total se divide en las 3 fases y hemos recogido la total, mientras que en las monofásicas solo aparece un valor relativo a la única fase que lo compone. En la figura 8.3 mostramos una imagen del archivo de texto sobre los resultados de potencia que genera OpenDSS y se muestra con la intención de mostrar al lector la diferencia en la interpretación de los datos entre las cargas trifásicas y las monofásicas.

### Power Delivery Elements

Bus	Phase	kW	+j	kvar	kVA	PF
ELEMENT = "Load.LOAD142"						
LOADBUS142	1	3.3	+j	1.6	3.7	0.8999
LOADBUS142	2	3.3	+j	1.6	3.7	0.8999
LOADBUS142	3	3.3	+j	1.6	3.7	0.8999
LOADBUS142	0	0.0	+j	0.0	0.0	1.0000
TERMINAL TOTAL	..	10.0	+j	4.8	11.1	0.8999
ELEMENT = "Load.LOAD151"						
LOADBUS151	1	10.0	+j	4.8	11.1	0.8999
LOADBUS151	2	10.0	+j	4.8	11.1	0.8999
LOADBUS151	3	10.0	+j	4.8	11.1	0.8999
LOADBUS151	0	0.0	+j	0.0	0.0	1.0000
TERMINAL TOTAL	..	30.0	+j	14.5	33.3	0.8999
ELEMENT = "Load.LOAD211"						
LOADBUS211	1	3.4	+j	0.0	3.4	1.0000
LOADBUS211	0	0.0	+j	0.0	0.0	1.0000
TERMINAL TOTAL	..	3.4	+j	0.0	3.4	1.0000

Figura 39. Resultados potencia interfaz txt

El archivo generado con el comando "Show Powers kVA elements" nos devuelve también las pérdidas totales que aunque posteriormente con el comando "Show Losses" la apreciamos (tabuladas anteriormente) merece la pena comparar ambos y comprobar que son idénticos.

El valor total de las pérdidas en el circuito es:

- Total Circuit Losses = 10.5 kW + j 0,4 kvar

Este valor es muy importante porque uno de los objetivos fundamentales es analizar la cantidad de pérdidas que se suceden en el sistema eléctrico modelado. Las pérdidas por cada línea podemos analizarlas en las tablas 15,16 y 17. Observamos que, correctamente, las pérdidas de cada línea están íntimamente relacionadas con la distancia del hilo. Otro factor vital es la cantidad de potencia eléctrica que lleva para abastecer la carga. A continuación vamos a analizar algunos hilos para comprobar que sigue patrones adecuados.

Line	Longitud (m)	Potencia (kW)	Intensidad (A)	Losses (kW)
Line 131. Antihielo	15.7	22.5	125.51	0.649
Line 141. Bombas combustible	15.7	10	66.94	0.325
Line 151. Cocina	4	30	167.34	0.71
Line 112. Antivaho	28.8	2.14	12	0.043
Line 115. Antivaho	15.7	2.14	12	0.023
Line 211. Refrigeración motor	15.7	10	37.02	0.025
Line G11	15.7	75	188.27	0.832

Tabla 18. Resumen comparativo de pérdidas por línea.

Hemos seleccionado cuidadosamente las líneas de las cuales detallamos las pérdidas con otros valores de interés para su posible comparación. Observamos cómo entre líneas que transportan la misma potencia e intensidad como es el caso de Line 112 y Line 115, cuya única diferencia reside en que una va dirigida a la cola del avión y la otra a las alas, es decir, solo cambia la distancia, las pérdidas son proporcionales a la distancia. Por lo tanto, se deja constancia de que, como es lógico, la distancia del cableado es un factor esencial en relación a las pérdidas originadas.

Por otro lado, ante cargas con la misma distancia, como la Line 131 y Line 141, la diferencia reside en la potencia de la carga y la intensidad. Mientras mayor sean estos factores, mayores serán las pérdidas en el hilo como podemos corroborar en el caso mencionado donde la Line 131 (antihielo) duplica tanto en potencia como en intensidad a la Line 141 (Bombas de combustible) y las pérdidas, por tanto, son el doble.

Hemos reflejado también las pérdidas de una línea en continua (Line 211) que a priori debe tener menos pérdidas al trabajar en corriente continua y verificamos esto comparando con la carga del antivaho (Line 115) con la misma distancia y menos potencia e intensidad y aun así la pérdida en el hilo tiene un valor similar.

Por último, observamos las pérdidas de la línea que lleva la energía eléctrica desde el generador a centro de distribución, la cual como ya hemos estudiado anteriormente, transporta grandes cantidades de potencia (75 kW) y a una muy alta intensidad. Todos estos factores hacen que las líneas correspondientes a los generadores sean las que más pérdidas tengan en todo el circuito eléctrico.

No obstante, además de las pérdidas de que se encuentran en los cables, hay que sumar las correspondientes a los generadores, aunque estas son mínimas. En consecuencia, teniendo en cuenta el resultado obtenido podríamos despreciarlas puesto que son muy bajas.

- Transformador TR1 = 0.00043 kW
- Transformador TR2 = 0.00017 kW

Sumando todas las pérdidas se llega a un total de:

- Pérdidas en líneas  $\approx$  10.5 kW
- Pérdidas en transformadores  $\approx$  0.0006 kW
- Pérdidas totales  $\approx$  10.5 kW (3.88%)

## 5.3. Resultados Ascenso

En este apartado vamos a mostrar los resultados obtenidos al simular la operación de ascenso. Como analizamos en el capítulo 3, hay ciertas cargas que varían en función de la maniobra. Las cargas en cada fase de vuelo vienen recopiladas y explicadas en la tabla 4.

Para el caso de ascenso, recordamos que tenemos que variar solo dos cargas:

- Line 11. Antivaho: de los 20 kW en crucero a 10 kW.
- Line 13. Antihielo: de los 45 kW en crucero a 55 kW.

Por tanto, en cuanto al código se refiere, tenemos que estudiar la intensidad y potencia que lleva ahora esas líneas y cambiar esos parámetros. Cabe recordar que el cálculo y modelado de las líneas (estudio de los calibres) se realizó para las condiciones más restrictivas, por lo tanto ahora solo tendremos que variar el parámetro de la potencia de la carga.

Carga	kW	Carga	kW
Load 111	7.5	Load 115	1.07
Load 112	1.07	Load 116	1.07
Load 113	1.07	Load 117	1.07
Load 114	1.07	Load 118	1.07
Load 131	27.5	Load 132	27.5

Tabla 19. Modificación cargas en ascenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 111	7.5	3.6	8.3	0,9	Line 111	83.89	0.028
Load 112	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 112	12.09	0.011
Load 113	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 113	12.05	0.087
Load 114	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 114	12.05	0.087
Load 115	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 115	12.0	0.057
Load 116	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 116	12.0	0.057
Load 117	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 117	12.0	0.057
Load 118	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 118	12.0	0.057
Load 121	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 121	17.79	0.092
Load 122	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 122	17.72	0.076
Load 123	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 123	17.72	0.049
Load 124	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 124	17.59	0.012
Load 125	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 125	17.59	0.049
Load 126	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 126	17.42	0.012
Load 127	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 127	17.59	0.049
Load 128	3.1	1.5	3.5	0.9	Line 128	17.59	0.049
Load 131	27.5	13.3	30.6	0.9	Line 131	127.32	0.980
Load 132	27.5	13.3	30.6	0.9	Line 132	127.32	0.980
Load 141	10	4.8	11.1	0.9	Line 141	56.75	0.325
Load 142	10	4.8	11.1	0.9	Line 142	56.75	0.325
Load 151	30	14.5	33.3	0.9	Line 151	169.12	0.719
Load G1	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G11	256.22	0.826
					Line G12	256.22	0.826
Load G2	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G21	256.22	0.826
					Line G22	256.22	0.826
Load G3	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G31	256.22	0.826
					Line G31	256.22	0.826
Load G4	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G41	256.22	0.826
					Line G42	256.22	0.826

Tabla 20. Resultados rama 115 Vac fase de Ascenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 211	3.4	0	3.4	1	Line 211	21.85	0.025
Load 212	3.4	0	3.4	1	Line 212	21.85	0.025
Load 213	3.4	0	3.4	1	Line 213	21.69	0.045
Load 221	3.4	0	3.4	1	Line 221	21.69	0.025
Load 222	3.4	0	3.4	1	Line 222	21.85	0.025
Load 223	3.4	0	3.4	1	Line 223	21.69	0.045
Load 231	0.9	0	0.9	1	Line 231	5.49	0.0029
Load 232	0.9	0	0.9	1	Line 232	5.49	0.0024

Load 233	0.9	0	0.9	1	Line 233	5.49	0.0024
Load 234	0.9	0	0.9	1	Line 234	5.50	0.0016
Load 235	0.9	0	0.9	1	Line 235	5.50	0.0016
Load 236	0.9	0	0.9	1	Line 236	5.51	0.0004
Load 237	0.9	0	0.9	1	Line 237	5.50	0.0016
Load 238	0.9	0	0.9	1	Line 238	5.50	0.0016

Tabla 21. Resultados rama 270 Vcc fase de Ascenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 311	2.4	0	2.4	1	Line 311	147.13	0.023
Load 312	2.4	0	2.4	1	Line 312	147.13	0.023
Load 321	2.0	0	2.0	1	Line 321	125.09	0.033
Load 322	2.0	0	2.0	1	Line 322	125.09	0.033
Load 323	2.0	0	2.0	1	Line 323	125.09	0.033
Load 324	2.0	0	2.0	1	Line 324	125.09	0.033
Load 331	2.0	0	2.0	1	Line 231	125.09	0.033
Load 332	2.0	0	2.0	1	Line 232	125.09	0.033

Tabla 22. Resultados rama 28 Vcc fase de Ascenso

Por último, las pérdidas totales en la fase de ascenso son las siguientes:

- Pérdidas en líneas  $\approx 10.9$  kW
- Pérdidas en transformadores  $\approx 0.0006$  kW
- Pérdidas totales  $\approx 10.9$  kW (4.04%)

## 5.4. Resultados Descenso

En este apartado vamos a mostrar los resultados obtenidos al simular la operación de descenso. Para esta fase de vuelo sí hay varias cargas que cambian su cuantía y además, el total suministrado pasa a ser de 235 kW (en vez de 270 kW como en los casos de crucero y ascenso)

Tendremos que variar las siguientes cargas:

- Line 11. Antivaho: de los 20 kW en crucero a 10 kW.
- Line 12. Refrigeración equipos secundarios: de 25 kW a 12 kW.
- Line 13. Antihielo: de los 45 kW en crucero a 55 kW.
- Line 14. Bombas de combustible: de 20 kW a 10 kW.
- Line 21. Refrigeración motor y APU: de 30 kW a 18 kW.

Las cargas que debemos cambiar le debemos implantar los siguientes requisitos de potencia:

Carga	kW	Carga	kW	Carga	kW	Carga	kW
Load 111	7.5	Load 115	1.07	Load 121	1.5	Load 125	1.5
Load 112	1.07	Load 116	1.07	Load 122	1.5	Load 126	1.5
Load 113	1.07	Load 117	1.07	Load 123	1.5	Load 127	1.5
Load 114	1.07	Load 118	1.07	Load 124	1.5	Load 128	1.5
Load 131	27.5	Load 132	27.5	Load 141	5	Load 142	5
Load 211	6	Load 212	6	Load 213	6		

Tabla 23. Modificación cargas en descenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 111	7.5	3.6	8.3	0,9	Line 111	41.77	0.028
Load 112	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 112	5.98	0.011
Load 113	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 113	5.98	0.087
Load 114	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 114	5.97	0.087
Load 115	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 115	5.98	0.057
Load 116	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 116	5.97	0.057
Load 117	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 117	5.97	0.057
Load 118	1.1	0.5	1.2	0,9	Line 118	5.97	0.057
Load 121	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 121	8.42	0.092
Load 122	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 122	8.42	0.076
Load 123	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 123	8.40	0.049
Load 124	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 124	8.40	0.012
Load 125	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 125	8.42	0.049
Load 126	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 126	8.42	0.012
Load 127	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 127	8.40	0.049
Load 128	1.5	0.7	1.7	0,9	Line 128	8.40	0.049
Load 131	27.5	13.3	30.6	0,9	Line 131	157.32	0.980
Load 132	27.5	13.3	30.6	0,9	Line 132	157.32	0.980
Load 141	5	2.4	5.6	0,9	Line 141	28.17	0.325
Load 142	5	2.4	5.6	0,9	Line 142	28.17	0.325
Load 151	30	14.5	33.3	0,9	Line 151	169.12	0.719
Load G1	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G11	253.22	0.816
					Line G12	253.22	0.816
Load G2	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G21	253.22	0.816
					Line G22	253.22	0.816
Load G3	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G31	253.22	0.816
					Line G31	253.22	0.816
Load G4	-75.0	81.0	110.4	-0.68	Line G41	253.22	0.816
					Line G42	253.22	0.816

Tabla 24. Resultados rama 115 Vac fase de Descenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 211	2.1	0	2.1	1	Line 211	13.18	0.009
Load 212	2.1	0	2.1	1	Line 212	13.18	0.009
Load 213	2.1	0	2.1	1	Line 213	13.12	0.017
Load 221	3.4	0	3.4	1	Line 221	21.69	0.025
Load 222	3.4	0	3.4	1	Line 222	21.85	0.025
Load 223	3.4	0	3.4	1	Line 223	21.69	0.045
Load 231	0.9	0	0.9	1	Line 231	5.49	0.0029
Load 232	0.9	0	0.9	1	Line 232	5.49	0.0024
Load 233	0.9	0	0.9	1	Line 233	5.49	0.0024
Load 234	0.9	0	0.9	1	Line 234	5.50	0.0016
Load 235	0.9	0	0.9	1	Line 235	5.50	0.0016
Load 236	0.9	0	0.9	1	Line 236	5.51	0.0004
Load 237	0.9	0	0.9	1	Line 237	5.50	0.0016
Load 238	0.9	0	0.9	1	Line 238	5.50	0.0016

Tabla 25. Resultados rama 270 Vcc fase de Descenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 311	2.4	0	2.4	1	Line 311	147.13	0.023
Load 312	2.4	0	2.4	1	Line 312	147.13	0.023
Load 321	2.0	0	2.0	1	Line 321	125.09	0.033
Load 322	2.0	0	2.0	1	Line 322	125.09	0.033
Load 323	2.0	0	2.0	1	Line 323	125.09	0.033
Load 324	2.0	0	2.0	1	Line 324	125.09	0.033
Load 331	2.0	0	2.0	1	Line 231	125.09	0.033
Load 332	2.0	0	2.0	1	Line 232	125.09	0.033

Tabla 26. Resultados rama 28 Vcc fase de Descenso

Por último, las pérdidas totales en la fase de ascenso son las siguientes:

- Pérdidas en líneas  $\approx 9.9$  kW
- Pérdidas en transformadores  $\approx 0.0005$  kW
- Pérdidas totales  $\approx 9.9$  kW (4.21%)

## 5.5. Conclusiones

En cuanto a las conclusiones, comenzar destacando la eficiencia del sistema eléctrico diseñado del Airbus A400M. Nos basamos en las pérdidas calculadas en los apartados anteriores en los cuales podemos observar que las pérdidas corresponden entre un 3.8 - 4.3 % del total según las diferentes fases de vuelo que hemos estudiado. Consideramos que estas pérdidas son realmente pequeñas teniendo en cuenta el sistema tan complejo y restrictivo que estamos estudiando.

En cuanto a la diferencia entre las distintas fases de vuelo tratadas, observamos que las diferencias son prácticamente inexistentes (sobre todo entre la operación de crucero y la de ascenso). Entre todas ellas, la fase que menos pérdidas tiene es la de descenso (9.9 kW), pero no en términos porcentuales, en los cuales sería la fase de crucero la menor. Esta diferencia entre pérdidas numéricas y porcentuales se debe a que, como ya explicamos anteriormente, en la fase de descenso se requieren 235 kW mientras que en las otras dos, 270 kW. Por ello, hay que distinguir entre términos porcentuales y el total proporcionado por el programa. Los valores los resumimos en la siguiente tabla:

	Pérdidas en líneas (kW)	Pérdidas en transformadores (kW)	Pérdidas totales (kW)
<b>Crucero</b>	10.5	0.0006	10.5 (3.88 %)
<b>Ascenso</b>	10.9	0.0006	10.9 (4.04 %)
<b>Descenso</b>	9.9	0.0005	9.9 (4.21 %)

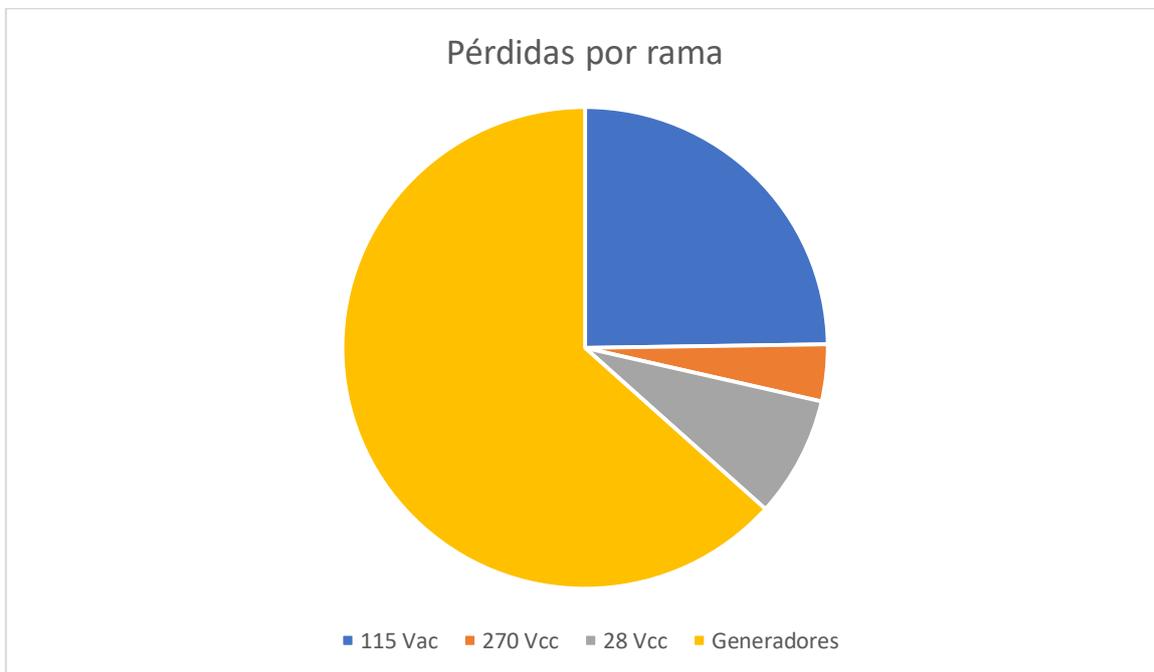
Tabla 27. Pérdidas en función de la fase de vuelo.

Por otro lado, otro detalle que podemos destacar consiste en donde se ubican la mayor parte de estas pérdidas. La mayor parte se relaciona con el transporte de energía desde los generadores a la zona de distribución principal. Este estudio lo hemos reflejado en la siguiente tabla. Observamos cómo este transporte conlleva más del 60% de las pérdidas de todo el sistema eléctrico modelado en todas las fases de vuelo estudiadas.

	<b>Pérdidas totales (kW)</b>	<b>Pérdidas en transporte generadores (kW)</b>
<b>Crucero</b>	10.5	6.65 (63.36 %)
<b>Ascenso</b>	10.9	6.61 (60.68 %)
<b>Descenso</b>	9.9	6.50 (65.68 %)

Tabla 28. Pérdidas en el transporte de los generadores al centro primario

En cuanto a las pérdidas por rama, mostramos en el siguiente gráfico los resultados de las pérdidas divididos por rama, es decir, diferenciando entre 115 Vac, 270 Vcc y 28 Vcc para el caso de crucero. Observamos que la rama de 115 Vac es con 2.6 kW, después de la parte del transporte de energía de los generadores, la que más pérdidas conlleva. Esto se debe principalmente a que es la rama que más energía eléctrica distribuye (140 kW). Seguidamente sería la rama de 28 Vcc, que aunque distribuye menor cantidad de potencia eléctrica que la rama de 270 Vcc, lo hace a una intensidad muy superior que conlleva tener más pérdidas.



Por otro lado, siguiendo con la distribución de la energía eléctrica, hay que mencionar que las pérdidas obtenidas no son las reales puesto que los rendimientos de los transformadores no se han introducido. Incorporando los rendimientos de los transformadores que se han estimado (figura 24), llegamos a los siguientes resultados:

- TRU (Transformador TR1): 97%
  - Le llegan 82 kW → 80 kW
- TRU (Transformador TR2): 92%
  - Le llegan 54 kW → 50 kW
- Generadores: 92 %
  - Parte de 300 kW → 276 kW

Por lo tanto, haciendo los cálculos correspondientes para tener en cuenta los rendimientos de los transformadores, habría que añadir 6 kW de pérdidas, sumando un total, para el caso de crucero de 16.5 kW. En conclusión, el porcentaje de pérdidas en la distribución de potencia en este caso sería del orden del 6%.

Si quisiéramos incluir también el rendimiento propio de cada generador, deberíamos sumar a la cifra de antes, otros 24 kW. Por lo tanto, las pérdidas serían de 40.5 kW. Esto conllevaría a un 13.5 % de pérdidas. Obviamente, al incluir estos mecanismos que no son tan eficientes como el sistema eléctrico modelado, las pérdidas, ya sean en términos porcentuales o totales suben considerablemente.

# 6. Comparación con avión civil

## Boeing B787

---

En este capítulo vamos a tratar la última parte del trabajo. El objetivo es, a partir del estudio realizado en [15] Peral González, J. *Simulación de sistemas eléctricos en aeronaves*, 2017, comparar los resultados obtenidos para el B787 con nuestro avión estudiado, el A400M, en las tres fases de vuelo correspondientes.

En los siguientes apartados, resumiremos cómo se dispone el sistema eléctrico del Boeing 787, la distribución de potencia y el consumo de cargas según la fase de vuelo y mostraremos los resultados que posteriormente compararemos.

No obstante, para la realización de este trabajo hemos añadido las líneas futuras que se aconsejaban, entre las que destaca que ahora sí hemos introducido la distribución de potencia desde los generadores al compartimento central. Recordamos que en el trabajo anterior solo se realizaba la distribución desde el compartimento primario o central sin tener en cuenta la aportación que puede provenir de la parte de los generadores. Para la inclusión de los generadores (de la misma forma que los hemos añadido en nuestro avión, el A400M) será necesario la modificación del código además de realizar el estudio de algunas líneas; las correspondientes a la parte de los generadores.

Esto hará que los resultados cambien, aunque no considerablemente. Por otro lado, se incorporan las fases de ascenso y descenso, además de la ya existente de crucero.

### 6.1. Sistema eléctrico Boeing B787

El Boeing 787 es un avión de nueva generación que gracias a sus cambios en los sistemas neumático e hidráulico ha supuesto una auténtica revolución en el mundo aeroespacial. Estos cambios han ido enfocados en otorgar mayor potestad al sistema eléctrico en la aeronave, siendo el encargado de alimentar servicios que anteriormente funcionaban con energía hidráulica y neumática. Los requerimientos de potencia del sistema eléctrico son muy superiores a cualquier otro avión comercial existente, solo comparable con el Airbus A380.

El B787 es el avión civil más importante en la consecución del concepto de “more electrical aircraft” (MEA). En definitiva, la aeronave incorpora muchas características novedosas de los aviones más eléctricos y es un gran paso hacia el avión todo eléctrico donde todo indica que llegaremos en el futuro no muy lejano.

La generación eléctrica y las eficiencias de conversión del Boeing 787 son significativamente más altas que las aeronaves no MEA anteriores, es decir, aquellas que no se distinguen por sus grandes capacidades de energía eléctrica. Las mejoras en la eficiencia se deben principalmente al uso de un generador de frecuencia variable y avances en electrónica que permiten eficiencias de conversión de potencia mucho más altas

La distribución de energía eléctrica del B787 se esquematiza en la siguiente figura (figura 6.1). Una de las características clave es la inclusión de un sistema eléctrico basado en una alimentación trifásica de 230 Vac, que se distingue del convencional de 3 fases a 115 Vac que se utiliza en el A380 y el A400M. El motivo de este aumento de tensión se encuentra en la disminución de pérdidas de alimentación además de permitir una reducción significativa del cableado.

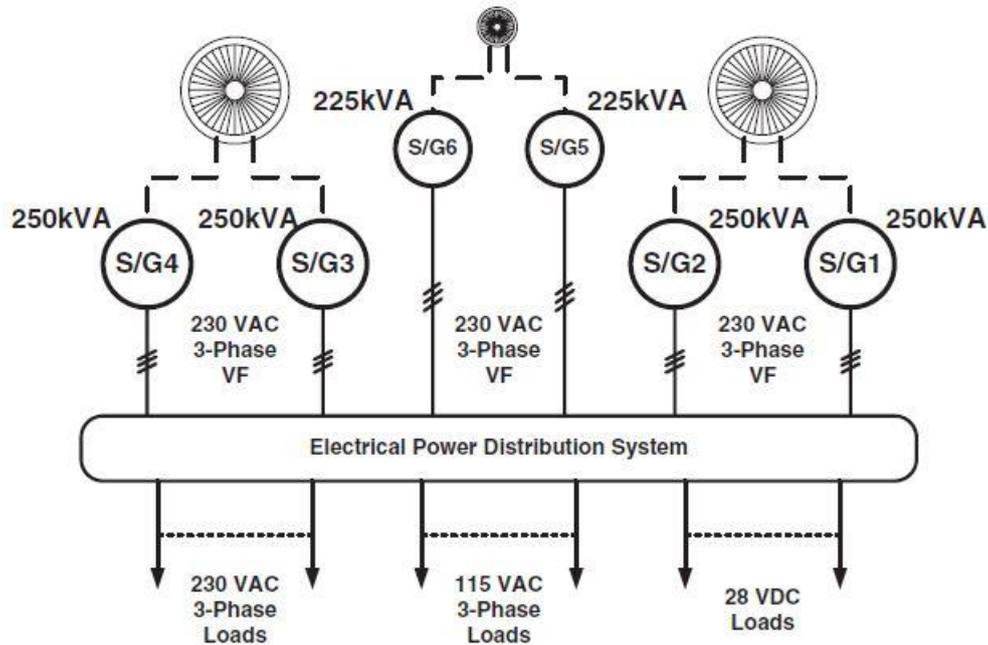


Figura 40. Esquema distribución eléctrica B787 [14]

En el esquema mostrado, podemos observar que el B787 dispone de dos generadores en cada motor (4 en total), cada uno de 250 kVA, resultando en total 500 kVA de potencia generada por canal. Los generadores son de frecuencia variable (VF), lo que acentúa el distanciamiento con otras aeronaves donde las principales fuentes de generación son a frecuencia constante de 400 Hz. Por otro lado, tiene dos unidades de potencia auxiliar (APU) cada una con 225 kVA de potencia.

En cuanto a la distribución, cada generador alimenta su propio bus principal de 230 Vac. Estos 230 Vac habrá que convertirlos después según la rama en la que nos situemos; hará falta convertirla a 115 Vac y pasarla a 28 y 270 V de continua con un rectificador para alimentar muchos de los subsistemas que necesitan estos suministros más convencionales.

En cuanto a los niveles de tensión, debido a los altos requerimientos del sistema eléctrico y la inmensidad de cargas que deben de ser abastecidas, el Boeing 787 dispone de 4 niveles distintos de tensión:

- 230/400 Vac
- 115/200 Vac
- 28 Vcc
- 270 Vcc

Los niveles de tensión 115/200 Vac y 28 Vcc se mantienen como en las arquitecturas tradicionales pero se incorporan dos nuevos niveles de tensión de 230/400 Vac y  $\pm 270$  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. Los diferentes niveles de tensión proceden de la transformación y rectificación de la tensión de generación de 230/400 Vac. De este modo, la tensión de 115/200 Vac se obtiene a partir de la autotransformación de la tensión de generación a través de las unidades de autotransformadores ATU (Auto-Transformer Unit). El nivel de tensión de  $\pm 270$  V de continua se obtiene mediante la transformación y rectificación de la tensión principal a partir de autotransformadores rectificadores ATRU (“Auto-Transformer Rectifier Unit”). Esta tensión de 270

Vcc se suele emplea para alimentar las cargas de mayor consumo del sistema puesto que el uso de niveles de tensión elevados en corriente continua permite manejar corrientes bastante menores para la misma potencia lo que está directamente relacionado con la disminución de la sección de los conductores, lo cual beneficia tanto al coste en materia de cableado como al peso del avión. Por último, la tensión de 28 Vcc también procede del proceso de la rectificación y se consigue a partir de unidades de transformación y rectificación TRU ya mencionada en capítulos anteriores.

## 6.2. Dimensionamiento de potencia

En primer lugar, para realizar nuestra simulación nos hacen falta valores más concretos del consumo que cada una de las cargas conlleva. Para nuestro análisis, tomaremos la fase del vuelo de crucero como referencia para llevar a cabo la simulación aunque estudiaremos también los casos de ascenso y descenso. A continuación mostramos un grafismo con los gastos de energía eléctrica en cada una de las fases de vuelo existentes. Observamos que tanto el crucero como el ascenso consumen 940 kW (aunque cambiarán algunas cargas específicas como trataremos más adelante) y en el descenso se requieren 880 kW.

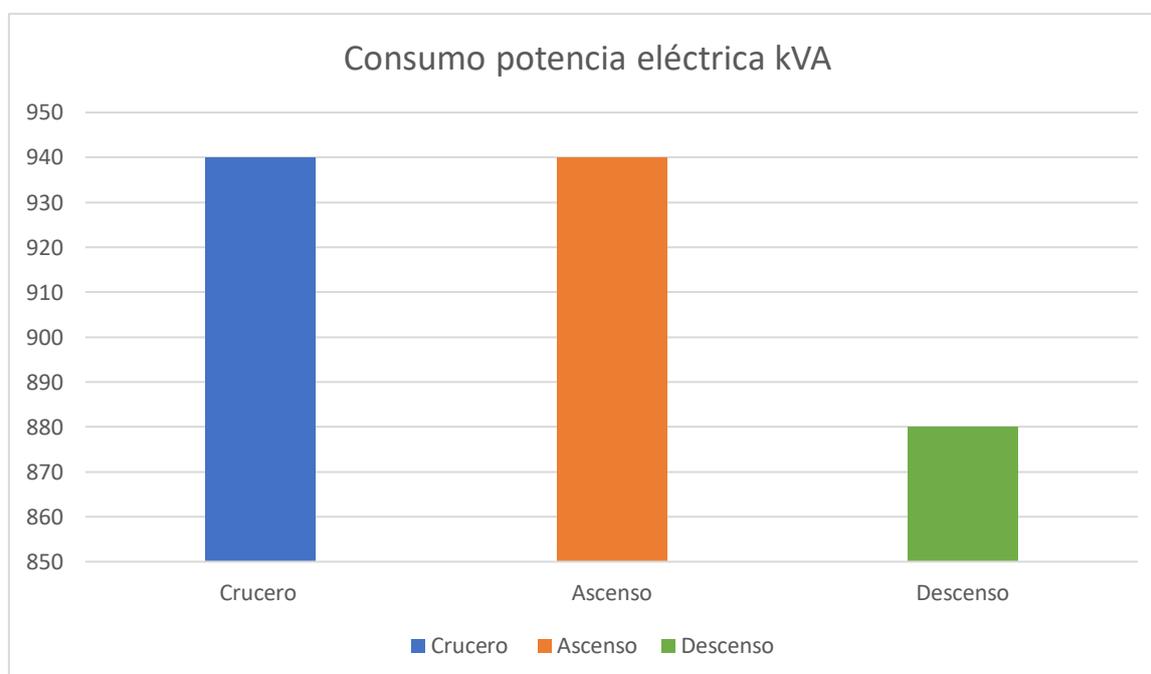


Tabla 29. Gastos potencia eléctrica B787 por fase de vuelo

Una vez analizados los gastos de energía eléctrica en cada uno de los segmentos de vuelo posibles, procedemos a ilustrar los requisitos de potencia específicos para la fase de crucero en los cuales nos centraremos para llevar a cabo nuestro análisis. En la figura 41 podemos observar por tanto el sistema eléctrico configurado para generaciones en condiciones de crucero.

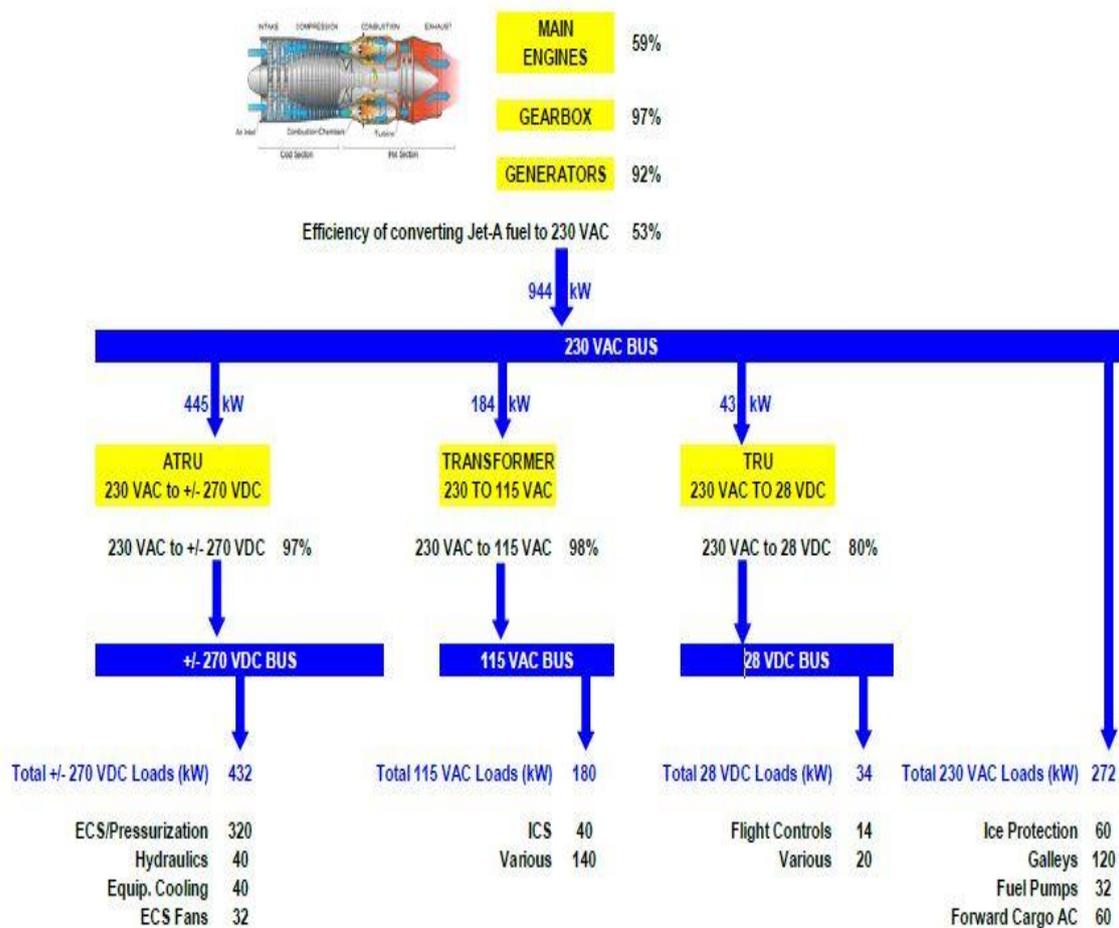


Figura 41. Cargas eléctricas en crucero en el Boeing 787 [3]

Observamos que la potencia total es de 944 kW, como analizamos en la figura 41. En cuanto a la distribución de potencia, alrededor del 30% de la potencia generada se utiliza directamente, pero para satisfacer las cargas más grandes, la potencia de 230 Vac se convierte en +/- 270 Vcc en una unidad rectificadora autotransformadora (ATRU) con una eficiencia del 97%. La energía también se convierte a 115 Vac y 400Hz en un transformador eficiente al 98% y a 28 Vcc en una unidad de rectificación y transformación con una eficiencia del 80% (TRU).

Por lo tanto, la distribución de potencia se podrá dividir en 4 ramas cada una con un nivel de tensión diferente a partir de la tensión principal de 230 Vac. La forma de distribución será descentralizada o distribuida (capítulo 2.1.1), es decir, desde el compartimento central se alimentan las cargas correspondientes de 230 Vac y todas las cargas de mayor consumo que se alimentan en continua a 270 Vcc mientras que las otras dos ramas se realizará desde el centro de distribución secundario (compartimento delantero). Por ello, será necesario ubicar en este compartimento central la unidad de auto transformación y rectificación (ATRU) encargada de convertir la potencia de 230 Vac a 270 Vcc.

Por otro lado, desde el compartimento delantero se alimentan aquellos equipos que trabajan a 115 Vac y 28 Vcc, por lo tanto, al igual que pasaba en el caso anterior, será necesario la instalación de un transformador simple (para convertir a 115 Vac) y además una unidad de transformación y rectificación (TRU) que para nuestra simulación será equivalente a la ATRU anteriormente mencionada. En estos casos, el transformador y la TRU se ubican en el compartimento delantero por lo que tendremos en cuenta en nuestro esquema y simulación que antes de introducir estos elementos será necesario incorporar los cables necesarios desde el compartimento central al delantero y una vez allí, implantar las unidades necesarias de transformación.

En resumen consecuentemente a lo descrito, hará falta un total de 3 transformadores para 3 de las 4 ramas en las que se dividirá el sistema; y dos de ellas trabajarán en continua por lo que habrá que meter los matices necesarios para simular corriente continua.

A continuación en la tabla 30, hemos tabulado las cargas según la fase de vuelo y la rama a la que correspondería. Se debe recordar que, las cargas de antihielo son mayores cuanto menor es la altitud, por lo tanto, esta carga debe ser mayor tanto en el ascenso como en el descenso respecto al crucero. Por otro lado, la carga del antivaho será mayor en el caso del crucero (mayor nubosidad y más necesidad de protección térmica por el descenso de la temperatura). Además, hay que tener en cuenta la presurización (que en el A400M no era mediante accionamientos eléctricos) considerando que a mayor altitud (fase de crucero) se requiere más potencia. Por otro lado, en cuanto a la fase de descenso, se disminuyen otras cargas debido al menor requerimiento de los motores, los cuales estarían a ralentí o a pocas revoluciones en comparación con otras maniobras; por tanto, disminuirá concretamente en nuestro análisis las cargas de refrigeración (prácticamente a la mitad) y la correspondiente a las bombas de combustible. Obviamente, estas cargas varían linealmente en función de la altitud, pero para hacer nuestro análisis hemos tomado un valor medio para modelar el sistema. La estimación de las cargas en las distintas fases de vuelo se ha realizado conforme a los conceptos explicados anteriormente y basándonos en los consumos totales de cada fase de vuelo y de las cargas en crucero [3].

Rama	Misión	Crucero (kW)	Ascenso (kW)	Descenso (kW)
<b>270 Vcc (1)</b>	Refrigeración (motor y APU)	40	40	20
	Sistemas hidráulicos	40	40	40
	ECS Fans	32	32	32
	ECS/Presurización	320	290	290
<b>28 Vcc (3)</b>	Unidades de control de vuelo (BCPU/GCU)	14	14	14
	Varios cabina (Monitores cabina, palancas, ...)	20	20	20
<b>115 Vac (2)</b>	Varios (antivaho ventanas, entretenimiento, ...)	140	120	120
	Refrigeración equipos secundarios	40	40	20
<b>230 Vac (4)</b>	Sistema antihielo alas	60	110	110
	Bombas de combustible	32	32	14
	Cocina	120	120	120
	Ventiladores recirculación cabina	60	60	60
<b>TOTAL</b>		<b>918</b>	<b>918</b>	<b>860</b>

Tabla 30. Cargas del B787 por fase de vuelo.

## 6.3. Distribución y cálculos del sistema eléctrico B787

### 6.3.1. Distribución de potencia

Desde el compartimento central se alimentan un número reducido de cargas que trabajan a la tensión de generación de 230 Vac y además todas las cargas de mayor consumo que se alimentan en continua a 270 Vcc. Además en este compartimento están instaladas las unidades de auto transformación y rectificación (ATRU), la batería de la APU con su cargador y los diferentes controladores de motor, elementos de control y protección de barras. Por otro lado, en el compartimento delantero se alimentan los equipos que trabajan a 115 Vac y 28 Vcc, el autotransformador ATU, las unidades de transformación y rectificación TRU, la batería principal y su cargador.

Como antes hemos mencionado, la introducción de máquinas y cargas con altos requerimientos de potencia eléctrica tiene un impacto significativo en la aeronave como la necesidad de incluir distintos puntos de distribución a lo largo de la aeronave para conseguir llevar a cabo la distribución secundaria de potencia. Estos puntos de distribución se denominan unidades de distribución remotas de potencia (RDPU, “Remote Power Distribution”) y están ubicadas en las posiciones que podemos observar en la figura 42. Nuestro análisis consiste en el transporte hasta estos dispositivos, los RDPU, por ello, tiene especial relevancia la ubicación de los mismos.

Observamos que el Boeing 787 dispone de 17 unidades de distribución remota RDPU repartidas a lo largo del avión. Las unidades de distribución remotas se instalan cerca de las cargas a las que alimenta, de forma que se reduce considerablemente la longitud de los conductores y en consecuencia el peso, coste de mantenimiento e instalación asociados.

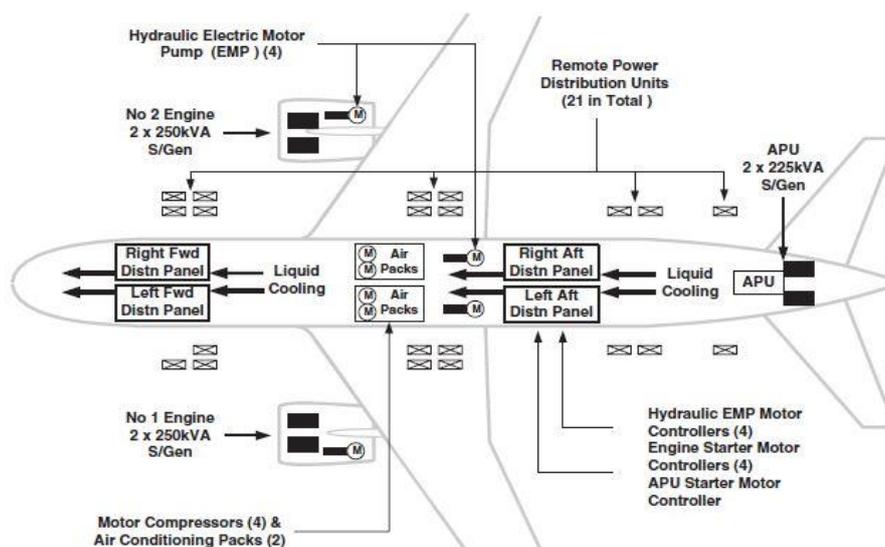


Figura 42. Distribución eléctrica de los RDPU y sistemas generadores en el B787 [14]

Por último, antes de seguir con las distancias y el cableado, vamos a mostrar la distribución de potencia del sistema eléctrico diseñado para el B787 tal y como hicimos en el caso del A400M.

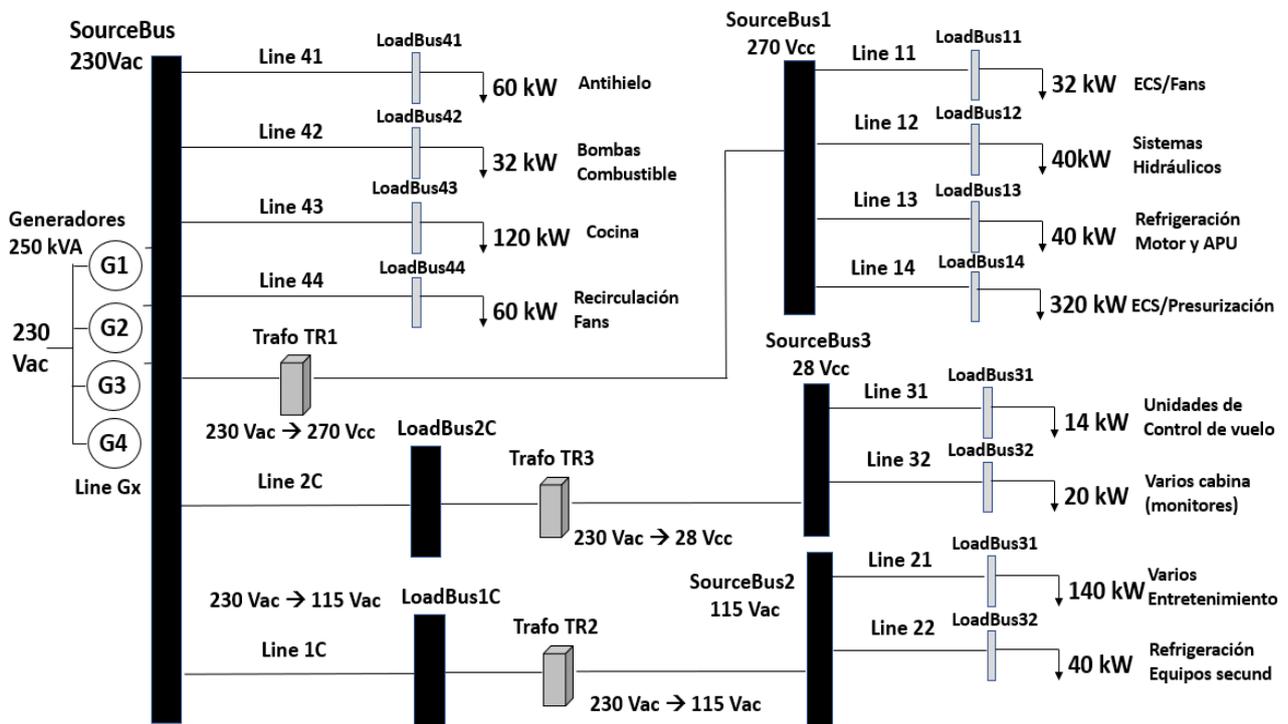


Figura 43. Distribución del sistema eléctrico del B787.

La primera parte que encontramos (parte superior, “SourceBus”) correspondería a la rama de 230 Vac que estará enumerada como 4. Esta rama de 230 Vac se divide en numerosas partes, las primeras 4 subdivisiones van dirigidas a las cargas que la rama de 230 Vac se encarga de alimentar. Estas cuatro cargas suman un total de 272 kW; las líneas que aparecen serán objeto de estudio en el siguiente punto de ahí que sea importante la enumeración de cada una de ellas. La quinta segmentación nos lleva al primer transformador, correspondiente a la rama de 270 Vcc. El último cable de “SourceBus” estaría físicamente dirigido al compartimento delantero, es decir, a la otra zona de distribución donde se fraccionará para la parte de 115 Vac y 28 Vcc.

Por otro lado tenemos la otra zona de distribución del avión, la ubicada en la parte delantera del avión. Según nuestro estudio, desde la zona de distribución primaria hay que transportar la energía necesaria a esa segunda zona de distribución, la zona de distribución secundaria, desde donde se seguirían alimentando las restantes cargas, de ahí que aparezca en nuestro esquema líneas para transportar la energía desde “SourceBus” a “LoadBus1” y “LoadBus2” que corresponden respectivamente a la unión con el transformador simple para convertir a 115 Vac “TRAFO TR2” (2) y a la unidad de rectificación y transformación TRU (3) que correspondería al tercer y último transformador del esquema “TRAFO TR3”. A partir de ahí pasaríamos a tener 115 Vac y 28 Vcc.

### 6.3.2. Distancias

En este punto se tiene como objetivo resumir las longitudes de los cables estudiadas en [15], es decir, establecer la distancia entre los puntos de distribución RDPDU (“Remote Power Distribution”) y las zonas de distribución principales. Combinando los datos de las dimensiones generales de la aeronave y la ubicación de los RDPUs, se consigue el siguiente plano del B787 con las distancias de nuestro interés. Además, las agrupamos en la siguiente tabla.

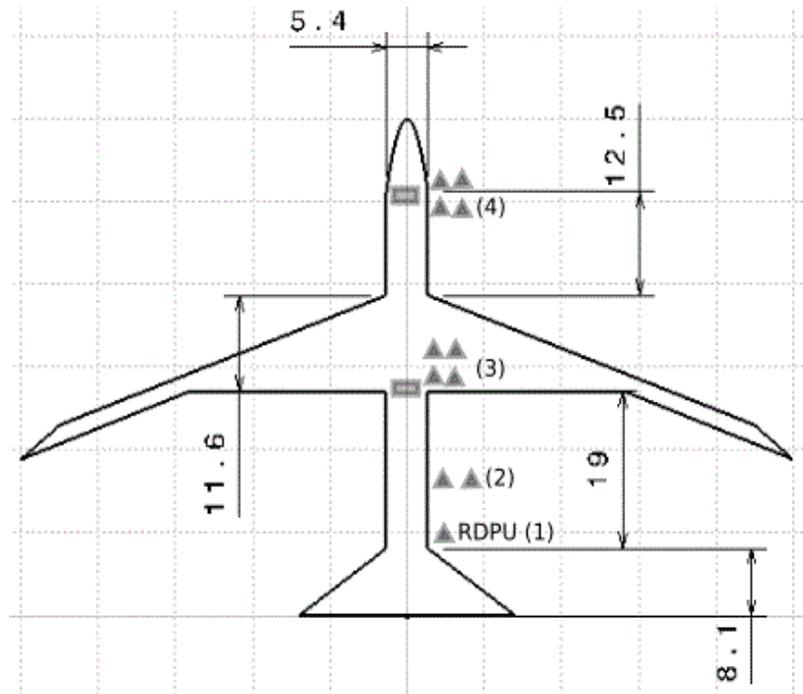


Figura 44. Plano B787 con medidas relevantes para el análisis del circuito eléctrico (metros)

Origen	Destino	~ Distancia (metros)
<b>Zona primaria (central)</b>	RDPU 1	19 m
	RDPU 2	9.5 m
	RDPU 3	5 m
	RDPU 4	24 m
	Zona secundaria (delantera)	24 m
<b>Zona secundaria (delantera)</b>	RDPU 1	43 m
	RDPU 2	33.5 m
	RDPU 3	24 m
	RDPU 4	5 m

Tabla 31. Resumen de longitudes en el B787

### 6.3.3. Cálculo de cableado

El método utilizado para el cálculo del cableado en el Boeing 787 es el consistente en el procedimiento de la F.A.A. Este procedimiento se explica en el capítulo 4.2.3 y se escoge este debido a su mayor simplicidad y a que Boeing utiliza cables de cobre por lo que es válido el cálculo propuesto por la F.A.A. Por tanto, uno de los aspectos a tener en cuenta es la resistividad de los cables que cambia al ser ahora de cobre. En la siguiente tabla se recopilan las resistencias:

$$\rho_{cu} = \text{resistividad cu} = 1.724e-2 \frac{\Omega mm^2}{m}$$

AWG	22	20	18	16	14	12	10	8
Resistencia ( $\Omega$ ) /km	58,22	34,48	21,55	13,20	8,21	5,22	3,28	2,05

AWG	6	4	2	1	0	00	000	0000
Resistencia ( $\Omega$ ) /km	1,29	0,815	0,513	0,406	0,322	0,256	0,203	0,161

Tabla 32. Resistencia hilos de cobre por kilómetro

En este apartado se realizará exclusivamente el cálculo de los nuevos hilos incorporados quedando los demás definidos y explicados en [15]. Por lo tanto, realizaremos el estudio de los cables correspondientes al transporte de energía desde los generadores al centro de distribución primario y las cargas que sean más restrictivas al aplicar las diferentes fases de vuelo como es el caso del antihielo, el cuál tendremos que modelar para el caso de ascenso/descenso puesto que tiene requerimientos de potencia más elevados lo que puede conllevar a que el cable modelado anteriormente (para cargas de crucero) no cumpla la normativa en estos casos.

**Line41. Antihielo:** se dirigirá desde el compartimento central a los RDPU 3 (simétrico).

Datos:

- V = 230 V
- P = 90 kW
- $\Delta U = 0.035 \cdot 230 \approx 8$  V
- L  $\approx 5$  m
- Trifásica
- $\cos\phi = 0.9$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\phi)} = 251 \text{ A}$$

$$\frac{L}{\Delta U} \approx 1$$

Se dividiría en dos ramas: 125.51 A de intensidad cada una (Line 411 y Line 412 en el código). Con esa intensidad y el valor del cociente L/ $\Delta U$  nos vamos a la gráfica que muestra el calibre según la F.A.A. y determinamos el calibre. En la siguiente figura se muestra este caso a modo ejemplo, donde con un cuadrado de color rojo se ha marcado un punto intersección en este caso y a partir del cual se calcula el calibre. Como queda entre el AWG 1/0 y el AWG 2/0 seleccionamos el que proporciona una sección mayor (calibre AWG 2/0).

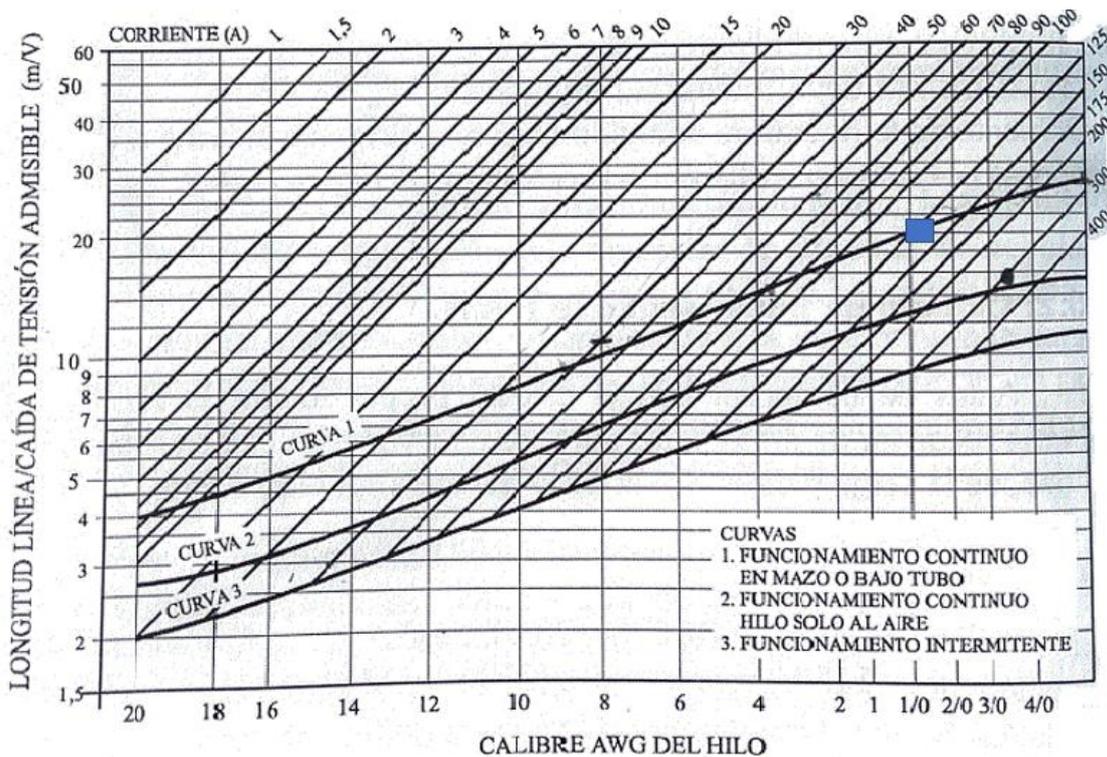


Figura 45. Calibre AWG Line 41 Antihielo B787

- Calibre AWG 2/0
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de 195 A por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 67.4 \text{ mm}^2$
- Potencia  $P = 30 \text{ kW}$  (por cada subcarga en el caso de crucero) y  $45 \text{ kW}$  (en ascenso y descenso).

**Line G1. Generador izquierdo 1:** se dirigirá desde la ubicación de los generadores, el RDPU 3, hacia el compartimento primario de distribución de energía eléctrica. Esta distancia será la misma que desde compartimento primario a RDPU 3. Recordamos que cada uno de los 4 generadores que se disponen en el B787 proporciona una potencia de  $250 \text{ kW}$ .

Datos:

- $V = 230 \text{ V}$
- $\Delta U = 0.035 \cdot 230 \approx 8 \text{ V}$
- Trifásica
- $P = 250 \text{ kW}$
- $L \approx 5 \text{ m}$
- $\cos \varphi = 1$

$$I = \frac{P}{\sqrt{3} \times V \times \cos(\varphi)} = 627 \text{ A}$$

- Se divide en tres líneas (Line G11, Line G12 y Line G13) con una intensidad de  $209.18 \text{ A}$  cada una debido a que la máxima intensidad que se puede transportar según los límites admisibles es  $260 \text{ A}$  por línea.
- Calibre AWG 4/0.
- La intensidad máxima posible para ese calibre según la tabla 8 es de  $260 \text{ A}$  por lo tanto, es válido.
- Sección  $s = 107 \text{ mm}^2$ .
- Potencia de cada línea:  $P = 83.3 \text{ kW}$ .

Los 3 generadores restantes seguirían el mismo procedimiento consiguiendo los mismos resultados al tener las mismas condiciones de operación (misma potencia y distancia). En total, los generadores supondrían la inclusión de 12 líneas del calibre AWG 4/0.

## 6.4. Resultados

En este apartado se van a mostrar los resultados obtenidos para la aeronave B787 con las nuevas suposiciones estudiadas. El código íntegro en OpenDSS se encuentra en el Anexo C del trabajo. Se expondrán los resultados para las fases de crucero, ascenso y descenso respectivamente.

### 6.4.1. Resultados Crucero B787

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 111	3.9	0	3.9	1	Line 111	25.62	0.129
Load 112	4.1	0	4.1	1	Line 112	25.62	0.129
Load 113	4.1	0	4.1	1	Line 113	26.46	0.023
Load 114	4.1	0	4.1	1	Line 114	26.46	0.023
Load 115	4.1	0	4.1	1	Line 115	26.23	0.053
Load 116	4.1	0	4.1	1	Line 116	26.23	0.053
Load 117	4.1	0	4.1	1	Line 117	25.82	0.104
Load 118	3.9	0	2.9	1	Line 118	25.82	0.104
Load 121	10.2	0	10.2	1	Line 121	65.62	0.035
Load 122	10.2	0	10.2	1	Line 122	65.62	0.035
Load 123	9.9	0	9.9	1	Line 123	64.62	0.163
Load 124	9.9	0	9.9	1	Line 124	64.62	0.163
Load 131	10.2	0	10.2	1	Line 131	65.62	0.035
Load 132	10.2	0	10.2	1	Line 132	65.62	0.035
Load 133	9.9	0	9.9	1	Line 133	64.62	0.163
Load 134	9.9	0	9.9	1	Line 134	64.62	0.163
Load 141	14.9	0	14.9	1	Line 141	97.93	0.298
Load 142	14.9	0	14.9	1	Line 142	97.93	0.298
Load 143	14.9	0	14.9	1	Line 143	97.93	0.298
Load 144	14.9	0	14.9	1	Line 144	97.93	0.298
Load 145	14.9	0	14.9	1	Line 145	97.93	0.298
Load 146	14.9	0	14.9	1	Line 146	97.93	0.298
Load 147	14.9	0	14.9	1	Line 147	97.93	0.298
Load 148	15.5	0	15.5	1	Line 148	99.88	0.052
Load 149	15.5	0	15.5	1	Line 149	99.88	0.052
Load 1410	15.5	0	15.5	1	Line 1410	99.88	0.052
Load 1411	15.5	0	15.5	1	Line 1411	99.88	0.052
Load 1412	15.5	0	15.5	1	Line 1412	99.88	0.052
Load 1413	15.5	0	15.5	1	Line 1413	99.88	0.052
Load 1414	15.5	0	15.5	1	Line 1414	99.88	0.052
Load 1415	15.5	0	15.5	1	Line 1415	99.88	0.052
Load 1416	15.3	0	15.3	1	Line 1416	99.34	0.122
Load 1417	15.3	0	15.3	1	Line 1417	99.34	0.122
Load 1418	15.3	0	15.3	1	Line 1418	99.34	0.122
Load 1419	15.3	0	15.3	1	Line 1419	99.34	0.122
Load 1420	15.1	0	15.1	1	Line 1420	98.41	0.238
Load 1421	15.1	0	15.1	1	Line 1421	98.41	0.238

Tabla 33. Resultados Rama 270 Vcc (1) B787 Crucero

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 411	30	14.6	33.3	0,9	Line 411	83.71	0.021
Load 412	30	14.6	33.3	0,9	Line 412	83.71	0.021
Load 421	16	14.1	21.3	0,75	Line 421	53.62	0.045
Load 422	16	14.1	21.3	0,75	Line 422	53.62	0.045
Load 431	60	29.1	66.7	0,9	Line 431	168.07	0.328
Load 432	60	29.1	66.7	0,9	Line 432	168.07	0.328
Load 441	30	14.6	33.3	0,9	Line 441	84.25	0.262
Load 442	30	14.6	33.3	0,9	Line 442	54.25	0.262
Load G1	- 250	189.2	313.6	-0.79	Line G11	207.59	0.671
					Line G12	207.59	0.671
					Line G13	207.59	0.671
Load G2	-250	189.2	313.6	-0.79	Line G21	207.59	0.671
					Line G22	207.59	0.671
					Line G23	207.59	0.671
Load G3	-250	189.2	313.6	-0.79	Line G31	207.59	0.671
					Line G32	207.59	0.671
					Line G33	207.59	0.671
Load G4	-250	189.2	313.6	--0.79	Line G41	207.59	0.671
					Line G42	207.59	0.671
					Line G43	207.59	0.671
TRAFO TR1					Line 1C	254.22	3.135
TRAFO TR2					Line 2C	85.25	0.273

Tabla 34. Resultados Rama 230 Vac (4) B787 Crucero

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 211	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 211	0.202	0.035
Load 212	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 212	0.202	0.035
Load 213	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 213	0.202	0.035
Load 214	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 214	0.202	0.035
Load 215	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 215	0.202	0.035
Load 216	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 216	0.202	0.035
Load 217	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 217	0.202	0.035
Load 218	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 218	0.212	0.222
Load 219	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 219	0.212	0.222
Load 2110	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2110	0.212	0.222
Load 2111	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2111	0.212	0.222
Load 2112	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2112	0.212	0.222
Load 2113	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2113	0.212	0.222
Load 2114	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2114	0.212	0.222
Load 2115	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2115	0.212	0.222
Load 2116	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2116	0.113	0.314
Load 2117	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2117	0.113	0.314
Load 2118	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2118	0.113	0.314
Load 2119	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2119	0.113	0.314
Load 2120	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2120	0.214	0.0318
Load 2121	6.7	3.2	7.4	0.9	Line 2121	0.214	0.0318
Load 221	5	2.4	5.6	0.9	Line 221	0.152	0.0318
Load 222	5	2.4	5.6	0.9	Line 222	0.152	0.0318

Load 223	5	2.4	5.6	0.9	Line 223	0.161	0.201
Load 224	5	2.4	5.6	0.9	Line 224	0.161	0.201
Load 225	5	2.4	5.6	0.9	Line 225	0.062	0.279
Load 226	5	2.4	5.6	0.9	Line 226	0.062	0.279
Load 227	5	2.4	5.6	0.9	Line 227	0.111	0.227
Load 228	5	2.4	5.6	0.9	Line 228	0.111	0.227

Tabla 35. Resultados Rama 115 Vac (2) B787 Crucero

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 311	6.7	0	6.7	1	Line 311	155.28	0.189
Load 312	6.7	0	6.7	1	Line 312	155.28	0.189
Load 321	4.9	0	4.9	1	Line 321	210.23	0.062
Load 322	4.9	0	4.9	1	Line 322	210.23	0.062
Load 323	4.9	0	4.9	1	Line 323	209.74	0.062
Load 324	4.9	0	4.9	1	Line 324	209.74	0.062

Tabla 36. Resultados Rama 28 Vcc (3) B787 Crucero

No obstante, además de las pérdidas de que se encuentran en los cables, hay que sumar las correspondientes a los transformadores, aunque estas son mínimas.

- Transformador TR1 = 0.0676 kW
- Transformador TR2 = 0.0086 kW
- Transformador TR3 = 0.00024

Sumando todas las pérdidas se llega a un total de:

- Pérdidas en líneas  $\approx$  23.5 kW
- Pérdidas en transformadores  $\approx$  0.1 kW
- Pérdidas totales  $\approx$  23.6 kW (2.58 %)

## 6.4.2. Resultados Ascenso B787

En este apartado vamos a mostrar los resultados obtenidos al simular la operación de ascenso. Como analizamos anteriormente, hay ciertas cargas que varían en función de la maniobra. Las cargas en cada fase de vuelo vienen recopiladas y explicadas en la tabla 30.

Para el caso de ascenso, recordamos que tenemos que variar solo tres cargas:

- Line 21. Antivaho: de los 140 kW en crucero a 120 kW.
- Line 41. Antihielo: de los 60 kW en crucero a 110 kW.
- Line 14. Presurización: de los 320 kW en crucero a 290 kW.

Por tanto, tendremos que variar la potencia de las distintas cargas ajustándolos a la fase de ascenso. Recordamos que el cálculo del cableado está hecho para las condiciones más restrictivas y es inamovible. Se modificaría lo siguiente:

- Antivaho: las 21 subcargas que la componen de un consumo de 6.66 kW (total 140 kW) se modifican a un consumo de 5.70 kW (total 120 kW).
- Antihielo: Formada por dos subcargas de 30 kW cada una (60 kW en total), se modifica su valor a 55 kW (total 110 kW)
- Presurización: distribuida en 21 subcargas de 45.69 kW cada una (320 kW total), se cambia a 41.41 kW cada una (total de 290 kW).

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 111	3.9	0	3.9	1	Line 111	25.60	0.129
Load 112	3.9	0	3.9	1	Line 112	25.60	0.129
Load 113	4.1	0	4.1	1	Line 113	26.44	0.023
Load 114	4.1	0	4.1	1	Line 114	26.44	0.023
Load 115	3.9	0	3.9	1	Line 115	26.21	0.053
Load 116	3.9	0	3.9	1	Line 116	26.21	0.053
Load 117	4.1	0	4.1	1	Line 117	25.81	0.104
Load 118	4.1	0	4.1	1	Line 118	25.81	0.104
Load 121	10.2	0	10.2	1	Line 121	65.63	0.035
Load 122	10.2	0	10.2	1	Line 122	65.63	0.035
Load 123	9.9	0	9.9	1	Line 123	64.31	0.163
Load 124	9.9	0	9.9	1	Line 124	64.31	0.163
Load 131	10.2	0	10.2	1	Line 131	65.63	0.035
Load 132	10.2	0	10.2	1	Line 132	65.63	0.035
Load 133	9.9	0	9.9	1	Line 133	64.31	0.163
Load 134	9.9	0	9.9	1	Line 134	64.31	0.163
Load 141	13.6	0	13.6	1	Line 141	89.00	0.246
Load 142	13.6	0	13.6	1	Line 142	89.01	0.246
Load 143	14.0	0	14.0	1	Line 143	89.00	0.246
Load 144	14.0	0	14.0	1	Line 144	89.01	0.246
Load 145	14.0	0	14.0	1	Line 145	90.61	0.246
Load 146	13.6	0	13.6	1	Line 146	90.61	0.246
Load 147	13.6	0	13.6	1	Line 147	89.00	0.246
Load 148	14.0	0	14.0	1	Line 148	89.01	0.043
Load 149	14.0	0	14.0	1	Line 149	89.00	0.043
Load 1410	14.0	0	14.0	1	Line 1410	89.01	0.043
Load 1411	14.0	0	14.0	1	Line 1411	90.61	0.043
Load 1412	14.0	0	14.0	1	Line 1412	90.61	0.043
Load 1413	13.6	0	13.6	1	Line 1413	89.00	0.043
Load 1414	13.6	0	13.6	1	Line 1414	89.01	0.043
Load 1415	14.0	0	14.0	1	Line 1415	89.00	0.043
Load 1416	14.0	0	14.0	1	Line 1416	89.01	0.100
Load 1417	14.0	0	14.0	1	Line 1417	90.61	0.100
Load 1418	13.6	0	13.6	1	Line 1418	90.61	0.100
Load 1419	13.6	0	13.6	1	Line 1419	90.61	0.100
Load 1420	14.0	0	14.0	1	Line 1420	89.40	0.197
Load 1421	14.0	0	14.0	1	Line 1421	89.40	0.197

Tabla 37. Resultados Rama 270 Vcc (1) B787 Ascenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 411	55.0	26.7	61.1	0,9	Line 411	153.53	0.072
Load 412	55.0	26.7	61.1	0,9	Line 412	153.53	0.072
Load 421	16.0	14.1	21.3	0,75	Line 421	53.62	0.045
Load 422	16.0	14.1	21.3	0,75	Line 422	53.62	0.045
Load 431	60.0	29.1	66.7	0,9	Line 431	168.07	0.327
Load 432	60.0	29.1	66.7	0,9	Line 432	168.07	0.327
Load 441	30.0	14.6	33.3	0,9	Line 441	84.25	0.262
Load 442	30.0	14.6	33.3	0,9	Line 442	84.25	0.262

Load G1	- 250	189.2	313.6	-0.79	Line G11	210.73	0.670
					Line G12	210.73	0.670
					Line G13	210.73	0.670
Load G2	-250	189.2	313.6	-0.79	Line G21	210.73	0.670
					Line G22	210.73	0.670
					Line G23	210.73	0.670
Load G3	-250	189.2	313.6	-0.79	Line G31	210.73	0.670
					Line G32	210.73	0.670
					Line G33	210.73	0.670
Load G4	-250	189.2	313.6	--0.79	Line G41	210.73	0.670
					Line G42	210.73	0.670
					Line G43	210.73	0.670
TRAFO TR1					Line 1C	230.15	2.458
TRAFO TR2					Line 2C	82.25	0.273

Tabla 38. Resultados Rama 230 Vac (4) B787 Ascenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 211	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 211	32.31	0.025
Load 212	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 212	32.31	0.025
Load 213	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 213	32.31	0.025
Load 214	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 214	32.31	0.025
Load 215	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 215	32.31	0.025
Load 216	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 216	32.31	0.025
Load 217	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 217	32.31	0.025
Load 218	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 218	32.93	0.161
Load 219	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 219	32.93	0.161
Load 2110	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2110	32.93	0.161
Load 2111	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2111	32.93	0.161
Load 2112	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2112	32.93	0.161
Load 2113	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2113	32.93	0.161
Load 2114	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2114	32.93	0.161
Load 2115	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2115	32.93	0.161
Load 2116	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2116	32.93	0.230
Load 2117	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2117	32.93	0.230
Load 2118	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2118	32.93	0.230
Load 2119	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2119	32.93	0.230
Load 2120	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2120	33.03	0.183
Load 2121	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2121	33.03	0.183
Load 221	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 221	28.38	0.031
Load 222	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 222	28.38	0.031
Load 223	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 223	28.38	0.200
Load 224	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 224	28.38	0.200
Load 225	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 225	29.16	0.280
Load 226	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 226	29.16	0.280
Load 227	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 227	29.26	0.228
Load 228	5.0	2.4	5.6	0.9	Line 228	29.26	0.228

Tabla 39. Resultados Rama 115 Vac (2) B787 Ascenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 311	6.7	0	6.7	1	Line 311	155.28	0.189
Load 312	6.7	0	6.7	1	Line 312	155.28	0.189
Load 321	4.9	0	4.9	1	Line 321	210.23	0.062
Load 322	4.9	0	4.9	1	Line 322	210.23	0.062
Load 323	4.9	0	4.9	1	Line 323	209.74	0.062
Load 324	4.9	0	4.9	1	Line 324	209.74	0.062

Tabla 40. Resultados Rama 28 Vcc (3) B787 Ascenso

Las pérdidas de los transformadores son las siguientes: rellenar

- Transformador TR1 = 0.565 kW
- Transformador TR2 = 0.00672 kW
- Transformador TR3 = 0.00024

Sumando todas las pérdidas se llega a un total de:

- Pérdidas en líneas  $\approx$  21.3 kW
- Pérdidas en transformadores  $\approx$  0.1 kW
- Pérdidas totales  $\approx$  21.4 kW (2.33 %)

### 6.4.3. Resultados Descenso B787

En este apartado vamos a mostrar los resultados obtenidos al simular la operación de descenso. Para esta fase de vuelo sí hay varias cargas que cambian su cuantía y además, el total suministrado pasa a ser de 860 kW (en vez de 918 kW como en los casos de crucero y ascenso)

Tendremos que variar las siguientes cargas:

- Line 21. Antivaho: de los 140 kW en crucero a 120 kW.
- Line 22. Refrigeración equipos secundarios: de 40 kW a 20 kW.
- Line 41. Antihielo: de los 60 kW en crucero a 110 kW.
- Line 42. Bombas de combustible: de 32 kW a 14 kW.
- Line 13. Refrigeración motor y APU: de 40 kW a 20 kW.
- Line 14. Presurización: de 320 kW en crucero a 290 kW.

Las cargas que debemos cambiar son las mismas que en crucero más las siguientes:

- Refrigeración equipos secundarios: se divide inicialmente en 8 subcargas de 5 kW, las cuales se modifican a un valor de 2.5 kW.
- Refrigeración motor y APU: formada por 4 subcargas de 10 kW cada una que se modifican a 5 kW para llegar al total de 20 kW estipulado.
- Bombas de combustible: dividida en dos subcargas de 16 kW cada una que se convierten en dos subcargas de 7 kW.

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 111	3.9	0	3.9	1	Line 111	25.60	0.129
Load 112	3.9	0	3.9	1	Line 112	25.60	0.129
Load 113	4.1	0	4.1	1	Line 113	26.44	0.023
Load 114	4.1	0	4.1	1	Line 114	26.44	0.023
Load 115	3.9	0	3.9	1	Line 115	26.21	0.053
Load 116	3.9	0	3.9	1	Line 116	26.21	0.053
Load 117	4.1	0	4.1	1	Line 117	25.81	0.104
Load 118	4.1	0	4.1	1	Line 118	25.81	0.104
Load 121	10.2	0	10.2	1	Line 121	65.63	0.035
Load 122	10.2	0	10.2	1	Line 122	65.63	0.035
Load 123	9.9	0	9.9	1	Line 123	64.31	0.163
Load 124	9.9	0	9.9	1	Line 124	64.31	0.163
Load 131	5.0	0	5.0	1	Line 131	32.91	0.008
Load 132	5.0	0	5.0	1	Line 132	32.91	0.008
Load 133	5.1	0	5.1	1	Line 133	32.65	0.041
Load 134	5.0	0	5.0	1	Line 134	32.65	0.041
Load 141	13.6	0	13.6	1	Line 141	89.00	0.246
Load 142	13.6	0	13.6	1	Line 142	89.01	0.246
Load 143	14.0	0	14.0	1	Line 143	89.00	0.246
Load 144	14.0	0	14.0	1	Line 144	89.01	0.246
Load 145	14.0	0	14.0	1	Line 145	90.61	0.246
Load 146	13.6	0	13.6	1	Line 146	90.61	0.246
Load 147	13.6	0	13.6	1	Line 147	89.00	0.246
Load 148	14.0	0	14.0	1	Line 148	89.01	0.043
Load 149	14.0	0	14.0	1	Line 149	89.00	0.043
Load 1410	14.0	0	14.0	1	Line 1410	89.01	0.043
Load 1411	14.0	0	14.0	1	Line 1411	90.61	0.043
Load 1412	14.0	0	14.0	1	Line 1412	90.61	0.043
Load 1413	13.6	0	13.6	1	Line 1413	89.00	0.043
Load 1414	13.6	0	13.6	1	Line 1414	89.01	0.043
Load 1415	14.0	0	14.0	1	Line 1415	89.00	0.043
Load 1416	14.0	0	14.0	1	Line 1416	89.01	0.100
Load 1417	14.0	0	14.0	1	Line 1417	90.61	0.100
Load 1418	13.6	0	13.6	1	Line 1418	90.61	0.100
Load 1419	13.6	0	13.6	1	Line 1419	90.61	0.100
Load 1420	14.0	0	14.0	1	Line 1420	89.40	0.197
Load 1421	14.0	0	14.0	1	Line 1421	89.40	0.197

Tabla 41. Resultados Rama 270 Vcc (1) B787 Descenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 411	55.0	26.7	61.1	0,9	Line 411	153.53	0.072
Load 412	55.0	26.7	61.1	0,9	Line 412	153.53	0.072
Load 421	7.0	6.3	9.3	0,75	Line 421	23.43	0.008
Load 422	7.0	6.3	9.3	0,75	Line 422	23.43	0.008
Load 431	60.0	29.1	66.7	0,9	Line 431	168.07	0.327
Load 432	60.0	29.1	66.7	0,9	Line 432	168.07	0.327
Load 441	30.0	14.6	33.3	0,9	Line 441	84.25	0.262
Load 442	30.0	14.6	33.3	0,9	Line 442	84.25	0.262

Load G1	- 250	189.2	313.6	-0.79	Line G11	273.44	1.085
					Line G12	273.44	1.085
					Line G13	273.44	1.085
Load G2	-250	189.2	313.6	-0.79	Line G21	273.44	1.085
					Line G22	273.44	1.085
					Line G23	273.44	1.085
Load G3	-250	189.2	313.6	-0.79	Line G31	273.44	1.085
					Line G32	273.44	1.085
					Line G33	273.44	1.085
Load G4	-250	189.2	313.6	--0.79	Line G41	273.44	1.085
					Line G42	273.44	1.085
					Line G43	273.44	1.085
TRAFO TR1					Line 1C	200.91	1.864
TRAFO TR2					Line 2C	85.28	0.273

Tabla 42. Resultados Rama 230 Vac (4) B787 Descenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 211	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 211	32.31	0.025
Load 212	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 212	32.31	0.025
Load 213	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 213	32.31	0.025
Load 214	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 214	32.31	0.025
Load 215	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 215	32.31	0.025
Load 216	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 216	32.31	0.025
Load 217	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 217	32.31	0.025
Load 218	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 218	32.93	0.161
Load 219	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 219	32.93	0.161
Load 2110	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2110	32.93	0.161
Load 2111	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2111	32.93	0.161
Load 2112	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2112	32.93	0.161
Load 2113	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2113	32.93	0.161
Load 2114	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2114	32.93	0.161
Load 2115	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2115	32.93	0.161
Load 2116	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2116	32.93	0.230
Load 2117	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2117	32.93	0.230
Load 2118	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2118	32.93	0.230
Load 2119	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2119	32.93	0.230
Load 2120	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2120	33.03	0.183
Load 2121	5.7	2.8	6.3	0.9	Line 2121	33.03	0.183
Load 221	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 221	14.13	0.007
Load 222	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 222	14.13	0.007
Load 223	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 223	14.31	0.048
Load 224	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 224	14.31	0.048
Load 225	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 225	14.41	0.069
Load 226	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 226	14.41	0.069
Load 227	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 227	14.35	0.055
Load 228	2.5	1.2	2.8	0.9	Line 228	14.35	0.055

Tabla 43. Resultados Rama 115 Vac (2) B787 Descenso

Carga	kW	kvar	kVA	fp	Línea	Intensidad (A)	Losses (kW)
Load 311	6.7	0	6.7	1	Line 311	155.28	0.189
Load 312	6.7	0	6.7	1	Line 312	155.28	0.189
Load 321	4.9	0	4.9	1	Line 321	210.23	0.062
Load 322	4.9	0	4.9	1	Line 322	210.23	0.062
Load 323	4.9	0	4.9	1	Line 323	209.74	0.062
Load 324	4.9	0	4.9	1	Line 324	209.74	0.062

Tabla 44. Resultados Rama 28 Vcc (3) B787 Descenso

Las pérdidas de los transformadores son las siguientes:

- Transformador TR1 = 0.05478 kW
- Transformador TR2 = 0.00510 kW
- Transformador TR3 = 0.00024

Sumando todas las pérdidas se llega a un total de:

- Pérdidas en líneas  $\approx$  24.2 kW
- Pérdidas en transformadores  $\approx$  0.1 kW
- Pérdidas totales  $\approx$  24.3 kW (2.82 %)

## 6.5 Comparación A400M vs B787 y conclusiones

En primer lugar, comenzar destacando que la eficiencia del sistema eléctrico del B787 es muy reseñable. Tal y como hemos calculado, las pérdidas están comprendidas entre un 2.33 – 2.82 %. En todo caso, siempre menor que un 3% de pérdidas. Comparando este valor con el alcanzado en el estudio [15], en el cual se alcanzaba solo 1.7 % de pérdidas, la diferencia radica en que ahora hemos incluido la generación de los motores y su distribución hacia la zona primaria de distribución, que como analizaremos más adelante es una de las zonas donde más pérdidas se localizan.

Tal y como analizamos en el apartado 5.5 con el A400M, en este caso también existen diferencias, aunque mínimas, entre las distintas fases de vuelo consideradas. El caso más eficiente según los resultados es el ascenso, aunque prácticamente igual que el crucero. El hecho de que el valor de las pérdidas sea prácticamente idéntico entre crucero y ascenso es un buen indicio, puesto que consumen en términos globales lo mismo (918 kW) y solo cambian 3 cargas. La operación de descenso tiene mayores pérdidas. Suponemos que puede ser porque el diseño ideal es para la operación de crucero y al incorporar las cargas de la fase de descenso (menores) el sistema no es tan eficiente puesto que podríamos dimensionarlo de otra forma (distinto cableado) si solo fuera diseñado para la maniobra de descenso.

En la siguiente tabla, comparamos los valores de las pérdidas generadas por el A400M y los del B787. Observamos que en términos porcentuales es más eficiente el Boeing 787 pero obviamente, en términos totales, el A400M tiene menos pérdidas (recordamos que el B787 genera 1000 kVA, mientras que el A400M 300 kVA).

	Pérdidas Boeing 787 (kW)	Pérdidas A400M (kW)
<b>Crucero</b>	23.6 (2.33 %)	10.5 (3.88 %)
<b>Ascenso</b>	21.4 (2.58 %)	10.9 (4.04 %)
<b>Descenso</b>	24.3 (2.82 %)	9.9 (4.21 %)

Tabla 45. Pérdidas B787 y A400M por fase de vuelo

Por otro lado, vamos a analizar la cuantía de las pérdidas en el B787 que se asocian con el transporte desde los generadores a la zona de distribución principal que hemos incorporado en este estudio. Observamos cómo este transporte de energía eléctrica conlleva más de un tercio de las pérdidas de todo el sistema eléctrico.

	<b>Pérdidas totales (kW)</b>	<b>Pérdidas en transporte generadores (kW)</b>
<b>Crucero</b>	23.6	8.04 (34.06 %)
<b>Ascenso</b>	21.4	8.04 (37.58 %)
<b>Descenso</b>	24.3	9.77 (40.9 %)

*Tabla 46. Pérdidas en el transporte de los generadores al centro primario B787.*

Podemos observar cómo en el caso del descenso es donde más se acentúa la notoriedad de las pérdidas en esta zona. El hecho de que prácticamente un tercio de las pérdidas se ocasionen aquí es un dato significativo puesto que la distancia de estos cables (desde los generadores al centro de distribución) es de unos 4 metros, la cual es de las más cortas de los hilos que hemos modelado. Todo esto hace indicar que esta forma de distribución en la cual tenemos dos zonas de distribución tiene como principal objetivo la reducción de las pérdidas y por consiguiente, el aumento de la eficiencia de la distribución eléctrica.

Estos resultados calculados para el Boeing B787 podemos compararlos con el Airbus A400M. Recordamos que una de las mayores diferencias en el sistema eléctrico de ambos aviones es la forma de distribución, teniendo el A400M una distribución centralizada en la cual solo se dispone de una zona de distribución y a partir de la cual se distribuye toda la potencia eléctrica a las distintas cargas solicitantes; mientras que el B787 dispone de distribución descentralizada, poseyendo dos zonas de distribución, la principal y la secundaria como ya hemos estudiado anteriormente. En la siguiente tabla se muestra una comparación de las pérdidas en el transporte de energía de los generadores al centro de distribución.

	<b>Pérdidas en transporte generadores A400M (kW)</b>	<b>Pérdidas en transporte generadores B787 (kW)</b>
<b>Crucero</b>	6.65 (63.36 %)	8.04 (34.06 %)
<b>Ascenso</b>	6.61 (60.68 %)	8.04 (37.58 %)
<b>Descenso</b>	6.50 (65.68 %)	9.77 (40.9 %)

*Tabla 47. Comparación de pérdidas en el transporte de los generadores del A400M y el B787.*

Observamos como en el caso del A400M, estas pérdidas conllevan prácticamente 2/3 del total mientras que en el B787 solo 1/3. Esta diferencia radica esencialmente en la distancia de los hilos de estas cargas. En el A400M estos hilos tenían una distancia de 15.7 metros mientras que en el B787 sólo 4 metros. Por ello, a pesar de que la energía que se transporta en los generadores del B787 es mucho mayor (recordamos que cada generador proporciona 250 kVA frente a los 75 kVA del A400M), el nivel de pérdidas es bastante menor. Analizando estos valores podemos concluir que la forma de distribución descentralizada es a priori, más eficiente que la tradicional, la centralizada. Es más eficiente porque al disponer de más de una zona de distribución se tiene más capacidad para combinar y ajustar en relación a la distribución eléctrica, y diseñarlo de la forma más eficiente posible. Por ejemplo, la zona de distribución principal está coherentemente dispuesta cerca de los generadores, sabiéndose que estas cargas serán la principal fuente de pérdidas del avión.

Por otro lado, esto también se corrobora analizando donde se ubica la zona de 28 Vcc. La distribución a 28 Vcc supondría cables a una intensidad muy alta lo que provocaría altas pérdidas. Analizando el sistema del B787, la distribución a 28 Vcc se realiza a partir de la zona de distribución secundaria (ubicada cerca de la cabina). Precisamente, los elementos que deben ser abastecidos a

este nivel de tensión son las cargas de la cabina (monitores, unidades de control de vuelo, ...) consiguiendo así que la distancia sea mínima.

Todo esto va relacionado con que el B787 es el avión más importante en cuanto al concepto de "More Electrical Aircraft (MEA)" se refiere. Uno de los objetivos principales de este concepto, además de intentar sustituir al máximo los sistemas neumáticos e hidráulicos de la aeronave por sistemas eléctricos, consiste en la implementación de innovaciones y mejoras en el sistema eléctrico para conseguir la mayor eficiencia posible.

A pesar de que ambos aviones son relativamente modernos; ambos realizaron su primer vuelo en diciembre de 2009, el A400M no tiene avances tan modernos como el B787 relativos al concepto de MEA, teniendo aún muchísimos sistemas neumáticos e hidráulicos como la presurización y control ambiental, que por ejemplo, se trata de la carga con mayor gasto de energía eléctrica en el B787, y otros sistemas hidroeléctricos que están en el paso intermedio entre lo tradicional y los sistemas puramente eléctricos que se avecinan en un futuro próximo.

Por último, en cuanto a posibles líneas futuras, mencionamos un par de alternativas que pueden ser de gran interés para ser estudiadas y mejoradas en el desarrollo del trabajo:

- Estudio y mejora del sistema eléctrico. Analizar si es posible una mejor distribución y localización de los sistemas eléctricos que mejore la eficiencia total del avión.
- Análisis del peso y costes del sistema eléctrico modelado e intentar mejorarlo acorde a estos parámetros.
- Estudiar la sensibilidad de la impedancia en relación con la frecuencia variable que se debería implementar para una simulación más fidedigna.

Con estas vertientes se pretende incentivar para seguir trabajando y desarrollando el estudio. Una de las ramas que llama la atención por su utilidad consistiría en intentar mejorar el sistema eléctrico plasmado (distribución de cargas, cálculos de cables, ...) con el objetivo de reducir los costes y el peso del avión además de intentar aumentar el rendimiento global del sistema eléctrico (menos pérdidas) y reducir los posibles niveles de contaminación.

# Anexo A: Manejo básico

## OpenDSS

---

En este anexo se tiene el objetivo de explicar el funcionamiento del programa utilizado OpenDSS. Para explicarlo, nos basaremos en la guía proporcionada por el fabricante, de la cual iremos desglosando y explicando los conceptos claves para tener una idea básica del funcionamiento del programa en cuestión. Además de explicaciones básicas y generales sobre el programa, intentaremos ahondar más en los elementos y estructuras más importantes para nuestro código y simulación. [Referencia 15]

### I. Introducción

OpenDSS es un software de simulación de sistemas de distribución de energía eléctrica de software libre utilizado en la simulación de propiedades eléctricas en el dominio de la frecuencia con las funcionalidades propias de los simuladores comerciales. Aún está en fase de desarrollando y en sus actualizaciones va introduciendo herramientas que tienen en cuenta necesidades actuales y futuras de las redes eléctricas. En sus inicios, OpenDSS estaba concebida como una herramienta para para el análisis de la interconexión de generación distribuida como por ejemplo, estudios de eficiencia en el suministro de energía.

Una de las características pioneras de OpenDSS fue la introducción del modo de solución cuasi estática, o sea, las simulaciones en tiempo secuencial. Esta opción puede ser muy útil para el análisis en la utilización de energías renovables, vehículos eléctricos, ... cuya solución es muy difícil de obtener sin modelar el comportamiento del sistema como función del tiempo.

El software OpenDSS está diseñado para funcionar de forma autónoma mediante el archivo ejecutable OpenDss.exe, es decir, posee de una interfaz propia (figura x) a través de la cual se pueden generar los códigos de diseño de circuitos, simulación, modos de análisis, etc. Además ofrece multitud de herramientas de control de cada elemento del circuito.

OpenDSS está diseñado para recibir instrucciones en forma de texto permitiendo mayor flexibilidad al usuario. Al programa se puede acceder tanto a través de una aplicación independiente como a través del módulo COM server. La aplicación independiente cuenta con una interfaz de usuario muy básica, aunque con bastante buen rendimiento, que permite interactuar con el programa; el COM server permite conectar OpenDSS con otros programas como Excel, Python o Matlab (muy conocidos por el mundo ingenieril) proporcionando de esa forma una gran capacidad de análisis de la información.

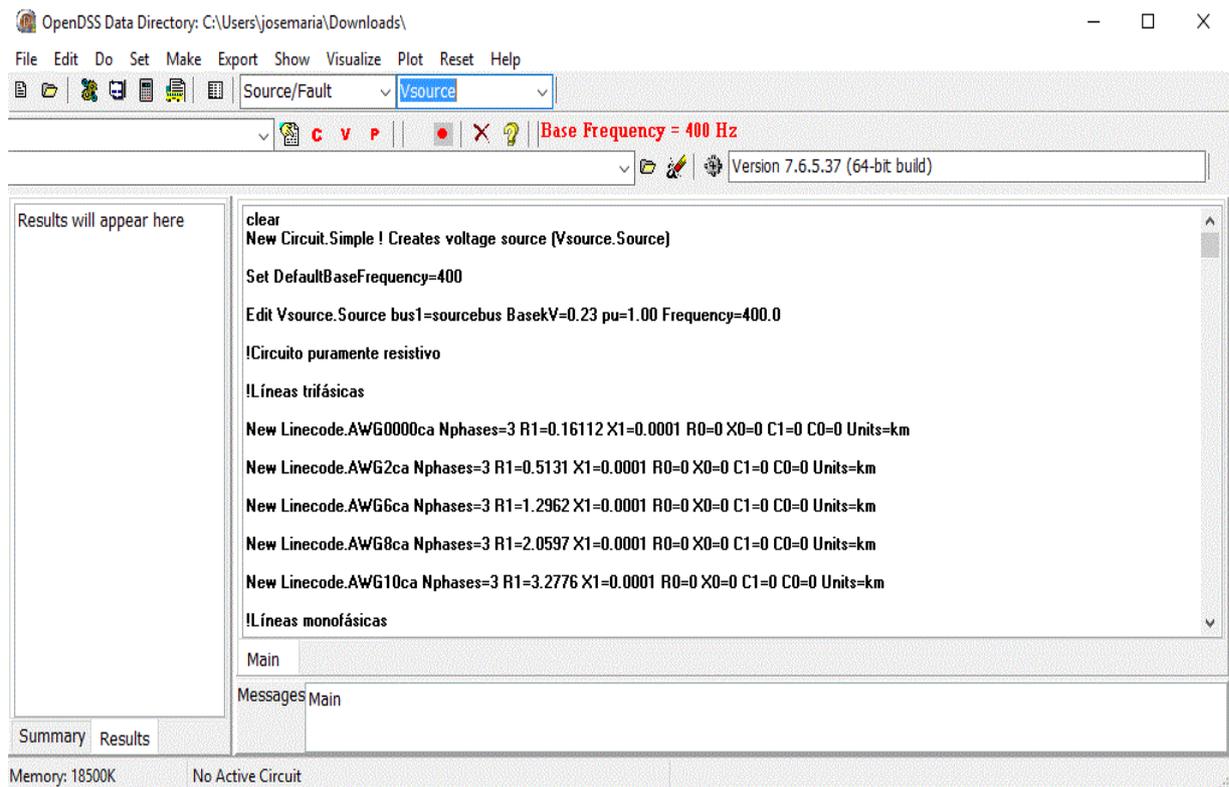


Figura A1. Interfaz OpenDSS

En cuanto a las principales utilidades de OpenDSS podemos destacar las siguientes:

- Modelado y análisis de redes de distribución
- Análisis de circuitos AC (mono o polifásicos)
- Mejoramiento de la eficiencia en redes de distribución
- Simulación anuales de generación y carga

Por otro lado, respecto a los modos de solución existentes destacamos:

- Snapshot: modo estático para flujo de potencia
- Directo: modo no iterativo
- Daily mode: simulación de 24 horas con incrementos fijados de una hora
- Duty cycle: simulación de ciclos de trabajo con incrementos de 1 a 5 segundos.

El modo usado en nuestro análisis del sistema eléctrico corresponde al modo directo. Los demás para el caso de una aeronave no tienen mucha utilidad a no ser que se estudie circuitos independientes de los que queremos conseguir resultados a lo largo del tiempo.

Por último en este punto introductorio, mencionar los elementos básicos disponibles en OpenDss, los cuales pueden ser configurados con una gran flexibilidad. Algunos de los elementos más utilizados en el ámbito general del programa (algunos de ellos no serán requeridos en nuestro análisis):

- Elementos de suministro de potencia:
  - Fuentes
  - Líneas: todo tipo de líneas y cables para distribución
  - Transformadores: multifase y multibobinados
  - Condensadores: en serie y derivación

## II. Circuito eléctrico en OpenDSS

Para explicar el funcionamiento de OpenDSS vamos a utilizar el ejemplo 1 del manual de referencia del programa como hemos mencionado anteriormente, donde explicaremos su desarrollo y simulación posterior. Paralelamente al ejemplo iremos introduciendo la forma que hemos optado en nuestro código para implementar los diferentes elementos requeridos. En la figura A2 se observa el que el circuito de ejemplo expuesto consiste en un alimentador que parte de un transformador trifásico y que alimenta a distintas cargas puntuales que se encuentran repartidas a diferentes distancias. El código para simular este circuito puede ser escrito directamente en una de las ventanas de la interfaz del software (como será nuestro procedimiento habitual) o en un documento de texto guardado con la extensión. dss.

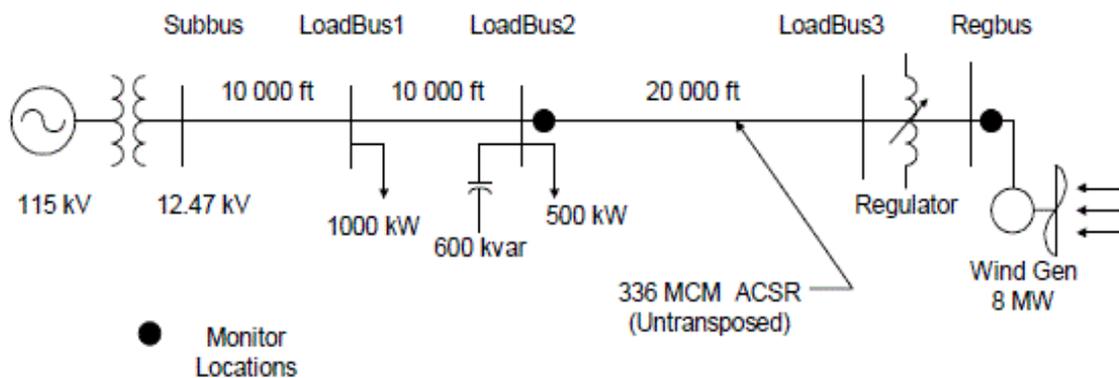


Figura A2. Circuito ejemplo I [5]

En cuanto a la forma de programar, se puede hacer siguiendo un orden específico según esta prefijado por OpenDSS en cada elemento, o programar poniendo los nombres (siglas) de cada uno de los elementos. Por ejemplo, sea la siguiente línea de comando:

```
new object=circuit.DSSLibtestckt
~ basekv=115 1.00 0.0 60.0 3 20000 21000 4.0 3.0 !edit the voltage
```

Esta línea de comandos es completamente análoga a la siguiente donde se indicarían los nombres de los parámetros utilizando los comandos asignados por OpenDSS para esas variables. Estos nombres de las variables se pueden utilizar el comando *Help* o en el manual de usuario de OpenDSS.

```
New object= circuit. DSSLibtestckt
~ basekv=115 pu=1.00 Angle=0.0 Frequency=60.0 Phases=3 Mvasc3=20000
Mvasc1=21000
~ xlr1=4.0 xor0=3.0
```

La ventaja de utilizar los nombres en la definición de los parámetros es que no hay que seguir un orden específico en su configuración. En el caso de no indicar los nombres y ponerlo directamente, habrá que seguir el orden exacto que se indica en el manual para que pueda ser interpretado correctamente. Obviamente la ventaja de este procedimiento está dirigida para los programadores expertos que una vez que sepan el orden le aligera el trabajo de programación.

Antes de comenzar a programar los elementos básicos del circuito, hay que configurar e imponer una serie de parámetros.

- Comando “Clear”: este comando debe encabezar todos los scripts de OpenDss para evitar fallos y errores al compilar. Su función es eliminar de la memoria todas las configuraciones, simulaciones y archivos temporales que pudiesen existir de análisis anteriores.
- Establecer la frecuencia: antes de empezar es aconsejable configurar la frecuencia que se vaya a utilizar en el circuito. En caso de no cambiar la frecuencia base, OpenDss tiene especificada una frecuencia de 60 Hz. El comando para cambiar la frecuencia es el siguiente:

```
Set DefaultBaseFrequency = 60
```

- Configurar el “sourcebus”: es importante configurar el sourcebus (bus de referencia) cuando sea apropiado utilizarlo.
- Crear el nuevo circuito: se crea el circuito como un nuevo objeto de OpenDss con el comando *New*. Posteriormente se configura el circuito y la fuente de tensión principal. En nuestro ejemplo, se trata de una fuente de corriente alterna trifásica con 115 kV de tensión a 60 Hz con un ángulo de fase nulo.

```
New object= circuit .DSSLibtestckt
~ basekv=115 pu=1.00 Angle=0.0 Frequency=60.0 Phases=3 Mvasc3=20000
Mvasc1=21000
~ xlr1=4.0 x0r0=3.0
```

## II.I. Configuración de cables

El elemento *línea* en OpenDSS se utiliza para modelar la mayoría de los cables o líneas multifase. Se trata como un elemento de potencia caracterizado por el valor de su impedancia, las cuales pueden ser incorporadas al código mediante valores de componentes simétricos, una matriz o haciendo referencia a un objeto *linecode* creada previamente. Otra forma consiste en definir la geometría y el programa calcularía las impedancias de la línea en cuestión.

Respecto a la unidad para determinar la longitud de la línea, estas pueden ser introducidas en cualquier unidad pero el cambio de unidad hay que especificarlo; por defecto está en metros. Un ejemplo para exponer la definición con valores geométricos lo encontramos en el manual con el cable 336 MCM ACSR, el cual se define por:

```
R1 = 0.0580 ohms per 1000 ft
X1 = 0.1206 ohms per 1000 ft
R0 = 0.1784 ohms per 1000 ft
X0 = 0.4047 ohms per 1000 ft
C1 = 3.4e-9 nF per 1000ft
C0 = 1.6e-9 nF per 1000ft
```

Figura A3. Valores de los componentes simétricos para un cable 336 MCM ACSR

Por otro lado, los objetos *linecode* son librerías que contienen características de impedancia para las líneas y cables. Es muy útil en el caso de tener numerosas líneas para tenerlas todas referenciadas.

Merece la pena mencionar la forma que hemos optado en el análisis del sistema eléctrico del Airbus A400M para introducir las líneas. El código de una de los *linecode* y la creación de una de las líneas sería el siguiente:

```
New Linecode.AWG0000ca Nphases=3 R1=0.16112 X1=0.0001 R0=0 X0=0 C1=0
C0=0 Units=km

New Line.LINE411 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus411 Linecode=AWG0000ca
Length=4 Units=m
```

En este caso estaríamos describiendo la línea correspondiente al calibre AWG 0000 según la MIL-5052-W. Imponemos el número de fases, los valores de la resistencia y reactancia que queremos y la unidad. En cuanto a la creación de la línea, establecemos los buses de origen y destino, asignamos el *linecode* correspondiente y finalmente fijamos la distancia.

## II.II Configuración de cargas

Una carga consiste en un elemento de conversión de energía fundamental en la inmensa mayoría de los análisis de circuitos eléctricos. Básicamente se define mediante sus kW y su factor de potencia (PF) o sus kW y sus kvar. Las cargas se suponen equilibradas para el número de fases especificadas, en caso de desearse cargas desequilibradas es necesario introducir las cargas monofásicas por separado.

En OpenDSS existen tres formas para caracterizar las cargas:

- kW, PF
- kW, kvar
- KVA, PF

Para definir las cargas del ejemplo de la figura x+1, se acude al siguiente código:

Para nuestro código, la opción escogida es muy similar, siguiendo cada carga la siguiente estructura:

```
New Load.LOAD411 Bus1=LoadBus411 kV=0.23 kW=30 PF=0.9
```

Se describiría así una carga que está conectada al bus “LoadBus411”, con una tensión de 230 V, que consume 30 kW y con un factor de potencia de 0.9.

## II.III. Configuración de transformadores

Un transformador se implementa como un elemento de suministro de energía con dos o más terminales. Consta de dos o más bobinados que pueden estar conectados de diferentes maneras siendo la conexión por defecto la correspondiente a estrella-triángulo. Hay que definir las fases y el número de conductores. El código referencia para crear un transformador sería el siguiente:

```
New transformer.subxfrm phases=3 windings=2
~ buses=(SourceBus subbus)
~ conns='delta wye' kvs=(115 12.47)
~ kvas=(20000 20000) XHL=7
New transformer.reg1 phases=3 windings=2
~ buses=(loadbus3 regbus) conns='wye wye'
~ kvs=(12.47 12.47) kvas=(8000 8000) XHL=1
```

El parámetro *windings* hace referencia al número de bobinados y *phases* al número de fases. La línea *buses= (SourceBus subbus)* indica entre qué dos buses está instalado el transformador, siendo equivalente a definirlos como *bus1=SourceBus bus2=subbus*. El parámetro *conns* sirve para configurar la conexión en delta o en estrella. El comando *kvs= (115 12.47)* indica el ratio de transformación mientras que *kvas* define los kVA de referencia. Por último, el parámetro *XHL* representa el porcentaje de reactancia de alto a bajo (del bobinado 1 al 2).

Haciendo referencia a nuestro código, la estructura seguida para incorporar los transformadores es el siguiente:

```
New Transformer.TR1 Buses=[SourceBus, SourceBus1] Conns=[Wye Wye]
kVs= [0.23 0.27]
~ kVAs=[20000 20000] XHL=0.008
```

## II.IV. Configuración de generadores

El elemento Generator de OpenDss es un elemento de conversión de energía similar a una carga. Igualmente, se define básicamente por sus kW nominales y PF o su kW y kVAR. Para los estudios de flujo de potencia, el generador es esencialmente una carga negativa, es decir, una carga que genera potencia. El código sería el siguiente:

```
New generator.gen1 bus1=regbus kV=12.47 kW=8000 pf=1 conn=delta
duty=wind Model=1
```

## III. Ejecución del código

Para ejecutar el código desde OpenDSS hay que seleccionar el código y luego hacer clic derecho y seleccionar la opción *Do Selected*; esta operación es análoga a pulsar *Crtl+D* cuando el código esté seleccionado (figura x+4). Al realizar esta acción se resolverá el sistema realizando el tipo de simulación que se haya programado. Una vez resuelto, es posible generar un gran número de archivos de salida con información sobre el estado del sistema y de todos los elementos, además de otras salidas de tipo gráfico. También mencionar que es posible solo una parte del código y simularla, seleccionando las líneas que queramos analizar y aplicando *Do Selected*. Esto es realmente útil para seguir realizando operaciones una vez que el circuito ya ha sido resuelto.

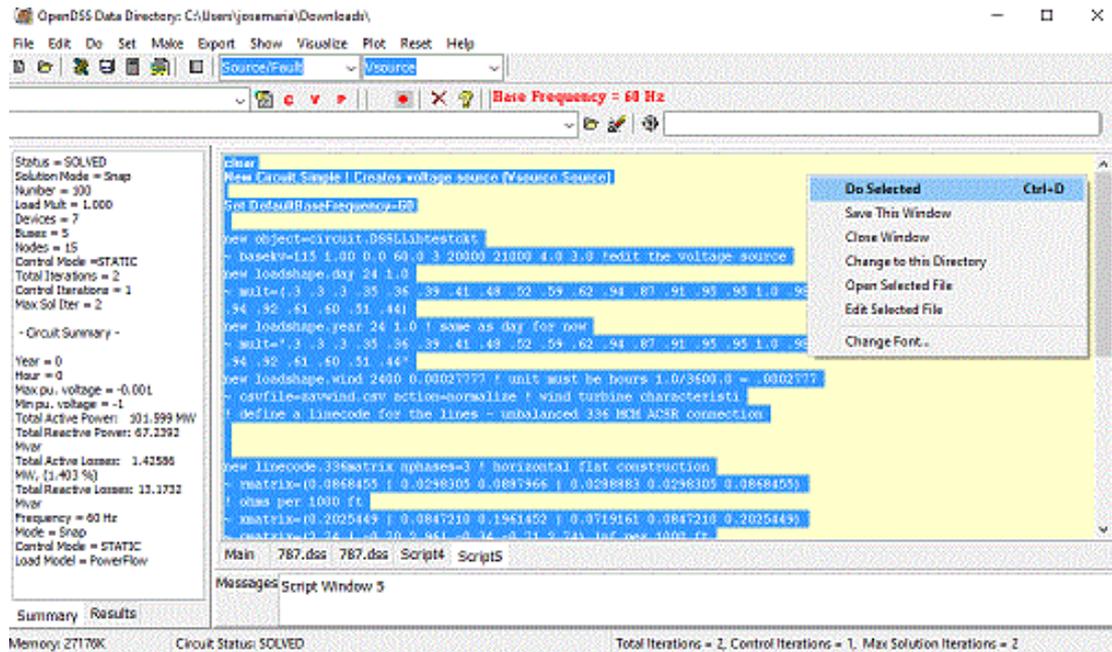


Figura A5. Interfaz OpenDSS para ejecutar el script

Las últimas líneas del código deben indicar que se resuelva, y en caso de necesitarlo, que muestre los parámetros y resultados que queramos como la potencia, intensidad, ... con el comando show. Un ejemplo sería el código siguiente:

```
Solve
Show Voltages
Show Currents
Show Powers kVA elements
Show Losses
```

Estos comandos provocan que OpenDss genere los resultados en un archivo de texto en los cuales se encontraran todos los parámetros requeridos. Todas las opciones que presenta OpenDss se pueden ejecutar tanto desde su interfaz gráfica como mediante comandos en el script principal como el código anterior o en la pantalla principal

# Anexo B. Códigos OpenDSS

---

## 1. Código A400M Crucero

```
clear
set defaultbasefreq=400
new circuit.A400M

~ basekv=0.115 pu=1.0001 phases=3 bus1=g1 Angle=0
~ MVAsc3=20000 MVASC1=21000

! -----TIPO DE LINEAS POSIBLES-----
!Líneas trifásicas

New Linecode.AWG0000ca Nphases=3 R1=0.264 X1=0.01 Units=km
New Linecode.AWG0ca Nphases=3 R1=0.528 X1=0.01 Units=km
New Linecode.AWG1ca Nphases=3 R1=0.667 X1=0.01 Units=km
New Linecode.AWG2ca Nphases=3 R1=0.841 X1=0.01 Units=km
New Linecode.AWG4ca Nphases=3 R1=1.336 X1=0.01 Units=km
New Linecode.AWG6ca Nphases=3 R1=2.12 X1=0.01 Units=km
New Linecode.AWG8ca Nphases=3 R1=3.38 X1=0.01 Units=km

!Líneas monofásicas

New Linecode.AWG0000cc Nphases=1 R1=0.264 X1=0 Units=km
New Linecode.AWG0cc Nphases=1 R1=0.528 X1=0 Units=km
New Linecode.AWG8cc Nphases=1 R1=3.38 X1=0 Units=km

!-----Rama 115ac-----

!Line11 (x8) Antivaho ventanas y varios (30kW)

New Line.LINE111 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus111 Linecode=AWG4ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD111 Bus1=LoadBus111 Phases=3 kV=0.115 kW=15 PF=0.9

New Line.LINE112 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus112 Linecode=AWG8ca Length=28.8 Units=m
New Load.LOAD112 Bus1=LoadBus112 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9
```

```

New Line.LINE113 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus113 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD113 Bus1=LoadBus113 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9

New Line.LINE114 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus114 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD114 Bus1=LoadBus114 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9

New Line.LINE115 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus115 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD115 Bus1=LoadBus115 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9

New Line.LINE116 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus116 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD116 Bus1=LoadBus116 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9

New Line.LINE117 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus117 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD117 Bus1=LoadBus117 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9

New Line.LINE118 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus118 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD118 Bus1=LoadBus118 Phases=3 kV=0.115 kW=2.14 PF=0.9

!Line12 (x8) Refrigeracion equipos secundarios (25 kW)

New Line.LINE121 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus121 Linecode=AWG8ca Length=28.8 Units=m
New Load.LOAD121 Bus1=LoadBus121 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE122 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus122 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD122 Bus1=LoadBus122 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE123 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus123 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD123 Bus1=LoadBus123 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE124 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus124 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD124 Bus1=LoadBus124 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE125 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus125 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD125 Bus1=LoadBus125 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE126 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus126 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD126 Bus1=LoadBus126 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE127 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus127 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD127 Bus1=LoadBus127 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

New Line.LINE128 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus128 Linecode=AWG8ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD128 Bus1=LoadBus128 Phases=3 kV=0.115 kW=3.125 PF=0.9

!Line13 (x2) Antihielo (45kW)

New Line.LINE131 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus131 Linecode=AWG2ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD131 Bus1=LoadBus131 Phases=3 kV=0.115 kW=22.5 PF=0.9

New Line.LINE132 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus132 Linecode=AWG2ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD132 Bus1=LoadBus132 Phases=3 kV=0.115 kW=22.5 PF=0.9

!Line14 (x2) Bombas de combustible (20 kW)

New Line.LINE141 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus141 Linecode=AWG6ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD141 Bus1=LoadBus141 Phases=3 kV=0.115 kW=10 PF=0.9

New Line.LINE142 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus142 Linecode=AWG6ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD142 Bus1=LoadBus142 Phases=3 kV=0.115 kW=10 PF=0.9

```

```

!Line15 (x1) Cocina (30 kW)

New Line.LINE151 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus151 Linecode=AWG0ca Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD151 Bus1=LoadBus151 Phases=3 kV=0.115 kW=30 PF=0.9

!-----Rama 270cc-----

!Transformador TR1

New Transformer.TR1 Buses=[SourceBus, SourceBus1] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.115 0.27]
~ kVAs=[20500 20500] XHL=0.008

!Line 21 (x3) Refrigeracion motor y APU (30 kW)

New Line.LINE211 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus211 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD211 Bus1=LoadBus211 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1

New Line.LINE212 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus212 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD212 Bus1=LoadBus212 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1

New Line.LINE213 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus213 Linecode=AWG8cc Length=28.8 Units=m
New Load.LOAD213 Bus1=LoadBus213 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1

!Line 22 (x3) Sistemas hidraulicos (30 kW)

New Line.LINE221 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus221 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD221 Bus1=LoadBus221 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1

New Line.LINE222 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus222 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD222 Bus1=LoadBus222 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1

New Line.LINE223 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus223 Linecode=AWG8cc Length=28.8 Units=m
New Load.LOAD223 Bus1=LoadBus223 Phases=1 kV=0.27 kW=10 PF=1

!Line 23 (x3) Refrigeración cabina (30 kW)

New Line.LINE231 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus231 Linecode=AWG8cc Length=28.8 Units=m
New Load.LOAD231 Bus1=LoadBus231 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE232 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus232 Linecode=AWG8cc Length=24 Units=m
New Load.LOAD232 Bus1=LoadBus232 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE233 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus233 Linecode=AWG8cc Length=24 Units=m
New Load.LOAD233 Bus1=LoadBus233 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE234 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus234 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD234 Bus1=LoadBus234 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE235 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus235 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD235 Bus1=LoadBus235 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE236 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus236 Linecode=AWG8cc Length=4 Units=m
New Load.LOAD236 Bus1=LoadBus236 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE237 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus237 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD237 Bus1=LoadBus237 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

New Line.LINE238 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus238 Linecode=AWG8cc Length=15.7 Units=m
New Load.LOAD238 Bus1=LoadBus238 Phases=1 kV=0.27 kW=2.5 PF=1

```

!-----Rama 28cc-----

!Transformador 2 TR2 .

New Transformer.TR2 Buses=[SourceBus, SourceBus2] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.115 0.028]  
~ kVAs=[20000 20000] XHL=0.008

!Line31 (x2) Unidades de control de vuelo (14 kW)

New Line.LINE311 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus311 Linecode=AWG0000cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD311 Bus1=LoadBus311 Phases=1 kV=0.028 kW=7 PF=1

New Line.LINE312 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus312 Linecode=AWG0000cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD312 Bus1=LoadBus312 Phases=1 kV=0.028 kW=7 PF=1

!Line32 (x4) Varios cabina monitores (24 kW)

New Line.LINE321 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus321 Linecode=AWG0cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD321 Bus1=LoadBus321 Phases=1 kV=0.028 kW=6 PF=1

New Line.LINE322 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus322 Linecode=AWG0cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD322 Bus1=LoadBus322 Phases=1 kV=0.028 kW=6 PF=1

New Line.LINE323 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus323 Linecode=AWG0cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD323 Bus1=LoadBus323 Phases=1 kV=0.028 kW=6 PF=1

New Line.LINE324 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus324 Linecode=AWG0cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD324 Bus1=LoadBus324 Phases=1 kV=0.028 kW=6 PF=1

!Line33 (x2) Ayudas extra navegacion (12 kW)

New Line.LINE331 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus331 Linecode=AWG0cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD331 Bus1=LoadBus331 Phases=1 kV=0.028 kW=6 PF=1

New Line.LINE332 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus332 Linecode=AWG0cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD332 Bus1=LoadBus332 Phases=1 kV=0.028 kW=6 PF=1

-----Transformadores Lineas-----

! b1-generadores el derecho y el izquierdo

New Line.G11 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G12 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G21 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G22 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G31 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G32 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G41 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

New Line.G42 Phases=3 Bus1=g1 Bus2=SourceBus

LineCode=AWG0000ca Length=15.7 units=m

```

!-----GENERADORES-----
New Generator.gen1 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75
New Generator.gen2 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75
New Generator.gen3 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75
New Generator.gen4 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.115 Model=3 kW=75

!-----RESOLUCION-----

Solve
Show Voltages
Show Currents
Show Powers kVA elements
Show Losses

```

## 2. Código B787 crucero

```

clear
set defaultbasefreq=400
new circuit.B787

~ basekv=0.230 pu=1.0001 phases=3 bus1=g1 Angle=0
~ MVA3=20000 MVASC1=21000

! -----TIPO DE LINEAS POSIBLES-----
!Líneas trifásicas

New Linecode.AWG000ca Nphases=3 R1=0.16112 X1=0.01 Units=km

New Linecode.AWG00ca Nphases=3 R1=0.256 X1=0.01 Units=km

New Linecode.AWG2ca Nphases=3 R1=0.5131 X1=0.01 Units=km

New Linecode.AWG6ca Nphases=3 R1=1.2962 X1=0.01 Units=km

New Linecode.AWG8ca Nphases=3 R1=2.0597 X1=0.01 Units=km

New Linecode.AWG10ca Nphases=3 R1=3.2776 X1=0.01 Units=km

!Líneas monofásicas

New Linecode.AWG000cc Nphases=1 R1=0.16112 X1=0 Units=km

New Linecode.AWG00cc Nphases=1 R1=0.25578 X1=0 Units=km

New Linecode.AWG6cc Nphases=1 R1=1.2962 X1=0 Units=km

New Linecode.AWG8cc Nphases=1 R1=2.0597 X1=0 Units=km

New Linecode.AWG14cc Nphases=1 R1=8.2095 X1=0 Units=km

```

!Transformadores Lineas

! b1-generadores el derecho y el izquierdo

```
New Line.G11      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G12      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G13      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G21      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G22      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G23      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
```

```
New Line.G31      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G32      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G33      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G41      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G42      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
New Line.G43      Phases=3 Bus1=g1      Bus2=SourceBus
LineCode=AWG0000ca Length=28 units=m
```

!Rama 230 Vac

!Line41

```
New Line.LINE411 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus411 Linecode=AWG00ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD411 Bus1=LoadBus411 kV=0.23 kW=30 PF=0.9
```

```
New Line.LINE412 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus412 Linecode=AWG00ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD412 Bus1=LoadBus412 kV=0.23 kW=30 PF=0.9
```

!Line42

```
New Line.LINE421 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus421 Linecode=AWG6ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD421 Bus1=LoadBus421 kV=0.23 kW=16 PF=0.75
```

```
New Line.LINE422 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus422 Linecode=AWG6ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD422 Bus1=LoadBus422 kV=0.23 kW=16 PF=0.75
```

!Line43

```
New Line.LINE431 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus431 Linecode=AWG0000ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD431 Bus1=LoadBus431 kV=0.23 kW=60 PF=0.9
```

```
New Line.LINE432 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus432 Linecode=AWG0000ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD432 Bus1=LoadBus432 kV=0.23 kW=60 PF=0.9
```

!Line44

```
New Line.LINE441 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus441 Linecode=AWG2ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD441 Bus1=LoadBus441 kV=0.23 kW=30 PF=0.9
```

```
New Line.LINE442 Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus442 Linecode=AWG2ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD442 Bus1=LoadBus442 kV=0.23 kW=30 PF=0.9
```

!Rama 270cc

!Transformador TR1

New Transformer.TR1 Buses=[SourceBus, SourceBus1] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.23 0.27]  
~ kVAs=[20000 20000] XHL=0.008

!Line 11 (x8)

New Line.LINE111 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus111 Linecode=AWG14cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD111 Bus1=LoadBus111 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE112 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus112 Linecode=AWG14cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD112 Bus1=LoadBus112 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE113 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus113 Linecode=AWG14cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD113 Bus1=LoadBus113 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE114 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus114 Linecode=AWG14cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD114 Bus1=LoadBus114 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE115 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus115 Linecode=AWG14cc Length=9.5 Units=m  
New Load.LOAD115 Bus1=LoadBus115 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE116 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus116 Linecode=AWG14cc Length=9.5 Units=m  
New Load.LOAD116 Bus1=LoadBus116 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE117 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus117 Linecode=AWG14cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD117 Bus1=LoadBus117 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

New Line.LINE118 Bus1=SourceBus1 Bus2=LoadBus118 Linecode=AWG14cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD118 Bus1=LoadBus118 Phases=1 kV=0.27 kW=12 PF=1

!Line12 (x4)

New Line.LINE121 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus121 Linecode=AWG8cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD121 Bus1=LoadBus121 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

New Line.LINE122 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus122 Linecode=AWG8cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD122 Bus1=LoadBus122 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

New Line.LINE123 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus123 Linecode=AWG8cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD123 Bus1=LoadBus123 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

New Line.LINE124 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus124 Linecode=AWG8cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD124 Bus1=LoadBus124 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

!Line13 (x4)

New Line.LINE131 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus131 Linecode=AWG8cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD131 Bus1=LoadBus131 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

New Line.LINE132 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus132 Linecode=AWG8cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD132 Bus1=LoadBus132 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

New Line.LINE133 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus133 Linecode=AWG8cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD133 Bus1=LoadBus133 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

New Line.LINE134 Bus1=SourceBus1.2 Bus2=LoadBus134 Linecode=AWG8cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD134 Bus1=LoadBus134 Phases=1 kV=0.27 kW=30 PF=1

!Line14 (x21)

New Line.LINE141 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus141 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD141 Bus1=LoadBus141 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE142 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus142 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD142 Bus1=LoadBus142 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE143 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus143 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD143 Bus1=LoadBus143 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE144 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus144 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD144 Bus1=LoadBus144 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE145 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus145 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD145 Bus1=LoadBus145 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE146 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus146 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD146 Bus1=LoadBus146 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE147 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus147 Linecode=AWG6cc Length=24 Units=m  
New Load.LOAD147 Bus1=LoadBus147 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE148 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus148 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD148 Bus1=LoadBus148 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE149 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus149 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD149 Bus1=LoadBus149 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1410 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1410 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD1410 Bus1=LoadBus1410 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1411 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1411 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD1411 Bus1=LoadBus1411 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1412 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1412 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD1412 Bus1=LoadBus1412 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1413 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1413 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD1413 Bus1=LoadBus1413 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1414 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1414 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD1414 Bus1=LoadBus1414 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1415 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1415 Linecode=AWG6cc Length=4 Units=m  
New Load.LOAD1415 Bus1=LoadBus1415 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1416 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1416 Linecode=AWG6cc Length=9.5 Units=m  
New Load.LOAD1416 Bus1=LoadBus1416 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1417 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1417 Linecode=AWG6cc Length=9.5 Units=m  
New Load.LOAD1417 Bus1=LoadBus1417 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1418 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1418 Linecode=AWG6cc Length=9.5 Units=m  
New Load.LOAD1418 Bus1=LoadBus1418 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1419 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1419 Linecode=AWG6cc Length=9.5 Units=m  
New Load.LOAD1419 Bus1=LoadBus1419 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1420 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1420 Linecode=AWG6cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD1420 Bus1=LoadBus1420 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

New Line.LINE1421 Bus1=SourceBus1.3 Bus2=LoadBus1421 Linecode=AWG6cc Length=19 Units=m  
New Load.LOAD1421 Bus1=LoadBus1421 Phases=1 kV=0.27 kW=45.69 PF=1

```

!Transporte a Barra Delantera

!Line1C

New Line.LINE1C Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus1C Linecode=AWG0000ca Length=24 Units=m

!Line2C

New Line.LINE2C Bus1=SourceBus Bus2=LoadBus2C Linecode=AWG2ca Length=24 Units=m

!Rama 115ac

!Transformador 2 TR2

New Transformer.TR2 Buses=[LoadBus1C, SourceBus2] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.23 0.115]
~ kVAs=[20000 20000] XHL=0.008

!Line21 (x21)

New Line.LINE211 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus211 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD211 Bus1=LoadBus211 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE212 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus212 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD212 Bus1=LoadBus212 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE213 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus213 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD213 Bus1=LoadBus213 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE214 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus214 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD214 Bus1=LoadBus214 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE215 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus215 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD215 Bus1=LoadBus215 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE216 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus216 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD216 Bus1=LoadBus216 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE217 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus217 Linecode=AWG8ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD217 Bus1=LoadBus217 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE218 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus218 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD218 Bus1=LoadBus218 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE219 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus219 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD219 Bus1=LoadBus219 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2110 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2110 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD2110 Bus1=LoadBus2110 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2111 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2111 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD2111 Bus1=LoadBus2111 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2112 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2112 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD2112 Bus1=LoadBus2112 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2113 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2113 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD2113 Bus1=LoadBus2113 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2114 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2114 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD2114 Bus1=LoadBus2114 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2115 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2115 Linecode=AWG8ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD2115 Bus1=LoadBus2115 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

```

```

New Line.LINE2116 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2116 Linecode=AWG8ca Length=33.6
Units=m
New Load.LOAD2116 Bus1=LoadBus2116 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2117 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2117 Linecode=AWG8ca Length=33.6
Units=m
New Load.LOAD2117 Bus1=LoadBus2117 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2118 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2118 Linecode=AWG8ca Length=33.6
Units=m
New Load.LOAD2118 Bus1=LoadBus2118 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2119 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2119 Linecode=AWG8ca Length=33.6
Units=m
New Load.LOAD2119 Bus1=LoadBus2119 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2120 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2120 Linecode=AWG6ca Length=43.1
Units=m
New Load.LOAD2120 Bus1=LoadBus2120 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

New Line.LINE2121 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus2121 Linecode=AWG6ca Length=43.1
Units=m
New Load.LOAD2121 Bus1=LoadBus2121 Phases=3 kV=0.115 kW=6.66 PF=0.9

!Line22 (x8)

New Line.LINE221 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus221 Linecode=AWG10ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD221 Bus1=LoadBus221 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE222 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus222 Linecode=AWG10ca Length=4 Units=m
New Load.LOAD222 Bus1=LoadBus222 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE223 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus223 Linecode=AWG10ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD223 Bus1=LoadBus223 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE224 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus224 Linecode=AWG10ca Length=24 Units=m
New Load.LOAD224 Bus1=LoadBus224 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE225 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus225 Linecode=AWG10ca Length=33.6 Units=m
New Load.LOAD225 Bus1=LoadBus225 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE226 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus226 Linecode=AWG10ca Length=33.6 Units=m
New Load.LOAD226 Bus1=LoadBus226 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE227 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus227 Linecode=AWG8ca Length=43.1 Units=m
New Load.LOAD227 Bus1=LoadBus227 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

New Line.LINE228 Bus1=SourceBus2 Bus2=LoadBus228 Linecode=AWG8ca Length=43.1 Units=m
New Load.LOAD228 Bus1=LoadBus228 Phases=3 kV=0.115 kW=5 PF=0.9

!Rama 28cc
!Transformador 3 TR3

New Transformer.TR3 Buses=[LoadBus2C, SourceBus3] Conns=[Wye Wye] kVs= [0.23 0.028]
~ kVAs=[20000 20000] XHL=0.008

!Line31 (x4)

New Line.LINE311 Bus1=SourceBus3.1 Bus2=LoadBus311 Linecode=AWG00cc Length=4 Units=m
New Load.LOAD311 Bus1=LoadBus311 Phases=1 kV=0.028 kW=21 PF=1

New Line.LINE312 Bus1=SourceBus3.1 Bus2=LoadBus312 Linecode=AWG00cc Length=4 Units=m
New Load.LOAD312 Bus1=LoadBus312 Phases=1 kV=0.028 kW=21 PF=1

```

!Line32 (x4)

New Line.LINE321 Bus1=SourceBus3.2 Bus2=LoadBus321 Linecode=AWG0000cc Length=4  
Units=m

New Load.LOAD321 Bus1=LoadBus321 Phases=1 kV=0.028 kW=15 PF=1

New Line.LINE322 Bus1=SourceBus3.2 Bus2=LoadBus322 Linecode=AWG0000cc Length=4  
Units=m

New Load.LOAD322 Bus1=LoadBus322 Phases=1 kV=0.028 kW=15 PF=1

New Line.LINE323 Bus1=SourceBus3.3 Bus2=LoadBus323 Linecode=AWG0000cc Length=4  
Units=m

New Load.LOAD323 Bus1=LoadBus323 Phases=1 kV=0.028 kW=15 PF=1

New Line.LINE324 Bus1=SourceBus3.3 Bus2=LoadBus324 Linecode=AWG0000cc Length=4  
Units=m

New Load.LOAD324 Bus1=LoadBus324 Phases=1 kV=0.028 kW=15 PF=1

!-----GENERADORES-----

New Generator.gen1 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.230 Model=3 kW=250

New Generator.gen2 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.230 Model=3 kW=250

New Generator.gen3 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.230 Model=3 kW=250

New Generator.gen4 bus1=SourceBus phase=3 kV=0.230 Model=3 kW=250

!-----RESOLUCION-----

Solve

Show Voltages

Show Currents

Show Powers kVA elements

Show Losses

# Bibliografía

---

- [1] Airbus A400M <https://www.airbus.com/defence/a400m.html>
- [2] Aula Streaming <https://aulastreaming.alten.com/course/index.php?categoryid=32>
- [3] Boeing 787. *Electrical Systems* <http://787updates.newairplane.com/787-Electrical-Systems/787-Electrical-System>
- [4] Defense aerospace <http://www.defense-aerospace.com/articles-view/release/3/64843/thales-unit-wins-a400m-contract-%28dec-6%29.html>
- [5] Dugan, Rober. *OpenDSS Introductory Training Level 1*
- [7] Esteban Oñate, A. *Conocimientos del avión*, 2010
- [8] Electric Power Research Institute. *Reference Guide OpenDSS*, 2012
- [9] Gago, Gerardo. *Sistema eléctrico de los aviones*, 2016
- [10] Lázaro Sánchez, Eduardo. *El sistema eléctrico de los aviones*, 2001
- [11] López Díaz, J. *A400M aircraft. Design requirements & Conceptual Definition*, 2018
- [12] Martínez Rueda, J. *Sistemas eléctricos y electrónicos de las aeronaves*, 2007
- [13] Ministerio de ciencia y tecnología. ITC-BT-07, Redes para distribución de baja tensión
- [14] Moir, Ian. *Civil Avionics Systems*
- [15] Peral González, J. *Simulación de sistemas eléctricos en aeronaves*, 2017