



universidad  
de león



## Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial

### **MÁSTER EN INGENIERÍA AEROENÁUTICA**

Trabajo de Fin de Máster

SISTEMAS DE GENERACIÓN Y ARQUITECTURAS  
ELÉCTRICAS DE ALTA POTENCIA PARA EL FUTURO  
AVIÓN MILITAR MÁS ELÉCTRICO

*HIGH POWER GENERATION SYSTEMS & ELECTRIC  
ARQUITECTURES FOR THE FUTURE MORE ELECTRIC  
MILITARY AIRCRAFT*

Autor: Carlos Díez Acedo  
Tutora: Natalia Prieto Fernández  
Cotutor: Daniel Izquierdo Gil

Septiembre, 2022

**UNIVERSIDAD DE LEÓN**  
**Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial**  
**MÁSTER EN INGENIERÍA AERONÁUTICA**  
**Trabajo de Fin de Máster**

**ALUMNO:** Carlos Díez Acedo

**TUTORA:** Natalia Prieto Fernández

**COTUTOR:** Daniel Izquierdo Gil

**TÍTULO:** Sistemas de Generación de Potencia y Arquitecturas Eléctricas de Alta Potencia para el Futuro Avión Militar Más Eléctrico

**TITLE:** High Power Generation Systems & Electric Arquitectures for the Future More Electric Military Aircraft

**CONVOCATORIA:** Septiembre, 2022

**RESUMEN:**

El objeto de este proyecto es el diseño de un modelo de arquitectura eléctrica en Simulink, destinado a realizar ensayos de perfiles de misión típicos en aviones militares con el propósito de probar la capacidad de generación y regulación del sistema y estudiar el comportamiento del mismo. El modelo se ha basado en la arquitectura eléctrica del Avión Militar Más Eléctrico más avanzado hasta la fecha, el Lockheed Martin F-35 Lighting II; actualizando sus componentes con tecnología puntera del mercado: un Generador de Imán Permanente de 250 kW de potencia nominal que genera un voltaje de 270 V<sub>DC</sub>, posteriormente transformada mediante convertidores e inversores para alimentar las tres redes de distribución de corriente continua, alterna y de alta tensión. Para diseñar el sistema, se ha realizado un estudio previo del estado del arte en la materia de generación de potencia a bordo y de los sistemas electrónicos de potencia; así como un análisis de la industria aeronáutica en materia de su progresión hacia la electrificación de sus sistemas. El modelo se ha desarrollado usando la librería Simscape en el entorno de simulación de Matlab Simulink. Este proyecto ha sido desarrollado durante una estancia de prácticas en la empresa Airbus Defence & Space.

**ABSTRACT:**

The purpose of this project is the design of an electrical architecture model in Simulink, intended to perform tests of typical mission profiles in military aircraft in order to test the generation and regulation capacity of the system and to study its behavior. The model is based on the electrical architecture of the most advanced military aircraft to date, the Lockheed Martin F-35 Lighting II; updating its components with the latest technology on the market: a Permanent Magnet Generator of 250 kW nominal power that generates a voltage of 270 V<sub>DC</sub>, subsequently transformed by converters and inverters to feed the three distribution networks of direct current, alternating current and high voltage. To design the system, a previous study of the state of the art in the field of onboard power generation and power electronics systems has been carried out, as well as an analysis of the aeronautical industry in terms of its progression towards the electrification of its systems. The model has been developed using the Simscape library within the Matlab Simulink simulation environment. This project has been developed during my internship at Airbus Defence & Space.

**Palabras clave.** Avión Más Eléctrico, Generación de Potencia, Arquitectura Eléctrica, Generador de Imán Permanente, Cambio Climático, Simulación.

**Firma del alumno:**

**VºBº Tutor:**

**VºBº Cotutor:**

## Resumen

La industria aeronáutica genera alrededor del 1.3% de las emisiones de dióxido de carbono globales. Para solucionar este problema, se ha marcado el objetivo de reducir las emisiones de CO<sub>2</sub> en un 75% antes de 2050. Para ello es esencial desarrollar e implementar nuevas tecnologías que aporten soluciones de ahorro de energía y bajo impacto medioambiental. En el sector de transporte, esta visión ha conducido a una mayor electrificación de los vehículos debido a la mayor eficiencia de estos sistemas. Durante los últimos 30 años, la comunidad científica se ha interesado en el avance hacia sistemas de aviación electrificados para desarrollar el Avión Más Eléctrico.

Desde los inicios de la aviación, se ha producido una evolución constante en la forma de generar electricidad a bordo, con un continuo incremento de la potencia necesaria para cumplir con las necesidades del avión. Siguiendo esta progresión y las intenciones de la industria mencionadas, es necesaria la implantación de nuevas tecnologías de generación, gestión y distribución de la energía, con topologías de generadores más eficientes, electrónica de potencia de nueva generación y redes de distribución de alto voltaje, e.g.

Realizando un estudio del arte de la generación de potencia a bordo, aparecen cuatro topologías que podrían utilizarse en el futuro Avión Más Eléctrico: máquinas de inducción, síncronas de campo bobinado, de reluctancia y de imán permanente; siendo estas últimas las más interesantes por su alta densidad de potencia, eficiencia y diseño compacto. Los principales proveedores de estas máquinas de imán permanente son investigadas y sus principales generadores comparados.

En cuanto a los sistemas electrónicos de potencia, se estudian las diferentes interfaces junto con sus ventajas e inconvenientes; así como sus diferentes usos y aplicaciones y los últimos avances tecnológicos.

Con el fin de proponer una arquitectura eléctrica adecuada para un futuro Avión Militar Más Eléctrico, se estudia primero la arquitectura eléctrica del Lockheed Martin F-35, el avión militar con la arquitectura eléctrica más avanzada; estudiando los diferentes programas hasta su desarrollo y analizando sus principales sistemas eléctricos: el sistema de actuación electro-hidrostática, de gestión térmico y de energía y el de potencia eléctrica. Finalmente, teniendo en cuenta los requisitos necesarios para conformar los subsistemas eléctricos del F-35, y el estado del arte de las tecnologías de generación y distribución eléctrica; se diseña con la librería Simscape Electrical en el entorno de simulación de Matlab Simulink un modelo de arquitectura eléctrica para el Futuro Avión Militar Más Eléctrico estable que es capaz de regular eficazmente la tensión; con el que se pueden realizar ensayos de perfiles de misión típicos y estudiar el comportamiento del conjunto.

## Abstract

The aviation industry generates about 1.3% of global carbon dioxide emissions. To solve this problem, the goal has been set to reduce CO<sub>2</sub> emissions by 75% by 2050. To achieve this, it is essential to develop and implement new technologies that provide energy-saving solutions with a low environmental impact. In the transport sector, this approach has led to the electrification of vehicles due to the greater efficiency of these systems. Over the last 30 years, the scientific community has been interested in moving towards electrified aviation systems in order to develop the More Electric Aircraft.

Since the beginning of modern aviation, there has been a constant evolution in the manner in which electricity is generated on board, with a continuous increase in the power required to meet the aircraft's needs. Following this progression and the intentions of the industry mentioned above, the implementation of new power generation, management and distribution technologies is necessary, with more efficient generator topologies, new state-of-the-art power electronics and high voltage distribution grids, e.g.

By studying the state of the art of on-board power generation, four topologies appear that could be used in the future More Electric Aircraft: induction, field-wound synchronous, reluctance and permanent magnet machines; the latter being the most interesting due to their high power density, efficiency and compact design. The main suppliers of these permanent magnet machines are reviewed and their main generators compared.

Regarding power electronic systems, the different interfaces are studied together with their advantages and disadvantages; as well as their different uses and applications and the latest technological advances.

In order to propose a suitable electrical architecture for a future More Electric Military Aircraft, the electrical architecture of the Lockheed Martin F-35, the military aircraft with the most advanced electrical architecture, is first explored, studying the different programs leading up to its development and analyzing its main electrical systems: the electro-hydrostatic actuation system, the thermal and energy management system and the electrical power system.

Finally, taking into account the necessary requirements to conform the electrical subsystems of the F-35, and the state of the art of electrical generation and distribution technologies; an electrical architecture model for the Future More Electric Military Aircraft is designed with the Simscape Electrical library in the Matlab Simulink simulation environment, which is capable of effectively regulating the voltage; with which typical mission profile tests can be performed and the behavior of the system can be studied.

# Índice

Índice de figuras .....	IV
Índice de cuadros y tablas.....	VII
Glosario de signos, símbolos, unidades, abreviaturas, acrónimos y términos.....	VIII
<b>1. Introducción .....</b>	<b>1</b>
1.1. OBJETO .....	1
1.2. TRASFONDO DEL PROBLEMA: EL CAMBIO CLIMÁTICO.....	1
1.2.1. El Rol del Transporte .....	2
1.2.2. El Impacto de la Industria de la Aviación .....	7
1.2.3. Mitigaciones: el Plan para 2050 .....	9
<b>2. Generalidades del Avión Más y Todo Eléctrico.....</b>	<b>12</b>
2.1. EL AVIÓN MÁS ELÉCTRICO.....	12
2.2. EVOLUCIÓN DE LA GENERACIÓN DE POTENCIA ELÉCTRICA A BORDO DE LA AERONAVE 16	
2.2.1. De los Sistemas de Generación CFAC a los VFAC .....	18
2.2.2. Desarrollo, Características y Aplicaciones de los Sistemas de Generación VFAC.....	20
2.2.3. Generación de Potencia VSCF DC, el Lockheed Martin F-35 .....	23
2.3. TENDENCIAS FUTURAS.....	24
2.3.1. Sistemas de Generación de Eje Múltiple y HVDC.....	25
2.3.2. Conceptos de Aviones Futuros.....	27
2.4. OBSTÁCULOS HASTA LOGRAR LA PROPULSIÓN ELÉCTRICA.....	28
2.4.1. Demanda de Mercado.....	28
2.4.2. Tecnologías Habilitadoras .....	29
2.4.3. Regulación .....	33
<b>3. Generación de Potencia. Estado del Arte .....</b>	<b>35</b>
3.1. ARRANCADORES/GENERADORES.....	35
3.2. CLASIFICACIÓN DE LAS MÁQUINAS ELÉCTRICAS.....	36
3.2.1. Máquinas de Inducción .....	38

3.2.2.	Máquinas Síncronas de Campo Bobinado.....	42
3.2.3.	Máquinas de Imán Permanente.....	44
3.2.4.	Máquinas de Reluctancia .....	49
3.2.5.	Comparación de las Topologías.....	52
3.3.	<b>SISTEMAS ELECTRÓNICOS DE POTENCIA .....</b>	<b>56</b>
3.3.1.	Sistemas de Distribución AC.....	58
3.3.2.	Sistemas de Distribución de DC.....	60
3.3.3.	Desarrollos de PEC y su Futuro para las Aplicaciones de S/G .....	62
3.4.	<b>PROVEEDORES DE PMG.....</b>	<b>63</b>
3.4.1.	Avid Technology .....	64
3.4.2.	EMRAX.....	65
3.4.3.	Magnax.....	66
3.4.4.	Dynamic E Flow .....	67
3.4.5.	YASA .....	68
3.4.6.	SAPA .....	68
3.4.7.	Compact Dynamics.....	69
3.4.8.	Infinitum Electric .....	70
3.4.9.	Comparación de Fabricantes.....	71
<b>4.</b>	<b>Arquitectura de Distribución Eléctrica .....</b>	<b>73</b>
4.1.	CONTEXTO: DESARROLLO Y DISEÑO DEL F-35 .....	73
4.1.1.	Primeros Estudios y el Programa J/IST .....	74
4.1.2.	Transición hacia el Programa F-35 .....	79
<b>5.</b>	<b>Modelado y Simulación.....</b>	<b>95</b>
5.1.	CARACTERÍSTICAS GENERALES.....	95
5.2.	SUBSISTEMAS DEL MODELO .....	96
5.2.1.	Starter/Generator .....	96
5.2.2.	DC/DC Converter .....	98
5.2.3.	DC/AC Inverter .....	99
5.2.4.	Loads .....	100

5.2.5.	Load Control .....	100
5.3.	RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN .....	102
5.3.1.	Test de Estabilidad .....	102
5.3.2.	Test de Regulación .....	104
5.4.	ANÁLISIS DEL MODELO.....	105
<b>6.</b>	<b>Conclusiones.....</b>	<b>106</b>
	<b>Referencias .....</b>	<b>107</b>

# Índice de figuras

Figura 1.1. a) Uso de combustible en el sector del transporte en los países de la OCDE; b) Cuotas de los modos de transporte en los países de la OCDE; c) Emisiones de dióxido de carbono por sector; d) Emisiones de dióxido de carbono dentro del sector de transportes. [1].....	3
Figura 1.2. Emisiones de dióxido de carbono en los viajes de larga distancia por: a) kilómetro de pasajeros; b) kilómetro de mercancías. [3] .....	6
Figura 2.1. Potencia del motor para aviones del tamaño del A330. [9].....	13
Figura 2.2. Capacidad de generación de energía eléctrica según el año de introducción. [9] .....	15
Figura 2.3. Evolución de los distintos sistemas de energía eléctrica. [11], [12].....	18
Figura 2.4. Sistemas de generación AC. [13] .....	19
Figura 2.5. Sistema de alimentación de potencia Boeing-787. [14].....	23
Figura 2.6. Arquitectura del sistema de potencia eléctrica. [16] .....	24
Figura 2.7. Típico motor turbofan de doble eje. [11].....	26
Figura 2.8. Alcance del avión Dornier 328 con diferentes configuraciones [km]. [9].....	32
Figura 2.9. Habilitadores de la tecnología: impacto vs desarrollo actual. [11].....	33
Figura 3.1. Características generales de par-velocidad de los S/G. [20] .....	35
Figura 3.2. Clasificación de las máquinas eléctricas. [21] .....	37
Figura 3.3. Familias de máquinas eléctricas de alta potencia y S/G consideradas para arquitecturas MEA con topología AC/DC. a) Máquinas de inducción de jaula de ardilla. b) Máquinas síncronas de campo bobinado. c) Máquinas de imanes permanentes. d) Máquinas de reluctancia. [20].....	37
Figura 3.4. Máquina de inducción de rotor bobinado. a) Representación de las partes. b) Diagrama esquemático. [23] .....	39
Figura 3.5. Diferencia entre un rotor de jaula de ardilla y un rotor bobinado. [26].....	40

Figura 3.6. Diagrama esquemático de sistema de inducción en jaula de ardilla de cinco fases. [27] .....	41
Figura 3.7. Diagrama del sistema generador DWIG VFAC. [13] .....	41
Figura 3.8. Diagrama de bloques del sistema S/G WFSG. [13].....	43
Figura 3.9. Generador de potencia de 1 MW de Honeywell. [29] .....	44
Figura 3.10. Morfologías de la máquina PM BL. (a) Flujo radial. (b) Flujo axial. (c) Flujo lineal. (d) Flujo transversal. [21].....	46
Figura 3.11. Topologías del rotor para máquinas PMBL. (a) Montaje en superficie. (b) Insertada en superficie. (c) Radial interior. (d) Circunferencial interior. [21].....	47
Figura 3.12. Diagrama del circuito de un motor de corriente continua de imanes permanentes. [31] .....	48
Figura 3.13. Ejemplo ilustrativo que indica los principales elementos de las arquitecturas MEA/HEA. [20] .....	49
Figura 3.14. Topologías de máquinas sin imán con doble saliente. [21] .....	50
Figura 3.15. Diagrama del SRM y su convertidor de potencia asociado. [32] .....	51
Figura 3.16. Esquema y sección transversal del SRM de 250 kW. [33] .....	52
Figura 3.17. Diseños de generadores probados o implementados para sistemas de generación de potencia de aeronaves. [12].....	53
Figura 3.18. Interfaces PEC adecuadas para un S/G. [20] .....	57
Figura 3.19. Dos categorías de distribución de energía MEA. a) Distribución de AC VSCF. b) Topología de distribución de DC. [20].....	59
Figura 3.20. Motor eléctrico de flujo axial EVO de Avid Technology. [34].....	65
Figura 3.21. EMRAX 348. [35] .....	66
Figura 3.22. Máquina eléctrica AXF290 de Magnax. [36] .....	67
Figura 3.23. Motor eléctrico SMG18 con la modificación B1. [37] .....	67
Figura 3.24. Máquina 750R de YASA. [39].....	68
Figura 3.25. Máquina eléctrica MG-750. [40] .....	69
Figura 3.26. Generador eléctrico de Compact Dynamics de 2016. [41] .....	70
Figura 3.27. Motor y accionamiento integrado de la Serie IEm. [42] .....	70
Figura 3.28. Comparación de la velocidad dinámica de los generadores (por proveedor) 71	

Figura 4.1. Tecnologías seleccionadas para los subsistemas de la aeronave y propulsivos del F-35. [15].....	74
Figura 4.2. Subsistemas de vehículos federados frente a los integrados. [15].....	76
Figura 4.3. Tecnologías MEA del avión AFTI/F-16 J/IST y transición al F-35. [15].....	77
Figura 4.4. Arquitectura T/EMM del J/IST. [15].....	79
Figura 4.5. Esquema básico del EHAS del F-35. [16] .....	80
Figura 4.6. Instalaciones del EHAS. [16] .....	81
Figura 4.7. Esquema simplificado del PTMS. [16] .....	85
Figura 4.8. Turbomáquina PTMS y sus modos de funcionamiento. [16] .....	86
Figura 4.9. Turbomáquina PTMS montada sobre un solo eje. [16].....	89
Figura 4.10. Instalaciones del EPS del F-35. [16] .....	91
Figura 5.1. Esquema de la arquitectura eléctrica propuesta .....	95
Figura 5.2. Modelo Simscape de la arquitectura eléctrica.....	96
Figura 5.3. Modelo del subsistema “Starter/Generator” .....	97
Figura 5.4. Diseño propuesto para el grupo motor-rectificador.....	97
Figura 5.5. Tensión [V] generada por el PMG. (a) Antes del 2LC. (b) Después del 2LC.....	98
Figura 5.6. Modelo del subsistema “DC/DC Converter” .....	99
Figura 5.7. Modelo del subsistema “DC/AC Inverter” .....	99
Figura 5.8. Modelo de los subsistemas “Loads” .....	100
Figura 5.9. Modelo del subsistema “Load Control” .....	101
Figura 5.10. Resistencia de salida [ $\Omega$ ] del subsistema “Load Control” de ejemplo .....	101
Figura 5.11. Voltaje HVDC [V] en la prueba de estabilidad.....	102
Figura 5.12. Voltaje DC [V] en la prueba de estabilidad.....	103
Figura 5.13. Voltaje AC [V] en la prueba de estabilidad.....	103
Figura 5.14. Voltajes [V] en los diferentes buses en la prueba de regulación .....	104
Figura 5.15. Corrientes [A] en los diferentes buses en la prueba de regulación .....	105

# Índice de cuadros y tablas

Tabla 1.1. Reparto modal del transporte de pasajeros y mercancías en los países de la OCDE con el crecimiento anual previsto entre paréntesis. [2] .....	4
Tabla 3.1. Comparación de las propiedades de los generadores para aviones de gran tamaño con arquitectura de corriente continua. [20] .....	55
Tabla 3.2. Comparación de las características clave de las máquinas eléctricas estudiadas (++, muy favorable; +, favorable; o, neutral; -, perjudicial) .....	55
Tabla 3.3. Descripción de las interfaces PEC para aplicaciones S/G. [20] .....	61
Tabla 3.4. Lista de proveedores de diferentes PMMs disponibles en el mercado .....	64
Tabla 3.5. Comparación de las características de los generadores (por proveedor).....	71

# Glosario de signos, símbolos, unidades, abreviaturas, acrónimos y términos

<b>2LC</b>	Convertidor de dos Niveles
<b>3L-NPC</b>	Convertidor de tres Niveles con Sujeción al Punto Neutro
<b>3L-TTC</b>	Convertidor de tres Niveles Tipo T
<b>AC</b>	Corriente Alterna
<b>ACIS</b>	Sistema de Entrada Compacto Avanzado (Advanced Compact Inlet System)
<b>AEA</b>	Avión Completamente Eléctrico (All Electric Aircraft)
<b>AFPM</b>	Motores de Imán Permanente de Flujo Axial (Axial Flux Permanent Magnet)
<b>AFRL</b>	Laboratorio de Investigación de la Fuerza Aérea (Air Force Research Laboratory)
<b>AFTI</b>	Integración de Tecnología Avanzada de Vuelo (Advanced Flight Technology Integration)
<b>APU</b>	Unidad de Potencia Auxiliar (Auxiliary Power Unit)
<b>ATAG</b>	Acción del Transporte Aéreo (Air Transport Action Group)
<b>ATRU</b>	Unidades Rectificadoras de Transformadores Automáticos (Automatic Transformer Rectifier Units)
<b>ATS</b>	Arranque de Turbina de Aire (Air Turbine Starter)
<b>BLAC</b>	Máquinas de Imanes Permanentes sin Escobillas AC (Brushless AC)
<b>BLDC</b>	Máquinas de Imanes Permanentes sin Escobillas DC (Brushless DC)
<b>C/R</b>	Convertidor/Regulador
<b>CF</b>	Frecuencia Constante
<b>CFAC</b>	Corriente Alterna de Frecuencia Constante
<b>CRIM</b>	Máquina de Inducción con Rotor de Jaula (Cage Rotor Induction Machine)
<b>CSCF</b>	Frecuencia Constante con Velocidad Constante
<b>CSD</b>	Controlador de Velocidad Constante (Constant Speed Drive)
<b>CT</b>	Turbina de Refrigeración (Cooling Turbine)
<b>DC</b>	Corriente Continua
<b>DFIG</b>	Generador de Inducción de Doble Alimentación (Doubly-Fed Induction Generator)
<b>DMC</b>	Convertidor Matricial Directo
<b>DWIG</b>	Generador de Inducción de Doble estátor Devanado (Dual stator-Winding Induction Generator)
<b>DQC</b>	Convertidor de Doble Cuadrante totalmente asimétrico
<b>EASA</b>	European Union Aviation Safety Agency
<b>ECS</b>	Sistema de Control Ambiental (Environmental Control Systems)
<b>EHA</b>	Actuación Electro-Hidrostática (Electro-Hydrostatic Actuation)

<b>EHAS</b>	Sistema de Actuación Electro-Hidrostática (Electro-Hydrostatic Actuation System)
<b>EMF</b>	Fuerza Electromotriz (Electromotive Force)
<b>EMI</b>	Interferencia Electromagnética (Electromagnetic Interference)
<b>EPGS</b>	Sistema de Generación de Energía Eléctrica (Electrical Power Generating System)
<b>EPMS</b>	Sistema de Gestión de la Energía Eléctrica (Electrical Power Management System)
<b>EPS</b>	Sistema de Potencia Eléctrica
<b>EU</b>	Unidad Electrónica (Electronic Unit)
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration
<b>FDHX</b>	Intercambiador de Calor del Conducto del Fan (Fan Duct Heat Exchanger)
<b>GCU</b>	Unidades de Control del Generador (Generator Control Unit)
<b>HEA</b>	Avión Eléctrico Híbrido (Hybrid Electric Aircraft)
<b>HP</b>	Alta presión (High Pressure)
<b>HVDC</b>	Corriente Continua de Alto Voltaje (High-Voltage Direct Current)
<b>HX</b>	Intercambiador de Calor (Heat Exchanger)
<b>ICCs</b>	Inversores/Convertidores/Controladores
<b>IDG</b>	Generador de Accionamiento Integrado (Integrated Drive Generator)
<b>IM</b>	Máquina de Inducción (Induction Machine)
<b>IMC-CSC</b>	Convertidor Matricial Indirecto con Convertidor alimentado por Corriente en el Lado S/G
<b>IMC-VSC</b>	Convertidor Matricial Indirecto con Convertidor alimentado por Tensión en el Lado S/G
<b>J/IST</b>	Caza de Ataque Conjunto con Tecnología de Subsistemas Integrados (Joint Strike Fighter Integrated Subsystem Technology)
<b>JAST</b>	Tecnología de Ataque Avanzada Conjunta (Joint Advanced Strike Technology)
<b>JSF</b>	Caza de Ataque Conjunto (Joint Strike Fighter)
<b>LP</b>	Baja Presión (Low Pressure)
<b>MCG</b>	Modelos Climáticos Globales
<b>ME</b>	Excitador Principal (Main Exciter)
<b>MEA</b>	Avión Más Eléctrico (More Electric Aircraft)
<b>MG</b>	Generador Principal (Main Generator)
<b>OBIGS</b>	Sistema de Generación de Gas Inerte a Bordo (On-Board Inert Gas Generation System)
<b>OBOGS</b>	Sistema de Generación de Oxígeno a Bordo (On-Board Oxygen Generation System)
<b>PDS</b>	Sistema de Distribución de Energía (Power Distribution System)
<b>PE</b>	Electrónica de Potencia
<b>PEC</b>	Controladores de la Electrónica de Potencia
<b>PES</b>	Sistemas Electrónicos de Potencia (Power Electronic Systems)

<b>PMBL</b>	Máquina de Imán Permanente sin Escobillas (Permanent Magnet Brushless)
<b>PMG</b>	Generador de Imán Permanente (Permanent Magnet Generator)
<b>PMM</b>	Máquina de Imán Permanente (Permanent Magnet Machine)
<b>PMs</b>	Imanes Permanentes (Permanent Magnets)
<b>PT</b>	Turbina de Potencia
<b>PTMS</b>	Sistema de Gestión Térmico y de Energía (Power and Thermal Management System)
<b>RM</b>	Máquina de Reluctancia (Reluctance Machine)
<b>S/G</b>	Arrancador/Generador (Starter/Generator)
<b>SCIM</b>	Máquina de Inducción en Jaula de Ardilla (Squirrel Cage Induction Machine)
<b>SDFDSM</b>	Máquina de Doble Alimentación de Estator con Doble Saliente (Stator Doubly-Fed Doubly Salient Machine)
<b>SEC</b>	Convertidor de Excitación Estática (Static Excitation Converter)
<b>SRM</b>	Máquinas de Reluctancia Conmutada (Switched Reluctance Machine)
<b>SUIT</b>	Tecnología de Integración de Subsistemas (Subsystem Integration Technology)
<b>T/EMM</b>	Módulo de Gestión Térmica/Energética (Thermal/Energy Management Module)
<b>TRL</b>	Nivel de Preparación Tecnológica (Technology Readiness Level)
<b>TRU</b>	Unidad Transformadora Rectificadora
<b>VF</b>	Frecuencia Variable
<b>VFAC</b>	Corriente Alterna de Frecuencia Variable
<b>VFG</b>	Generadores de Frecuencia Variable
<b>VITPS</b>	Estudios de Planificación de la Tecnología de Integración de Vehículos (Vehicle Integration Technology Planning Studies)
<b>VR</b>	Regulador de Tensión (Voltage Regulator)
<b>VS</b>	Velocidad Variable (Variable Speed)
<b>VSC</b>	Convertidor de Fuente de Tensión (Voltage Source Converter)
<b>VSCF</b>	Frecuencia Constante con Velocidad Variable
<b>VSVF</b>	Frecuencia Variable con Velocidad Variable
<b>WBGS</b>	Semiconductor de Banda Ancha (Wide Band Gap Semiconductor)
<b>WFSM</b>	Máquinas Síncronas de Campo Bobinado (Wound-Field Synchronous Machine)
<b>WRIM</b>	Máquina de Inducción de Rotor Bobinado (Wound Rotor Induction Machine)
<b>WSC</b>	Contratistas de Sistemas de Armas (Weapon System Contractors)

# 1. Introducción

## 1.1. OBJETO

El objeto de este proyecto es el estudio y diseño de un simulador de arquitectura y generador de potencia eléctricos para un futuro avión más eléctrico militar, destinado a realizar ensayos mediante la simulación de diversos perfiles de misiones de vuelo con el objetivo de conseguir una alimentación de energía suficiente a los requerimientos de este, diseñar un sistema de regulación capaz de controlar los diferentes saltos de tensión producidos por los cambios de cargas generados a lo largo del vuelo y estudiar el comportamiento del sistema en su conjunto.

## 1.2. TRASFONDO DEL PROBLEMA: EL CAMBIO CLIMÁTICO

La Tierra ha experimentado un clima en constante cambio desde sus inicios. Sin embargo, en el último siglo, las actividades antropogénicas han amenazado con un gran cambio climático en un periodo de tiempo relativamente corto. El término "calentamiento global" está bien documentado y se refiere a un aumento de la temperatura media de la tierra. Esto se debe a que la continua quema de combustibles fósiles y los cambios en el uso de la tierra en el siglo XX han acumulado importantes gases de efecto invernadero en la atmósfera. Las señales de que esto es provocado por el hombre son cada vez más evidentes en el registro climático, donde el ritmo y la magnitud del calentamiento provocado por los gases de efecto invernadero son directamente comparables al aumento real de la temperatura observada. Cualquier cambio en la composición de la atmósfera necesita mantener un nuevo equilibrio; un equilibrio que se consigue, en última instancia, mediante el cambio climático global.

El forzamiento radiativo es un cambio en el equilibrio entre la radiación solar incidente y la radiación infrarroja saliente causado por cambios en la composición de la atmósfera. Se estudia utilizando Modelos Climáticos Globales (MCG) que representan la interacción de la

atmósfera, la tierra, el océano y las capas de hielo. Al predecir cómo responderá el clima global a diversas variaciones, se pueden utilizar para predecir y determinar cómo cambiará el clima global en diferentes condiciones. Según los seis escenarios ilustrativos de emisiones utilizados por el Grupo Intergubernamental de Expertos sobre el Cambio Climático, se espera que el nivel de dióxido de carbono aumente de 369 partes por millón a entre 540 y 970 partes por millón en el próximo siglo. Esto significa que la temperatura media mundial aumentará entre 1,4 y 5,8 °C, lo que a su vez conlleva un aumento de fenómenos meteorológicos extremos y la subida del nivel del mar. Sin embargo, las predicciones realizadas con los MCG deben interpretarse con precaución porque simplifican en exceso un sistema dinámico complejo.

De hecho, el gran número de escenarios de emisión considerados marca la incertidumbre de las predicciones futuras, porque no está claro hasta qué punto los cambios tecnológicos y de comportamiento contribuirán a esta situación. No obstante, el aumento de las emisiones de dióxido de carbono es insostenible y pronto superará el nivel necesario para la estabilidad (estimado en torno a 400-450 partes por millón). Además, el forzamiento radiativo experimentado por el CO<sub>2</sub> en la actualidad es el resultado de las emisiones de los últimos 100 años. Esta inercia hace que algunos de los efectos del cambio climático antropogénico puedan pasar desapercibidos y garantizará que el calentamiento global continúe durante décadas después de la estabilización.

### **1.2.1. El Rol del Transporte**

En el último siglo, a medida que el transporte se ha desarrollado para satisfacer las necesidades de una gran población, la tierra se ha encogido metafóricamente. La participación global en esta expansión es desproporcionada, porque la fuerza motriz de la demanda de transporte es, en última instancia, el crecimiento económico, y el propio crecimiento económico conduce a un aumento de la demanda de viajes. Aunque este vínculo se está debilitando gradualmente, hay pocos indicios de que la relación insostenible entre el aumento de los ingresos y las emisiones del tráfico se haya roto por completo. La dependencia del transporte parece estar causando daños a largo plazo en el clima, y el consumo continuo de combustibles fósiles significa que el pico de producción de petróleo se está acercando, y los recursos del mundo estarán casi agotados dentro de 50 años. Hay

que tomar decisiones rápidamente para minimizar el impacto medioambiental del transporte y dejar de utilizar combustibles fósiles.

El petróleo es la principal fuente de combustible para el transporte. Como se muestra en la Figura 1.1.a), el transporte por carretera representa el 81% del uso total de energía en el sector del transporte, como se muestra en la Figura 1.1.b). Esta dependencia de los combustibles fósiles hace que el transporte sea uno de los principales contribuyentes a los gases de efecto invernadero y es uno de los pocos sectores industriales cuyas emisiones siguen creciendo. El impacto del transporte en el clima global no se limita a las emisiones de los vehículos, ya que la producción y distribución de los combustibles derivados del petróleo, un método "del pozo a la rueda", genera en sí misma una gran cantidad de gases de efecto invernadero. Por ejemplo, si se consideran las emisiones totales de dióxido de carbono de un coche normal, el 76% procede del uso de combustible, el 9% de la fabricación del vehículo y el otro 15% de las emisiones y pérdidas del sistema de suministro de combustible.

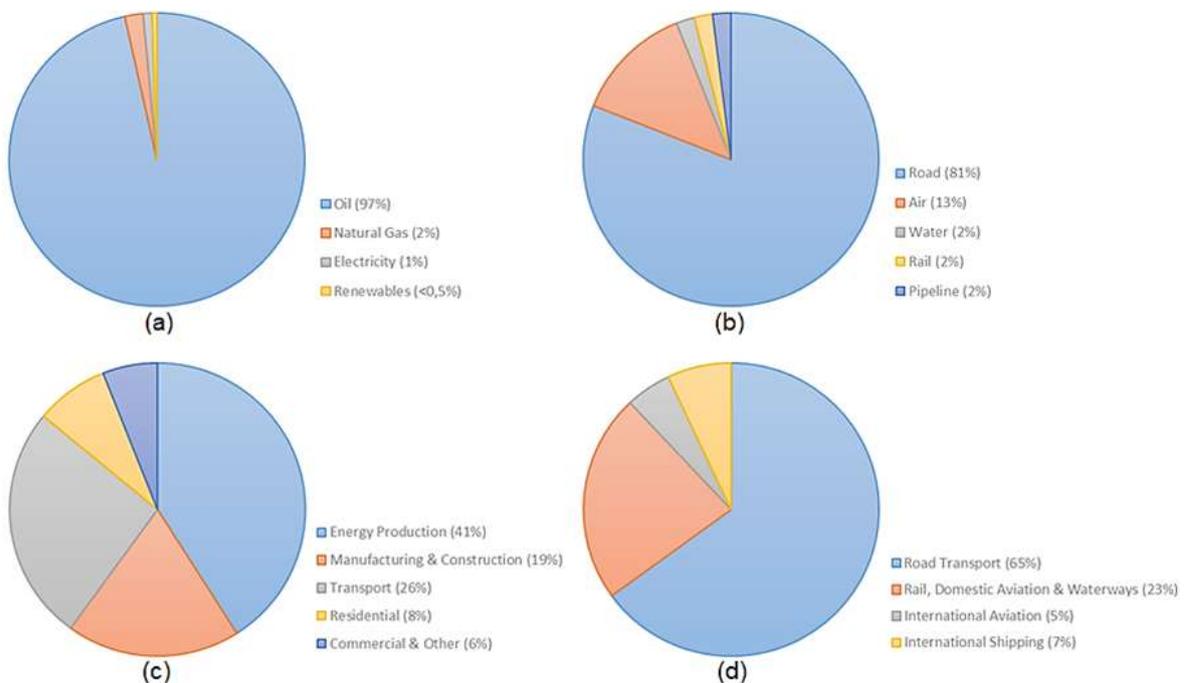


Figura 1.1. a) Uso de combustible en el sector del transporte en los países de la OCDE; b) Cuotas de los modos de transporte en los países de la OCDE; c) Emisiones de dióxido de carbono por sector; d) Emisiones de dióxido de carbono dentro del sector de transportes. [1]

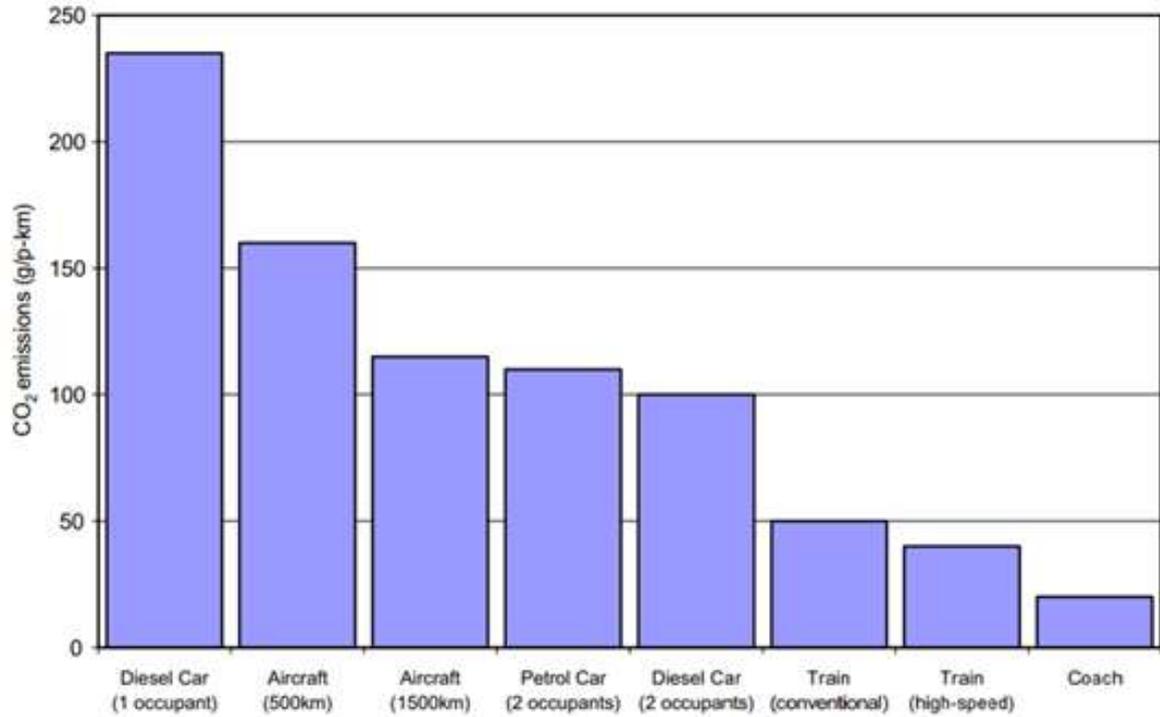
El transporte fue uno de los sectores clave que se abordaron en el "Protocolo de Kioto" de 1997. Su objetivo era reducir para 2012 las emisiones mundiales de gases de efecto invernadero en un 5,2% respecto a los niveles de 1990. Por lo tanto, desde 1997, el transporte ha ocupado un lugar importante en las agendas políticas de los 38 países que firmaron el acuerdo. La Figura 1.1.c) muestra que el sector de transporte genera el 26% de las emisiones mundiales, de las que cerca de dos tercios proceden del 10% de los países más ricos. Como puede verse en la Figura 1.1.d), el transporte por carretera es el mayor productor de gases de efecto invernadero del sector, aunque los coches no son la única causa de estas emisiones. Los buses, taxis y autocares interurbanos contribuyen a ello, pero el principal contribuyente es el transporte de mercancías por carretera, que suele representar menos de la mitad del total del transporte por carretera.

Además del transporte por carretera, el mayor contribuyente al cambio climático es la aviación. El daño que la aviación causa al medio ambiente es mucho mayor de lo que indican los datos de las emisiones de CO<sub>2</sub> por sí solos. Esto se debe a la liberación directa de otros gases de efecto invernadero en la atmósfera superior, donde los efectos localizados pueden ser más perjudiciales que los efectos del CO<sub>2</sub> por sí solo. Aunque el consumo real de energía y las emisiones de dióxido de carbono de la aviación parecen ser relativamente bajas en comparación con las de los automóviles (Figura 1.1.d, Tabla 1.1), la expansión prevista de la industria de la aviación es la mayor preocupación. El transporte aéreo es el que más rápido crece de todos los métodos de transporte, y se espera que crezca un 5% anual durante la próxima década.

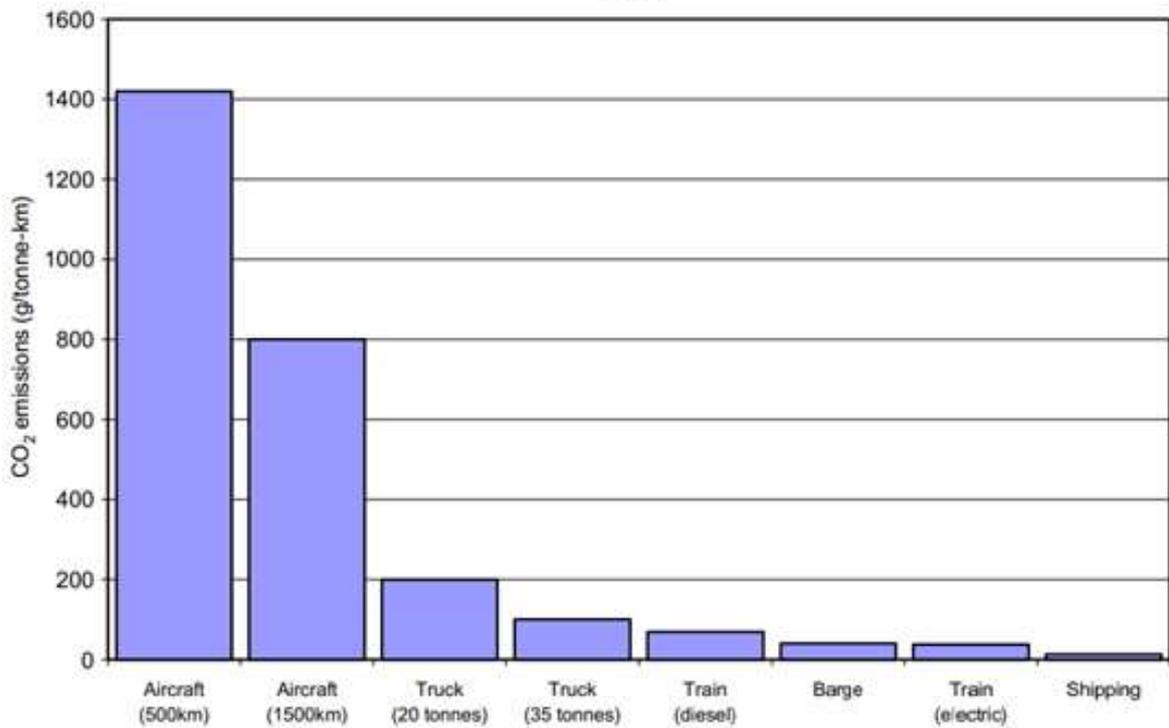
*Tabla 1.1. Reparto modal del transporte de pasajeros y mercancías en los países de la OCDE con el crecimiento anual previsto entre paréntesis. [2]*

<b>Modo</b>	<b>Norte América</b>	<b>OECD Europeos</b>	<b>OECD Pacífico</b>
Coches (pasajeros)	57 (+1,4)	54 (+1,7)	57 (+1,2)
Ferrocarriles (pasajeros)	1 (+0,4)	1 (+1,0)	3 (+0,9)
Buses (pasajeros)	1 (+1,5)	3 (+1,3)	1 (+0,8)
Aviación (pasajeros)	8 (+2,3)	8 (+4,5)	5 (+3,3)
Camiones (mercancía)	24 (+2,0)	30 (+2,2)	25 (+1,9)
Ferrocarriles (mercancía)	7 (+1,6)	3 (+0,1)	3 (+1,8)
Embarques (mercancía)	2 (-0,7)	1 (+0,1)	5 (+0,2)

Todos los sectores del transporte están experimentando un crecimiento, como se muestra en la Tabla 1.1. Por desgracia, la tendencia general es que los métodos de transporte que más crecen son también los más contaminantes. La Figura 1.2.a) muestra el desglose de las emisiones por pasajero-kilómetro. La aviación y los automóviles se están convirtiendo cada vez más en el método preferido de transporte de pasajeros, pero también son los métodos más perjudiciales. La Figura 1.2.b) muestra un gráfico similar para el transporte de mercancías, en el que la aviación y el transporte de mercancías por carretera son también los sectores de mayor crecimiento y de mayores emisiones de CO<sub>2</sub>. Por tanto, es necesario romper la relación entre el actual transporte preferido de pasajeros y mercancías con los métodos más contaminantes. O bien los cambios tecnológicos reducen la contaminación del modelo favorecido, o bien los cambios de comportamiento impulsados por las políticas hacen más atractivos los modelos alternativos.



(a)



(b)

Figura 1.2. Emisiones de dióxido de carbono en los viajes de larga distancia por:  
 a) kilómetro de pasajeros; b) kilómetro de mercancías. [3]

### **1.2.2. El Impacto de la Industria de la Aviación**

La aviación es una preocupación medioambiental, no sólo por el gran número de emisiones contaminantes relacionadas con el cambio climático mundial, sino también por la contaminación a nivel local y regional. A pesar de su vida relativamente corta, la aviación comercial ha experimentado un enorme desarrollo. Desde 1960, el tráfico de pasajeros ha crecido a un ritmo de casi el 9% anual, aunque a medida que la industria comenzó a madurar, este crecimiento se redujo a cerca del 5% en 1997 [4]. La aviación es ahora una parte esencial del sistema económico mundial, pero cada vez más aviones provocarán retrasos en los aterrizajes (menos eficiencia en el consumo de combustible), aumentarán las emisiones de gases de efecto invernadero y, en última instancia, provocarán fallos institucionales, haciendo insostenible el plan de expansión de los aeropuertos. Hay muchas razones para estos aumentos. Por ejemplo, los vuelos más económicos y abundantes (a menudo desde aeropuertos regionales más convenientes) facilitan los viajes. La economía en crecimiento garantiza más viajes de negocios y más fondos para varias vacaciones al año o incluso para vacaciones en el extranjero. Las emisiones globales de la aviación son difíciles de cuantificar porque la aviación doméstica varía de un país a otro y existe un consenso limitado sobre la regulación de la aviación internacional. Sin embargo, tomando como ejemplo el Reino Unido, entre 1990 y 2003, las emisiones de gases de efecto invernadero de la aviación aumentaron un 89% [5].

La industria de la aviación puede dividirse en varios sectores. Entre ellos, los viajes internacionales son los que más crecen, pero debido a las aerolíneas "baratas" que ofrecen servicios de corta distancia, los viajes de corta distancia se han expandido recientemente de forma significativa. Aunque estas aerolíneas parecen ofrecer servicios en rutas orientadas al ocio, cada vez más viajeros de negocios utilizan también estos servicios altamente contaminantes. Durante el vuelo, la mayor parte del combustible se utiliza durante el ascenso, lo que significa que los vuelos de corta distancia utilizan más combustible por kilómetro que los de larga distancia (Figura 1.2.a). Como estos vuelos suelen ser atendidos por flotas más antiguas y menos eficientes en cuanto a combustible, el problema es más complicado. Para la eficiencia del combustible, existe realmente una distancia óptima. A medida que aumenta el tiempo de vuelo, es necesario transportar grandes cantidades de combustible, lo que aumenta el peso del avión y consume más

combustible. Además, aproximadamente el 18% de los aviones son militares, y sus requisitos de rendimiento garantizan la generación de más emisiones. Por último, el transporte aéreo de mercancías es el sector de mayor crecimiento en la industria de la aviación. Aunque en las aerolíneas de pasajeros parte de la carga se transporta como carga "de vientre", se ha producido un enorme aumento de los servicios exprés dedicados que compiten con el transporte terrestre.

En cuanto al forzamiento radiativo, la aviación tiene un problema único porque los aviones emiten gases como el CO<sub>2</sub> y el NO<sub>x</sub> (óxido nitroso) directamente a la troposfera y a la baja estratosfera. Al igual que el CO<sub>2</sub>, el ozono es un gas de efecto invernadero que se produce por la reacción química entre la luz solar y el NO<sub>x</sub>. Sin embargo, esta reacción reduce en realidad la concentración de metano en la atmósfera, lo que tiene el efecto contrario promoviendo un forzamiento negativo. El impacto de estas emisiones varía en función del lugar en el que vuela el avión. Las emisiones de CO<sub>2</sub> son igualmente perjudiciales en todas partes porque se mezclan bien y permanecen en la atmósfera durante mucho tiempo (100 años o más). Otros gases se mezclan mal (como el ozono) y producen un forzamiento radiativo localizado y concentrado alrededor de la trayectoria de vuelo. Algunos gases tienen un mayor impacto a gran altura. Por ejemplo, las emisiones de NO<sub>x</sub> en la parte superior de la troposfera producen más ozono para el forzamiento radiativo que la misma cantidad produciría si se liberara en la superficie. Del mismo modo, el vapor de agua liberado a bajas altitudes será eliminado de la atmósfera en forma de precipitaciones. Pero la pequeña fracción que entre en la estratosfera inferior permanecerá allí como gas de efecto invernadero.

Las estelas de condensación son otro ejemplo de forzamiento radiativo exclusivo de la aviación. Las estelas de condensación se forman cuando el aire a alta temperatura de un motor de avión se mezcla con el aire frío y supersaturado que es habitual en las zonas de gran altitud. Las estelas de condensación son problemáticas porque pueden extenderse hasta formar nubes cirros de gran altura, contribuyendo así al oscurecimiento global. Aunque existe una relación entre el número de cirros de alto nivel y el crecimiento de la aviación, el conocimiento actual de los cirros inducidos por la trayectoria es insuficiente para proporcionar una estimación fiable del forzamiento radiativo asociado. Por ejemplo, en los tres días posteriores a los atentados del 11 de septiembre en Estados Unidos, cuando

todos los aviones estadounidenses se quedaron en tierra, la diferencia de temperatura entre el día y la noche aumentó entre 1 y 2 °C [6]. Este efecto fue directamente atribuible a la reducción de las nubes de altoestrato, lo que proporciona una cierta indicación del forzamiento radiativo asociado a la formación de estelas de condensación. Sin embargo, debido al tiempo inusualmente despejado en Estados Unidos poco después del atentado, no está claro si la inmovilización de los aviones fue realmente la causa de la variación de la temperatura.

En definitiva, la compleja combinación de las emisiones de los aviones hace que el forzamiento radiativo global de la aviación se estime entre 2 y 4 veces mayor que el impacto del dióxido de carbono por sí solo. En el Protocolo de Kioto, la aviación fue completamente ignorada, en parte debido a la combinación de gases que contribuyen al cambio climático. A excepción del dióxido de carbono producido por los vuelos nacionales, no se fijaron objetivos para la aviación internacional ni para la reducción de las emisiones de gases de efecto invernadero [3].

### **1.2.3. Mitigaciones: el Plan para 2050**

Se contactó con las principales partes interesadas de la aviación europea: la industria aeronáutica, los aeropuertos, las compañías aéreas, la gestión del tráfico aéreo, las comunidades de investigación y los proveedores de energía; para que se unieran en un Grupo de Alto Nivel con el fin de desarrollar conjuntamente una visión para el sistema y la industria de la aviación europea para 2050 [7]. Sus ideas dan una imagen de lo que la industria quiere conseguir.

La protección del medio ambiente se convertirá en el principal motor del desarrollo de las aeronaves y de las nuevas infraestructuras de transporte. Además de la mejora continua de la eficiencia del combustible, el suministro continuo de combustibles líquidos, su impacto en los costes del sector de la aviación y su impacto medioambiental deben ser abordados como parte de la estrategia global relativa al combustible aplicable a todos los sectores. La industria de la aviación seguirá utilizando combustibles líquidos, dando prioridad a los factores operativos y técnicos. La producción de combustibles líquidos y de energía a partir de biomasa sostenible se convertirá en una parte importante del suministro energético. Los sectores que dependen en gran medida de los combustibles líquidos de

hidrocarburos (la aviación, el transporte marítimo y el transporte pesado) adoptarán métodos coordinados de desarrollo de combustibles y serán una pieza clave en la gestión de las emisiones de dióxido de carbono en todo el sector del transporte.

Los cambios tecnológicos disruptivos y graduales desempeñarán un papel indispensable en el proceso de desarrollo. La industria introducirá en el mercado mundial toda una serie de nuevos productos y servicios, incluyendo una verdadera nueva generación de aviones y motores más eficientes, ecológicos y silenciosos. Gracias a estos esfuerzos, la sociedad de 2050 considerará que el transporte aéreo es respetuoso con el medio ambiente.

Al añadir combustibles líquidos de otras fuentes a un coste competitivo, se reducirá la dependencia del petróleo crudo. Esto se beneficiará de una estrategia de investigación coherente, de los impulsos normativos, de la simplificación de los procesos de certificación y aprobación, y del establecimiento de una cadena de suministro sostenible. La introducción gradual de las pilas de combustible y de los vehículos impulsados por baterías en las operaciones terrestres de los aeropuertos contribuirá de forma importante a reducir la huella de carbono del sector. Los motores eléctricos e híbridos entrarán en el mercado de la aviación y se utilizarán fuentes de energía alternativas en los sistemas auxiliares.

Los desarrollos sustanciales en materia de aviones y motores se combinarán y se apoyarán mutuamente para producir una verdadera nueva generación de aviones y equipos con una eficiencia de combustible y ruido significativamente mejorada. Al mismo tiempo, el sistema de control del tráfico aéreo se optimizará para proporcionar la mejor trayectoria en cuanto a eficiencia de combustible y tiempo y las emisiones atmosféricas correspondientes. [8]

Los principales objetivos fijados para 2050 son:

- Las tecnologías y procedimientos disponibles permiten reducir las emisiones de CO<sub>2</sub> por pasajero-kilómetro en un 75% para apoyar los objetivos del Grupo de Acción del Transporte Aéreo (ATAG, por sus siglas en inglés, Air Transport Action Group) y reducir las emisiones de óxido de nitrógeno (NO<sub>x</sub>) en un 90%.
- Las emisiones de ruido percibidas por los aviones en vuelo se han reducido en un 65%.
- Durante el rodaje, el movimiento de la aeronave es libre de emisiones
- El diseño y la fabricación del avión permiten su reciclaje
- Combustibles alternativos sostenibles

Para conseguirlo, es esencial desarrollar y aplicar tecnologías avanzadas que proporcionen soluciones de ahorro de energía y reduzcan el impacto medioambiental. En el sector del transporte, esta visión ha llevado a un transporte más electrificado debido a la mayor eficiencia inherente a los sistemas eléctricos.

## 2. Generalidades del Avión Más y Todo Eléctrico

### 2.1. EL AVIÓN MÁS ELÉCTRICO

Según se ha expuesto anteriormente, el sector de la aviación representa aproximadamente el 20% de las emisiones del transporte mundial. Para reducir este impacto y mejorar la eficiencia del consumo de combustible, la industria de la aviación ha invertido mucho en las siguientes direcciones clave en relación con el concepto de Aviones Más Eléctricos (MEA, por sus siglas en inglés, More Electric Aircraft):

- *Diseño avanzado de los equipos de a bordo.* Esta tendencia tiene como objetivo estudiar el uso más eficaz de la energía aérea para lograr operaciones de vuelo seguras y fiables, al tiempo que se reducen los costes de explotación y el tiempo de mantenimiento y se maximiza la disponibilidad de la aeronave. El concepto clave aquí es el uso más eficaz de la energía a bordo, y es este aspecto el que impulsa el desarrollo del concepto MEA.
- *Optimización del motor.* Como se ha mencionado, el objetivo principal del concepto MEA es minimizar el consumo de combustible, reduciendo así los costes y el impacto medioambiental. Por lo tanto, la optimización de los motores de las aeronaves es crucial. Un ejemplo típico es la electrificación de los sistemas antihielo de los aviones. En las aeronaves tradicionales, se permite que el aire caliente salga del motor (lo que se conoce como "purga") para evitar que se acumule hielo en las superficies exteriores del motor y las alas. Se trata de un proceso eficaz, pero que reduce en gran medida la eficiencia del motor. Por lo tanto, en el MEA, esta purga se elimina mediante el uso de almohadillas eléctricas de calentamiento en las superficies exteriores del motor y las alas. Aunque esto mejora en gran medida la eficiencia del motor, también conlleva intrínsecamente un aumento sustancial de la demanda de energía eléctrica a bordo, lo que a su vez incrementa la carga del motor.

La Figura 2.1 muestra las necesidades de energía del motor de un avión del tamaño del Airbus A330. Puede verse que, tradicionalmente, las necesidades de energía no relacionadas con la propulsión se dividen en energía neumática, hidráulica, eléctrica y mecánica. Es importante señalar que la electricidad sólo representa alrededor del 11,5% de la demanda de energía no relacionada con la propulsión y alrededor del 0,5% de la potencia total del motor.

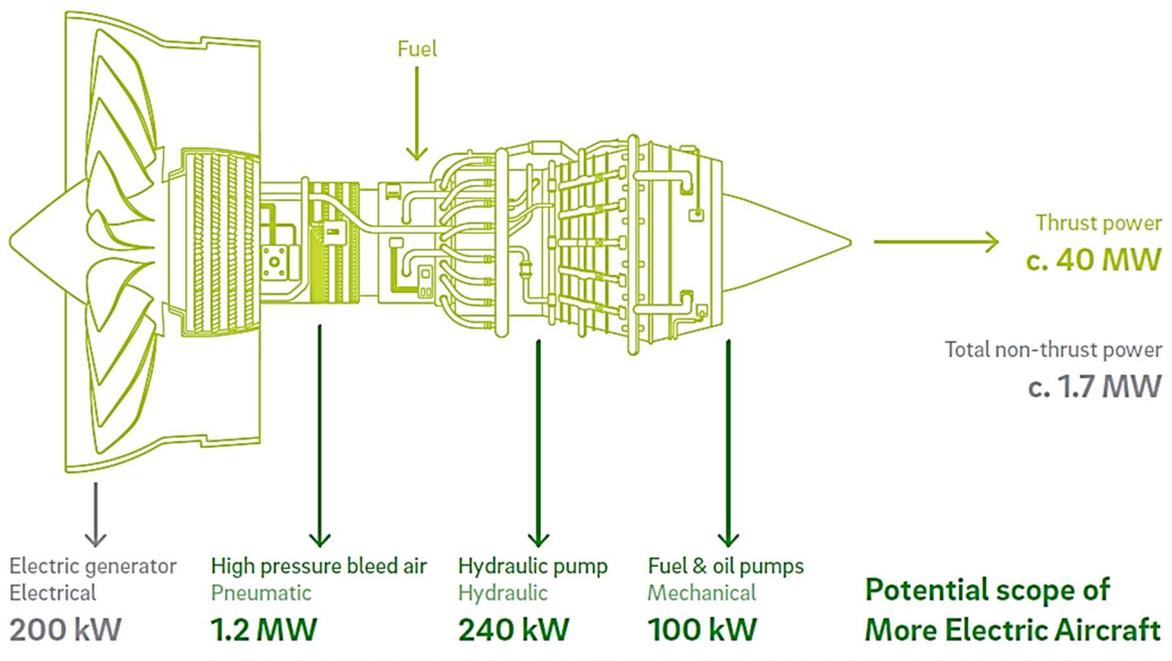


Figura 2.1. Potencia del motor para aviones del tamaño del A330. [9]

Sin embargo, en el MEA, el objetivo es eliminar el uso de la energía neumática, hidráulica y mecánica de modo que toda la energía no propulsiva sea eléctrica.

Las principales motivaciones para cambiar a la energía eléctrica pueden resumirse como sigue:

- *Reducir el peso del sistema.* Debido a la utilización de un motor de arrancador/generador eléctrico (S/G, por sus siglas en inglés, Starter/Generator), con su mayor eficiencia inherente y el uso de configuraciones con menor sangrado, eliminando la extracción de aire a alta temperatura y alta presión del motor.

- *Seguridad hidráulica.* Debido a la eliminación del riesgo de incendio y de fugas de fluido hidráulico a alta presión, lo que es realmente prometedor para los aviones militares.
- *Fácil de mantener.* Aproximadamente el 75% de los retrasos en los vuelos se deben a fallos del sistema. El sistema eléctrico es más rápido y fácil de sustituir que la mayoría de los sistemas hidráulicos, neumáticos o mecánicos. De hecho, la naturaleza modular de los sistemas eléctricos facilita intrínsecamente las reparaciones y el mantenimiento siendo sencillos y eficaces. Por lo tanto, el retraso se reduce en gran medida. Al sustituir estos sistemas y tener sólo el eléctrico, se eliminan 3/4 de las posibles causas de problemas.
- *Mejora la eficiencia del motor.* Al utilizar motores sin purga y sistemas eléctricos antihielo, la eficiencia del motor mejora considerablemente.
- *Reducir el uso del motor en tierra.* Cuando se utiliza para operar una aeronave en tierra, la eficiencia del motor de la aeronave es extremadamente baja debido al bajo flujo de aire y a las demandas de potencia muy inferiores a su punto de diseño. Como alternativa, se pueden utilizar motores eléctricos conectados a las ruedas de la aeronave para "conducir" la aeronave en tierra. Es lo que se denomina "rodaje verde", que reduce significativamente el ruido en tierra y el consumo de combustible y, por tanto, las emisiones de CO<sub>2</sub>.
- *Controlable.* En comparación con los sistemas neumáticos, hidráulicos o mecánicos, los sistemas eléctricos responden mucho más rápido a los cambios en la demanda de energía.
- *Reconfigurabilidad.* En caso de fallo, el sistema eléctrico puede mantener la funcionalidad mediante la reconfiguración automática. Por lo tanto, la fiabilidad, seguridad y disponibilidad del sistema aumentan.
- *Diagnóstico y pronóstico avanzados.* El sistema eléctrico puede proporcionar una monitorización continua durante el funcionamiento, por lo que se puede aplicar una gestión inteligente para prevenir o mitigar futuros fallos. Esto es esencial para la aeronave durante las fases críticas del vuelo.

En general, aunque el concepto MEA tiene como objetivo principal reducir los costes de explotación, disminuir el consumo de combustible y reducir el impacto medioambiental,

también aporta enormes beneficios secundarios a las aerolíneas en términos de seguridad y reducción del tiempo de mantenimiento. [10]

Como se muestra en la Figura 2.2, cada nueva generación de aviones ha aumentado su capacidad de generación de energía, con los significativos saltos del Boeing 787 y del Lockheed Martin F-35.

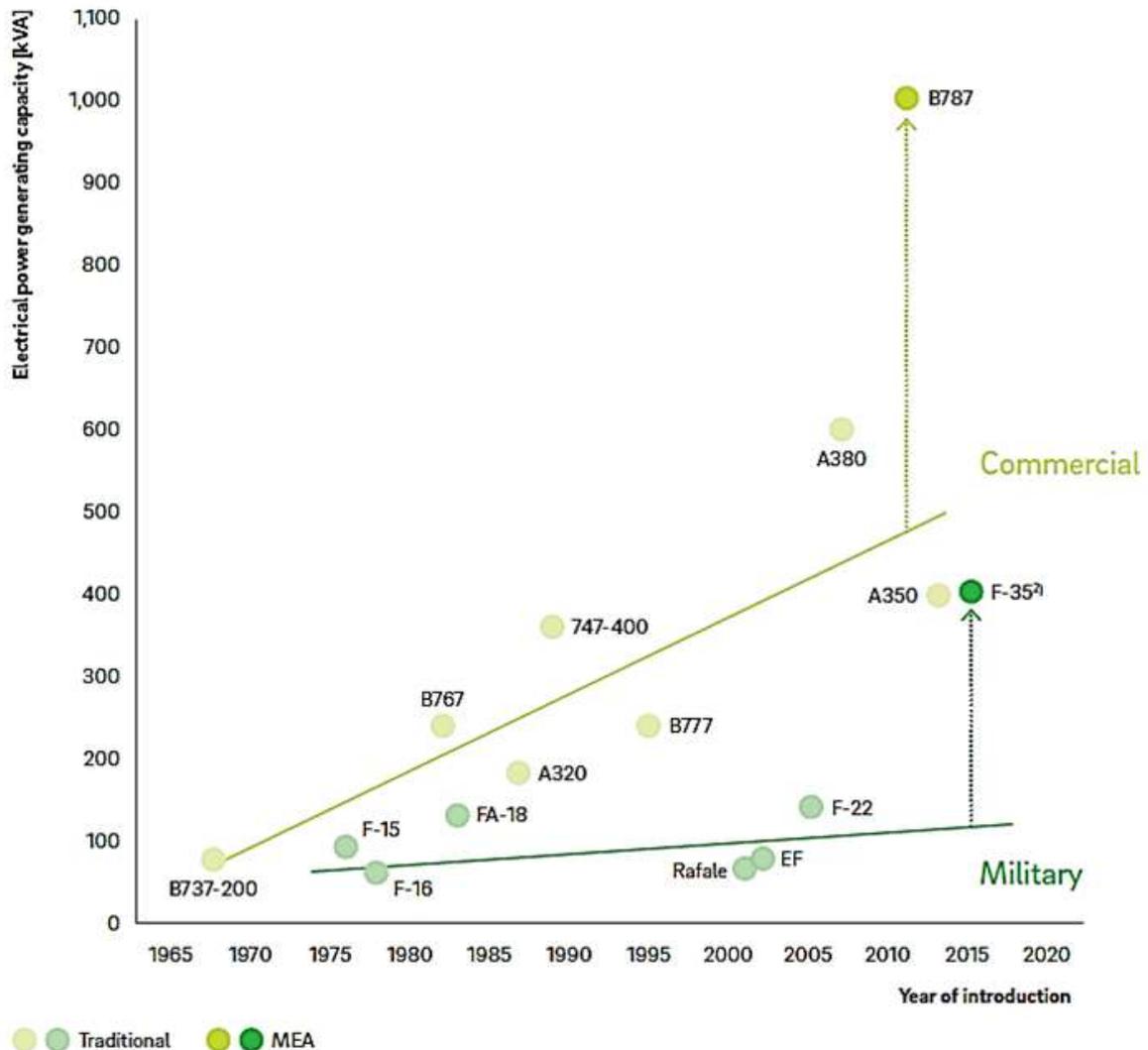


Figura 2.2. Capacidad de generación de energía eléctrica según el año de introducción. [9]

A pesar de estos avances, los sistemas eléctricos tienen ciertas carencias, concretamente la necesidad de avances en la Electrónica de Potencia (PE) para manejar las crecientes cargas, y la necesidad de disipar o utilizar el exceso de calor generado por las pérdidas en la cadena eléctrica. Sin embargo, debido a las ventajas de la creciente electrificación en

cuanto a la reducción del peso, la mejora de la fiabilidad, la reducción de los costes de mantenimiento y la mejora de la eficiencia, mientras se puedan contener los actuales costes más elevados de algunos sistemas eléctricos, cabe esperar que la tendencia de la MEA continúe o incluso acelere. [9]

Las mentes de la industria están empeñadas en conseguir el vuelo de cero emisiones, sólo alcanzable mediante métodos alternativos de propulsión, como la energía eléctrica, el hidrógeno o la energía solar; aquí es donde aparece el Avión Completamente Eléctrico (AEA, por sus siglas en inglés, All Electric Aircraft), que sustituye no sólo la potencia no propulsora como en el concepto MEA, sino también la potencia de empuje mediante motores eléctricos.

Es necesario desarrollar sistemas de generación de mayor potencia para satisfacer las futuras necesidades energéticas si la progresión continúa como se muestra en la Figura 2.2 y si el AEA ha de convertirse en una realidad.

## **2.2. EVOLUCIÓN DE LA GENERACIÓN DE POTENCIA ELÉCTRICA A BORDO DE LA AERONAVE**

La demanda de energía eléctrica en los aviones comienza con la necesidad de arrancar el motor principal. Por tanto, la generación de energía en los aviones se remonta a la Primera Guerra Mundial (1914-1918), cuando se introdujo la función de arranque y la telegrafía inalámbrica en los aviones militares. En aquella época, se preferían generalmente los aerogeneradores a las baterías, sobre todo porque éstos eran más fiables y la densidad de energía de las baterías disponibles durante este periodo era inferior. Entre las dos guerras mundiales, se pusieron en marcha servicios eléctricos como el alumbrado, la señalización y la calefacción, y la potencia generada por los aerogeneradores aumentó de 250 W a 1000 W. Se podían conseguir mayores potencias aumentando los niveles de tensión generados. De hecho, el sistema de 6 V<sub>DC</sub> (que ya se utilizaba en la industria del automóvil) fue rápidamente sustituido por el sistema de 12 V<sub>DC</sub>, que se actualizó a un sistema de 28 V<sub>DC</sub> en 1936.

Cuando la velocidad de los aviones en tierra empezó a superar los 280 km/h (alrededor de 1934), la resistencia provocada por los aerogeneradores empezó a ser un problema

importante. Por ello, las turbinas eólicas fueron sustituidas por generadores accionados por motores. En la Segunda Guerra Mundial (1939-1945), estos generadores mejoraron en cuanto a la relación potencia/peso y a la fiabilidad, pero se siguió utilizando la Corriente Continua (DC) para la generación de energía. En las décadas de 1940 y 1950, los dobles generadores de 28 V<sub>DC</sub> accionados por motor se convirtieron en estándar en muchos aviones. Además de los dos generadores principales de 12 kW accionados por el motor, también se utilizaban una o dos baterías (como fuente de energía de emergencia) y un convertidor de potencia para alimentar las cargas de Corriente Alterna (AC). Los generadores de AC sin escobillas también se introdujeron durante la década de 1940, cuando las altitudes de operación comenzaron a aumentar, los generadores de DC no podían proporcionar la potencia necesaria ni el funcionamiento a gran altura.

En la década de 1950, se instalaron generadores trifásicos sin escobillas en los V-Bombers británicos. Estos aviones militares utilizaban cuatro alternadores, cada uno de los cuales proporcionaba aproximadamente 40 kVA con una frecuencia de 400 Hz y una tensión de 115/200 V<sub>AC</sub>. En aquella época, el V-Bomber fue uno de los primeros aviones en utilizar generadores de AC en paralelo. Treinta años después, los V-Bombers fueron retirados, pero su sistema de generación de energía sigue utilizándose hoy en día en el avión cisterna de reabastecimiento en vuelo VC-10. Para generar tensión de AC a una Frecuencia Constante (CF), era necesario conectar una caja de cambios mecánica entre el motor principal de velocidad variable (es decir, el eje del motor) y el generador. Debido al mayor número de piezas (con múltiples partes móviles), este complejo dispositivo hidromecánico introduce problemas de fiabilidad y requiere un mantenimiento frecuente.

A principios de la década de 1990, la demanda de aviones más eficientes energéticamente promovió el concepto del MEA. Debido a esta tendencia, ahora existen aviones comerciales con más funciones eléctricas, como el A350, el A380 y el B787. En la Figura 2.3 se presenta un esquema general del desarrollo histórico de sistemas de generación y distribución de energía a bordo. [11]

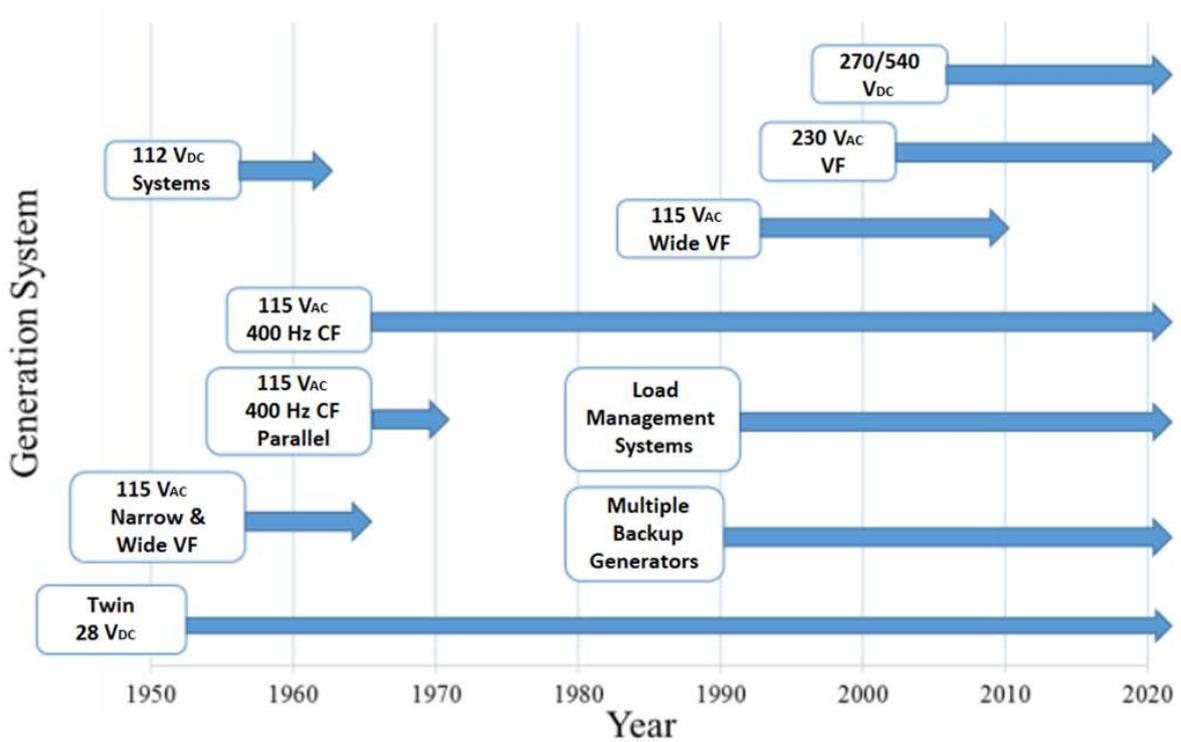
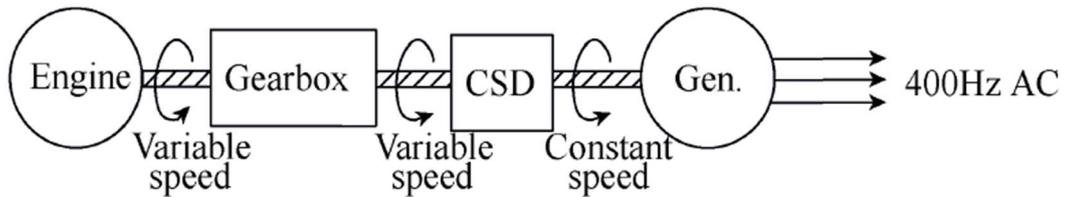


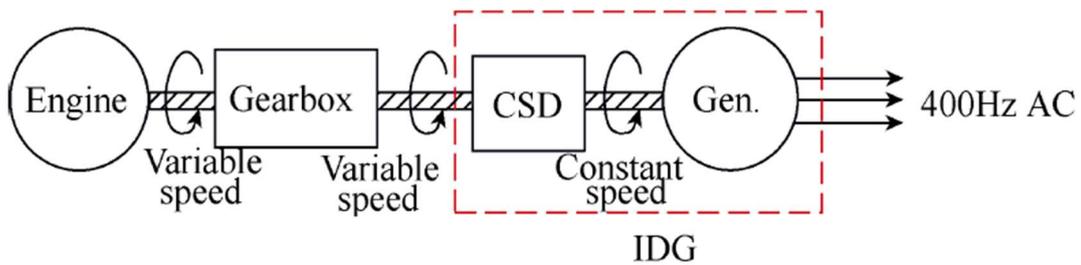
Figura 2.3. Evolución de los distintos sistemas de energía eléctrica. [11], [12]

### 2.2.1. De los Sistemas de Generación CFAC a los VFAC

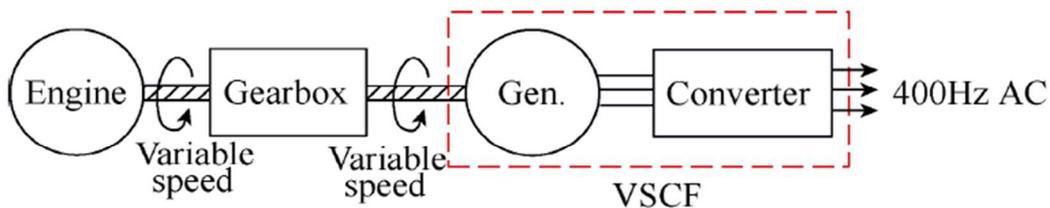
Con el rápido desarrollo de las aeronaves en el siglo XX, el sistema de generación de potencia ha experimentado avances considerables y un enorme progreso. Los sistemas de generación de energía se han desarrollado desarrollando sistemas de generación de corriente continua de bajo voltaje, Corriente Alterna de Frecuencia Constante o Variable (CFAC, VFAC) y Corriente Continua de Alto Voltaje (HVDC, por sus siglas en inglés, High-Voltage Direct Current). El sistema de generación CFAC se utiliza ampliamente en los aviones. Como puede verse en la Figura 2.4.a), el sistema de generación de Frecuencia Constante con Velocidad Constante (CSCF) incluye un Controlador de Velocidad Constante (CSD, por sus siglas en inglés, Constant Speed Drive) y un generador. La Figura 2.4.b) muestra otro sistema de generación CSCF basado en el Generador de Accionamiento Integrado (IDG, por sus siglas en inglés, Integrated Drive Generator), el siguiente paso que integra el CSD dentro del generador. Con el desarrollo de los convertidores electrónicos de potencia, la Frecuencia Constante con Velocidad Variable (VSCF) se ha convertido en una realidad, siendo su estructura la mostrada en la Figura 2.4.c).



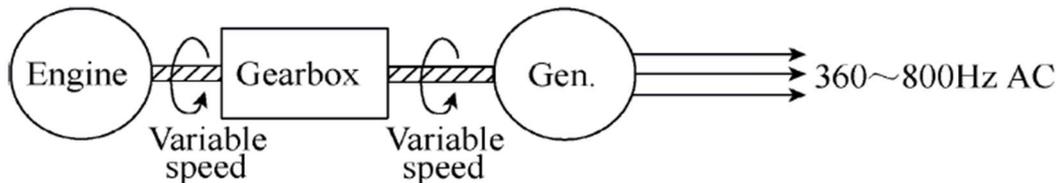
(a) CSCF using CSD



(b) CSCF using IDG



(c) VSCF using power converter



(d) VSVF

Figura 2.4. Sistemas de generación AC. [13]

El sistema de generación de potencia CSCF con CSD introducido por Sundstrand en 1946 es el más popular con una amplia gama de operaciones comerciales, como el Boeing B777 o el Airbus A340. De todos modos, el sistema de generación VSCF con cicloconvertidor o DC-link se utiliza principalmente en varios aviones militares como el F-18, el AV-8B, el TR-1, el F-117 y el F-35.

Ahora bien, el CSD tiene una baja eficiencia de conversión de energía cuando convierte la potencia del motor al generador. Además, el CSD no es intrínsecamente de gran fiabilidad. Además, dado que el sistema de generación CSCF con CSD no puede constituir un sistema

S/G, no queda más remedio que desarrollar un motor de Arranque de Turbina de Aire (ATS, por sus siglas en inglés, Air Turbine Starter), lo que daría lugar a un motor complejo, de gran tamaño y con riesgo de incendio, junto con las cajas de engranajes necesarias que lo convierten en un sistema pesado.

En los últimos 50 años, aunque se ha mejorado la fiabilidad y la densidad de potencia de los sistemas de generación CFAC, sigue habiendo un interés considerable en los sistemas de generación de potencia de Frecuencia Variable con Velocidad Variable (VSVF) sin CSD; sin embargo, debido a razones económicas, estos sistemas están limitados a una potencia inferior a 200 kW, debido a sus pérdidas ocasionadas por la conversión. [13]

### **2.2.2. Desarrollo, Características y Aplicaciones de los Sistemas de Generación VFAC**

Para mejorar aún más la fiabilidad, la eficiencia de la conversión de energía y la densidad de potencia eliminando el CSD y para constituir el S/G, se optan por los Generadores de Frecuencia Variable (VFG), que se acoplan directamente al motor mediante una caja de cambios de relación constante. Como la velocidad del motor cambia en un rango de aproximadamente 2:1, la frecuencia eléctrica de salida del VFG suele estar en el rango de 360 a 800 Hz.

En la década de 1940, el sistema de generación de VFAC se implementó en algunos aviones militares, como el F-5A, con frecuencias que iban desde 320 hasta 480 Hz. Este sistema VFAC se denomina de 115 V de banda estrecha y tiene un rango reducido de velocidades del motor. La energía VFAC proporciona energía eléctrica a los calentadores de las cubiertas, equipo de deshielo, iluminación y aviónica, cargas que no son susceptibles a la frecuencia.

Con el crecimiento de la demanda de energía y el continuo desarrollo de la tecnología de los PE, los sistemas avanzados de generación VFAC, es decir, VFAC "wild" con una frecuencia entre 360-800 Hz, han sido favorecidos por los constructores de aviones, como el A380 y el B787, cuyo voltaje estándar es de 230/400 V<sub>AC</sub> o 115/200 V<sub>AC</sub>. Estos generadores VFAC y su sistema de generación asociado tienen algunas funciones principales, como las siguientes:

- En comparación con el sistema de generación CFAC, el peso y la fiabilidad del sistema de generación VFAC mejoran gracias a la eliminación del CSD.
- El VFG puede utilizarse fácilmente como motor de arranque para acelerar el motor principal hasta alcanzar una velocidad autosostenida. También hay una tendencia de eliminar los arrancadores habituales, como los arrancadores de DC tradicionales y los ATS.
- Dado que el punto de diseño de un VFG de potencia fija debe estar en la frecuencia más baja, se debe hacer una compensación entre un flujo magnético elevado en relación con la frecuencia más baja y una resistencia mecánica elevada a la velocidad más alta.
- Debido a las variaciones de frecuencia del VFG, no se puede tener varios sistemas en paralelo para conseguir más potencia. La potencia nominal del VFG debe aumentarse.
- La impedancia AC del VFG es mayor que la de un generador CF a altas velocidades, lo que hace que la caída de tensión y el valor de desequilibrio aumenten.
- Los equipos accionados por corriente alterna (como los motores de las bombas hidráulicas y de los frenos) requieren Unidades Rectificadoras de Transformadores Automáticos (ATRU, por sus siglas en inglés, Automatic Transformer Rectifier Units) de alta potencia e inversores de corriente DC/AC.
- Los parámetros de los VFG (como la tensión y la frecuencia) cambiarán mucho bajo una amplia gama de velocidades y condiciones de carga. Como resultado, el desarrollo de las Unidades de Control del Generador (GCU, por sus siglas en inglés, Generator Control Unit), especialmente los Reguladores de Tensión (VR, por sus siglas en inglés, Voltage Regulators), añadirán una carga y dificultad adicionales. Por lo tanto, el control coordinado del VFG y la GCU debe diseñarse cuidadosamente.
- La unidad de protección contra la sobretensión es muy importante para el sistema de generación de potencia VFAC, especialmente en sus velocidades más altas. Dado que la velocidad del sistema de generación VFAC varía en un rango de 2:1, puede generar una amplitud de tensión de 360 V a la velocidad más alta. Sin embargo, en los sistemas de generación de potencia CFAC, la tensión no suele superar los 180 V.

Como se ha mencionado anteriormente, la arquitectura del generador VFAC y su sistema de generación asociado son significativamente diferentes del sistema de generación CFAC. El A380 es la primera aplicación del sistema de generación VFAC en un gran avión comercial. Cuenta con cuatro generadores VF de 120/150 kVA con una tensión nominal normal de 115/200  $V_{RMS}$  y un rango de velocidad normal de 11100 rpm a 23100 rpm, lo que da lugar a un VF de 370 a 770 Hz. Además, dos generadores CF de 120 kVA (400 Hz nominales) son accionados por la Unidad de Potencia Auxiliar (APU, por sus siglas en inglés, Auxiliary Power Unit). Además, se utilizan cuatro conexiones de energía externa en tierra. Sin embargo, el aire de purga de la APU sigue existiendo en el Sistema de Control Ambiental (ECS, por sus siglas en inglés, Environmental Control Systems) y en el arranque del motor principal.

El B787 es el primer avión que utiliza el sistema VFAC S/G como tecnología clave del MEA, y cumple la mayoría de las características de un sistema eléctrico de MEA. Las características del sistema principal de generación de potencia son

- Cuatro VF S/G trifásicos de 230  $V_{AC}$ , 360~800 Hz de 250 kVA accionados por los dos motores principales.
- Dos S/G trifásicos de 230  $V_{AC}$ , 400 Hz de CF impulsados por la APU.
- Cuatro conexiones eléctricas externas para la alimentación en tierra.
- Cuatro unidades ATRU de 150 kVA, que pueden convertir de 230  $V_{AC}$  a  $\pm 270 V_{DC}$  para motores grandes con velocidad ajustable.
- Dos unidades transformadoras automáticas de 90 kVA para subsistemas convencionales que convierten 230  $V_{AC}$  en 115  $V_{AC}$ .
- Cuatro Unidades Transformadoras Rectificadoras (TRU, por sus siglas en inglés, Transformer Rectifier Unit) que convierten la potencia de 230  $V_{AC}$  en potencia de 28  $V_{DC}$ , cada canal con 240 A.

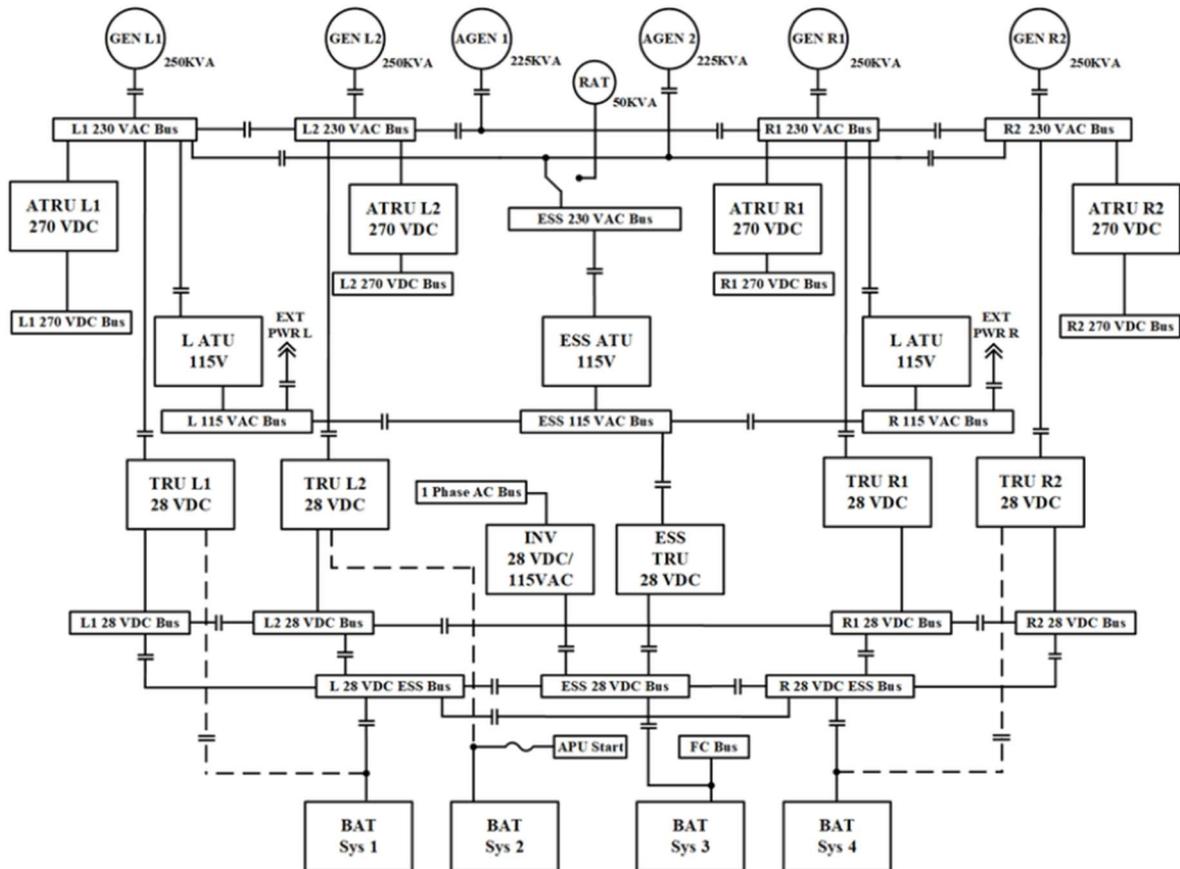


Figura 2.5. Sistema de alimentación de potencia Boeing-787. [14]

Además, cabe destacar que el B787 adopta un sistema sin purga gracias a un conjunto de compresores eléctricos, un sistema más sencillo y eficaz que el de purga de aire. [13]

### 2.2.3. Generación de Potencia VSCF DC, el Lockheed Martin F-35

En lo que respecta al F-35, su sistema de alimentación fue revolucionario, llevando el concepto MEA a los aviones militares. Sus funciones de gestión de la energía para la aeronave incluyen la gestión de la energía primaria de vuelo, la energía para múltiples sistemas de la aeronave, el arranque del motor principal, el control y la distribución de la energía de emergencia y la energía para las funciones de mantenimiento en tierra. Los componentes clave del sistema incluyen un único S/G, dos Inversores/Convertidores/Controladores (ICC), baterías de 28 V<sub>DC</sub> y 270 V<sub>DC</sub>, así como componentes adicionales necesarios para suministrar energía ininterrumpida, necesaria para la seguridad del vuelo. El Sistema de Potencia Eléctrica (EPS) proporciona suministros

de energía de 270 V<sub>DC</sub>, 28 V<sub>DC</sub> y 115 V<sub>AC</sub>. Durante el desarrollo del F-35, la función de arranque integrada del motor principal y el suministro de energía para el control de vuelo maduraron y se redujeron los riesgos. El sistema utiliza una Máquina de Imán Permanente (PMM, por sus siglas en inglés, Permanent Magnet Machine) para adaptarse a una gama más amplia de capacidades de generación de potencia. La arquitectura del sistema se muestra en la Figura 2.6. [15]

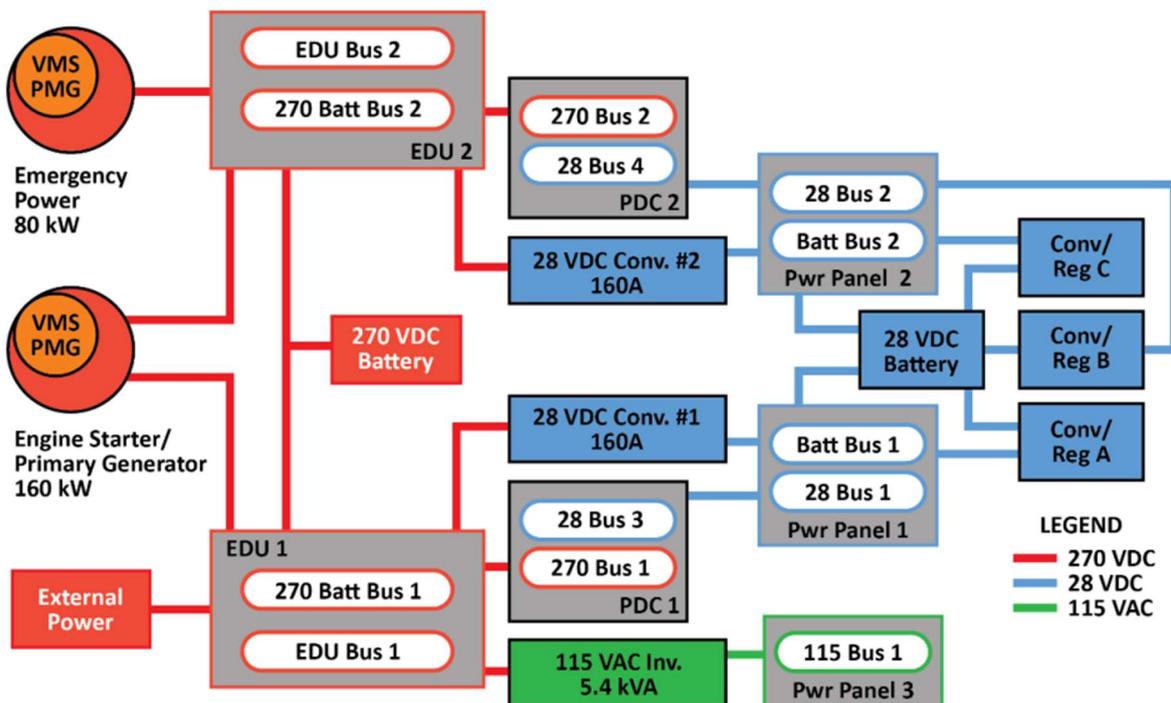


Figura 2.6. Arquitectura del sistema de potencia eléctrica. [16]

El diseño y desarrollo del EPS del F-35 se analizan con más detalle en una sección posterior.

### 2.3. TENDENCIAS FUTURAS

Mientras que la viabilidad y la implementación de los MEA todavía se debate dentro de la comunidad aeroespacial, los nuevos movimientos hacia la propulsión híbrida gas/eléctrica y los AEA han dominado y generado mucho entusiasmo en los últimos años. Aunque el precio del combustible Jet-A ha bajado mucho en los últimos años, las previsiones indican que habrá un giro en los próximos diez años. Al mismo tiempo, la tasa de crecimiento

interanual del tráfico de pasajeros entre 2012 y 2017 fue del 6,2% de media, y se espera que la tasa de crecimiento sea aún mayor en los próximos 20 años. Estos dos factores, unidos a la necesidad de las compañías aéreas de reducir los costes de explotación de los aviones, están animando a la industria aeroespacial a desarrollar métodos de transporte aéreo más eficientes desde el punto de vista energético. Los conceptos de propulsión híbrida gas/eléctrica y/o AEA están diseñados para reducir o eliminar por completo los motores tradicionales de propulsión de aire que dependen del combustible Jet-A como principal fuente de energía. En las siguientes subsecciones se presentarán y estudiarán las principales ideas que van más allá del plan tradicional de MEA.

### 2.3.1. Sistemas de Generación de Eje Múltiple y HVDC

Hoy en día, en las grandes aeronaves modernas, los motores turbofan de eje doble suelen ser el principal método de propulsión. El generador principal suele ser accionado por el eje de Alta Presión (HP, por sus siglas en inglés, High Pressure) (como se muestra en la Figura 2.7); principalmente porque la mayor velocidad del eje HP permite un generador de menor tamaño. Además, suponiendo que  $n_2$  y  $n_1$  son las velocidades de rotación de los ejes de alta y Baja Presión (LP, por sus siglas en inglés, Low Pressure) respectivamente,  $n_2$  varía en un rango más estrecho (desde el ralentí hasta la máxima potencia) en relación con  $n_1$ . Por estas razones, la actividad de generación de potencia no se ha realizado tradicionalmente en el eje LP. En un motor turbofan tradicional, la potencia eléctrica extraída del eje de alta potencia sólo representa una pequeña parte de la potencia total del motor. Sin embargo, la tendencia hacia y más allá de la MEA ha llevado a una creciente demanda de más potencia a bordo; por lo tanto, es necesario aprovechar al máximo cualquier fuente potencial de energía. Por lo tanto, resulta razonable generar usando múltiples ejes. El principal reto que plantea el uso de los ejes HP y LP es la especial atención que requiere el diseño de los generadores LP debido a las condiciones de funcionamiento más duras y al mayor rango de velocidades. En la práctica, la relación de ralentí a plena potencia ( $n_{2_{Max}}/n_{2_{min}}$ ) del eje de HP suele ser de alrededor de 2:1, mientras que para los motores de alta derivación, el ( $n_{1_{Max}}/n_{1_{min}}$ ) puede superar el 6:1.

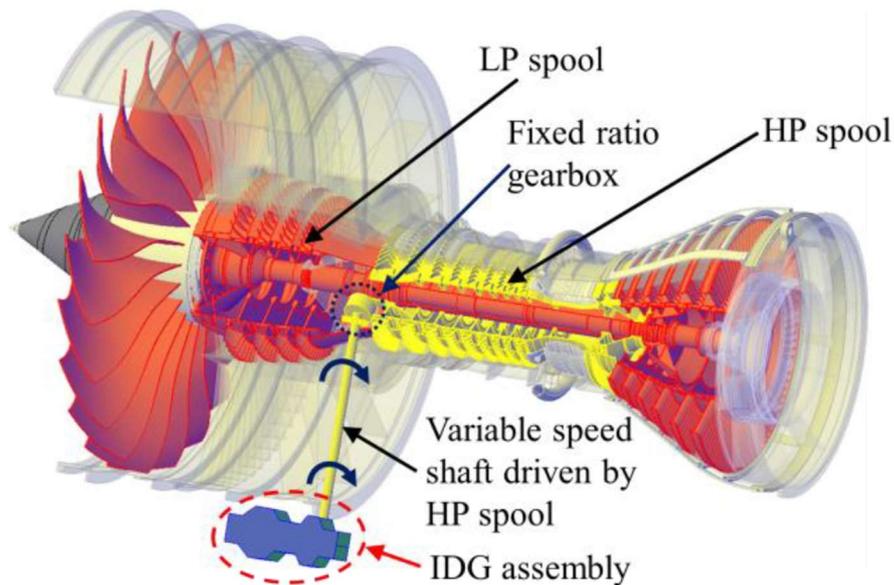


Figura 2.7. Típico motor turbofan de doble eje. [11]

En cuanto a la topología del motor, las Máquinas Síncronas de Imán Permanente las Máquinas de Inducción (IM, por sus siglas en inglés, Induction Machines) y las Máquinas de Reluctancia Conmutada (SRM, por sus siglas en inglés, Switched Reluctance Machines) pueden ser candidatas a generadores para ejes de baja potencia. Estas topologías y sus características se tratarán con más detalle en una sección posterior.

Además de aumentar la capacidad de generación de potencia, los futuros conceptos de aeronaves pretenden mejorar el sistema de potencia y su arquitectura en general. En la próxima generación de aviones, el peso puede reducirse significativamente aumentando la tensión de distribución. Teniendo en cuenta la misma potencia transmitida, una tensión más alta daría lugar a una menor superficie de sección transversal de los cables. Además, el aumento de la tensión permitiría una mayor caída de tensión en la línea. De hecho, la tensión mínima permitida para un sistema de distribución de energía de 115 V<sub>AC</sub> es de 108 V<sub>AC</sub>, mientras que el sistema de 270 V<sub>DC</sub> acepta 250 V<sub>DC</sub>. Por estas razones, se están estudiando los sistemas de distribución de energía de HVDC de 270 V<sub>DC</sub> y 540 V<sub>DC</sub>. En el caso de los sistemas HVDC, los problemas más evidentes son la seguridad y el aumento del riesgo de fallos del sistema eléctrico causados por fenómenos de baja presión, como el efecto corona o la ruptura del aislamiento.

La migración a los sistemas HVDC y la implantación de generadores de eje LP también afectarán al diseño de Controladores de la Electrónica de Potencia (PEC). En este asunto, algunos de los principales retos se deben a: una mayor tensión de funcionamiento, un aumento de la potencia a procesar y una mayor frecuencia de funcionamiento del generador. Los semiconductores de banda ancha, como el carburo de silicio (SiC), se reconocen como un elemento habilitador de dicha tecnología.

En comparación con los PEC tradicionales basados en el silicio, las principales características de los PEC basados en el SiC son: menores pérdidas, mejor tolerancia a la temperatura, mayor tensión de funcionamiento y mayor rapidez de conmutación. Las menores pérdidas y la alta tolerancia a la temperatura ayudan a reducir las exigencias en cuanto a la gestión térmica, por lo que el PEC basado en SiC requiere sistemas de refrigeración más pequeños y baratos. Además, la alta tensión de funcionamiento y la capacidad de conmutación rápida pueden hacer que se reduzca el peso y el tamaño del PEC. En particular, una mayor frecuencia de conmutación ayuda a reducir el tamaño de los componentes pasivos de filtrado, y se utilizarán menos módulos en serie para gestionar tensiones más altas.

### **2.3.2. Conceptos de Aviones Futuros**

Algunos de los conceptos más interesantes para los aviones del futuro son el híbrido eléctrico (como el Pipistrel Hypstair), el eléctrico distribuido (como el NASA-DEP), el turboeléctrico (como el Rolls-Royce/Airbus E-Thrust) y el totalmente eléctrico (como el Airbus E-Fan). Todas estas configuraciones se caracterizan por un alto grado de electrificación, ya que la electricidad se utiliza no sólo para los sistemas secundarios, sino también para la propulsión del avión. El éxito de estos conceptos, además de depender de motores con un alto rendimiento y de PEC, depende en gran medida del desarrollo de sistemas de almacenamiento de energía. Las baterías electroquímicas modernas han demostrado ser adecuadas para alimentar vehículos aéreos no tripulados y aviones ligeros híbridos/eléctricos para completar misiones de corta duración. Sin embargo, para alimentar aeronaves civiles totalmente eléctricas y de corto recorrido, la densidad energética de la tecnología actual de baterías debe aumentar al menos ocho o diez veces. [11]

## **2.4. OBSTÁCULOS HASTA LOGRAR LA PROPULSIÓN ELÉCTRICA**

Aunque el lanzamiento de un gran número de nuevos programas de desarrollo ha demostrado un claro entusiasmo por las aeronaves eléctricas, todavía hay un gran número de obstáculos como las necesidades del mercado, los avances tecnológicos y la legislación. Esta sección describe las barreras que debe superar la propulsión eléctrica.

### **2.4.1. Demanda de Mercado**

El principal obstáculo para aplicaciones como los taxis aéreos urbanos es demostrar si existe una demanda en el mercado y si sus precios pueden generar un rendimiento aceptable sobre la inversión para cubrir los costes de desarrollo y funcionamiento. El taxi aéreo urbano debe demostrar su viabilidad con cero emisiones para que sea factible. Además, el programa de taxis aéreos urbanos tiene que romper el tradicional ciclo aeroespacial de retrasos en los plazos y sobrecostes en el desarrollo.

El campo de los aviones regionales también se enfrentará a retos similares. Aunque el mercado de los aviones regionales de 40-50 plazas floreció a finales de los años 90 y en la década de 2000, debido al elevado coste por asiento de los aviones pequeños, las compañías aéreas han pasado recientemente a comprar grandes aviones regionales de la categoría de 70-90 plazas, dejando atrás la tendencia de los aviones más pequeños. Dado que muchos de los primeros jets regionales eléctricos parecen estar dirigidos al extremo más pequeño del mercado de los vuelos regionales, los fabricantes deben convencer a las aerolíneas del potencial que ofrecen estos nuevos productos. Además, los aviones regionales suelen volar entre 6 y 8 segmentos al día, por lo que cualquier avión regional totalmente eléctrico necesita una capacidad de carga muy rápida, o la capacidad de cambiar rápidamente su batería agotada por una nueva durante el tiempo de espera.

Se prevé que los gobiernos proporcionen financiación para proyectos de aviones eléctricos con el fin de promover esta tendencia como parte de sus compromisos en materia de cambio climático, al igual que han hecho con los coches eléctricos; así que estos problemas de costes estarán parcialmente resueltos. Si no es así, los vigentes impuestos sobre el carbono que se imponen a la emisión de gases de efecto invernadero seguirán aumentando

[17] y acabarán siendo prohibitivos, lo que provocará que el avión eléctrico sea la opción más viable.

### **2.4.2. Tecnologías Habilitadoras**

Los obstáculos técnicos que se prevén actualmente para las aeronaves eléctricas pueden dividirse en dos categorías: obstáculos directamente relacionados con los sistemas eléctricos (rendimiento y seguridad de las baterías, generadores de alta densidad de potencia, electrónica de potencia y distribución de energía de alto voltaje), y obstáculos relacionados con las aplicaciones previstas de las aeronaves en desarrollo (vuelo autónomo).

#### **2.4.2.1. Rendimiento de las baterías**

Una elevada capacidad de almacenamiento y un bajo peso son esenciales para las arquitecturas totalmente eléctricas e híbridas-eléctricas. Para empezar a crear productos con una autonomía comercialmente viable, se acepta generalmente que es necesaria una densidad energética de al menos 500 Wh/kg. Hoy en día, la batería comercial más elevada se sitúa en torno a los 150-250 Wh/kg, así como la batería del Tesla 21-70 es de 250-320 Wh/kg. La trayectoria actual del desarrollo de las baterías de iones de litio permitirá que la densidad de potencia alcance los 400-450 Wh/kg a mediados de la década de 2020. Sin embargo, se necesita un mayor desarrollo o una nueva química para las baterías que permita alcanzar la marca de 500 Wh/kg. Incluso si la batería alcanza este nivel, la densidad de almacenamiento de energía seguirá siendo 25 veces inferior a los aproximadamente 12 kWh/kg que proporciona el combustible para aviones. Además de una alta densidad energética, las altas velocidades de carga y los largos ciclos de vida de las baterías también son fundamentales para apoyar la economía de los aviones impulsados por baterías.

#### **2.4.2.2. Seguridad en la contención de las baterías**

Los desarrolladores de aviones eléctricos necesitan desarrollar sistemas eficaces de control de riesgos para las baterías, no sólo para satisfacer los estándares de aeronavegabilidad, sino también para responder a las cuestiones de seguridad pública. Aunque se puede decir que los sistemas de control de riesgos de las baterías son menos complejos que los de los combustibles volátiles, a menudo se pasa por alto la demanda de estos sistemas.

#### **2.4.2.3. Generadores y motores de alta densidad de potencia**

Las aeronaves eléctricas híbridas, turboeléctricas y totalmente eléctricas requieren motores ligeros, eficientes y de alta densidad de potencia para cumplir con las limitaciones de peso y tamaño de la aeronave, especialmente para las configuraciones que utilizan múltiples fans distribuidos para lograr una alta eficiencia de propulsión. Las arquitecturas híbridas y turboeléctricas también requieren generadores con mismas características para convertir la potencia del eje en energía eléctrica. Sólo en términos de generadores, los requisitos de potencia de un gran avión comercial totalmente eléctrico tendrán que ser 40 veces superiores a los del avión grande más eléctrico del mundo, el Boeing 787, que genera 1 MW de potencia eléctrica mediante cuatro generadores de 250 kW montados en el motor, y 40 MW más de potencia de propulsión en sustitución de los motores.

#### **2.4.2.4. Electrónica de potencia**

Además de generar un volumen de electricidad que es un orden de magnitud superior al de las aeronaves actuales, los aviones eléctricos también necesitan una electrónica de potencia capaz de convertir, conmutar y regular esta energía. Además de realizar estas funciones con unas pérdidas eléctricas mínimas, los equipos electrónicos de potencia necesarios deben funcionar con unos niveles mínimos de generación de calor asociados. Este factor es especialmente importante si se tiene en cuenta el sistema de potencia de varios megavatios que requieren los jets regionales y los grandes aviones comerciales y la consiguiente necesidad de emitir cualquier calor residual. Los aviones convencionales pueden utilizar el combustible como medio para disipar el exceso de calor, pero los aviones eléctricos no contarán con esta opción.

#### **2.4.2.5. Distribución de alto voltaje**

Idealmente, la transmisión de grandes cantidades de electricidad alrededor de la aeronave se hará a altos voltajes para minimizar las pérdidas resistivas; sin embargo, teniendo en cuenta las limitaciones de la ley de Paschen (el voltaje necesario para iniciar una descarga o un arco eléctrico es menor cuanto a bajas presiones), la transmisión a altos voltajes conducirá inevitablemente al riesgo de rupturas del aislamiento y de crear arcos de descarga. Al mismo tiempo, el uso de cables largos en una configuración con múltiples fans distribuidos por el avión aumentará aún más el peso a parte del adicional que ya requiere la batería de a bordo.

#### **2.4.2.6. Vuelo autónomo**

Muchas de las propuestas de taxis aéreos urbanos se basan en aviones autopilotados para operar sin la intervención manual de los pasajeros. Aunque ya existen sistemas eficaces de piloto automático en muchas plataformas, actualmente estos sistemas se limitan principalmente a aplicaciones sin pasajeros o que operan bajo la supervisión de los pilotos. La era de los taxis aéreos como medio de transporte requerirá un mayor desarrollo del vuelo autónomo a través de una mejor tecnología de sensores (más potentes y con mayor número de sensores) y un mejor software de vuelo autónomo. [9]

#### **2.4.2.7. Limitaciones e investigación**

Dos perspectivas diferentes ayudan a comprender el desfase entre la tecnología actual y la necesaria para la propulsión eléctrica. En primer lugar, el efecto acumulativo de la baja eficiencia de la línea de potencia indica que generadores, PE, cables y motores producirán alrededor del 10% de las pérdidas. Con este nivel de pérdidas, la eficiencia de la arquitectura híbrida es mucho menor que la del motor turbofan tradicional de alta derivación, por lo que, en las mismas condiciones, el consumo de combustible del avión eléctrico híbrido será mayor.

Otra forma de ver las limitaciones de la tecnología actual es considerar la posibilidad de sustituir el motor de un avión existente por un sistema de propulsión totalmente eléctrico y ver qué características debe tener el sistema para producir un nivel comparable de rendimiento del avión. Por ejemplo, la sustitución del motor turbohélice existente en el avión regional Dornier 328 por un motor eléctrico y una batería de 180 Wh/kg de capacidad reducirían la autonomía de 1200 km a unos 200 km, como se muestra en la Figura 2.8.

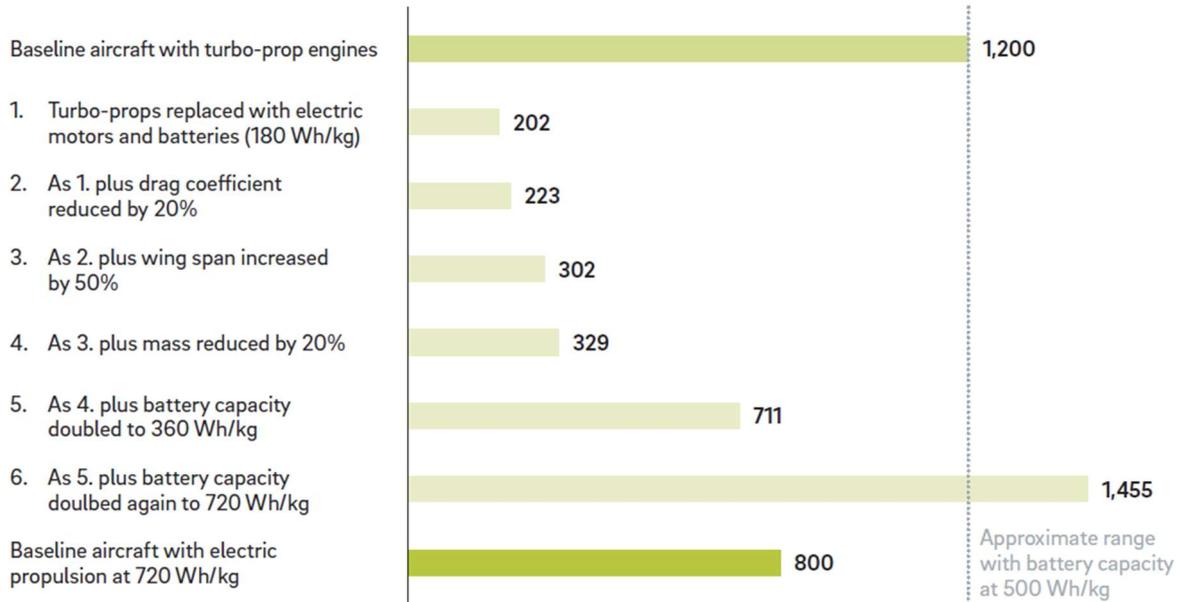


Figura 2.8. Alcance del avión Dornier 328 con diferentes configuraciones [km]. [9]

Para restablecer el alcance a la cifra de partida de 1200 km, se requieren los siguientes cambios:

- Reducir el coeficiente de resistencia en un 20% por medio de mejoras aerodinámicas.
- Aumentar la envergadura en un 50% para reducir la resistencia inducida.
- Reducir la masa estructural en un 20%.
- Aumentar la capacidad de la batería a 500 Wh/kg.

Para conseguir estas prestaciones, la comunidad científica está estudiando e investigando diversos aspectos tecnológicos en la actualidad. Entre ellos se encuentran sistemas de alta velocidad, nuevos materiales magnéticos y eléctricos, nuevas técnicas de gestión térmica, procesos avanzados de modelización y fabricación y una mejor comprensión de los mecanismos de fallo. Esto último implica avances en la electrónica de potencia (como los equipos de banda ancha), en las máquinas (como los nuevos materiales de alta resistencia y bajas pérdidas) y en los controladores (como los algoritmos de control de gran banda ancha). La Figura 2.9 ilustra visualmente la relación entre el impacto técnico de estas tecnologías y su nivel de madurez tecnológica. [11]

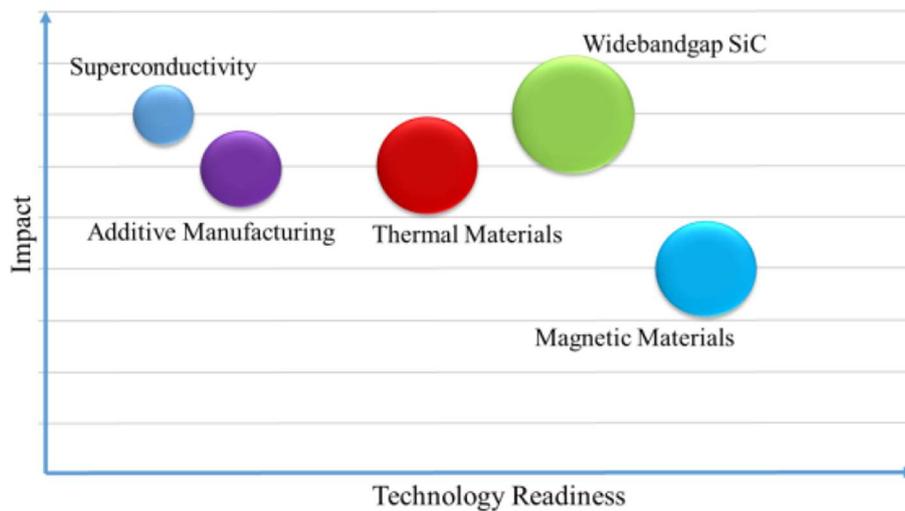


Figura 2.9. Habilitadores de la tecnología: impacto vs desarrollo actual. [11]

### 2.4.3. Regulación

Para hacer posible la aviación con propulsión eléctrica, es necesario formular una nueva reglamentación adecuada para las nuevas tecnologías, las nuevas plataformas y los nuevos sistemas de aviación.

En primer lugar, con el desarrollo de nuevas tecnologías en el ámbito de la aviación eléctrica, cada tecnología necesita un apoyo reglamentario antes de poder ser aplicada. Por ejemplo, la regulación desempeñará un importante papel a la hora de verificar y certificar el uso de los sistemas MEA. Cualquier avance en la propulsión eléctrica requiere una certificación de aeronavegabilidad y un amplio reconocimiento normativo de las tecnologías de apoyo, como las baterías de alta potencia y la distribución de energía de alto voltaje.

En segundo lugar, la regulación es esencial para el lanzamiento de nuevas plataformas. Para aprovechar todo el potencial de la propulsión eléctrica se necesitarán procedimientos de regulación y certificación para nuevas arquitecturas como por ejemplo la utilización de fanes distribuidos.

En tercer lugar, si la tecnología y las plataformas avanzan para permitir los taxis aéreos urbanos, se necesitan cambios regulatorios de gran amplitud para permitir nuevos sistemas de aviación, como la supervisión y el control de los sistemas de transporte aéreo urbano de cercanías, y la integración con otras infraestructuras urbanas (como las redes eléctricas, los edificios, las carreteras,...) y los sistemas regulatorios correspondientes.

El núcleo de la supervisión es la seguridad y la fiabilidad. En una época en la que los problemas de ciberseguridad son cada vez más graves, la introducción de los sistemas de vuelo autónomo y el potencial del transporte aéreo urbano de cercanías se han convertido en un reto debido a la posible existencia de software vulnerable. Tanto ingenieros como inversores y reguladores deben resolver dos importantes cuestiones de seguridad. En primer lugar, la infraestructura de control del tráfico aéreo y la gestión del espacio aéreo pasarán a ser fundamentales. Hay que gestionar cada vez más drones (especialmente privados) y el eventual transporte aéreo urbano de cercanías, y es necesario controlar todo un nuevo espacio aéreo además de la integración con el sistema de control del tráfico aéreo existente. En segundo lugar, tanto los gobiernos como las agencias reguladoras y las empresas privadas deben invertir en medidas para prevenir las vulnerabilidades de ciberseguridad en un número cada vez mayor de aeronaves impulsadas por software, aplicables a todo tipo de plataformas.

En los últimos años, tanto la FAA (Federal Aviation Administration) como la EASA (European Union Aviation Safety Agency) han dado pasos significativos para abrir la puerta a la propulsión eléctrica. Un cambio clave es que en la Parte 23 de la FAA y en la CS23 de la EASA, las aeronaves de aviación general de mayor tamaño podrán utilizar legalmente tipos de motores no tradicionales, incluidos los eléctricos [18] [19]. Esto no sólo abre un potencial de ingresos para los desarrolladores de la aviación general, sino que este tipo de plataforma es un peldaño clave para las arquitecturas más grandes. Sin embargo, aún queda mucho camino por recorrer. La supervisión debe seguir el ritmo de los avances tecnológicos para que los aviones eléctricos alcancen todo su potencial.

## 3. Generación de Potencia. Estado del Arte

### 3.1. ARRANCADORES/GENERADORES

El S/G es una combinación de dos componentes diferentes del motor. El componente del motor de arranque crea la ignición inicial, arrancando el vehículo, y el generador mantiene el voltaje mientras el vehículo está en marcha. La función S/G puede aplicarse a varias interfaces PE y dispositivos del motor.

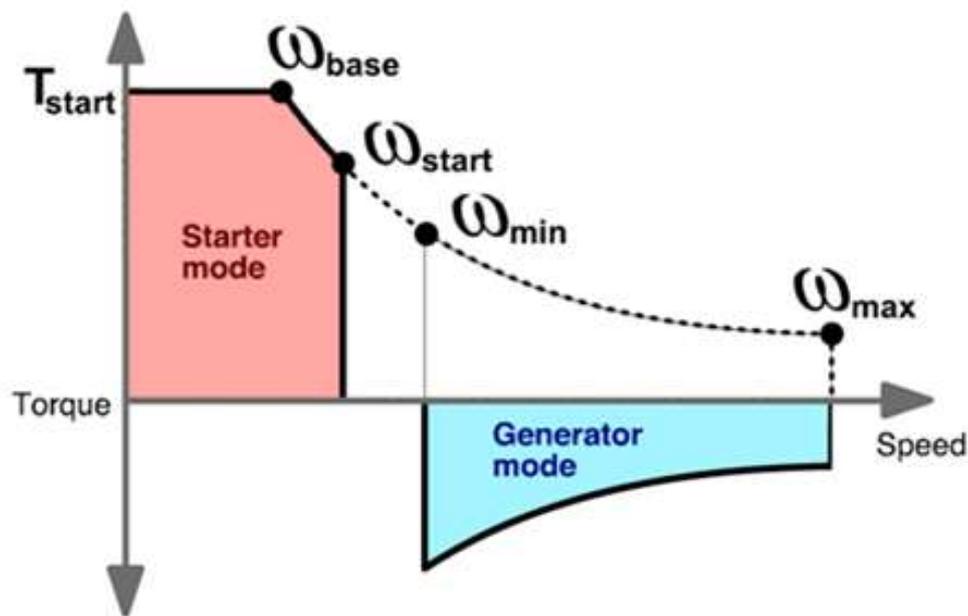


Figura 3.1. Características generales de par-velocidad de los S/G. [20]

En la Figura 3.1 se describen las características del sistema S/G. El generador principal puede arrancar el motor por sí mismo. El S/G está configurado con un flujo de potencia bidireccional y funciona en dos modos, como se muestra en la Figura 3.1:

- Modo de arranque: El S/G funciona como un motor eléctrico, mientras que el motor principal se comporta como una carga mecánica. El motor se acelera hasta alcanzar una velocidad autosostenida ( $\omega_{start}$ ).

- Modo generador: El motor puede ser autosuficiente, y la interfaz de PEC proporcionará la energía a bordo mediante corriente continua, CF o VF.

Cuando funciona en ambos modos, el suministro de energía es gestionado por la interfaz PEC.

Con el desarrollo del MEA, se plantean mayores requisitos para los sistemas de generación de potencia. Para que el MEA sea competitivo frente a los sistemas ya existentes en términos de peso y fiabilidad, la industria ha visto el inicio del desarrollo de la generación de potencia, especialmente de la tecnología del generador. El generador debe cumplir los requisitos clave del sistema de generación VFAC, que se describen a continuación:

- Alta fiabilidad (componentes rectificadores rotativos integrados, alta resistencia mecánica y rotor robusto).
- Alta eficiencia, especialmente a bajas velocidades.
- Alta calidad de la energía.
- Alta tensión para reducir el peso de los cables de alimentación, y una gran capacidad para suministrar energía en el MEA.
- Alta densidad de potencia y sistema eficiente de refrigeración del aceite.
- Integrar el motor de arranque y el generador en una sola máquina mediante el S/G, para simplificar el sistema de generación de potencia y la caja de cambios de accesorios del motor.

Deben seleccionarse y optimizarse diferentes generadores para cumplir con los requerimientos clave. [13]

### **3.2. CLASIFICACIÓN DE LAS MÁQUINAS ELÉCTRICAS**

Existen muchas topologías de generadores eléctricos y se han creado varias clasificaciones. Tradicionalmente, se dividen en dos tipos: DC y AC. Con la aparición de nuevos tipos de máquinas, esta clasificación resulta obsoleta. En la Figura 3.2 se ofrece una clasificación diferente de los distintos motores, los cuales se dividen básicamente en dos tipos: con o sin escobillas. El primer tipo sólo significa que tienen un conmutador y escobillas de carbón, mientras que el segundo no tiene ni conmutadores ni escobillas. Cabe destacar que la tendencia actual se centra en el desarrollo de nuevos tipos de máquinas sin escobillas. [21]

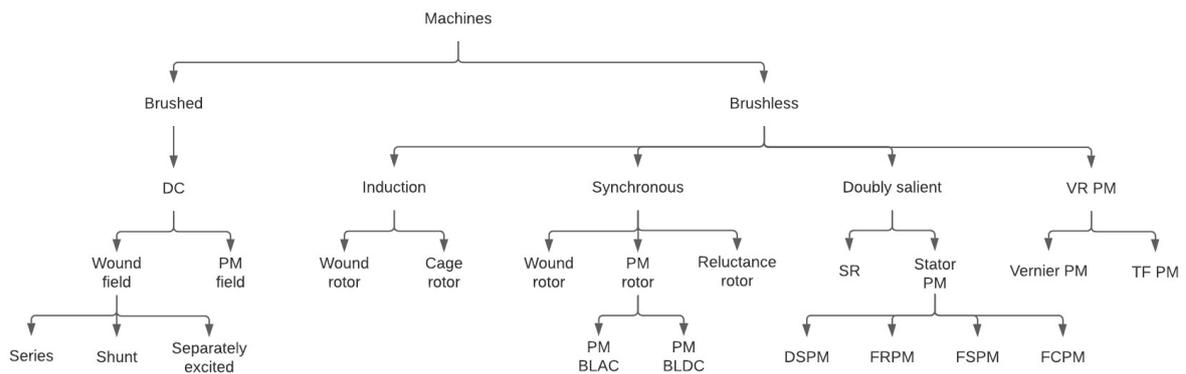


Figura 3.2. Clasificación de las máquinas eléctricas. [21]

Para las máquinas de alta potencia o las aplicaciones S/G, se han propuesto diversos tipos de tecnologías, de las cuales las más interesantes son:

- Máquinas de inducción (IM)
- Síncronas de rotor bobinado, conocidas como Máquinas Síncronas de Campo Bobinado (WFSM, por sus siglas en inglés, Wound-Field Synchronous Machine)
- Máquinas de imán permanente (PMM)
- Máquinas de Reluctancia (RM, por sus siglas en inglés, Reluctance Machines)

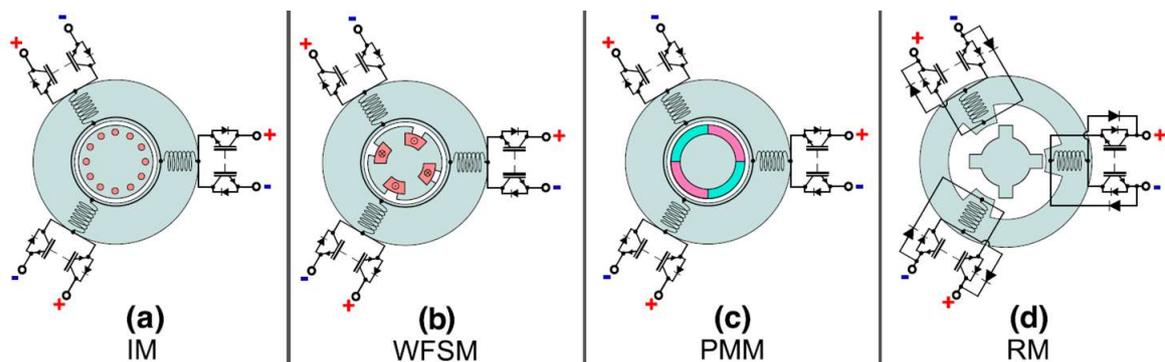


Figura 3.3. Familias de máquinas eléctricas de alta potencia y S/G consideradas para arquitecturas MEA con topología AC/DC. a) Máquinas de inducción de jaula de ardilla. b) Máquinas síncronas de campo bobinado. c) Máquinas de imanes permanentes. d) Máquinas de reluctancia. [20]

La Figura 3.3 representa la estructura básica de cada serie de motores y la topología PEC clásica de cada tipo. Dado que los IMs, PMMs y RMs necesitan tener PEC activo en el lado

del estator, todos ellos incluirán automáticamente la funcionalidad S/G y serán tratados como S/G en adelante. [20]

### **3.2.1. Máquinas de Inducción**

A menudo se señala que, en comparación con los motores de corriente continua y los motores síncronos de rotor bobinado, los IM son robustos, baratos, requieren poco mantenimiento y tienen una elevada relación potencia-peso. En general, pueden definirse como un buen compromiso entre rendimiento y fiabilidad. Teniendo en cuenta la configuración del rotor pasivo, tienen la capacidad de soportar un funcionamiento a alta temperatura (hasta 250 °C). Además, al adoptar una arquitectura polifásica, pueden mejorar significativamente la fiabilidad, incluyendo la posibilidad de funcionar en circunstancias de fallo monofásico.

A pesar de estas funciones ventajosas, la regulación de la tensión y la variación de la frecuencia de los IM siguen siendo inadecuadas, incluso cuando se accionan a una velocidad constante y consumen potencia activa mediante la alimentación de cargas, los IM apenas pueden utilizarse como generadores. [22]

Los principales componentes de los IMs son un estator fijo y un rotor giratorio. Los devanados se colocan en las ranuras del estator y del rotor. El devanado del estator está dispuesto de tal manera que se genera un campo magnético giratorio.

Hay dos tipos de devanados del rotor: de cortocircuito y bobinados. El devanado en cortocircuito está compuesto por barras, que están cortocircuitadas en ambos extremos por dos anillos, mientras que el devanado bobinado está compuesto por varias bobinas de hilo aislado y cortocircuitado a través de anillos deslizantes. Respectivamente, los rotores se denominan rotores bobinados (también llamados rotores de anillos rozantes) o rotores en cortocircuito (con las modificaciones existentes: jaula de ardilla y doble jaula de ardilla). [23]

#### **3.2.1.1. Máquinas de inducción de rotor bobinado**

En la actualidad, las Máquinas de Inducción de Rotor Bobinado (WRIM, por sus siglas en inglés, Wound Rotor Induction Machines) son una tecnología madura para los aerogeneradores. Entre las alternativas para los sistemas de generación de potencia VSCF,

las WRIM proporcionan una elevada producción de energía, al tiempo que mantienen una baja carga del convertidor de potencia conectado al rotor. [24]

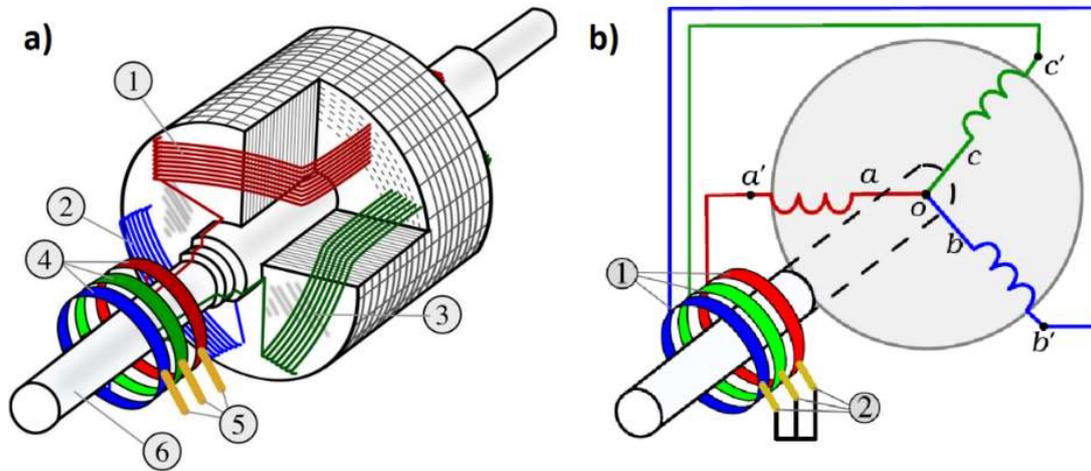


Figura 3.4. Máquina de inducción de rotor bobinado. a) Representación de las partes. b) Diagrama esquemático. [23]

El WRIM también se denomina IM de anillo deslizante, ya que incorpora anillos deslizantes y escobillas para permitir que el devanado del rotor se conecte al circuito externo. Cuando el devanado del rotor es alimentado por un convertidor de frecuencia para realizar el control de la potencia de deslizamiento y el devanado del estator está conectado a la red, este WRIM se denomina comúnmente Generador de Inducción de Doble Alimentación (DFIG), que se utiliza ampliamente para la generación de potencia en el sector eólico. [21] A diferencia de un generador de inducción convencional alimentado individualmente, la potencia eléctrica de un DFIG es independiente de la velocidad. Sin embargo, cabe destacar que la potencia suministrada al rotor se suministra mediante anillos rozantes y escobillas, lo que reduce la fiabilidad, especialmente si se tienen en cuenta los entornos de funcionamiento más duros. Por otra parte, las configuraciones sin escobillas de los DFIG requieren PEs giratorios), lo que da lugar a un sistema más complicado. [20]

### 3.2.1.2. Máquinas de inducción de rotor en jaula

La Máquina de Inducción con Rotor de Jaula (CRIM, por sus siglas en inglés, Cage Rotor Induction Machine) es intrínsecamente más eficiente y ofrece una mayor densidad de potencia que el rotor bobinado, ya que se utiliza la jaula de ardilla para sustituir los devanados distribuidos en el rotor y se eliminan los anillos rozantes y las escobillas. Esta

estructura inherente sin escobillas, los bajos requisitos de mantenimiento y la buena capacidad de protección contra la sobrecarga, entre otras características, ofrecen ventajas evidentes de gran robustez y bajo coste. Sin embargo, el ajuste de la excitación es difícil y el rendimiento es pobre con las variaciones de carga y velocidad existentes. [13]

Considerando la configuración de la Máquina de Inducción en Jaula de Ardilla (SCIM, por sus siglas en inglés, Squirrel Cage Induction Machine), existen principalmente cuatro partes: barras, anillos terminales, eje y bastidor. El devanado del rotor está compuesto por barras (aunque en la figura aparecen como barras de cobre, en su mayoría son barras de aluminio para reducir el coste de fabricación, y las corrientes de entrada), incrustadas en las ranuras del bastidor, y ambos extremos de las barras están cortocircuitados por anillos terminales. El bastidor permite montar las barras del rotor en el eje. [25]

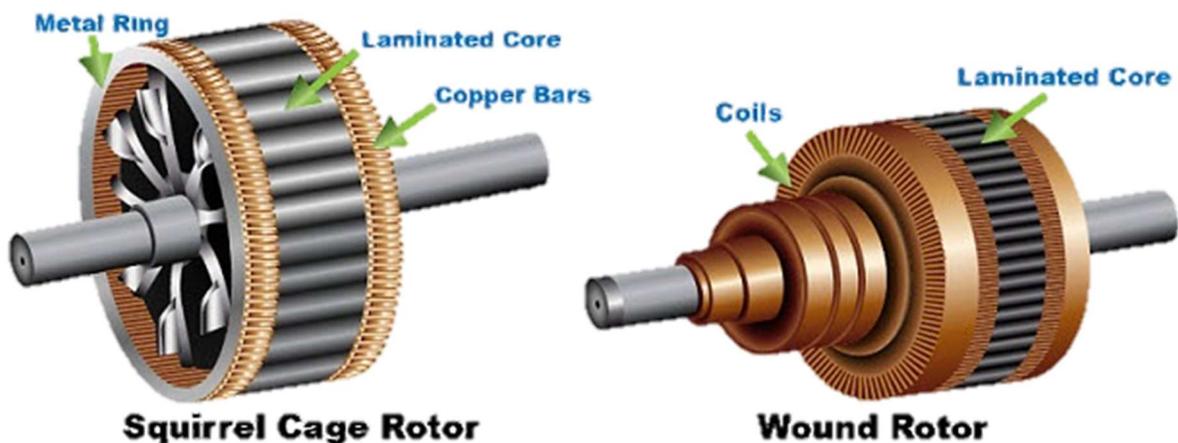


Figura 3.5. Diferencia entre un rotor de jaula de ardilla y un rotor bobinado. [26]

Generalmente, este tipo de CRIM se denomina IG o IM para abreviar, y se utiliza ampliamente en la captación de diversas fuentes de energía renovables. Este tipo de generador puede ser considerado como parte del sistema de generación de potencia del MEA.

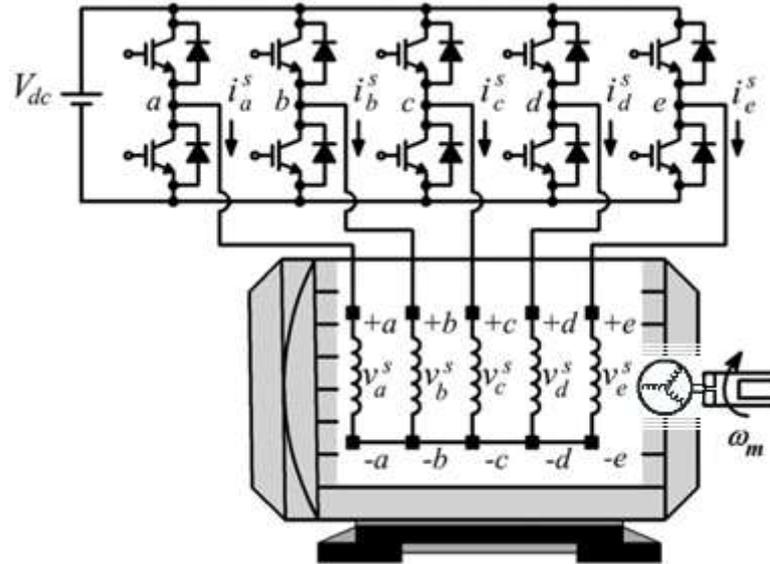


Figura 3.6. Diagrama esquemático de sistema de inducción en jaula de ardilla de cinco fases. [27]

### 3.2.1.3. Mejoras tecnológicas

Para facilitar el control de la tensión de salida y proporcionar una potencia reactiva variable, se han propuesto muchos esquemas de control en los sistemas de generación de IM de jaula con convertidores estáticos de potencia avanzados. Una de las soluciones más eficaces es conectar un inversor DC-AC con las cargas en paralelo o en serie para proporcionar una excitación variable. Sin embargo, con este sistema se inyectan armónicos en la corriente de carga y se producen fluctuaciones en la tensión de salida.

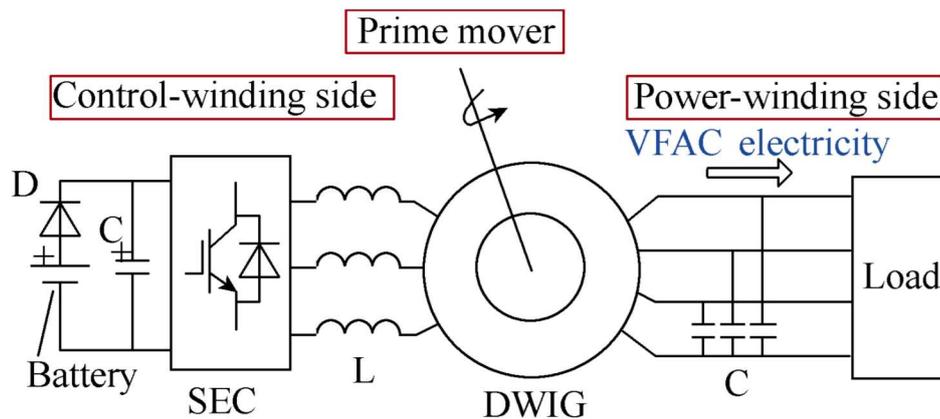


Figura 3.7. Diagrama del sistema generador DWIG VFAC. [13]

En [28], se propone un Generador de Inducción de Doble estator Devanado (DWIG, por sus siglas en inglés, Dual stator Winding Induction Generator) con un Convertidor de Excitación Estática (SEC, por sus siglas en inglés, Static Excitation Converter). En el DWIG, la tensión de salida puede regularse eficazmente y los armónicos generados por los interruptores PE pueden reducirse o incluso eliminarse. La Figura 3.7 muestra un diagrama esquemático del sistema de generación DWIG VFAC propuesto. Tiene dos conjuntos de bobinados. Uno es un bobinado de potencia, utilizado para generar energía eléctrica, y el otro es un bobinado de control, conectado al SEC para ajustar la corriente de excitación.

La jaula IM puede utilizarse como un motor de inducción general para arrancar el motor. La estrategia de arranque de los sistemas S/G basados en IM es sencilla y fácil de aplicar. [13]

### **3.2.2. Máquinas Síncronas de Campo Bobinado**

A lo largo de los años, se han propuesto e implementado varios tipos de motores encargados de generar la energía necesaria en las aeronaves, pero el motor más común y ampliamente utilizado sigue siendo el WFSG. Este generador es una tecnología consolidada, probada y fiable que ha sido la principal fuente de energía en los aviones durante décadas. Sus principales funciones son:

- Controlabilidad total del campo magnético, característica muy necesaria para la industria de la aviación por su excelente capacidad de mitigación de fallos.
- Su funcionamiento requiere un esquema de control muy sencillo y prácticamente autónomo.
- La gran flexibilidad y la configuración de la arquitectura permiten realizar diversas operaciones, como S/G, S/G trifásica, etc. [12]

#### **3.2.2.1. Estructura**

El WFSG es una unidad compacta e integrada que incluye tres generadores diferentes, concretamente un Generador de Imán Permanente (PMG), un Excitador Principal (ME, por sus siglas en inglés, Main Exciter) y un Generador Principal (MG, por sus siglas en inglés, Main Generator) montados en un eje. El WFSG puede utilizarse como generador, conectarse a los consumidores o mantener una tensión constante gracias a la GCU. Además, el WFSG puede utilizarse como un S/G cuando es alimentado por un convertidor

DC/AC de alta potencia en el modo de arranque, pudiendo arrancar el motor principal en tierra o en el aire, lo que se ha implementado en el B787.

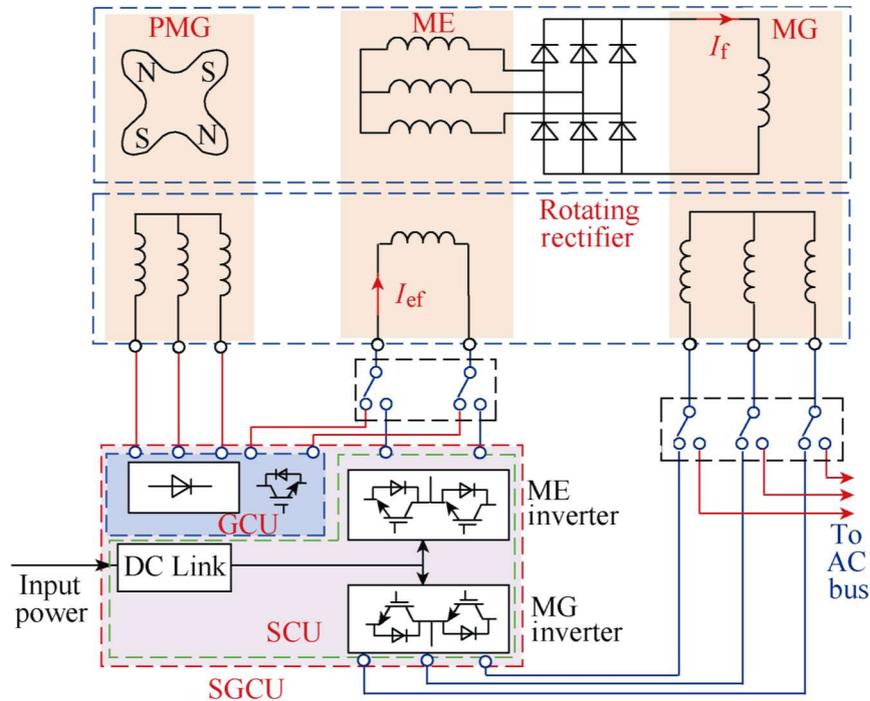


Figura 3.8. Diagrama de bloques del sistema S/G WFSG. [13]

El WFSG funciona principalmente en modo de generación de potencia, suministrando energía a las cargas eléctricas de la nave. El PMG suministra corriente de DC al devanado del estator del ME a través de un convertidor buck. Como se muestra en la Figura 3.8, el convertidor de corte controlado por la GCU se utiliza para controlar la entrada del bobinado del ME. A medida que el rotor gira, el bobinado de la ME genera AC, que luego es rectificada por un rectificador rotativo y entra en las bobinas de campo de la MG. Finalmente, la AC trifásica de las bobinas de la MG puede suministrarse a una carga de AC. Se puede observar que la corriente de campo de la MG,  $I_f$ , se ajusta directamente por la  $I_{ef}$ . Para mantener una tensión de salida constante, la corriente de campo  $I_{ef}$  debe ser ajustada por la GCU para compensar los cambios de frecuencia y de carga. [13]

### 3.2.2.2. Estado del arte

El generador de potencia de 1 MW de Honeywell se sitúa en el nivel de densidad de potencia más alto del sector para los WFSG, con un peso de sólo 127 kg, establece el nuevo estándar en cuanto a potencia y eficiencia. Es capaz de proporcionar una potencia de hasta

230 V<sub>AC</sub> (1267 Hz) o 300-600 V<sub>DC</sub>, con una eficiencia del 98% y 97% a su carga nominal o a una velocidad de funcionamiento de 19000 rpm respectivamente. Aunque todavía no está disponible comercialmente, se encuentra a un Nivel de Preparación Tecnológica (TRL, por sus siglas en inglés, Technology Readiness Level) igual a 6. [29]



*Figura 3.9. Generador de potencia de 1 MW de Honeywell. [29]*

### 3.2.3. Máquinas de Imán Permanente

El descenso del precio de los materiales de Imán Permanente (PMs), unido a la importante mejora de su rendimiento, ha dado lugar a algunos desarrollos en la línea de PMMs. La principal ventaja es que no hay componentes activos en el rotor, lo que se refleja en una alta densidad de potencia y eficiencia. Incluso cuando funciona a velocidad cero, el par máximo suele estar limitado por los valores de los PE, las limitaciones térmicas y los problemas de desmagnetización. [20]

Por lo tanto, los PMM han adquirido una importancia comercial significativa y, debido a las importantes mejoras en los equipos de PM y PE y a la creciente demanda de desarrollo de motores más baratos, más pequeños y más eficientes energéticamente, la importancia de los motores y generadores de imanes permanentes aumenta día a día. Los PMM no son el tipo de motores más popular actualmente, sin embargo, a medida que su coste disminuya, se convertirán en el principal tipo de motor debido a sus características de compactibilidad, alta densidad de potencia, rápida dinámica, alta relación par/inercia, accionamiento y eficiencia. El uso de los PM en la fabricación de motores tiene las siguientes ventajas:

- El sistema de excitación del campo no absorbe energía eléctrica, por lo que no hay pérdidas de excitación, lo que significa que la eficiencia se mejora en gran medida.
- El par y/o la potencia de salida por volumen son mayores que cuando se utiliza la excitación electromagnética.
- El rendimiento dinámico es mejor que el de un motor con excitación electromagnética.
- Mantenimiento y construcción sencillos.
- Reducción del precio en ciertos tipos de máquinas. [30]

Según la forma de la onda de funcionamiento, las Máquinas de Imán Permanente sin Escobillas (PMBL, por sus siglas en inglés, Permanent Magnet Brushless) pueden dividirse en distintas categorías: Máquinas de Imanes Permanentes sin Escobillas AC (BLAC) y Máquinas de Imanes Permanentes sin Escobillas DC (BLDC). Las máquinas PM BLAC se caracterizan por una Fuerza Electromotriz (EMF, por sus siglas en inglés, Electromotive Force) sinusoidal y una AC sinusoidal, mientras que las máquinas PM BLDC se caracterizan por una EMF trapezoidal y una AC rectangular. De hecho, las máquinas PM BLAC se denominan colectivamente máquinas síncronas de imanes permanentes. [21]

### **3.2.3.1. Estructura**

Todas las estructuras PMBL tienen bobinas en el estator y PMs en el rotor. Esta estructura es una de las principales razones por las que el PMBL es cada vez más popular. Como el bobinado permanece fijo, no hay necesidad de contactos eléctricos móviles potencialmente molestos. Además, como los bobinados son fijos, es más fácil mantenerlos refrigerados. En los PMBL, la pérdida de potencia se concentra en realidad en el estator, donde el calor se transfiere fácilmente a través del armazón estriado.

Los PM pueden generar un campo magnético en el hueco de aire sin necesidad de una bobina de excitación, ni de disipar la energía eléctrica. La energía externa sólo interviene para cambiar la energía del campo magnético, no para mantenerlo. Como cualquier otro material ferromagnético, los PM pueden describirse por su bucle de histéresis B-H. Los PMs también se denominan materiales magnéticos duros, lo que hace referencia a los materiales ferromagnéticos con un amplio bucle de histéresis. Los PMs que se utilizan actualmente en los motores eléctricos se dividen en tres categorías:

- Alnicos (Al, Ni, CO, Fe).
- Cerámicos (ferritas), por ejemplo, la ferrita de bario  $\text{BaFe}_{12}\text{O}_{19}$  y el estroncio.
- Materiales de tierras raras, es decir, samario-cobalto  $\text{SmCo}$ , ferrita de estroncio  $\text{SrFe}_{12}\text{O}_{19}$  y neodimio hierro-boro  $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ .

Según las trayectorias y direcciones del flujo magnético y del conductor de corriente, las topologías de máquinas eléctricas se dividen normalmente en campo radial, axial y lineal. Por lo tanto, todas las topologías de máquinas PMBL pueden tener diferentes representaciones morfológicas, como se muestra en la Figura 3.10(a-c). A partir de ahora, se discutirá la morfología de campo radial, que se puede extender fácilmente a otras morfologías.

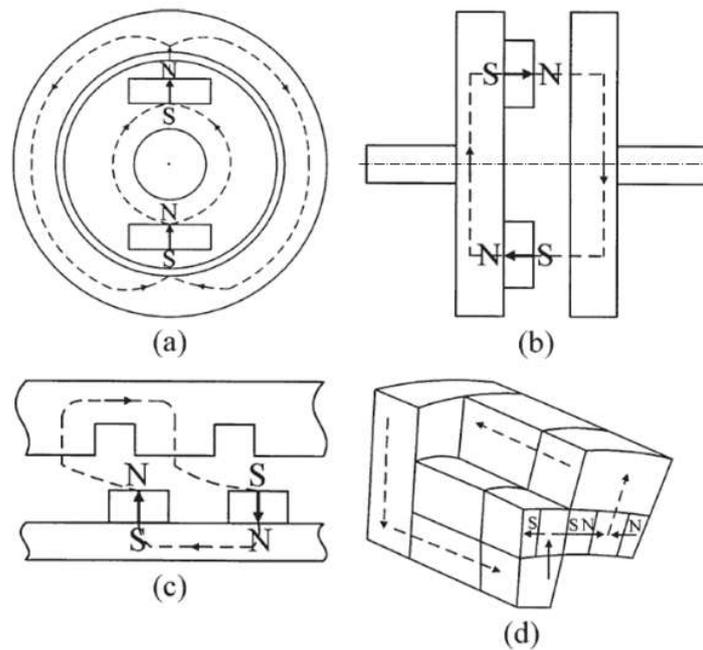


Figura 3.10. Morfologías de la máquina PM BL. (a) Flujo radial. (b) Flujo axial. (c) Flujo lineal. (d) Flujo transversal. [21]

Cabe señalar que algunas topologías de máquinas (como los motores PMBL de flujo transversal) no pueden clasificarse en las tres primeras formas básicas, ya que su trayectoria de flujo magnético es tridimensional y abarca las direcciones radial, axial y circunferencial, como se muestra en la Figura 3.10.d).

Según la posición de los PMs en el rotor, pueden dividirse a su vez en las topologías que se muestran en la Figura 3.11. [21]

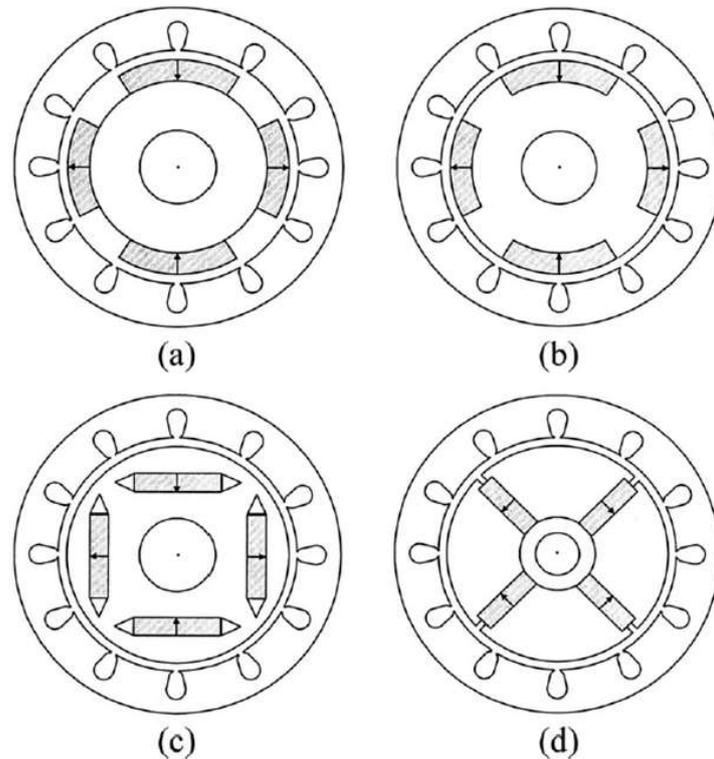


Figura 3.11. Topologías del rotor para máquinas PMBL. (a) Montaje en superficie. (b) Insertada en superficie. (c) Radial interior. (d) Circunferencial interior. [21]

La estructura del rotor y la posición de los PMs tienen una gran influencia en las propiedades del motor. La construcción interior simplifica el montaje y resuelve el problema de sujetar el imán contra la fuerza centrífuga. También permite el uso de imanes rectangulares en lugar de en forma de arco, y suele haber un par de reluctancia importante que permite generar en una amplia gama de velocidades una potencia constante. [30]

La forma en que se montan los PMs forma el llamado conjunto Halbach, que es una disposición especial de PMs que aumenta el campo magnético en un lado del conjunto y anula el campo magnético cercano a cero en el otro. Esto se consigue mediante un patrón de rotación espacial en la magnetización.

Las estructuras más comunes y eficaces son las de flujo radial y axial. Sin embargo, los Motores de Imán Permanente de Flujo Axial (AFPM, por sus siglas en inglés, Axial Flux Permanent Magnet) son compactos y más ligeros, por lo que se considera que pueden utilizarse en diversas aplicaciones de alta velocidad. La eliminación del núcleo del estator puede minimizar las pérdidas de alta frecuencia asociadas. Por tanto, el motor AFPM sin núcleo puede utilizarse como opción para aplicaciones de alta velocidad. Además, su

diseño puede minimizar el par de arrastre y la atracción axial entre el núcleo del estator y el imán del rotor. Sin embargo, reducir el enlace de flujo en el devanado del estator es un reto para este tipo de AFPM.

La Figura 3.12 muestra el circuito equivalente del motor PMDC:

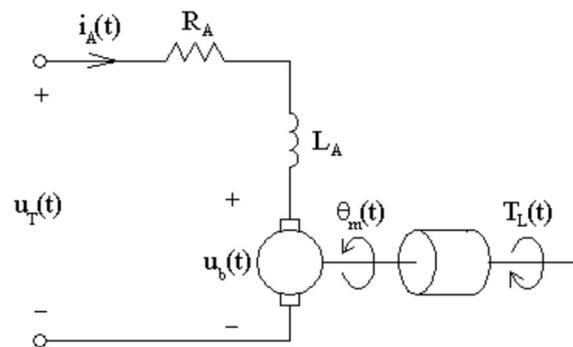


Figura 3.12. Diagrama del circuito de un motor de corriente continua de imanes permanentes. [31]

### 3.2.3.2. Estado del arte

El proyecto E-Fan X de Airbus (2017-2020) iba a ser un demostrador de vuelo de propulsión híbrida para aviones comerciales. Airbus y Rolls-Royce desarrollaron conjuntamente un concepto de Avión Eléctrico Híbrido (HEA, por sus siglas en inglés, Hybrid Electric Aircraft) de demostración de 70 plazas. En agosto de 2019, el PMM de 2,5 MW (3400 CV) (mostrado en la Figura 3.13) se probó por primera vez en la planta de máquinas eléctricas de Rolls-Royce en Trondheim, Noruega. La máquina se diseñó para ser utilizada en sistemas de alimentación de aeronaves de alto voltaje (3000 V<sub>DC</sub>) a gran altura, y su eficiencia podía alcanzar el 98,9%. Tenía un par base de 1640 N/m y alcanzaba velocidades de 14500 rpm. El proyecto se canceló durante la pandemia COVID-19.

En la Figura 3.13, la parte superior muestra una visión general del Sistema de Distribución de Energía (PDS, por sus siglas en inglés, Power Distribution System) de la arquitectura HEA, mientras que la parte inferior describe la infraestructura principal de la arquitectura MEA establecida. La estructura del proyecto E-Fan X se describe en la parte superior de la HEA resaltada. El sistema de control y la gestión térmica se encuentran tanto en la parte MEA como en la HEA. [20]

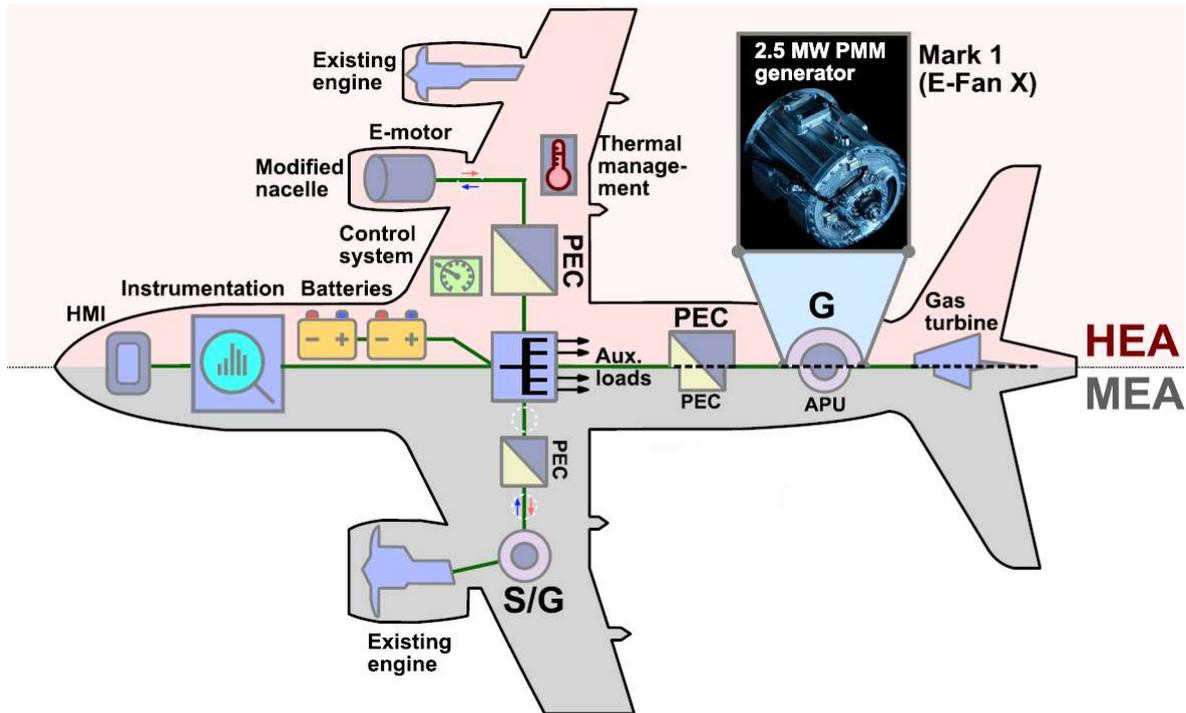


Figura 3.13. Ejemplo ilustrativo que indica los principales elementos de las arquitecturas MEA/HEA. [20]

### 3.2.4. Máquinas de Reluctancia

Con la creciente popularidad de las máquinas PM usados en generadores de energía eólica y vehículos eléctricos, la demanda de materiales ferromagnéticos de tierras raras ha aumentado considerablemente. El valor y la volatilidad de los precios del neodimio han aumentado seriamente la incertidumbre del desarrollo de PMM y han estimulado la investigación en el campo de los motores no magnéticos avanzados. [21]

Aunque los RMs aún no han sido introducidos en los aviones comerciales, parecen ser un S/G bien conocido en aviones militares, como el Lockheed Martin F-22 (desde principios de los 2000) y se han aplicado en el desarrollo de aviones desde principios de la década de 1990. La razón puede atribuirse probablemente a las necesidades de potencia más bajas de las aeronaves militares. Las principales ventajas de este tipo de máquinas son su facilidad de construcción y la robusta topología que proporciona la estructura básica del rotor formado por un solo elemento y los bobinados concentrados del estator. No se aplica ninguna fuente de campo magnético al componente del rotor, lo que contribuye a mejorar la fiabilidad de esta topología.

Teniendo en cuenta el exigente diseño térmico que se requiere para las futuras aplicaciones aeronáuticas, los limitados requisitos de refrigeración del rotor del RM pueden llevar el límite de temperatura al rango de los 400 °C, mostrando así su inherente adaptabilidad a condiciones de funcionamiento muy duras. Sin embargo, su principal desventaja es que la forma sobresaliente del rotor aumenta la pérdida por resistencia aerodinámica, por lo que el funcionamiento a alta velocidad se ve restringido. Como solución a este problema, los huecos pueden rellenarse con materiales no magnéticos a costa de complicar el proceso de construcción. Aunque el material añadido aumenta el peso, la mayor inercia ayuda a suavizar las fluctuaciones de par. [20]

#### 3.2.4.1. Máquinas de reluctancia conmutada

Las SRM son un tipo de máquina no magnética avanzada de doble saliente. Como se muestra en la Figura 3.14, el estator de la máquina SR es un simple núcleo de hierro, y sus polos salientes están enrollados con bobinas, mientras que el rotor está compuesto por un núcleo de hierro, y sus polos salientes no tienen bobinas ni PM. Su principio de funcionamiento se basa en la regla de la "reluctancia mínima". Por tanto, tiene ventajas evidentes como su estructura sencilla, su robustez y durabilidad, su bajo coste de fabricación y bajo momento de inercia. Sin embargo, sufre el problema de falta de capacidad de autoexcitación. Para superar este problema, algunos investigadores utilizan una fuente de alimentación de corriente continua externa para generar un campo magnético alrededor de los bobinados, de modo que se pueda generar corriente cuando el rotor esté en movimiento. [21]

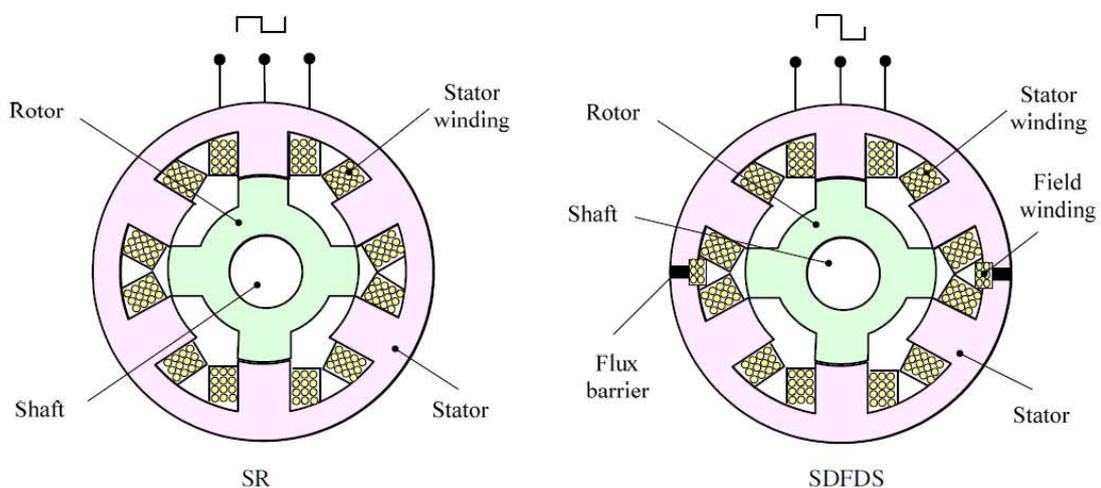


Figura 3.14. Topologías de máquinas sin imán con doble saliente. [21]

El sistema SRM consta de un RM, un convertidor de potencia y un sensor de posición. La estructura topológica de su convertidor de potencia es un medio puente asimétrico trifásico. El rotor del SRM es accionado por el motor principal.

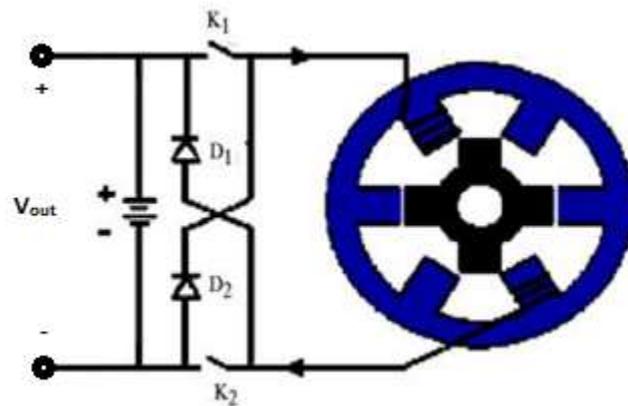


Figura 3.15. Diagrama del SRM y su convertidor de potencia asociado. [32]

La Figura 3.15, muestra el diagrama del SRM y los convertidores asociados. Cuando tanto  $K_1$  como  $K_2$  están cerrados, el bobinado está excitado; el sistema absorbe energía del motor principal y de la fuente de excitación. Cuando tanto  $K_1$  como  $K_2$  están abiertos, el devanado libera energía a través de  $D_1$  y  $D_2$ , y el sistema proporciona energía eléctrica para la carga externa. [32]

La Máquina de Doble Alimentación de Estator con Doble Saliente (SDFDS, por sus siglas en inglés, Stator Doubly-Fed Doubly Salient machine) es un emergente motor no magnético. Como se muestra en la Figura 3.14, utiliza la misma estructura de rotor que el SRM, es decir, hierro sólido con polos salientes, pero los SDFDSM tienen dos tipos de bobinados en el estator: un bobinado de inducido trifásico y un bobinado de campo de corriente continua. Dado que la corriente que circula por el bobinado de campo se controla de forma independiente, en comparación con el SRM, esta máquina puede conservar las ventajas inherentes de una mayor densidad de potencia, al tiempo que dispone de una densidad de flujo controlable en los huecos. Por lo tanto, cuando la tensión de salida generada se desvía del valor preestablecido, la corriente de campo de DC se controla de manera que la tensión de salida se mantenga constante. Del mismo modo, basándose en las medidas de potencia

mecánica de entrada y la potencia eléctrica de salida, la corriente de campo de DC puede ajustarse de forma que se maximice la eficiencia del sistema. [21]

### 3.2.4.2. Estado del arte

El SRM para aeronaves desarrollado por General Electric y Sundstrand Corporation demostró la viabilidad de integrar el S/G en la fase de diseño preliminar. Los resultados mostraron que, en comparación con los generadores de potencia secundarios de aeronaves existentes, un SRM correctamente diseñado tiene una densidad de potencia muy competitiva, y que la máquina puede cumplir los requisitos de rendimiento de la aplicación, proporcionando 250 kW de potencia a 270 V<sub>DC</sub>. Su eficiencia fue de hasta el 93,1%, su velocidad de 22500 rpm, y una densidad de potencia de 5,3 kW/kg. [33]

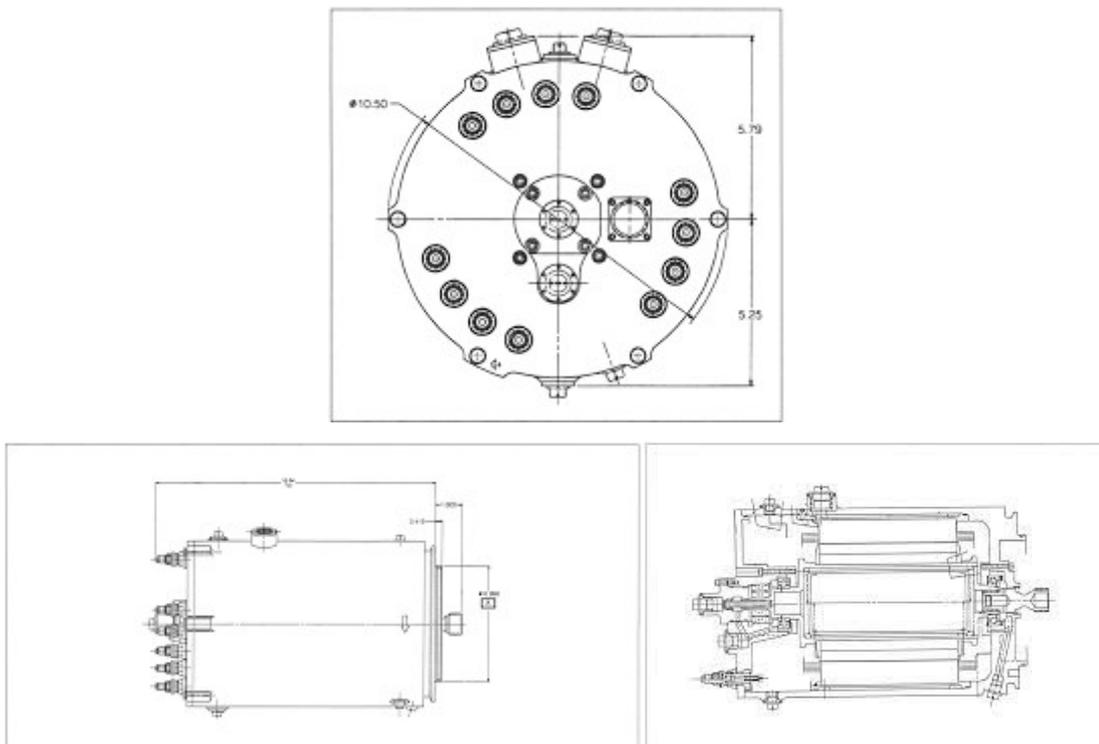


Figura 3.16. Esquema y sección transversal del SRM de 250 kW. [33]

### 3.2.5. Comparación de las Topologías

En esta sección se estudia el estado actual de los principales métodos de generación de potencia mediante el análisis de las distintas topologías mencionadas anteriormente. Los resultados se recopilan en un mapa de velocidad dinámica. El parámetro denominado

velocidad dinámica puede definirse como un valor que puede definir la " suavidad" en función de la capacidad de potencia y de la robustez operativa del cuerpo giratorio. Su unidad de medida "rpm/kW" es su parámetro definitorio, que se utiliza para evaluar la gravedad de los problemas dinámicos (como la velocidad crítica, la velocidad circunferencial y la fatiga).

Teniendo en cuenta que el peso ligero es siempre un factor clave en la industria de la aviación, el parámetro adecuado para aumentar la densidad de potencia es la velocidad de la máquina. Al comparar máquinas con velocidades dinámicas similares (por ejemplo, rpm/kW= 100.000), la PMM desarrollada por la Universidad de Nottingham logró la mayor densidad de potencia (8,1 kW/kg) entre todos los modelos estudiados.

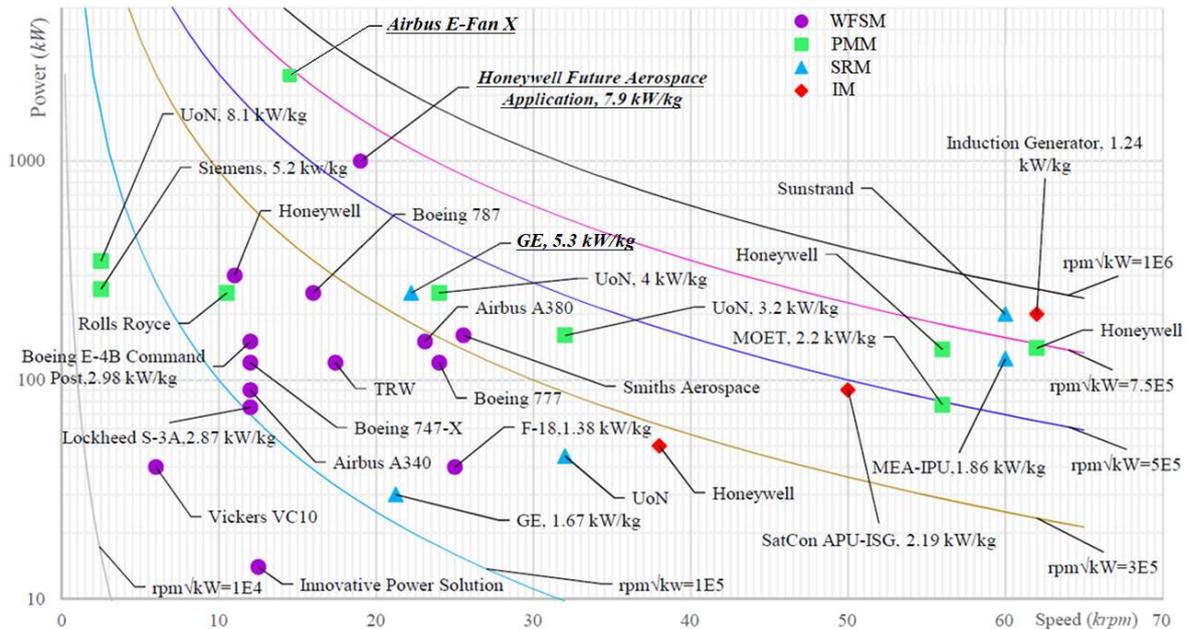


Figura 3.17. Diseños de generadores probados o implementados para sistemas de generación de potencia de aeronaves. [12]

En la Figura 3.17 es fácil observar cómo un WFSG típico suele encontrarse en el rango de velocidad más bajo, de unos 10 a 25 krpm; la parte superior del mapa se rige por las máquinas con diseño PM; y en la parte derecha del gráfico (rango de velocidad más alto) se encuentra la zona de las máquinas de rotor de cuerpo único, como las máquinas SR y las IM. Dentro del rango de potencia de 250 kW, la SRM de dos canales desarrollada por

General Electric mencionada anteriormente puede mostrar una densidad de potencia competitiva incluso frente a las modernas y avanzadas máquinas de Siemens.

El principal hallazgo que se observa en la Figura 3.17 es que, para densidades de potencia elevadas, los fabricantes de máquinas eléctricas optan por estudiar configuraciones más novedosas como las PMM. El alto rendimiento y la alta optimización de las SRM es también un concepto interesante. Se puede observar que las PMM, SRM e IM cubren un gran número de áreas de alta velocidad, en las que el diseño y la fabricación de cualquier máquina es especialmente difícil. Por el contrario, el tipo WFSG suele encontrarse en áreas de baja velocidad. Por lo tanto, se perciben las dificultades inherentes a la utilización de velocidades más altas en el WFSG y, por otra parte, su baja densidad de potencia (en comparación con los generadores PM o SR).

El potencial de una mayor densidad de potencia (a través de velocidades más altas) hace que el PMM y potencialmente el SRM sean más atractivos para la industria de la aviación. Aunque la densidad de potencia no siempre aumenta con la velocidad de la máquina, la alta velocidad sí suele provocar pérdidas de hierro en alta frecuencia y pérdidas de cobre en AC, lo que repercute negativamente a la hora de reducir aún más el peso y el tamaño de la máquina. [12]

A día de hoy, el mayor generador eléctrico para aviones construido y probado es la PMM Mark 1 de 2,5 MW antes mencionada, que se fabricó inicialmente con el propósito de verificación y simulación. Ni el PEC ni la propia máquina han sido optimizados en términos de peso, por lo que su densidad de potencia no sería tan alta como la de otros PMM como el desarrollado por la Universidad de Nottingham, que posee la mayor densidad de potencia de las máquinas presentadas en el gráfico (8,1 kW/kg). [20]

#### **3.2.5.1. Eficiencia**

En la Tabla 3.1 se comparan las máquinas más potentes de cada topología (excluyendo las IM). Se puede observar que el nivel de voltaje está relacionado con la potencia nominal de la máquina. Como era de esperar, la PMM tiene la mayor eficiencia, aunque también la WFSM tiene una alta eficiencia. Esto demuestra que la competencia está ajustada. La eficiencia ahorra combustible y reduce las emisiones. El requisito de eficiencia para los generadores de la NASA para futuras aeronaves ha sido fijado en un 99,3%. Sin embargo, hay que abordar otras cuestiones, como el peso, la seguridad y la fiabilidad.

Tabla 3.1. Comparación de las propiedades de los generadores para aviones de gran tamaño con arquitectura de corriente continua. [20]

Fabricante	Topología	Voltaje	Potencia	Eficiencia
Rolls Royce	PMM	3000 V <sub>DC</sub>	2500 kW	98,9%
Honeywell	WFSM	600 V <sub>DC</sub>	1000 kW	97,0%
General Electric	RM	270 V <sub>DC</sub>	250 kW	93,1%

### 3.2.5.2. Aspectos de funcionamiento

Los puntos clave de las diferentes familias de máquinas se destacan en la Tabla 3.2. Cada una de ellas tiene sus propias ventajas y desventajas.

Tabla 3.2. Comparación de las características clave de las máquinas eléctricas estudiadas (++, muy favorable; +, favorable; o, neutral; -, perjudicial)

Características clave	IM	WFSM	PMM	RM
Rango de velocidades	++	++	++	+
Mantenimiento	++	+	++	+
Fiabilidad	+	++	+	++
Eficiencia	++	++	++	-
Densidad de potencia	+	o	++	+
Coste	+	++	-	++
Tolerancia a altas temperaturas	+	o	o	++
Pérdida de material	o	+	++	o
Torque	o	o	++	+
Factor de potencia	-	++	++	o
Sistema de protección	+	++	-	+
Simplicidad	+	-	+	++
Tolerancia a fallos	+	o	-	++
Límite de velocidad	o	-	++	+
Comportamiento en cortocircuito	++	-	-	++
Control	o	++	o	-
Peso	o	-	++	o
Refrigeración	-	-	++	o
PEC	-	++	o	-
Regulación de voltaje	o	++	-	-
<b>Total</b>	<b>12</b>	<b>15</b>	<b>17</b>	<b>14</b>

Como se puede observar, actualmente la topología que puntúa mejor teniendo en cuenta los principales aspectos requeridos para la generación de potencia en aeronaves es la PMM, seguido de los WFSM y los RM.

### **3.3. SISTEMAS ELECTRÓNICOS DE POTENCIA**

Los PEs son una tecnología que convierte, controla y regula eficazmente la energía eléctrica de cualquier entrada disponible a la salida eléctrica requerida utilizando componentes electrónicos de estado sólido. Los Sistemas Electrónicos de Potencia (PES, por sus siglas en inglés, Power Electronic Systems) son ya una tecnología bien integrada en diferentes partes de las aeronaves, y en el contexto MEA, la tasa de utilización de PEs en la conversión de energía también está aumentando. Por lo tanto, la los PEs es una de las tecnologías habilitadores más relevantes para el concepto MEA. Esta sección presenta las opciones básicas para la distribución de energía a bordo y los requisitos relacionados con la interfaz PEC.

La configuración PEC del S/G debe ser bidireccional, actuando como rectificador en modo generación y como inversor en modo arranque. Por lo tanto, la principal diferencia en la configuración de la interfaz PEC depende del PDS. Sin embargo, los requisitos funcionales en el lado de la máquina de la interfaz PEC no tienen nada que ver con el hecho de que el S/G esté conectado a un sistema de distribución de DC o de AC. Las topologías PEC bidireccionales más relevantes y adecuadas para las estructuras del S/G se representan en la Figura 3.18. A continuación, la interfaz se describirá con más detalle según el tipo de sistema de distribución de la aeronave.

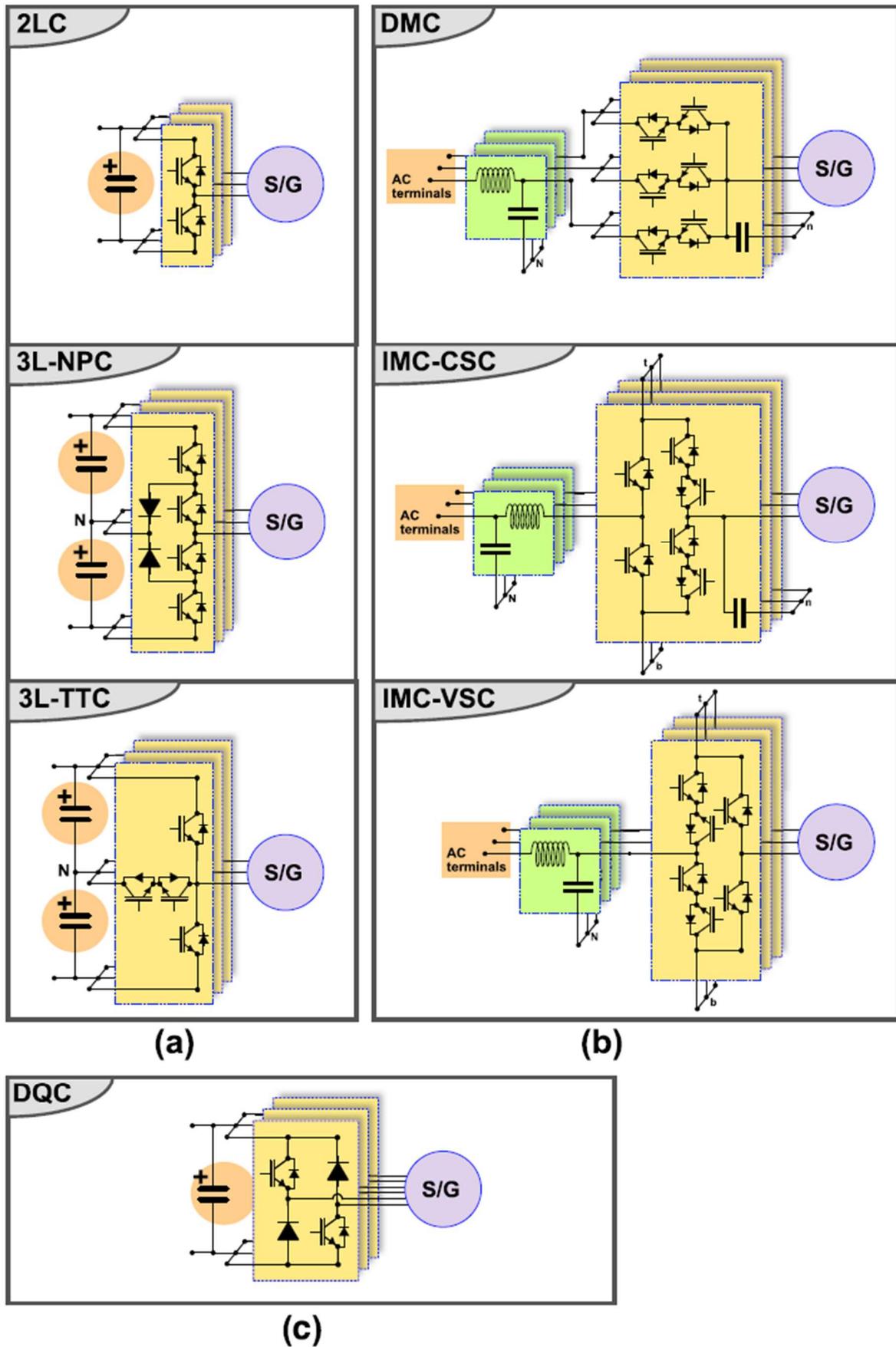


Figura 3.18. Interfaces PEC adecuadas para un S/G. [20]

La Figura 3.18 muestra las diferentes estructuras PEC: a) Interfaces AC/DC, como el Convertidor de dos Niveles (2LC), el Convertidor de tres Niveles con Sujeción al Punto Neutro (3L-NPC) y el Convertidor de tres Niveles Tipo T (3L-TTC). b) Interfaces AC/AC, que incluyen el Convertidor Matricial Directo (DMC), el Convertidor Matricial Indirecto con Convertidor alimentado por Corriente en el Lado S/G (IMC-CSC) y el Convertidor Matricial Indirecto con Convertidor alimentado por Tensión en el Lado S/G (IMC-VSC). c) Convertidor de Doble Cuadrante totalmente asimétrico (DQC), solución a medida para los RM.

### **3.3.1. Sistemas de Distribución AC**

La Figura 3.19.a) muestra la configuración general del S/G conectado al PDS de CA a través de la interfaz PEC. De hecho, los PDS de AC se han utilizado tradicionalmente en las redes eléctricas de la aviación, así como las soluciones con CF y frecuencia flexible. En el caso de los sistemas con distribución de AC, debe haber una etapa completa de conversión de potencia de AC a AC para proporcionar el control que requiere el S/G. La interfaz PEC puede proporcionarse mediante topologías AC/DC y DC/AC de dos niveles, o mediante una conversión directa AC/AC de un solo nivel.

Cabe mencionar que los rectificadores de diodos pasivos se han convertido tradicionalmente en convertidores AC-DC en los sistemas de alimentación de las aeronaves debido a su alta fiabilidad. De hecho, la rectificación pasiva sigue siendo una solución relevante para el WFSM, que interactúa con el PDS de DC o como interfaz entre la VF y el sistema de distribución de CF. Sin embargo, la calidad de la energía y los estrictos requisitos de Interferencia Electromagnética (EMI, por sus siglas en inglés, Electromagnetic Interference) son también las principales preocupaciones para los requisitos de alta potencia del sistema MEA en el futuro. Por ello, cada vez se investigan más ampliamente los convertidores activos en las aplicaciones MEA. Además, los rectificadores pasivos no son adecuados para los sistemas S/G.

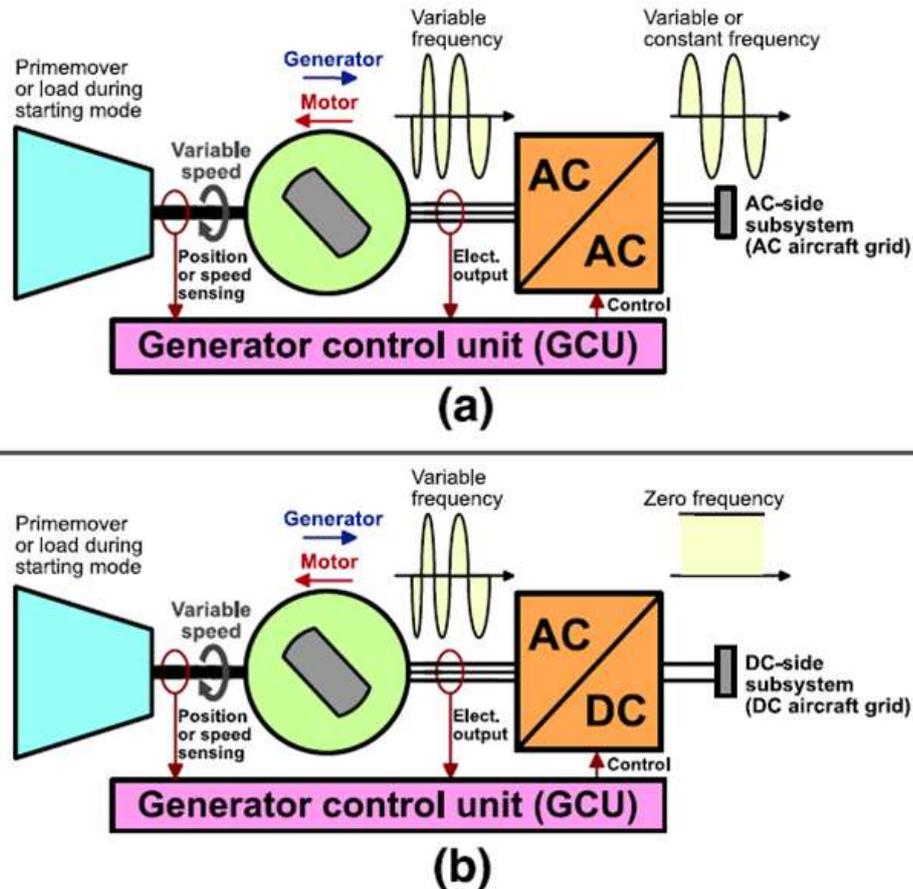


Figura 3.19. Dos categorías de distribución de energía MEA. a) Distribución de AC VSCF. b) Topología de distribución de DC. [20]

### 3.3.1.1. Topologías de dos etapas

La topología clásica de PEC del lado de la máquina estudiada para S/G se muestra en la Figura 3.18.a). De hecho, una topología de dos etapas basada en un Convertidor de Fuente de Tensión (VSC, por sus siglas en inglés, Voltage Source Converter) con un condensador de enlace de DC intermedio es el diseño más común. El 2LC utiliza un número mínimo de interruptores activos, lo que se traduce en simplicidad y fiabilidad. Los 3L-NPC o los 3L-TTC suelen utilizarse para conseguir una mayor eficiencia, una frecuencia fundamental más alta y la menor radiación EMI sin aumentar la frecuencia de conmutación del dispositivo semiconductor. El convertidor RM está configurado con fases controladas por el DQC, como se muestra en la Figura 3.18.c).

Las configuraciones de la Figura 3.18.a) y la Figura 3.18.c) están equipadas con un condensador de DC. Por lo tanto, son directamente aplicables a las PDS de DC, con su estructura mostrada en la Figura 3.19.b). Sin embargo, la distribución de DC de alta tensión

basada en VSC con condensadores del lado de DC (niveles de tensión de 270/540 V o superiores) ha llamado la atención sobre la necesidad de protección y gestión de fallos, basándose en los emergentes disyuntores con semiconductores. Además, los retos que siguen afrontando los PDS de DC de alta potencia hacen que los PDS de AC sigan siendo importantes. Por lo tanto, también se considera un sistema de conversión directa AC/AC para evitar el proceso de conversión en dos etapas del enlace intermedio de DC.

### **3.3.1.2. Conversión directa AC/AC con topologías sin condensadores**

Los condensadores de enlace de DC son una de las fuentes más frecuentes de fallos en los PEC, y afectan al peso y volumen totales. Al reducir la necesidad de grandes condensadores de DC en la conversión de dos etapas, el convertidor matricial puede convertir directamente la VF AC en CF AC sin un enlace de DC. Durante muchos años, cuando se ha requerido una solución compacta con alta densidad de potencia, un convertidor matricial sin interfaz de condensadores de DC ha sido una opción adecuada.

Tradicionalmente, una motivación importante para las soluciones sin condensadores ha sido también mejorar la fiabilidad evitando el uso de condensadores electrolíticos. Topológicamente, se pueden encontrar varias alternativas de convertidores matriciales en las categorías de DMC e IMC, como se muestra en la Figura 3.18.b). Su principio de modulación y el número de interruptores son diferentes. Sin embargo, la falta de un condensador de amortiguación hace que este tipo de conversión sea más propenso a los fallos e impone requisitos estrictos al controlador. En general, el control de este tipo de convertidores es más complejo que el de los convertidores AC/DC. Además, el convertidor matricial directo puede encontrarse con el reto de la limitación de la sobrecorriente en el modo de arranque. Para evitar este problema, se han propuesto convertidores matriciales indirectos para aplicaciones S/G.

### **3.3.2. Sistemas de Distribución de DC**

La Figura 3.19.b) muestra la configuración típica de una unidad S/G conectada a un PDS DC. Como ya se ha mencionado, la asignación de AC de CF más común que utiliza las interfaces resaltadas en la Figura 3.18.a) se basa en una configuración PEC AC-DC-AC de dos etapas, lo que aumenta el hardware adicional y las pérdidas de la tecnología MEA. Estas consideraciones abogan por la configuración de bus HVDC. En consecuencia, a medida que

aumentan los niveles de potencia, mientras que tanto la generación de potencia como las cargas se basan principalmente en interfaces PE, la distribución de DC en los sistemas aeronáuticos resulta cada vez más atractiva. De hecho, la distribución de DC puede ahorrar las dos etapas de conversión entre la fuente de alimentación y la carga (es decir, de DC a AC y de AC a DC) en muchos casos. Además, también se está estudiando la posibilidad de aumentar el nivel de tensión para reducir las pérdidas y el peso de los cables del PDS a medida que aumenta el nivel de potencia necesario.

Como ya se ha mencionado, la Figura 3.18.a) muestra una configuración típica de convertidor de AC/DC con condensadores en el lado de DC. Por lo tanto, estas topologías pueden aplicarse directamente a la conversión de AC a DC en las PDS de DC.

La Tabla 3.3 resume las topologías PEC bidireccionales adecuadas para los S/G mencionados, destacando las ventajas y desventajas de cada una de ellas.

*Tabla 3.3. Descripción de las interfaces PEC para aplicaciones S/G. [20]*

<b>Tipo</b>	<b>Beneficios</b>	<b>Inconvenientes</b>
2LC	-Topología de convertidor más estándar -Mínimo número de componentes	-Alta tensión THD, alto $dV/dt$ y tensión de aislamiento -Grandes condensadores en el lado de DC
3L-NPC	-Reducción de la THD de la tensión, del $dV/dt$ y del estrés del aislamiento -Reducción de las pérdidas de armónicos con mayor eficiencia	-Pérdidas no uniformes y alto número de componentes -Aumento del volumen de los condensadores
3L-TPC	-Reducción del contenido de armónicos y de la exposición al aislamiento -Menos pérdidas de armónicos y mayor eficiencia	- Pérdidas no uniformes y elevado número de componentes -Dispositivos con diferentes tensiones nominales
DMC	-Topología sin condensadores	-Control complicado
IMC	-Se evita el enlace de DC, reduciendo el tamaño y peso -Se requieren pequeños filtros de interfaz AC-AC	-Alto número de componentes necesarios -Mayor demanda de corriente de salida (baja relación de transferencia)
DQC	-Control independiente de las diferentes fases	-Solución a medida para los SRMs

### 3.3.3. Desarrollos de PEC y su Futuro para las Aplicaciones de S/G

Cabe mencionar que muchos desarrollos en curso en la tecnología PEC están apoyando el potencial de electrificación de los sistemas de las aeronaves. En particular, se espera que el desarrollo de los Semiconductores de Banda Ancha (WBGS, por sus siglas en inglés, Wide Band Gap Semiconductors) en aplicaciones comerciales tenga un impacto significativo para el desarrollo de las aplicaciones MEA. La aplicación de soluciones PEC basadas en WBGS ya se considera ampliamente para los niveles de tensión establecidos en los PDS de las aeronaves. De hecho, el uso de equipos WBGS suele favorecer la reducción de pérdidas y el aumento de frecuencia de conmutación, lo que también puede afectar a la densidad de potencia. También se espera que las características de los dispositivos WBGS favorezcan una mayor fiabilidad de las unidades PEC en las aplicaciones MEA. Además, especialmente los dispositivos de carburo de silicio (SiC) tienen el potencial de lograr un funcionamiento a alta temperatura de las interfaces PEC.

En las aplicaciones MEA establecidas, para los convertidores DC/DC y/o los inversores DC/AC que funcionan como interfaz entre una etapa de DC y un sistema de distribución de AC de CF, el aumento potencial de la densidad de potencia puede ser lo más determinante. De hecho, las densidades de potencia alcanzables en estas aplicaciones pueden beneficiarse de la reducción del tamaño y el peso de los componentes magnéticos debido al aumento de la frecuencia de conmutación, y/o de la reducción de los requisitos de refrigeración debido a la reducción de las pérdidas. Sin embargo, para las aplicaciones S/G de alta potencia, el uso de dispositivos de SiC también tiene un gran potencial para apoyar el desarrollo de niveles de tensión más altos de PDS. Por lo tanto, ya se están considerando sistemas de media tensión a escala de megavatios basados en soluciones SiC o PEC híbridas de Si-SiC para los futuros sistemas híbridos de las aeronaves. Además, la capacidad de operar a altas frecuencias de conmutación puede ser necesaria para la utilización eficaz de motores sin núcleo con baja inductancia y un funcionamiento a alta velocidad en el que la frecuencia fundamental alcance el rango de los kHz.

El uso de equipos WBGS también puede suponer otros retos para el diseño de los sistemas de aislamiento en las aplicaciones MEA y HEA. En general, reducir las pérdidas de conmutación aprovechando el potencial de conmutación más rápido de los dispositivos WBGS aumentará el reto de las EMIs y la posibilidad de descargas parciales en los

materiales aislantes. Por lo tanto, el uso de dispositivos SiC en topologías de convertidores establecidas para aplicaciones S/G y otros actuadores electromagnéticos puede dar lugar a la necesidad de filtros  $dV= dt$  dedicados. Además, durante la conmutación, la tensión en los materiales aislantes aumentará con el nivel de tensión, y  $dV= dt$ . Por lo tanto, el uso de convertidores multinivel puede ser un método adecuado para reducir la presión sobre el material aislante.

Como resultado, al utilizar la tecnología WBGS para reducir las pérdidas de conmutación mientras se incrementan los niveles de tensión, se espera que la topología PEC multinivel adquiera mayor importancia. Sin embargo, también hay ejemplos de diseños de máquinas que pueden tolerar altos  $dV= dt$  sin que aumente el problema de las descargas parciales. Por lo tanto, de acuerdo con las tendencias recientes, los PECs necesitan adoptar una variedad de herramientas de diseño físico para promover el desarrollo futuro de la industria, incluyendo los objetivos de diseño de las máquinas. [20]

### **3.4. PROVEEDORES DE PMG**

En los capítulos anteriores se ha hablado de las diferentes familias de generación eléctrica. Teniendo en cuenta todas las ventajas e inconvenientes; y la progresión del mercado y de las tecnologías, se considera que las PMM son los que mejor se adaptan a los futuros requerimientos de energía que necesitará el MEA/AEA por su alta eficiencia y densidad de potencia.

Aquí se mostrarán los principales proveedores de PMMs que hay actualmente en el mercado, con sus prestaciones clave y características técnicas, además de una breve descripción de las empresas proveedoras.

La Tabla 3.4 recoge resumidamente los proveedores considerados junto con su configuración de flujo.

*Tabla 3.4. Lista de proveedores de diferentes PMMs disponibles en el mercado*

<b>Proveedor</b>	<b>Topología</b>	<b>Tipo de flujo</b>
Avid Technology	PMM	Radial
EMRAX	PMM	Axial
Magnax	PMM	Axial
Dynamic E-Flow	PMM	Axial
YASA	PMM	Axial
SAPA	PMM	S/G
Compact Dynamics	PMM	Radial
Infinitum Electric	PMM	Axial

### **3.4.1. Avid Technology**

AVID es líder en el diseño y fabricación de componentes y sistemas de transmisión eléctrica para vehículos eléctricos e híbridos de alto rendimiento. Sus principales competencias son el diseño, verificación y fabricación de motores de alto rendimiento, equipos de PE y la integración de termofluidos.

Su motor más potente es capaz de generar un par máximo y una potencia de 1800 Nm y 660 kW durante 20 s, (780 Nm y 282 kW en condiciones nominales), puede trabajar a una velocidad máxima de 5000 rpm y pesa 122 kg. Se trata de un AFPM con una densidad de par y potencia muy elevada (superior a 10 kW/kg), un bajo par de arrastre, una tensión de hasta 800 V<sub>DC</sub>, un rendimiento máximo superior al 96% (incluidos los inversores de potencia), y el rotor compuesto de baja inercia tiene una excelente estabilidad dinámica. Tiene función de refrigeración por agua/glicol, lo que puede simplificar la instalación y mejorar el rendimiento, e integra un sensor de temperatura PT100 y un resolutor sin/cos compatible con la mayoría de los inversores disponibles en el mercado. Tiene un diseño compacto y un frontal plano. [34]



*Figura 3.20. Motor eléctrico de flujo axial EVO de Avid Technology. [34]*

### **3.4.2. EMRAX**

EMRAX es una empresa de fabricación y desarrollo cuyos principales productos son innovadores motores eléctricos de flujo axial. Sus motores son únicos porque pueden adaptarse a las necesidades del cliente con gran rapidez. Además, se distinguen de otros motores de flujo axial por su altísima densidad de potencia/par, su ligereza y su diseño compacto. Proporcionan soluciones rápidas y personalizadas para diversos accionamientos eléctricos y sistemas de generación de potencia, y han desarrollado procedimientos técnicos especiales que permiten establecer la producción en serie en poco tiempo.

El EMRAX 348 de media tensión es un S/G de flujo axial, con un diámetro de carcasa de 348 mm y una longitud axial de 107 mm. Tiene una masa seca de 41,5 kg con una refrigeración combinada de aire y líquido. Un solo motor alcanza una potencia y un par máximos de 380 kW y 1.000 Nm con velocidades de giro máximas de 4.500 rpm; y proporciona una potencia continua de hasta 210 kW con un par continuo de hasta 500 Nm con un rendimiento del 92-98%, a velocidades de giro de 4.000 rpm para obtener 420 V<sub>DC</sub>. Se pueden apilar dos motores para conseguir el doble de potencia y par. [35]



Figura 3.21. EMRAX 348. [35]

### 3.4.3. Magnax

Magnax afirma que su misión es acelerar la innovación de las líneas motrices mediante el desarrollo de soluciones de motores de flujo axial sin yugo y de inversores que destaquen por su densidad de potencia, su eficiencia y su fiabilidad.

Los motores de flujo axial de alta velocidad de Magnax pueden proporcionar una densidad de potencia máxima de 15 kW/kg o superior. Disponen de un sistema patentado de refrigeración de los bobinados para minimizar la temperatura del estator; rotores de doble imán permanente para conseguir la mayor relación par-peso; estatores sin yugo para conseguir el recorrido de flujo más corto posible y un peso total más ligero; bobinado concentrado para conseguir la menor pérdida de cobre posible; uso de acero eléctrico para reducir la pérdida de hierro hasta en un 85%; utilizan hilo de cobre de sección rectangular para lograr el mayor índice de llenado de cobre (90%). También han patentado métodos de fabricación en serie.

Uno de sus generadores, el Magnax AXF290, tiene un peso de 25 kg para una potencia máxima de 325 kW y un par máximo de 510 Nm. Además, según la empresa, estas máquinas de imanes permanentes de flujo axial (AFPM) pueden proporcionar la mayor eficiencia energética de todas las máquinas eléctricas, principalmente porque no hay yugo y los recorridos del flujo (a través de núcleos de acero) son muy cortos, alcanzando unos 13 kW/kg. [36]



*Figura 3.22. Máquina eléctrica AXF290 de Magnax. [36]*

#### **3.4.4. Dynamic E Flow**

Dynamic E Flow GmbH, con sede en Baviera, es una empresa emergente de alta tecnología con conocimientos innovadores en el campo de los vehículos eléctricos. Basándose en su experiencia adquirida en años de investigación básica y desarrollo, han propuesto una innovadora tecnología multifuncional para motores (capcooltech®). Dynamic E Flow desarrolla máquinas especiales, prototipos y producción a pequeña escala. También apoyan a sus socios en la preparación de la producción en serie. [37]

Su modificación B1 del motor eléctrico SMG180 para aplicaciones de automoción se convirtió a la tecnología capcooltech®. La bobina del motor eléctrico se sustituyó por capcooltech® y se instaló un sistema de refrigeración directa. Gracias a capcooltech®, el par motor se incrementó de 80 Nm a 165 Nm. El motor tiene el doble de potencia de salida continua, 80 kW, con una tensión de 400 V<sub>DC</sub>. Pesa 32 kg y su velocidad máxima es de 4500 rpm. [38]

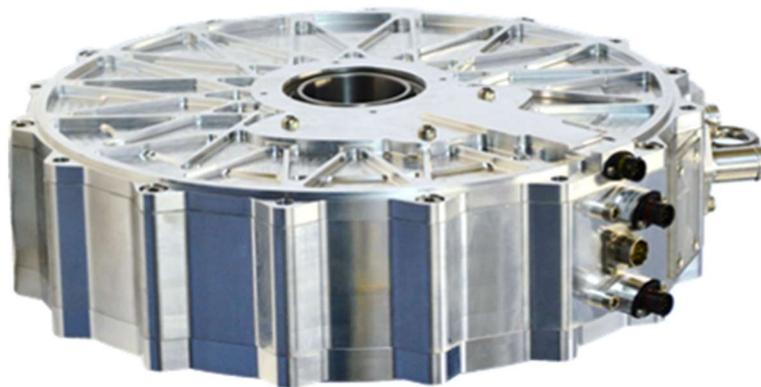


*Figura 3.23. Motor eléctrico SMG18 con la modificación B1. [37]*

### 3.4.5. YASA

Para un requisito de potencia y par determinado, YASA puede proporcionar motores y controladores más pequeños y ligeros que las tecnologías de la competencia. Sus motores y controladores son ideales para aplicaciones en las que el espacio y el peso son fundamentales, como la industria automovilística, el sector naval y aeroespacial.

Los motores y generadores de YASA son los más pequeños y ligeros en sus niveles de rendimiento. Basado en la exclusiva topología de inducido sin yugo y segmentado de YASA, en comparación con cualquier motor o generador similar, este motor utiliza menos material de forma más eficiente para proporcionar un par y una densidad de potencia mayores. El YASA 750 R es un motor de baja velocidad y alto par con una densidad de par y potencia líder. El YASA 750 R proporciona un par máximo de 790 Nm, una potencia máxima de 200 kW a 700 V y un rango de velocidad de 0-3250 rpm en una longitud axial de sólo 98 mm. El YASA 750 R es un motor de alto par desarrollado a partir del probado YASA 750 y cuenta con un diseño mecánico mejorado para facilitar su instalación e integración, incluyendo una mayor resistencia mecánica y rigidez. [39]



*Figura 3.24. Máquina 750R de YASA. [39]*

### 3.4.6. SAPA

Las actividades de SAPA siempre han estado vinculadas al sector de la defensa y se han dedicado a servir a sectores militares en todo el mundo. Los productos que desarrollan se han utilizado con éxito en muchos países de tres continentes. SAPA proporciona las soluciones de mayor rendimiento en términos de movilidad, generación de potencia y defensa basadas en su tecnología.

El motor trifásico de imanes permanentes MG-750 está diseñado para ser utilizado como S/G junto con un motor de combustión interna. Es el compañero perfecto para los vehículos eléctricos e híbridos. Su amplio rango de temperatura de funcionamiento (-32 °C hasta 100 °C) y su reducido tamaño hacen que su rango de aplicación en vehículos eléctricos sea incomparable, generando una potencia nominal eléctrica de hasta 75 kW a 700 V<sub>DC</sub> y un par nominal de 110 Nm. Su par y potencia máximos son de 300 Nm y 165 kW respectivamente, con una velocidad máxima de 7200 rpm y un rendimiento máximo del 97%, con un peso de 38 kg. [40]



*Figura 3.25. Máquina eléctrica MG-750. [40]*

### **3.4.7. Compact Dynamics**

Como filial de Schaeffler Technologies AG & Co. KG, Compact Dynamics GmbH es un proveedor de servicios flexible para el desarrollo y la fabricación de accionamientos eléctricos de alto rendimiento y equipos de PE, y proporciona un alto nivel de innovación y densidad de integración. Entre sus clientes se encuentran equipos de carreras, fabricantes o proveedores de automóviles.

A diferencia de los rotores internos, el hueco de aire en los accionamientos de rotor externo puede mantenerse muy pequeño, ya que el manguito del rotor tiene una gran influencia en el hueco de aire mecánico. El espacio entre el rotor y el estator es de gran importancia para el empuje superficial de una máquina eléctrica. La mayor densidad de potencia se consigue mediante una geometría de rotor modificada, pasos de polos más pequeños, un diseño optimizado de los PE y una mayor densidad de integración.

En su PMM de 2016 obtuvieron 400 kW de potencia máxima y 260 kW de potencia continua, con una densidad de potencia de 10,9 kW/kg. [41]

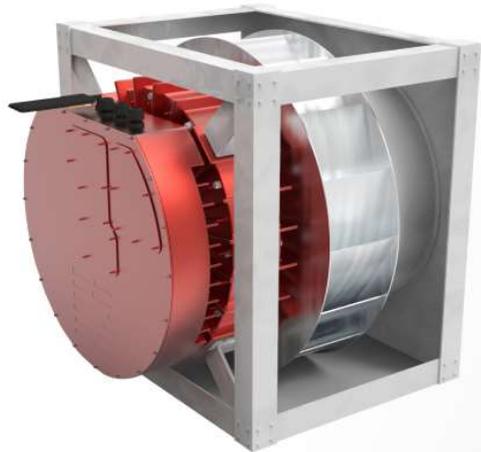


*Figura 3.26. Generador eléctrico de Compact Dynamics de 2016. [41]*

### **3.4.8. Infinitum Electric**

El motor Infinitum Electric utiliza un estator de placa de circuito impreso, cambiando el complejo cobre y hierro de un motor tradicional, y los avances en la electrónica de potencia para optimizar el consumo de electricidad. Sus productos utilizan un proceso de diseño simplificado, componentes comunes y no necesitan equipos especializados.

La Serie IEm ofrece una opción personalizable con una potencia que va de 0 a 250 kW, un rango de velocidad de hasta 25000 rpm y densidades de potencia máxima continua de 12 kW/kg. [42]



*Figura 3.27. Motor y accionamiento integrado de la Serie IEm. [42]*

### 3.4.9. Comparación de Fabricantes

Para resumir y comparar mejor toda la información recabada de los proveedores, las principales características se presentan en la Tabla 3.5, y las velocidades y potencias dinámicas del generador se representan en la Figura 3.28 de forma similar a como se compararon las diferentes topologías en secciones anteriores.

Tabla 3.5. Comparación de las características de los generadores (por proveedor)

Proveedor	T <sub>max</sub> NM	P <sub>max</sub> kW	T NM	P kW	v <sub>max</sub> rpm	W kg	η %	Voltaje V	ρ <sub>max</sub> kW/kg
Av. Tech.	1800	660	780	282	5000	122	96	800DC	5,4
EMRAX	1000	380	500	210	4500	41,5	98	420	9,1
Com. Dyn.	-	400	-	260	-	36,5	-	810	10,9
Infinitem	-	250	-	-	25000	-	-	-	12
Magnax	510	325	-	-	-	25	-	-	13
D. E Flow	-	-	165	80	4500	32	-	400	-
YASA	790	200	-	-	3250	-	-	700	-
SAPA	300	165	110	75	7200	38	97	700	4,3

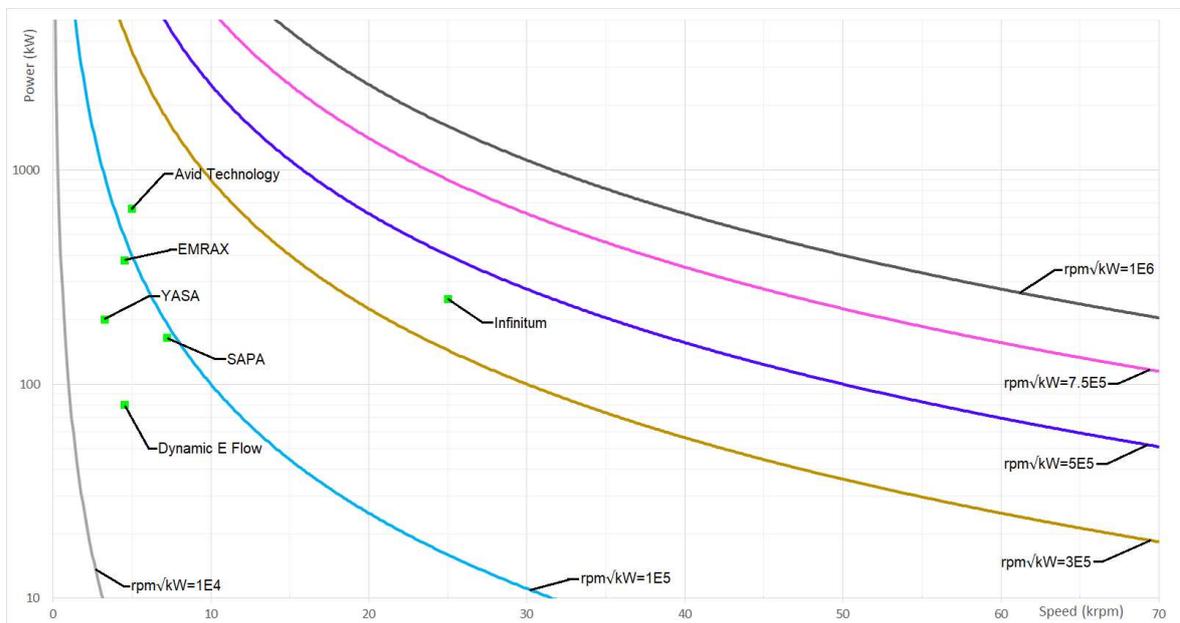


Figura 3.28. Comparación de la velocidad dinámica de los generadores (por proveedor)

De la tabla se puede apreciar que las mejores densidades de potencia las consiguen Magnax (13 kW/kg), Infinitum (12 kW/kg) y Compact Dynamics (10,9 kW/kg). Por otro lado, si

observamos la Figura 3.28 para analizar la velocidad dinámica (rpm/kW), Infinitem tiene velocidades más altas que los otros generadores, lo que provoca problemas dinámicos más importantes, como la velocidad crítica, la velocidad circunferencial y la tensión; mientras que Magnax tiene la más baja de los tres generadores mencionados.

## 4. Arquitectura de Distribución Eléctrica

Con el fin de proponer una arquitectura eléctrica adecuada para un futuro avión militar más eléctrico, se estudiará primero la arquitectura eléctrica más avanzada en un avión militar, la del Lockheed Martin F-35.

### 4.1. CONTEXTO: DESARROLLO Y DISEÑO DEL F-35

El F-35 cuenta con numerosas mejoras tecnológicas en los subsistemas de la aeronave y de propulsión, derivadas de proyectos anteriores. Entre ellos se encuentran la investigación sobre la Tecnología de Integración de Subsistemas (SUIT, por sus siglas en inglés, Subsystem Integration Technology), el programa de Tecnología de Ataque Avanzada Conjunta (JAST, por sus siglas en inglés, Joint Advanced Strike Technology), el programa de Sistema de Entrada Compacto Avanzado (ACIS, por sus siglas en inglés, Advanced Compact Inlet System) del Laboratorio de Investigación de la Fuerza Aérea (AFRL, por sus siglas en inglés, Air Force Research Laboratory), la investigación sobre los Estudios de Planificación de la Tecnología de Integración de Vehículos (VITPS, por sus siglas en inglés, Vehicle Integration Technology Planning Studies), los estudios MEA y el programa de demostración del Caza de Ataque Conjunto con Tecnología de Subsistemas Integrados (JSF, por sus siglas en inglés, Joint Strike Fighter; y J/IST, JSF/Integrated Subsystem Technology).

La producción del F-35 incluye una arquitectura de subsistemas de avión altamente integrada, que permite reducir el tamaño total del avión y el peso total de despegue. Se consigue sustituyendo los subsistemas independientes conjuntos utilizados en otros aviones tradicionales. La Figura 4.1 muestra las tecnologías clave de la aeronave y del sistema de propulsión seleccionadas para su incorporación. Esta sección se centra en la trayectoria de evolución que ha seguido el desarrollo de las tecnologías de estos subsistemas.

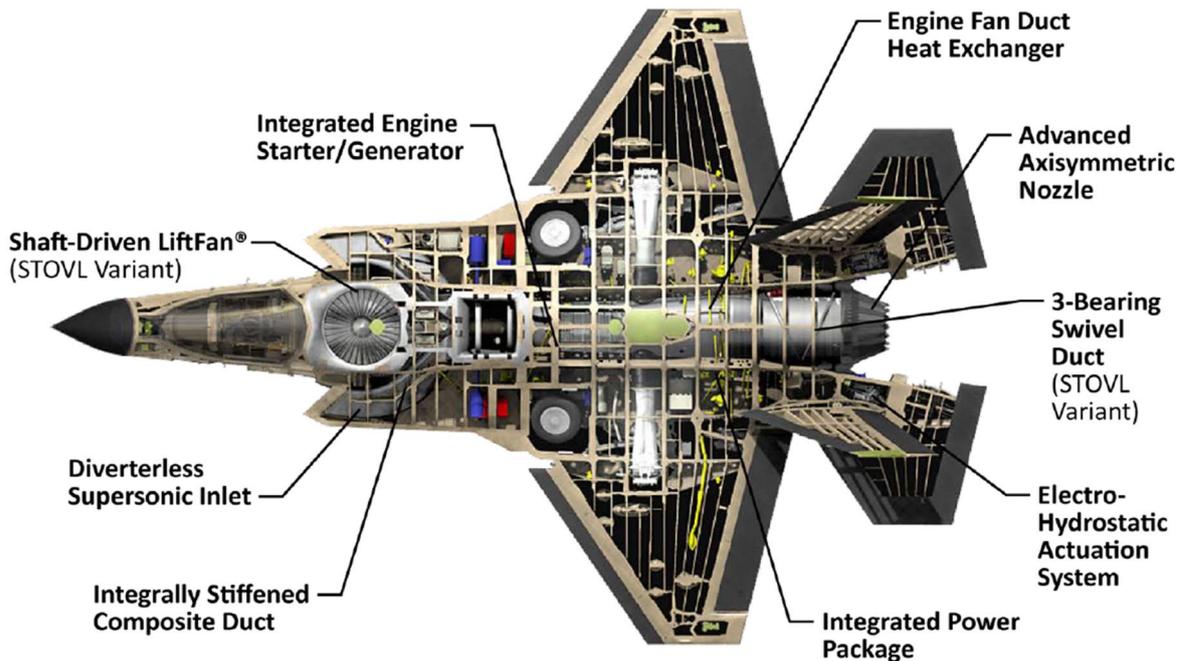


Figura 4.1. Tecnologías seleccionadas para los subsistemas de la aeronave y propulsivos del F-35. [15]

#### 4.1.1. Primeros Estudios y el Programa J/IST

Los subsistemas de las aeronaves se diseñan tradicionalmente con un método federado que consiste en muchos subsistemas diseñados de forma independiente. Las investigaciones patrocinadas por el JSF demostraron que la integración de estos elementos puede aportar importantes beneficios. Esto se aplicó a tres subsistemas: los sistemas de control de vuelo y de actuación, los sistemas de energía eléctrica y auxiliar y el ECS. Los resultados de la investigación demostraron que la integración efectiva de estos tres subsistemas principales permite mejorar significativamente el rendimiento de la aeronave y reducir considerablemente la cantidad de equipos necesarios.

En los sistemas tradicionales, la potencia eléctrica, hidráulica, neumática y mecánica es generada y distribuida por el motor y el sistema de potencia auxiliar. Los estudios SUIT, MEA y VITPS, financiados por el gobierno, demostraron los potenciales beneficios de eliminar o reducir los sistemas hidráulicos centralizados tradicionales y de reducir la extracción de aire de purga del motor. El AFRL patrocinó el SUIT a finales de la década de 1980 y principios de los 90 para estudiar lo que se podía conseguir con una integración más eficaz de los subsistemas de la aeronave seleccionados. Al mismo tiempo, la sección de

propulsión de la AFRL estaba desarrollando de forma independiente la tecnología del MEA, incluyendo el accionamiento del control de vuelo eléctrico y los conceptos de sistemas de generación de potencia y distribución de energía.

Entre 1994 y 1995, el programa JAST identificó los componentes técnicos clave para apoyar el desarrollo de capacidades de ataque avanzadas. La idea era examinar la aplicabilidad de las tecnologías candidatas en función de sus respectivas ventajas en los cuatro pilares del programa JSF: asequibilidad, letalidad, capacidad de supervivencia y capacidad de apoyo. En aquel momento, tres empresas Contratistas de Sistemas de Armas (WSC, por sus siglas en inglés, Weapon System Contractors) competían activamente por hacerse con el JSF: Lockheed Martin, Boeing y el equipo McDonnell Douglas/Northrop Grumman/BAE Systems. Los tres WSC llegaron a la conclusión de que las tecnologías SUIT y MEA podían combinarse en un avión de ataque. Por lo tanto, sugirieron aplicar la combinación SUIT/MEA en el marco del JAST. Cada uno de los WSC abogó por la búsqueda de la tecnología de subsistemas integrados, y a partir de esa defensa se creó el programa de demostración J/IST.

Los objetivos del J/IST eran sentar las bases del plan de SDD del JSF y destacar los puntos clave de la configuración objetivo de la plataforma del JSF. El J/IST debía ser ejecutado por los tres WSC que competían por el JSF. Cada WSC respaldaba su propio equipo JSF y, al mismo tiempo, era responsable de los resultados técnicos del trabajo del J/IST de los demás WSC del JSF. [15]

El objetivo del programa de demostración del J/IST era reducir los riesgos asociados a la integración de las nuevas tecnologías en los distintos subsistemas. Esto es particularmente aplicable a las tecnologías MEA, incluyendo el S/G, la integración del Sistema de Actuación Electro-Hidrostática (EHAS, por sus siglas en inglés, Electro-Hydrostatic Actuation System) y la integración del Módulo de Gestión Térmica/Energética (T/EMM, por sus siglas en inglés, Thermal/Energy Management Module), a través de una serie de labores de maduración. El proyecto incluyó el desarrollo y las pruebas de vuelo de versiones prototipo de un S/G de SR y de los actuadores de control de vuelo de la Actuación Electro-Hidrostática (EHA), reduciendo con éxito los riesgos de estas tecnologías para el programa SDD. Este trabajo se dividió en tres áreas de enfoque: una centrada en los sistemas de accionamiento de la energía eléctrica y el control de vuelo (dirigida por Lockheed Martin), otra centrada

en el desarrollo de tecnologías relacionadas con el T/EMM (dirigida por Boeing St. Louis) y otra dedicada a la evaluación de beneficios independientes (dirigida por Boeing en su planta de Seattle). [43]

La Figura 4.2 muestra una comparación entre la arquitectura tradicional de subsistemas y la arquitectura de subsistemas integrados del F-35. La arquitectura integrada reduce el número de componentes del sistema, lo que hace que el avión sea más pequeño, más ligero y más barato. Basándose en estas conclusiones y en el diseño de configuración desarrollado para el programa SDD, estos sistemas se emplearon en el punto de desarrollo inicial del F-35.

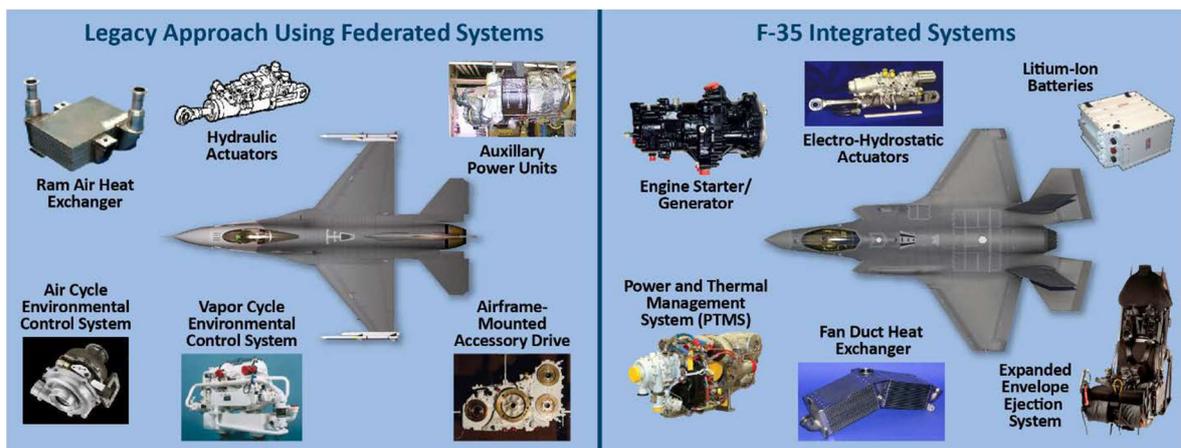


Figura 4.2. Subsistemas de vehículos federados frente a los integrados. [15]

#### 4.1.1.1. EPS y EHAS del J/IST

El equipo dirigido por Lockheed Martin consiguió los siguientes avances en el proyecto J/IST:

- Desarrollo y pruebas de vuelo de un sistema SR y de un sistema S/G de doble canal, que proporciona fuentes de alimentación de 270 V<sub>DC</sub> tolerantes a fallos y redundantes para cazas de motor único.
- Desarrollo de un sistema de accionamiento eléctrico redundante que cumple con las condiciones de vuelo.
- Desarrollo de un sistema de baterías de 270 V<sub>DC</sub> que cumple con las condiciones de vuelo para proporcionar energía ininterrumpida para el EPS de 270 V<sub>DC</sub> crítico para el vuelo.

- Desarrollo de un sistema de energía de emergencia que cumple con las condiciones de vuelo y proporciona energía secundaria.
- Finalización de la prueba de demostración técnica específica del S/G para verificar el funcionamiento en determinadas condiciones de fallo.
- Modificación, integración y prueba de vuelo de las tecnologías mencionadas en un avión de un solo motor con Integración de Tecnología Avanzada de Vuelo (AFTI, por sus siglas en inglés, Advanced Flight Technology Integration)/F-16, como se puede observar en la Figura 4.3.
- Validación de la tecnología MEA mediante la demostración en el AFTI/F-16 del kit de subsistemas del F-35.

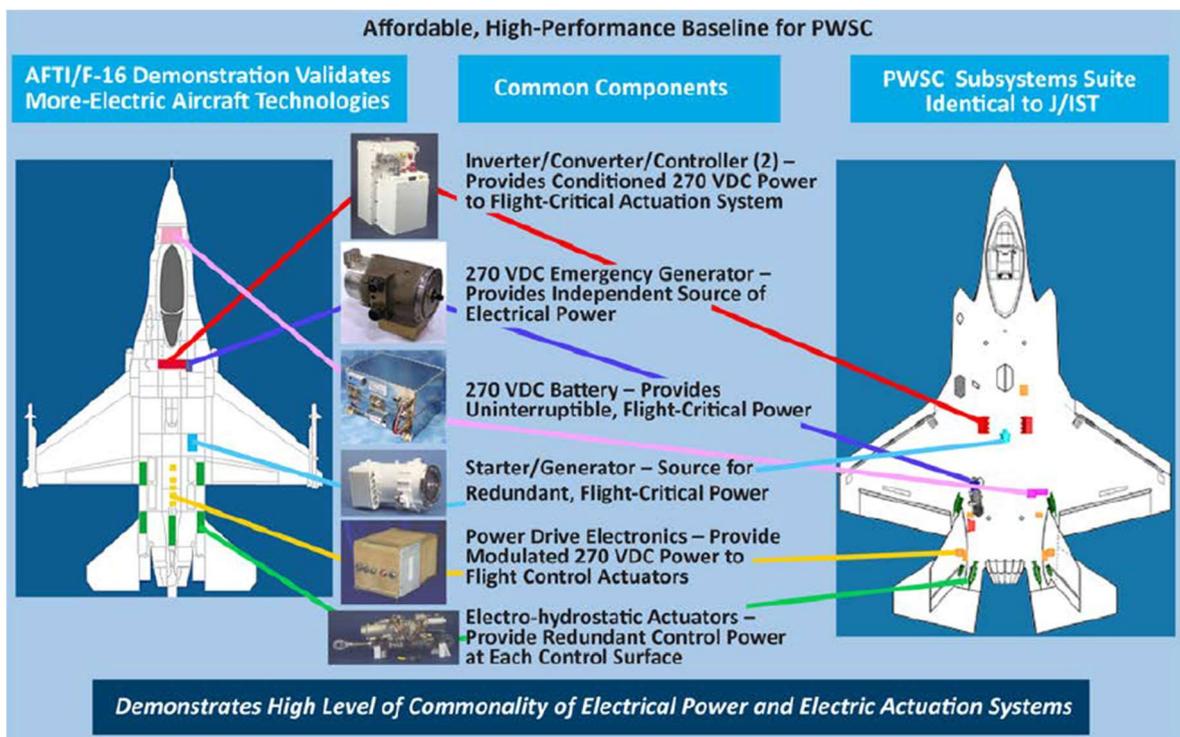


Figura 4.3. Tecnologías MEA del avión AFTI/F-16 J/IST y transición al F-35. [15]

#### 4.1.1.2. T/EMM del J/IST

Boeing St. Louis dirigió un equipo responsable de las arquitecturas de los subsistemas de integración de energía y de refrigeración y de las demostraciones en tierra, así como de la integración del sistema de accionamiento eléctrico y de la energía. Los principales participantes en el equipo fueron Honeywell Aerospace, BAE Systems, Moog Inc, Northrop

Grumman y Pratt & Whitney. El equipo consiguió los siguientes logros clave en el programa J/IST:

- Desarrollo de un sistema T/EMM integrado:
  - Turbomáquina T/EMM
  - Intercambiador de calor aire/combustible de alta temperatura
  - Intercambiador de calor aire/líquido
  - Intercambiador de calor aire-aire del conducto del ventilador del motor
  - Intercambiador de calor de modo dual
  - T/EMM con S/G integrado
  - Controlador T/EMM e interfaz del ordenador de gestión del vehículo
- Desarrollo de un sistema de control y modos de funcionamiento del T/EMM.
- Demostración de la integración de los subsistemas de energía y refrigeración en un entorno independiente.
- Demostración de la integración del subsistema T/EMM con el motor.

El equipo eligió un avión genérico, similar al JSF, para evaluar y definir los requisitos del J/IST. Estos incluían los requisitos de los sistemas de alimentación, refrigeración y accionamiento del avión en condiciones de funcionamiento en tierra, en vuelo y en caso de emergencia. La arquitectura de subsistemas desarrollada produjo la configuración de arquitectura consolidada que se muestra en la Figura 4.4. Esta arquitectura utiliza el conducto del ventilador del motor como disipador de calor e integra las funciones que tradicionalmente realizaban el ECS, el APU y la unidad de energía de emergencia. El sistema se diseñó para soportar el accionamiento del control de vuelo eléctrico y el arranque eléctrico para los requisitos del motor principal utilizando la fuente de alimentación T/EMM para accionar el S/G.

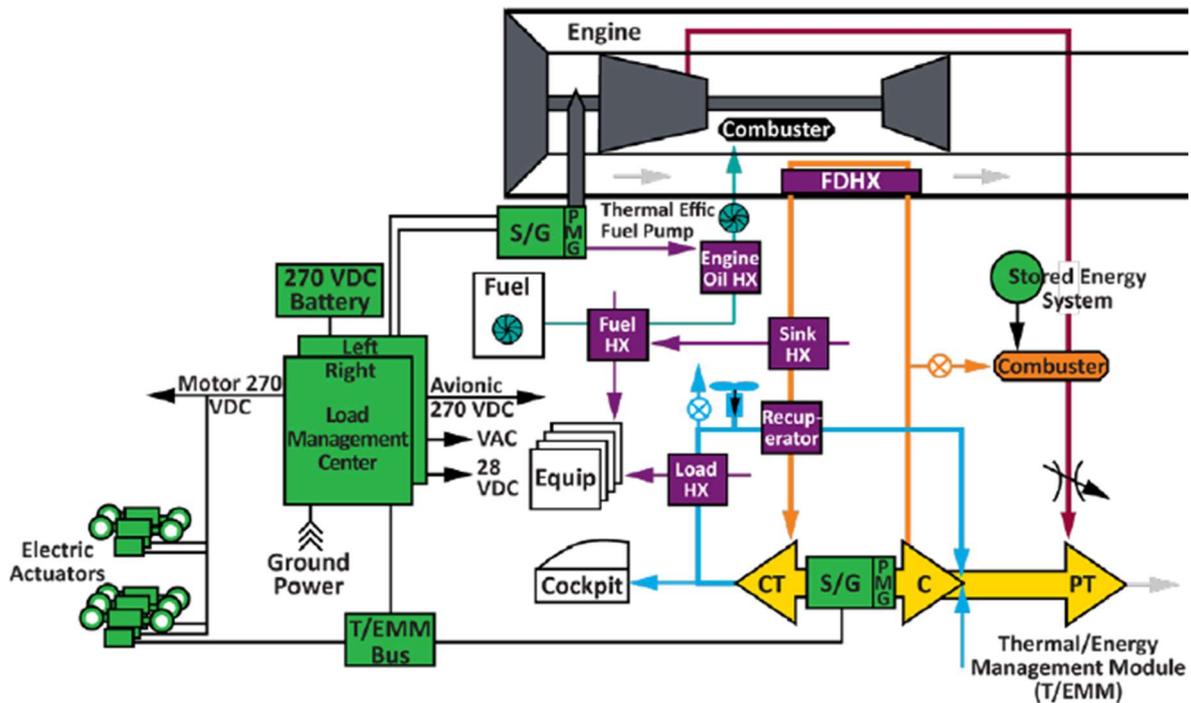


Figura 4.4. Arquitectura T/EMM del J/IST. [15]

#### 4.1.2. Transición hacia el Programa F-35

El F-35 utiliza elementos clave derivados del J/IST, como la arquitectura del EHAS y del EPS. También combina muchos elementos de la arquitectura y el equipamiento del T/EMM. El EPS del F-35 está equipado con S/G de Hamilton Sundstrand (UTAS) y baterías de iones de litio de 270 V<sub>DC</sub> y 28 V<sub>DC</sub> de General Electric. El sistema de control de vuelo cuenta con hardware EHAS de Moog/Parker Aerospace. El Sistema de Gestión Térmico y de Energía (PTMS, por sus siglas en inglés, Power and Thermal Management System) definitivo del F-35 utiliza muchos modos de control y requisitos desarrollados en el J/IST. Los componentes utilizados en el sistema se derivan directamente de la configuración del J/IST. Muchas de las lecciones aprendidas en J/IST se aplicaron al diseño, desarrollo y pruebas de la turbomáquina y sus sistemas de subcomponentes, la disposición del intercambiador de calor, el diseño de las válvulas y otros aspectos del sistema. [15]

En este estudio se analizan tres de los cinco sistemas: el EHAS, el PTMS y el EPS; el sistema de accionamiento hidráulico y de utilidades, y el sistema de eyección no entran en el ámbito de este proyecto.

#### 4.1.2.1. EHAS

##### 4.1.2.1.1. Descripción general del sistema

El F-35 es el primer avión tripulado y el primer caza que utiliza actuadores eléctricos de control de vuelo primario y secundario. Como sistema de accionamiento primario, el EHAS que se muestra en la Figura 4.5 contiene un nuevo tipo de actuador independiente con un motor y una bomba integrados accionados totalmente por electricidad. Sus componentes se muestran en la Figura 4.6. Estos componentes están situados directamente en el distribuidor del actuador, junto con el depósito, y sustituyen a la válvula de control utilizada en los actuadores tradicionales. La bomba empuja directamente el fluido hacia el actuador, y la dirección del movimiento del actuador coincide con el sentido de giro de la bomba. Cada motor EHA está controlado por un canal de la Unidad Electrónica (EU) que incluye un lado de baja potencia (28 V<sub>DC</sub>) y otro de alta potencia (270 V<sub>DC</sub>). El lado de baja potencia se encarga del cierre del bucle digital y de la supervisión de los fallos, y el de alta potencia se encarga de la alternancia de la potencia trifásica.

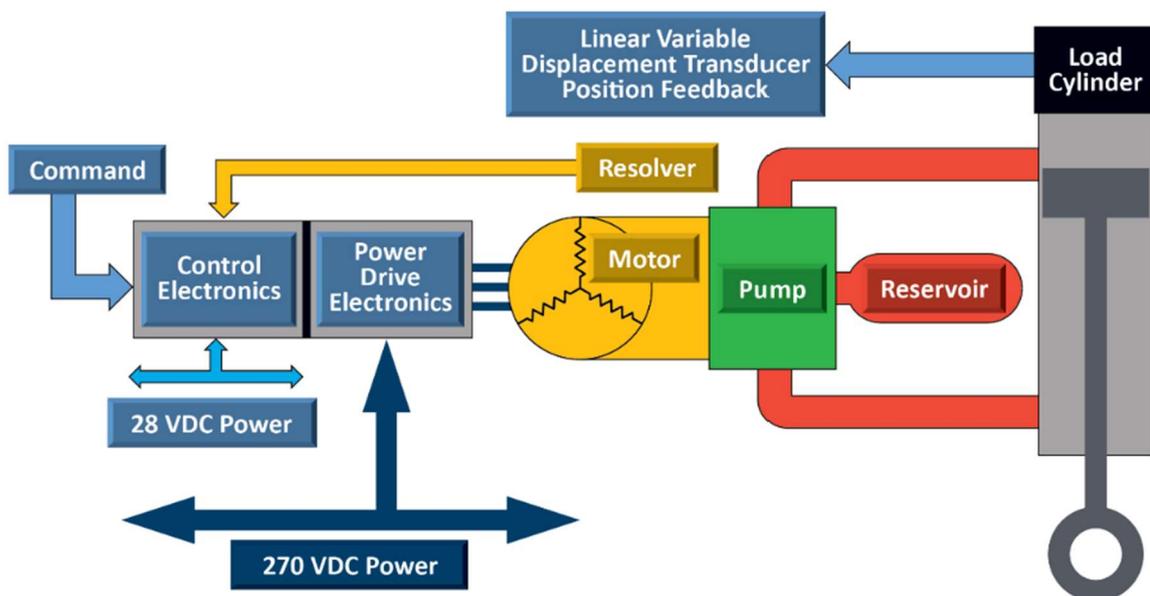


Figura 4.5. Esquema básico del EHAS del F-35. [16]

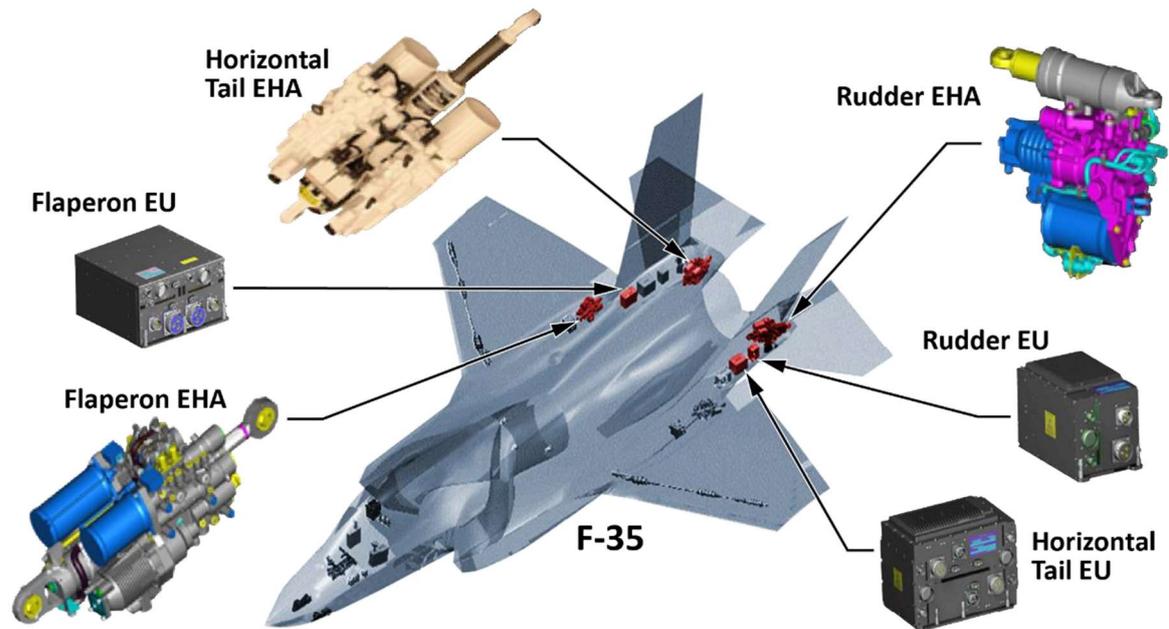


Figura 4.6. Instalaciones del EHAS. [16]

La interfaz entre el EHAS y el PTMS debe superar las normas básicas de conectividad y rendimiento. Deben incluir los modos de funcionamiento y la forma de cambiar entre ellos en caso de cualquier fallo del sistema. A medida que el EHAS fue madurando a través del diseño, la integración y las pruebas de vuelo, todas estas consideraciones condujeron a mejoras iterativas.

#### 4.1.2.1.2. Determinación de requisitos

El EHAS es un sistema mucho más complejo que un sistema hidráulico tradicional y, en comparación con los sistemas autónomos, no sigue los patrones de desarrollo clásicos. La razón para elegir el EHAS como elemento de control de vuelo del F-35 no se limita a un solo sistema, sino que se centra en las ventajas de la configuración general del avión. Los componentes de gran tamaño, como las bombas hidráulicas, suelen estar situados en la caja de cambios de accesorios en el cuerpo del avión, pero con el EHAS pueden eliminarse y distribuirse en las alas y la parte trasera del avión. Esto mejora la cantidad de combustible disponible y optimiza la sección transversal de la aeronave, lo cual es beneficioso para su rendimiento. Por ello, el EHAS se ha convertido en el sistema elegido para el F-35.

La arquitectura elegida para el EHAS y los sistemas de los vehículos suele basarse en el procesamiento distribuido de algunas funciones de nivel inferior basadas en comandos del VMC. Este diseño, unido a una mayor interacción entre el EHAS, el EPS y el PTMS, aumenta

la complejidad de los requisitos de la interfaz utilizada para mantener la coordinación y el tiempo necesario para controlar los sistemas con seguridad.

#### 4.1.2.1.3. Desarrollo de tecnologías clave

Se utilizaron muchas tecnologías clave para desarrollar el EHAS. El área que tiene mayor impacto en la integración en las aeronaves es el control de la potencia y el procesamiento de energía regenerativa. Fue necesario desarrollar un nuevo hardware y software para gestionar de forma segura el consumo de energía del EHAS y disipar la energía regenerativa creada durante la desaceleración del motor, de forma que no afectara al sistema de alimentación. Otro aspecto que había que desarrollar era la gestión del rendimiento a baja temperatura.

El EHAS es un consumidor de mucha energía eléctrica en la aeronave. La forma de gestionar esta energía es fundamental para el buen funcionamiento del EHAS y de otros componentes que comparten los buses de alimentación. A medida que la aeronave y el EHAS maduraron, las pérdidas y los requisitos de funcionamiento aumentaron, y el consumo de energía requerido se incrementó. Este crecimiento se debió a la necesidad de cumplir con el rendimiento a bajas temperaturas y al incremento intrínseco de potencia que trajo esta maduración.

Cuando se descubrió el problema de las bajas temperaturas, el EHAS parecía que tendría que soportar inevitablemente un mayor peso, coste y complejidad debido a la adición de calentadores a los colectores para calentar el sistema en entornos fríos. Al madurar el problema, se determinó que el software podía utilizarse para ayudar a calentar el actuador al permitir que el EHAS utilizara las pérdidas del motor como fuente de calor. El software se modificó para que pudiera cambiar la eficiencia de la conmutación para aumentar las pérdidas, incrementando así el calor generado en el motor. El calor se disipa entonces en la bomba y el colector ayudando a mantener el fluido caliente y sus propiedades dentro de un rango óptimo.

El F-35 es un avión dinámico y naturalmente inestable. Para controlarlo se necesitan actuadores de gran ancho de banda que puedan parar e invertir rápidamente las direcciones. Para conseguirlo, el EU utiliza energía regenerativa para reducir la velocidad del motor. La energía regenerativa debe utilizarse o disiparse para evitar transitorios de tensión que puedan dañar los componentes eléctricos. En los primeros días del programa,

se decidió mantener la energía regenerativa dentro del EU en lugar de permitir que volviera al bus de alimentación.

A medida que se desarrollaba el programa, se descubrió que la magnitud de esta energía regenerativa superaba la capacidad del EU para disiparla. Las resistencias cerámicas se agrietarían bajo el estrés térmico, y la soldadura utilizada para conectarlas refluiría provocando la apertura del circuito. A través de múltiples iteraciones de diseño, se añadió capacidad adicional a las resistencias y se mejoró la unión térmica entre la resistencia y la tapa del EU para disipar el calor al entorno de forma más eficaz. Esto incluyó el uso de resistencias de placa de acero y soldadura de alta temperatura para incrementar las temperaturas de funcionamiento.

#### 4.1.2.1.4. Esfuerzos y desafíos de la cualificación de la integración

La integración a escala de la aeronave desempeñó un papel importante en el desarrollo del EHAS. La complejidad del sistema y la interacción en tiempo crítico entre el EHAS, el VMC, el EPS y el PTMS hicieron necesario este nivel de integración. Era indispensable para verificar que los sistemas funcionaran coordinadamente en condiciones normales y al introducir fallos.

El PTMS proporciona aire de refrigeración a la EU del EHAS. El aire de refrigeración enfría principalmente los interruptores de alta potencia que accionan los motores del EHA, pero también afecta indirectamente a todos los componentes de la caja. Se implementó una solución de software para el problema de la baja temperatura mencionado. Se comprobó que aumentar la pérdida del motor podía mejorar el rendimiento del EHA, pero también aumentaría la temperatura de los interruptores. Para solucionar este problema, se creó una nueva interfaz para solicitar un aumento del flujo de refrigeración al PTMS. No obstante, el PTMS no podía suministrar el aumento de caudal en todas las condiciones, por lo que se introdujeron bloqueos en el diseño para limitar el momento en que se podía encender la calefacción del motor y evitar el sobrecalentamiento de los interruptores.

Complicando la interfaz de refrigeración, las tuberías del lado derecho del avión que llevaban el aire de refrigeración al EU discurrían alrededor del motor y provocaban un choque térmico. Durante el funcionamiento normal, el flujo de aire más caliente no afectaría a la capacidad de funcionamiento del EU. Sin embargo, cuando los EUs están bajo tensión, la temperatura interna podría aumentar y alcanzar el límite de los componentes.

Esto hizo necesario añadir un nivel de flujo de refrigeración que pudiera solicitarse en función de las temperaturas reales y previstas.

El VMC está conectado al EPS, al PTMS y al EHAS a través del bus de comunicaciones. Por lo tanto, los mensajes de órdenes y de estado deben transmitirse de ida y vuelta a través de los VMC. Esto permite una aeronave más integrada, pero crea retrasos, problemas de sincronización y la necesidad de una mayor coordinación entre los sistemas.

Los EUs controlan motores que conmutan a altas frecuencias, y pueden fallar y consumirse en pocos milisegundos. Por lo tanto, deben funcionar a frecuencias internas significativamente más altas que las del bus. Esto significa que el EU debe ser capaz de gestionar su estado de forma autónoma hasta cierto punto y, en caso de fallo, solucionarlo. Sin embargo, debe hacerlo de manera predecible y dentro del rango esperado del VMC que ejecuta las reglas de control de la aeronave y proporciona los comandos de posición. Los comandos del VMC deben ser cuidadosamente orquestados para mantener el control final, pero no limitarán la capacidad de la aeronave para protegerse durante un fallo.

#### **4.1.2.2. PTMS**

##### 4.1.2.2.1. Descripción general del sistema

El PTMS es un sistema multifuncional diseñado por Honeywell International, que combina funciones de control del entorno y de energía auxiliar tradicionalmente independientes en un sistema integrado. Proporciona aire acondicionado para la cabina, líquido refrigerado para la refrigeración del equipo y energía eléctrica para el mantenimiento en tierra, el arranque del motor principal y las situaciones de emergencia a bordo. La Figura 4.7 muestra un diagrama simplificado del sistema.

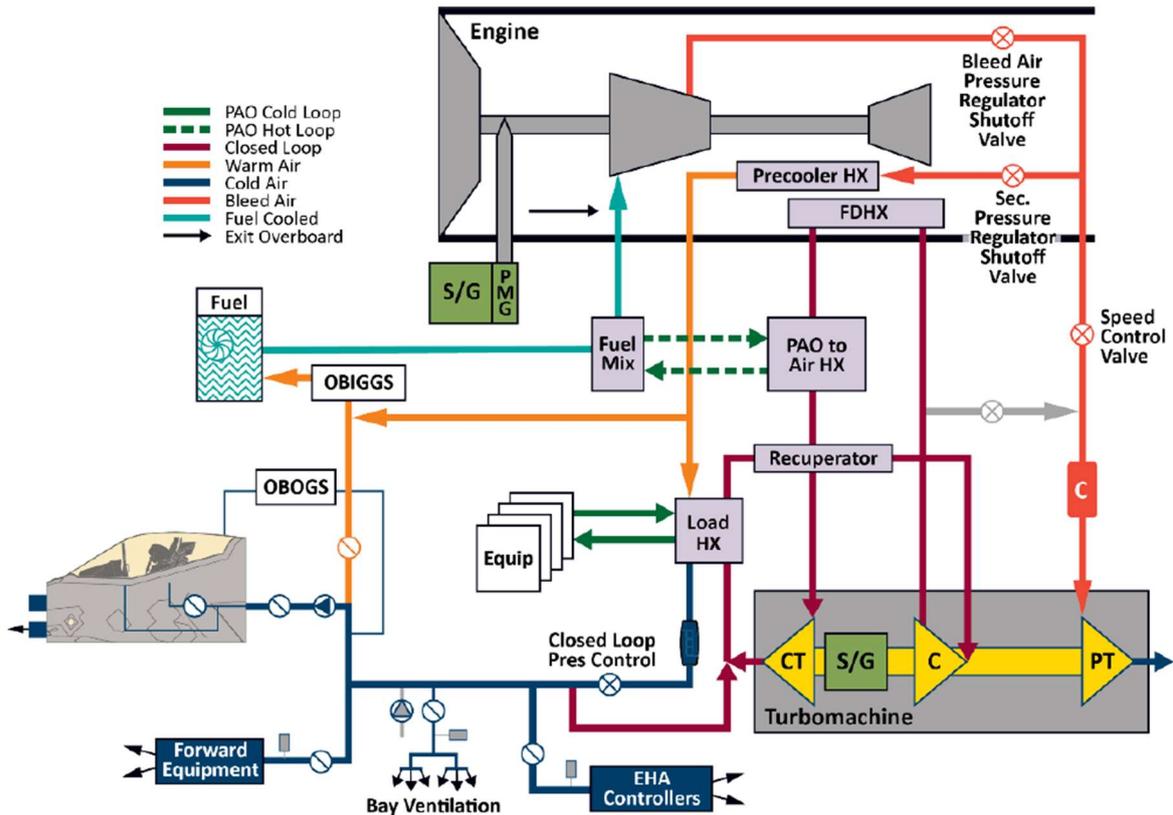
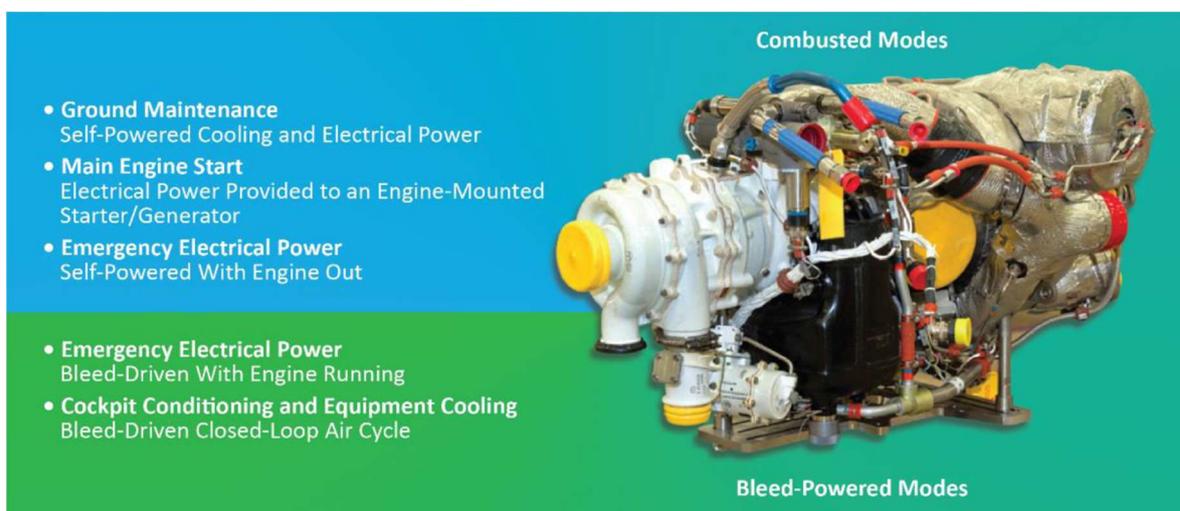


Figura 4.7. Esquema simplificado del PTMS. [16]

La función de refrigeración se realiza mediante un ciclo de aire de bucle cerrado, que se alimenta del aire de sangrado expandido a través de una Turbina de Potencia (PT). El ciclo de aire de bucle cerrado está compuesto por un compresor (C en la figura), una Turbina de Refrigeración (CT, por sus siglas en inglés, Cooling Turbine) y un S/G, todo ello montado en un único eje. El aire a alta temperatura y presión que sale del compresor irradia calor al Intercambiador de Calor del Conducto del Fan (FDHX, por sus siglas en inglés, Fan Duct Heat Exchanger) instalado en el conducto de aire del ventilador del motor. El FDHX del motor es singular ya que mantiene la salida de calor residual del intercambiador dentro del ciclo de propulsión y no fuera de él. Cuando la temperatura del conducto del ventilador es demasiado alta para ser utilizada como un disipador de calor eficaz, el aire pasa a través de una polialfaolefina (PAO) al Intercambiador de Calor (HX, por sus siglas en inglés, Heat Exchanger) para complementar la eliminación del calor residual de la circulación del aire. El aire se enfría aún más en el HX del recuperador antes de expandirse a través de la CT. El aire frío de baja presión que sale de la CT pasa por el la carga HX.

La carga HX incluye un núcleo aire-aire que enfría el aire de purga preacondicionado para refrigerar la cabina, el equipo y el Sistema de Generación de Oxígeno a Bordo (OBOGS, por sus siglas en inglés, On-Board Oxygen Generation System). También tiene un núcleo de líquido-aire que puede proporcionar refrigeración líquida para la mayoría de los equipos de los sistemas de misión. El aire que sale de la carga HX pasa por el recuperador HX antes de volver a la entrada del compresor. Además de proporcionar aire preacondicionado para la carga HX, el preenfriador del motor también proporciona aire para el Sistema de Generación de Gas Inerte a Bordo (OBIGGS, por sus siglas en inglés, On-Board Inert Gas Generation System). Este sistema elimina el oxígeno del aire y proporciona aire rico en nitrógeno a los depósitos de combustible para evitar que las piezas se vuelvan vulnerables y proporcionar protección contra los rayos.

Además de los modos de refrigeración y aire acondicionado, el PTMS también tiene cuatro modos: mantenimiento en tierra, arranque del motor principal, autoalimentación y alimentación de emergencia impulsada por aire de sangrado. La Figura 4.8 resume los modos de funcionamiento del PTMS y muestra la turbomáquina. Este método de refrigeración se caracteriza por una integración sin precedentes entre la propulsión, la potencia y el ciclo de los sistemas de control del entorno.



*Figura 4.8. Turbomáquina PTMS y sus modos de funcionamiento. [16]*

El PTMS puede reconfigurarse mediante válvulas y funcionar como una APU convencional para el autoarranque, el mantenimiento en tierra, el arranque del motor principal y el

suministro de energía de emergencia a bordo. La parte del compresor-combustión-turbina de la turbomáquina del PTMS es en realidad una APU que puede generar potencia en el eje para impulsar el S/G integrado y/o un ciclo de aire de bucle abierto. El S/G se instala en el mismo sistema de ejes que la turbomáquina y proporciona electricidad para la inspección de los sistemas eléctricos, de aviónica y de control de vuelo de la aeronave, así como la fuente de alimentación de emergencia de a bordo.

Una vez reconfigurado el PTMS al modo de combustión, el motor de propulsión puede arrancarse eléctricamente suministrando una potencia de 270 V<sub>DC</sub> generada por el PTMS al S/G montado en la caja de cambios del motor. En la misma configuración, el PTMS también puede proporcionar refrigeración por aire y líquido y energía para realizar el mantenimiento en tierra sin necesidad de utilizar la energía o la refrigeración de apoyo en tierra. Como el FDHX no está disponible en este modo, el calor residual del ciclo de refrigeración se transfiere del PAO/aire HX al combustible. Se utiliza un ventilador a bordo para mejorar la transferencia de calor a la atmósfera desde el combustible caliente.

El PTMS también puede reconfigurarse al modo de combustión durante el vuelo. En el caso de apagado del motor, el PTMS pasa del modo de refrigeración normal al modo de combustión durante el vuelo. La batería de la aeronave de 270 V<sub>DC</sub> proporciona la potencia necesaria para volar a gran altitud, hasta que la aeronave descienda, mientras que el PTMS puede proporcionar la potencia suficiente para el sistema de actuación del control de vuelo. Una vez completada la transición de modo, el PTMS proporciona energía no esencial en altitudes elevadas y energía crítica para el vuelo en altitudes bajas, incluida la energía suficiente para garantizar un aterrizaje seguro. También proporciona la energía necesaria para el arranque por aire durante el vuelo.

#### 4.1.2.2.2. Determinación de requisitos

Los requisitos del PTMS del F-35 se derivan de la suma de los requisitos de los subsistemas tradicionales para la energía auxiliar y el control ambiental. La integración de estas funciones requiere una turbomáquina con un amplio rango de funcionamiento para cubrir el funcionamiento en bucle abierto, tipo APU, en altitudes desde el nivel del mar hasta los 50.000 ft, y el funcionamiento en bucle cerrado, en modo de refrigeración, de todo el vuelo. Los requisitos de arranque del motor de propulsión determinan el tamaño de la turbomáquina PT y del compresor necesario para alimentarla. Tras determinar el tamaño

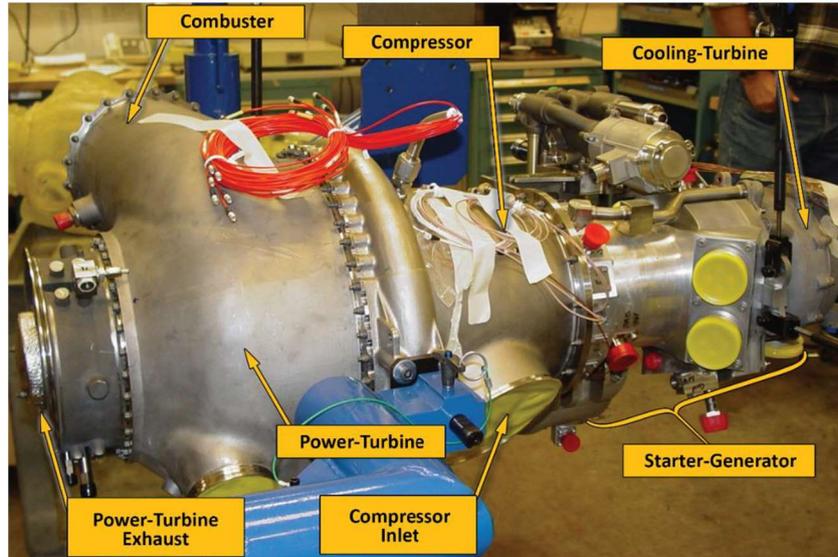
del compresor para el arranque del motor, éste se ajustaba a las funciones de control ambiental del F-35, pero no estaba optimizado para dichas funciones. Los requisitos de arranque del motor de propulsión también determinan el tamaño del generador integrado en la turbomáquina. El tamaño del generador para el arranque del motor proporciona suficiente energía para el modo de emergencia a bordo y el mantenimiento en tierra.

#### 4.1.2.2.3. Desarrollo de tecnologías clave

Se desarrollaron dos tecnologías clave para maximizar las ventajas de la integración del PTMS a nivel de aeronave. Una, el FDHX, que minimiza el desplazamiento del combustible y la resistencia del pistón de los circuitos típicos. La otra fue la integración de un PM S/G en el mismo eje de alta velocidad que la turbomáquina del PTMS, eliminando así la caja de cambios del PTMS y reduciendo el peso que suponen los generadores más tradicionales de baja velocidad.

El FDHX consta de tres núcleos de titanio y un núcleo de INCONEL<sup>®</sup>, dispuestos en paralelo en el conducto del ventilador. El FDHX es esencial para disipar el calor generado por la electrónica del avión en el sistema de propulsión. Se suministra un flujo del lado caliente a los tres HX de bucle cerrado en paralelo. Los núcleos de titanio transfieren el calor del ciclo de refrigeración de bucle cerrado al ventilador. El núcleo de INCONEL<sup>®</sup> transfiere el calor del aire de sangrado al aire del ventilador, que luego es acondicionado por el ciclo de refrigeración de aire de bucle cerrado y entregado a la cabina y al equipo de refrigeración de aire forzado.

La máquina se muestra en la Figura 4.9, con marcas que indican la ubicación de los componentes principales. Para reducir el peso y el volumen, la turbomáquina se diseñó para funcionar a la mayor velocidad posible. La alta velocidad del eje, de hasta 59000 rpm, hace que el diseño del generador sea de tipo PMM. El generador proporciona energía para el arranque del motor principal y el suministro de energía de emergencia a bordo. Aparte, el accionamiento eléctrico de las bombas de combustible de la turbomáquina y de los sistemas de lubricación, así como un enfoque de diseño de un solo eje, facilitaron la eliminación de las cajas de engranajes utilizadas habitualmente en las APU de los aviones.



*Figura 4.9. Turbomáquina PTMS montada sobre un solo eje. [16]*

#### 4.1.2.2.4. Esfuerzos y desafíos de la cualificación de la integración

El PTMS suele funcionar en el modo de refrigeración de bucle cerrado, proporcionando la aclimatación de la cabina y la refrigeración del equipo durante el vuelo. En caso de calado del motor, el PTMS se convierte en un ciclo de potencia de combustión de bucle abierto y genera energía para gestionar el accionamiento de los controles de vuelo y la asistencia al arranque del motor. La transición del modo de refrigeración al modo de potencia de emergencia requiere el despliegue de la pala de aire de pistón para suministrar aire al compresor. En el proceso, esto manipula múltiples válvulas para convertir el ciclo de refrigeración de bucle cerrado en un ciclo de potencia abierto, a la vez que enciende la cámara de combustión.

Los programas de cazas tradicionales reducían el riesgo de pérdida del sistema de propulsión haciendo funcionar el APU durante los primeros vuelos. Esos vuelos se realizan hasta que se adquiere confianza en el sistema de propulsión mediante la ampliación exitosa de la duración del vuelo. Debido a que se desconoce el estado de carga de la batería durante el elevado consumo de corriente previsto durante el aterrizaje, se considera arriesgado utilizar únicamente la potencia disponible de la batería para aterrizar el avión. Además, la capacidad del PTMS para generar energía eléctrica depende de la recuperación de la toma de la turbomáquina.

Una vez demostrado con éxito el funcionamiento en vuelo del PTMS, se comprobó que el eje se detenía y reiniciaba durante el vuelo del motor. Para ello, se preconfiguró el PTMS en el modo de potencia de emergencia de bucle abierto y, a continuación, se utilizó esta preconfiguración para realizar la prueba auxiliar de arranque del motor. Por último, se simuló una parada del motor y se permitió que el PTMS cambiara del modo de refrigeración de bucle cerrado al modo de potencia de emergencia de bucle abierto, seguido de un arranque auxiliar del motor con éxito.

#### **4.1.2.3. EPS**

##### 4.1.2.3.1. Descripción general del sistema

El EPS consta de dos subsistemas: el Sistema de Generación de Energía Eléctrica (EPGS, por sus siglas en inglés, Electrical Power Generation System) y el Sistema de Gestión de la Energía Eléctrica (EPMS, por sus siglas en inglés, Electrical Power Management System). El control y la monitorización generales del sistema se realizan mediante un software redundante que se ejecuta en el ordenador de gestión del vehículo.

El EPGS consta de un único motor S/G, que proporciona dos salidas de potencia independientes de 80 kW durante el funcionamiento normal. Durante el arranque del motor principal, el S/G utiliza la energía del PTMS para generar potencia mecánica en el eje que impulsa el motor a través de un par de ICCs. Tras el arranque del motor, el S/G pasa automáticamente al modo de generación de potencia; en este modo, los ICC convierten la potencia no regulada del S/G en una tensión estable de 270 V<sub>DC</sub>. Dos convertidores de tensión (cada uno de ellos con una potencia nominal de 160 A) proporcionan 28 V<sub>DC</sub> para las cargas críticas de baja potencia. El inversor de 270 V<sub>DC</sub> a 115 V<sub>AC</sub> proporciona 5,4 kVA de energía de 115 V<sub>AC</sub> para las estaciones de armas y el pliegue del ala. Tres Convertidores/Reguladores (C/Rs) proporcionan energía redundante de 28 V<sub>DC</sub> para las cargas críticas de vuelo. Estos C/Rs reciben energía de un sistema de distribución de energía de 28 V, de un sistema de baterías de 28 V<sub>DC</sub> y de dos conjuntos de PMG: uno está situado en el S/G y el otro en la turbomáquina del PTMS. Estas fuentes de alimentación proporcionan un suministro de energía ininterrumpido de gran fiabilidad.

El EPMS está compuesto por el equipo de distribución de energía, que proporciona el control de encendido y apagado de las cargas y la protección contra cortocircuitos del cableado. El dispositivo combina disyuntores y relés mecánicos tradicionales, contactores

inteligentes e interruptores de estado sólido para distribuir la energía de las distintas fuentes de alimentación a la carga. El sistema de baterías de 28 V<sub>DC</sub> consta de una batería de iones de litio de ocho celdas y un cargador/controlador. El sistema de baterías de 270 V<sub>DC</sub> consta de una batería de iones de litio de 84 celdas y un cargador/controlador. El sistema proporciona energía de relleno para las cargas críticas de vuelo de 270 V<sub>DC</sub> y proporciona energía para el autoarranque del PTMS.

Toda la conmutación de la carga es ejecutada por el EPS a través de comandos de software del sistema utilizado. Cuando la turbina del PTMS es la fuente de energía, la conmutación entre el EPS y el PTMS proporciona una señal de potencia disponible. Esto depende de la capacidad instantánea de la turbina, pero permite al EPS gestionar las cargas para satisfacer las demandas críticas. Existe una relación similar entre el EPS y los sistemas de gestión de almacenamiento. Proporciona la capacidad de potencia instantánea, por lo que pueden gestionar qué armas necesitan ser alimentadas en función de la potencia disponible y de los requisitos de la misión.

La visión general de la arquitectura del sistema se muestra en la Figura 2.6, y la ubicación de sus componentes en la Figura 4.10.

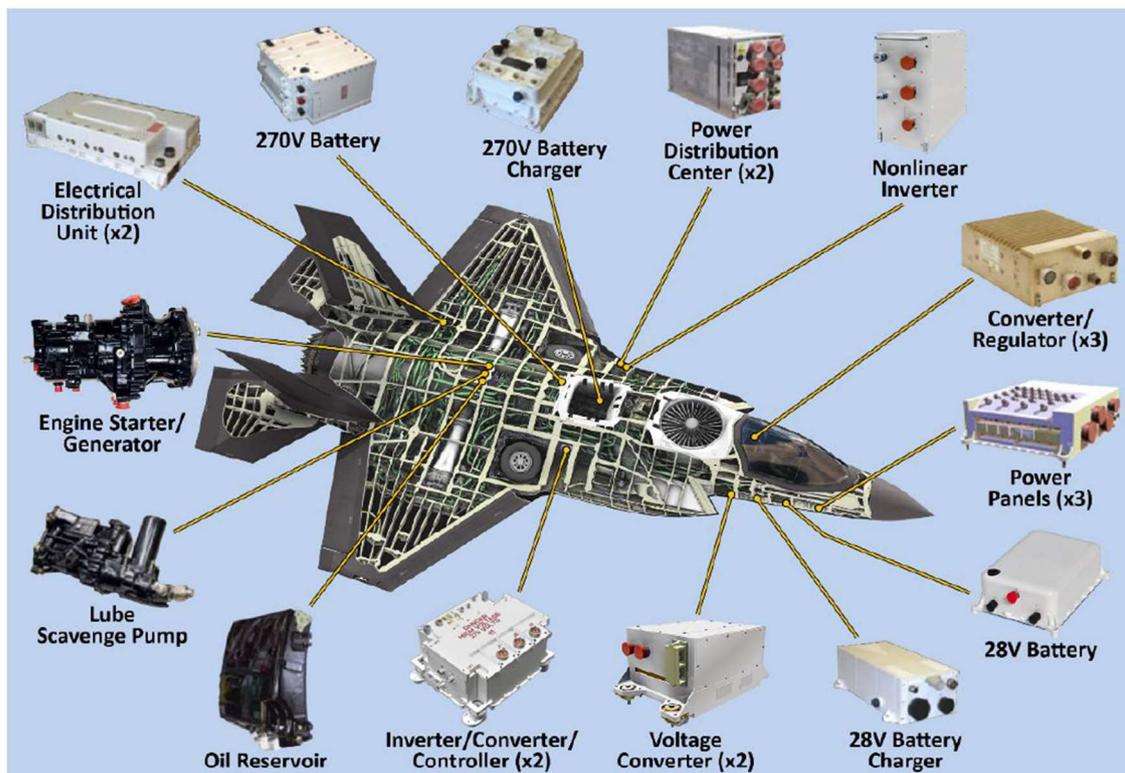


Figura 4.10. Instalaciones del EPS del F-35. [16]

#### 4.1.2.3.2. Determinación de requisitos

Siguiendo diseños previos, el EPS del F-35 se diseñó en torno a un sistema de 270 V<sub>DC</sub>, que reduce significativamente el peso y permite que el sistema proporcione una transmisión de energía básicamente ininterrumpida en muchas condiciones. La transmisión de energía ininterrumpida garantiza que la energía de la carga del avión no se cortará cuando se transmita a otra fuente de alimentación. La capacidad de proporcionar energía continua a niveles de carga muy elevados permite implementar sistemas de control de vuelo, como el EHAS, lo que beneficia ampliamente a la configuración general de la aeronave.

La aparición del control de vuelo de alta potencia creó la necesidad de fuentes de alimentación redundantes, que son proporcionadas por un par de generadores de 80 kW instalados en un solo chasis y que giran en el mismo eje. Esto proporciona un suficiente aislamiento eléctrico y redundancia para cumplir con los requisitos de potencia críticos para el vuelo, a la vez que se minimiza el peso. Como parte de la reevaluación continua del sistema, se determinó que podían conseguirse unos 50 kg de reducción de peso cambiando el sistema RM previsto por un sistema síncrono más tradicional, un PMM.

El sistema de generación de potencia se implementó como un sistema de arranque eléctrico, lo que proporciona un importante ahorro de peso y complejidad para toda la aeronave al eliminar el sistema tradicional de arranque del motor. Además, esto hace posible la eliminación de la caja de engranajes de accionamiento de los accesorios. Permitiendo reducir así la sección transversal del fuselaje.

Para proporcionar energía suplementaria casi instantánea al EHAS cuando se recupera de un fallo del generador o del motor, se conectó una batería de iones de litio al bus de generación de 270 V<sub>DC</sub>. Debido a la tensión del bus, se suele denominar batería de 270 V<sub>DC</sub>, aunque su tensión de trabajo real supera los 300 V.

#### 4.1.2.3.3. Desarrollo de tecnologías clave

Muchas de las tecnologías utilizadas en el EPS del F-35 se desarrollaron durante la creación del F-22, lo que redujo en gran medida el riesgo durante esta fase de desarrollo. Las configuraciones generales de los buses son muy similares y los controladores de potencia de estado sólido son parecidos. El uso de un sistema de procesamiento central para gestionar el control general del sistema demostró muchas ventajas del programa anterior.

Además de mejorar el nivel de integración entre los distintos subsistemas, se desarrollaron dos nuevas tecnologías clave: la batería de 270 V<sub>DC</sub> y el S/G integrado.

Para soportar la demanda de energía adicional casi instantánea para el EHAS, es necesaria una batería. Al realizar las operaciones de gestión de carga y energía, la batería proporciona potencia complementaria al bus principal de 270 V<sub>DC</sub>. El requisito de funcionamiento de la batería es proporcionar 6,5 kW de potencia para arrancar la turbomáquina PTMS a 4 °C. A continuación, tras el arranque, proporciona picos de 8,6 kW y 40 kW para soportar las cargas aleatorias del EHAS. La tensión de carga máxima se limitó a 350 V<sub>DC</sub>, y la tensión de los terminales debía permanecer por encima de 207 V<sub>DC</sub> durante todo el tiempo. Dado que el peso y el volumen son siempre factores determinantes en aplicaciones aeroespaciales, se seleccionó un sistema de baterías de iones de litio de 84 celdas.

El sistema de generación de potencia, consiste en un S/G, un ICC y un sistema de aceite especial para refrigerar el S/G, y fue desarrollado por Hamilton Sundstrand (ahora UTC Aerospace Systems). Además de proporcionar la potencia del generador principal, el sistema también sustituye al sistema tradicional de arranque del motor. El sistema de arranque eléctrico era el requisito de conducción del ICC, y las cargas continuas y transitorias definieron el tamaño del generador.

La mayor parte del desarrollo técnico se había completado durante el proyecto del sistema de gestión y distribución de energía para un MEA. Sin embargo, se descubrieron y superaron muchos problemas a través de dichos trabajos de desarrollo. Una característica del concepto MEA que no era evidente al principio era el efecto de las cargas transitorias como una gran proporción de la carga total. Esto obligó a especificar la capacidad del sistema de generación de potencia en 50 microsegundos, además de los períodos tradicionales de estado estacionario, de 2 minutos y 5 segundos. Además, se requirieron funciones de control únicas para distinguir entre las cargas transitorias normales y las condiciones de cortocircuito.

#### 4.1.2.3.4. Esfuerzos y desafíos de la cualificación de la integración

Cada componente por separado fue sometido a extensas pruebas sobre el entorno, la vida útil y el rendimiento. En algunos casos, como con los sistemas de baterías, los componentes se probaron como subsistemas para garantizar que el producto final fuera robusto en el

marco específico. Como es habitual, el ámbito electromagnético y de vibraciones fueron los más problemáticos.

Debido a la implementación de este sistema altamente integrado en los subsistemas, el EPS también se vio afectado por fallos de otros sistemas. El EHAS genera energía regenerativa de forma inherente que debe ser disipada. Las primeras pruebas de circuito en los controladores del EHAS para consumir la energía regenerativa mostraron que la energía producida era mucho mayor que la consumida por el propio circuito. La primera solución fue añadir resistencias de carga en el CCI para garantizar que siempre hubiera un sumidero para esta energía. Esto condujo a la solución del consumo regenerativo localizado dentro del EHAS.

Al diseñar las unidades, fue absolutamente necesario aislar la fuente de alimentación de 270 V<sub>DC</sub>, especialmente aquellas unidades que contienen tanto entradas de alta como de baja tensión. Este aislamiento garantiza que durante otros comportamientos de fallo catastrófico, la alta tensión no entre en cortocircuito con la entrada de baja tensión o entre las mismas entradas de alta tensión.

El EPS ha demostrado ser un sistema muy potente, robusto y fiable. Se dedicó un esfuerzo considerable a la integración del EPS, el PTMS y el motor para minimizar los problemas entre ellos. Las pruebas exhaustivas también demostraron ser un esfuerzo valioso. A lo largo de los programas de desarrollo y pruebas de vuelo, no se encontraron problemas importantes entre dichos sistemas.

El EPS se encuentra en un buen estado de desarrollo y hay margen de crecimiento disponible en el sistema de 270 V<sub>DC</sub>. Por el contrario, el sistema de 28 V<sub>DC</sub> implementado actualmente no dispone de casi ningún crecimiento útil. La implementación de una gestión de la carga activa y en tiempo real permitiría al sistema actual satisfacer todas las demandas previstas en un futuro previsible. [16]

## 5. Modelado y Simulación

Teniendo en cuenta los requisitos necesarios para conformar el EPS y el resto de los subsistemas eléctricos del F-35, y el estado del arte de las tecnologías de generación y distribución eléctrica; se propondrá una arquitectura eléctrica para el desarrollo del Futuro Avión Militar Más Eléctrico.

### 5.1. CARACTERÍSTICAS GENERALES

Este sistema eléctrico es similar a la arquitectura del F-35 presentada en las anteriores secciones. Teniendo esa referencia, se puede esbozar una versión simplificada para la simulación; la configuración general se muestra en la Figura 5.1.

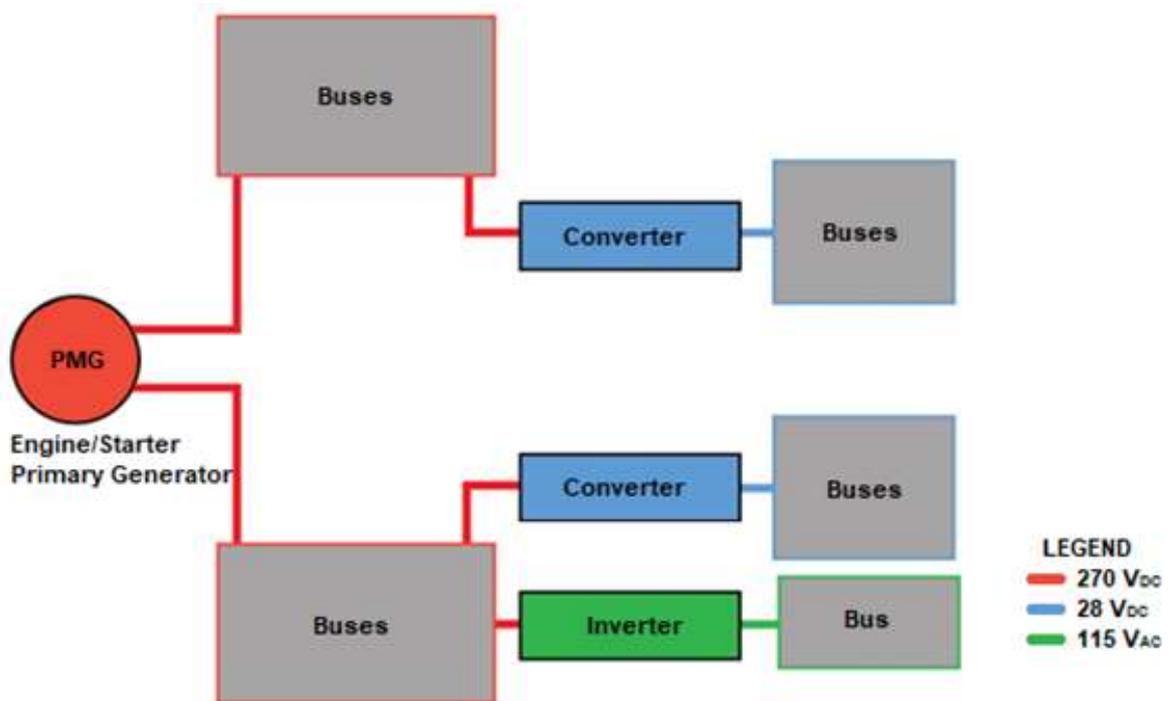


Figura 5.1. Esquema de la arquitectura eléctrica propuesta

Se puede ver que cuenta con tres redes principales, diferenciadas por su tensión (270 V<sub>DC</sub>, 28 V<sub>DC</sub> y 115 V<sub>AC</sub>).

El modelo se simulará con Simscape, una herramienta de modelado físico dentro del entorno Simulink; esto se representa en la Figura 5.2.

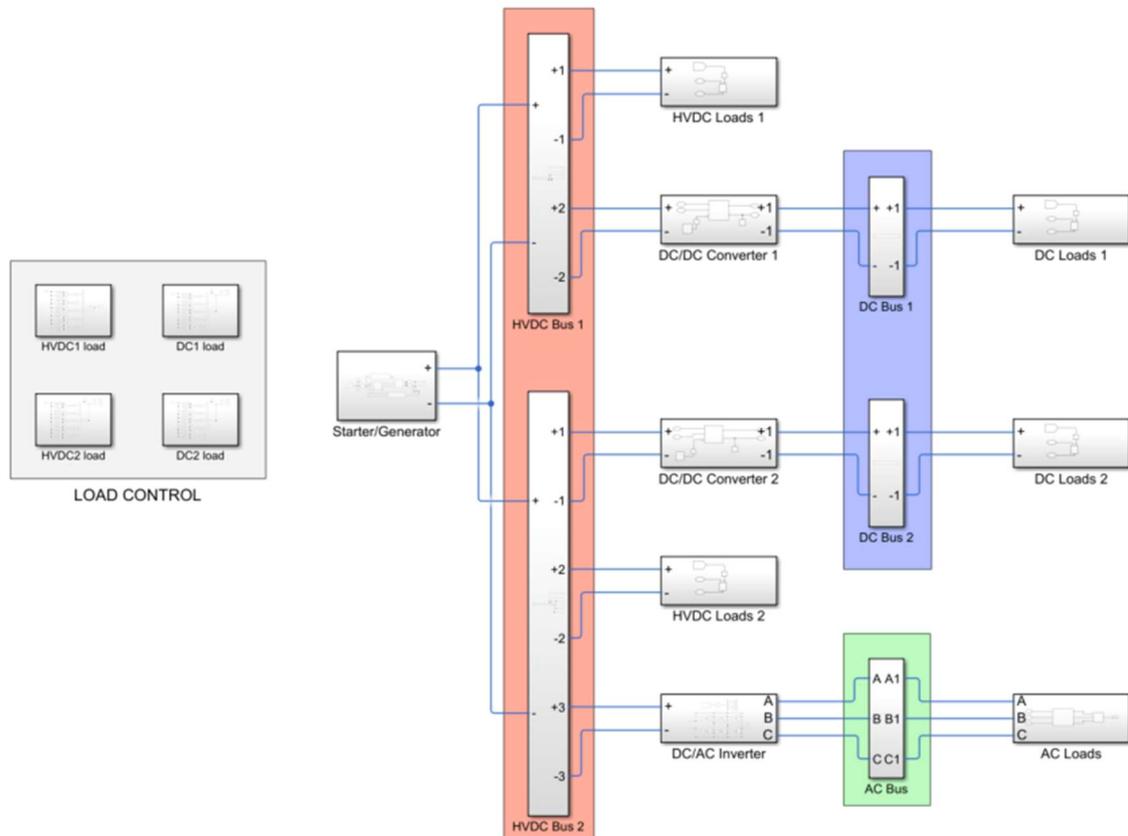


Figura 5.2. Modelo Simscape de la arquitectura eléctrica

## 5.2. SUBSISTEMAS DEL MODELO

### 5.2.1. Starter/Generator

El S/G suministra energía a toda la red, que posteriormente se transformará para adaptarse a cada una de las tensiones requeridas. Este subsistema también contiene el bloque "Solver Config." que especifica los parámetros del solver necesarios para realizar la simulación. El modelo se representa en la Figura 5.3.

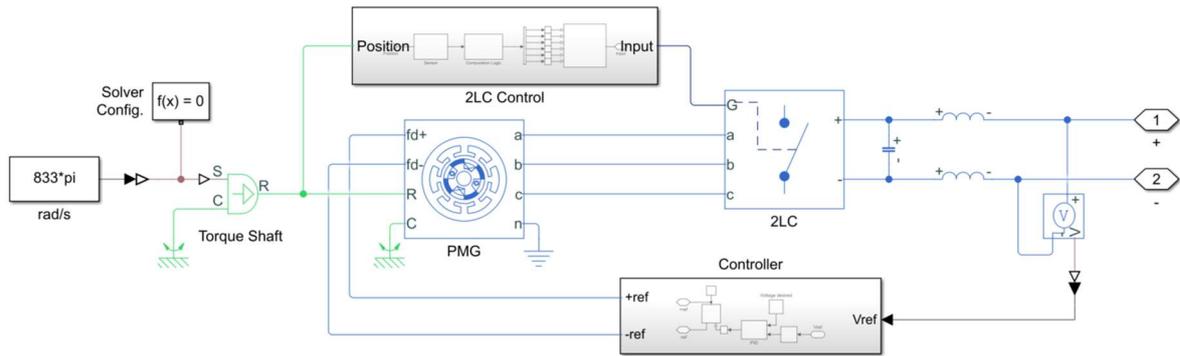


Figura 5.3. Modelo del subsistema "Starter/Generator"

Como puede observarse en la Figura 5.3, el subsistema está compuesto por una fuente de velocidad angular ideal que actúa como eje del motor, girando a 25000 rpm. Ésta está conectada a un PMG de 250 kW de potencia nominal, que genera energía de AC trifásica. A continuación, se convierte en corriente continua utilizando la topología 2LC estudiada en la Sección 3.3 debido a su simplicidad y eficiencia. Esta parte es bidireccional, actuando como rectificador en el modo de generación del S/G y como inversor en el modo de arranque para proporcionar energía para accionar el motor. El esquema eléctrico del 2LC con el generador y un filtro EMI se representa en la Figura 5.4. El 2LC está controlado por el bloque de control del 2LC que detecta la posición del eje para saber cuál de los conjuntos de MOSFET debe activar para rectificar la corriente eficazmente. A continuación, un controlador PID dentro del bloque "Controller" mide la corriente y regula la excitación de los imanes dentro de la PMG para mantener siempre 270 V<sub>DC</sub> en los puertos 1 y 2.

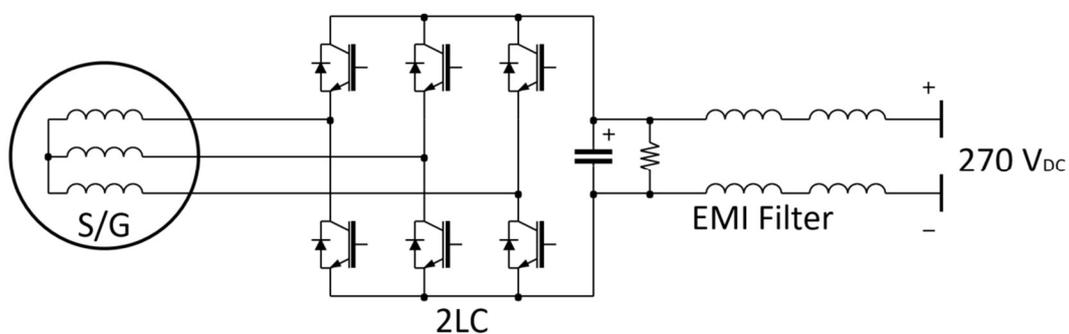


Figura 5.4. Diseño propuesto para el grupo motor-rectificador

La Figura 5.5 representa la tensión AC que es la salida del PMG; y la salida después del rectificador 2LC. Se puede también apreciar un pico inicial de tensión y como el PID lo regula hasta conseguir la tensión deseada.

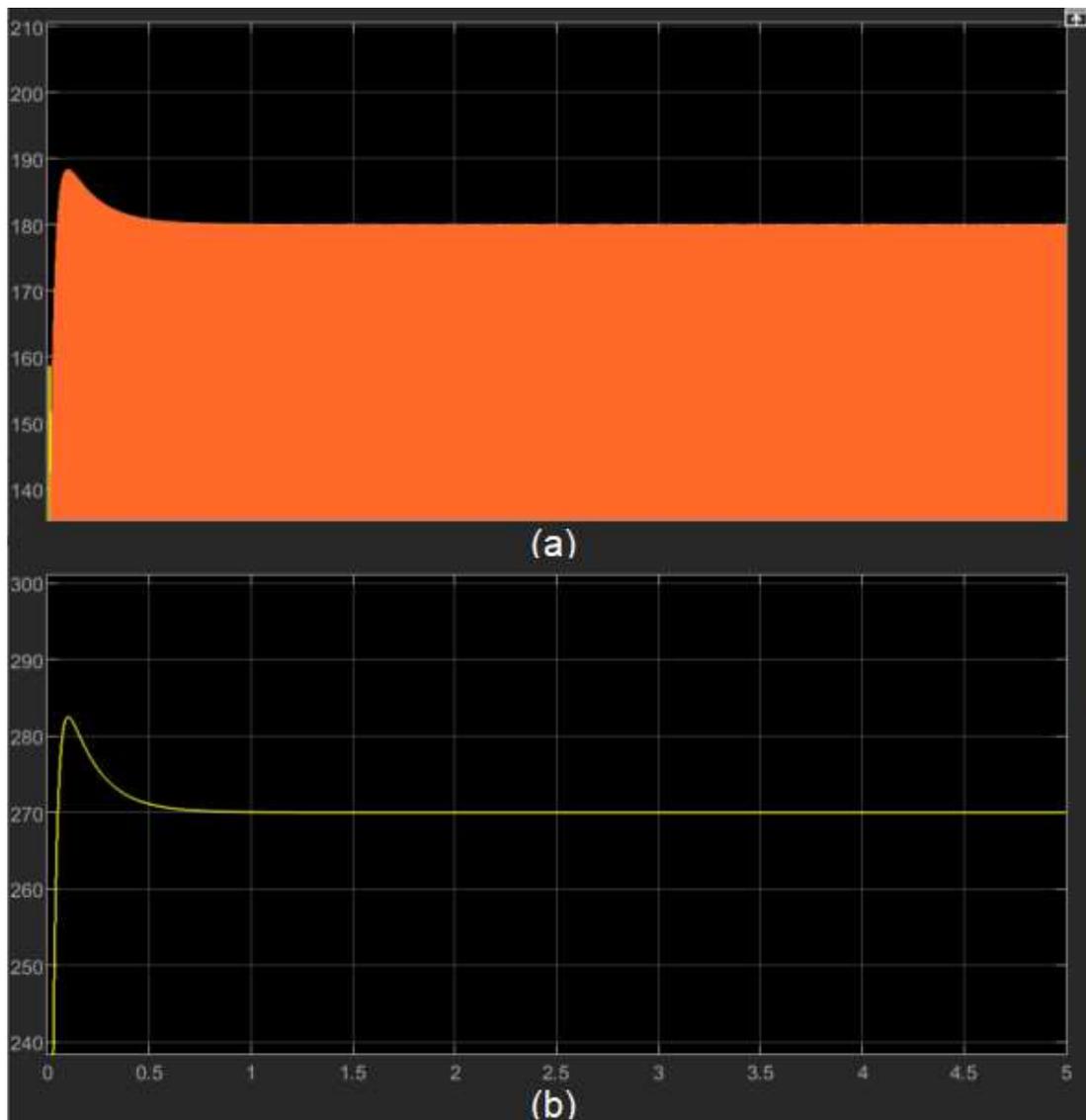


Figura 5.5. Tensión [V] generada por el PMG. (a) Antes del 2LC. (b) Después del 2LC

### 5.2.2. DC/DC Converter

El convertidor DC/DC es un subsistema sencillo que transforma los 270 V<sub>DC</sub> suministrados por el subsistema "Starer/Generator" en los 28 V<sub>DC</sub> necesarios. El modelo se representa en la Figura 5.6.

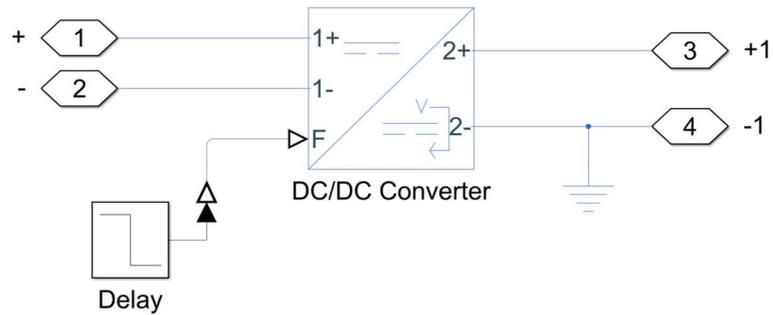


Figura 5.6. Modelo del subsistema "DC/DC Converter"

Está compuesto por un convertidor DC/DC que suministra 28 V<sub>DC</sub> constantes a los puertos 3 y 4. El bloque de retardo activa el subsistema 0,01 s después de la ejecución de la simulación debido a un fallo que se produce por una interacción del convertidor con el controlador PID y el S/G.

### 5.2.3. DC/AC Inverter

El inversor DC/AC transforma los 270 V<sub>DC</sub> en corriente trifásica de 115 V<sub>AC</sub> y 400 Hz. El modelo se muestra en la Figura 5.7.

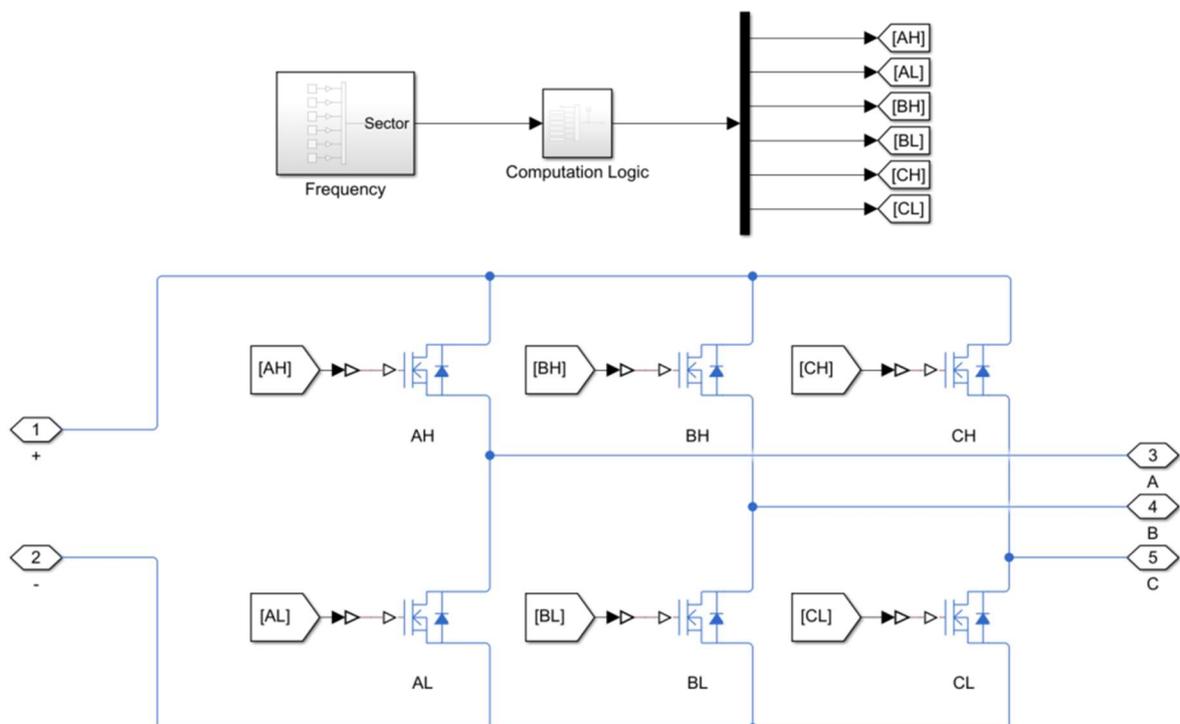


Figura 5.7. Modelo del subsistema "DC/AC Inverter"

Es un inversor MOSFET trifásico que suministra 115 VAC 400 Hz cuando se alimenta con 270 VDC. Los bloques "Frecuencia" y "Lógica de cálculo" generan las señales que controlan el conjunto de MOSFETs que se cierran y abren en el momento preciso para obtener la frecuencia deseada.

#### 5.2.4. Loads

Cada bus tiene acoplado un subsistema "Loads" que simula las diferentes cargas que tendría cada bus. El modelo se muestra en la Figura 5.8.

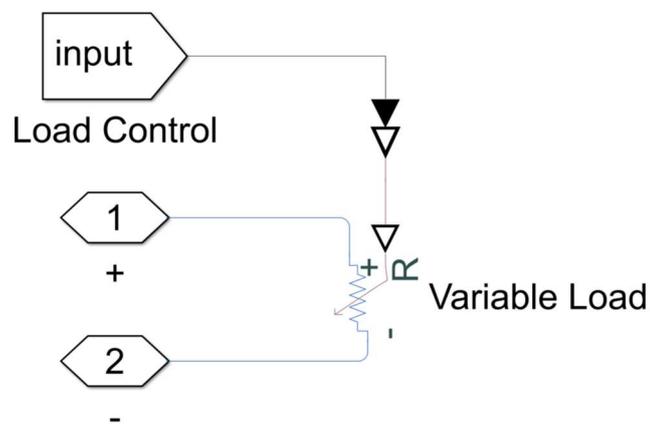


Figura 5.8. Modelo de los subsistemas "Loads"

Se compone de una resistencia variable con una señal de entrada que simula la variación de las cargas a lo largo de la simulación.

#### 5.2.5. Load Control

El conjunto de subsistemas "Load Control" controla cada una de las cargas variables que tiene cada bus. Aquí las cargas se programan para simular los requisitos de una misión de vuelo real. El modelo se muestra en la Figura 5.9.

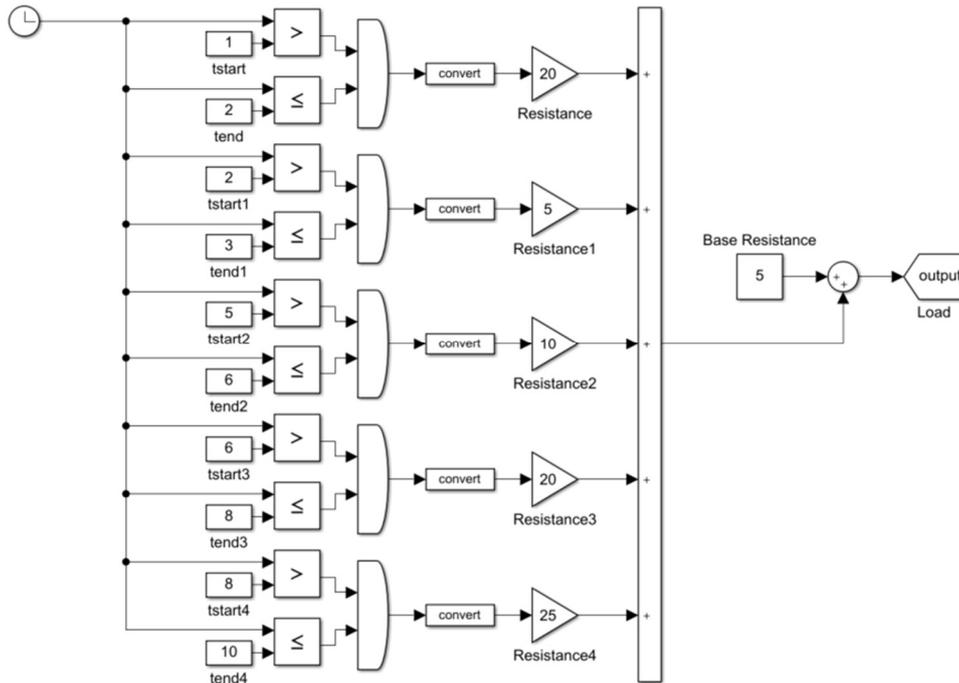


Figura 5.9. Modelo del subsistema "Load Control"

Este subsistema comprueba el tiempo de simulación y suma una resistencia variable a la resistencia constante base en función de los intervalos de tiempo establecidos; luego envía esta señal al subsistema "Loads" adecuado. En el ejemplo de la Figura 5.9, se suman  $5 \Omega$  de la resistencia base entre 0-1 s; en  $t=1$  se añaden  $20 \Omega$  más hasta  $t=2$ , y así sucesivamente; la salida de la resistencia a lo largo del tiempo se representa en la Figura 5.10.

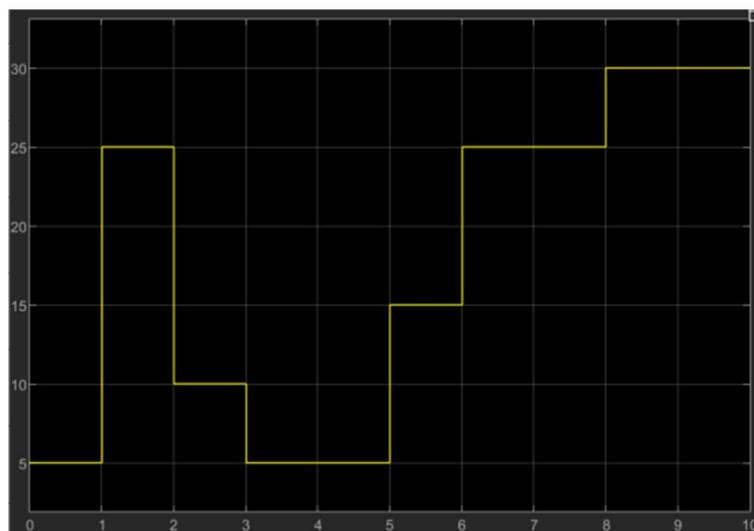


Figura 5.10. Resistencia de salida [ $\Omega$ ] del subsistema "Load Control" de ejemplo

### 5.3. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN

#### 5.3.1. Test de Estabilidad

La estabilidad del modelo se probó primero fijando todas las resistencias variables a 0 y simulando durante 5 minutos ( $t=300$  s).

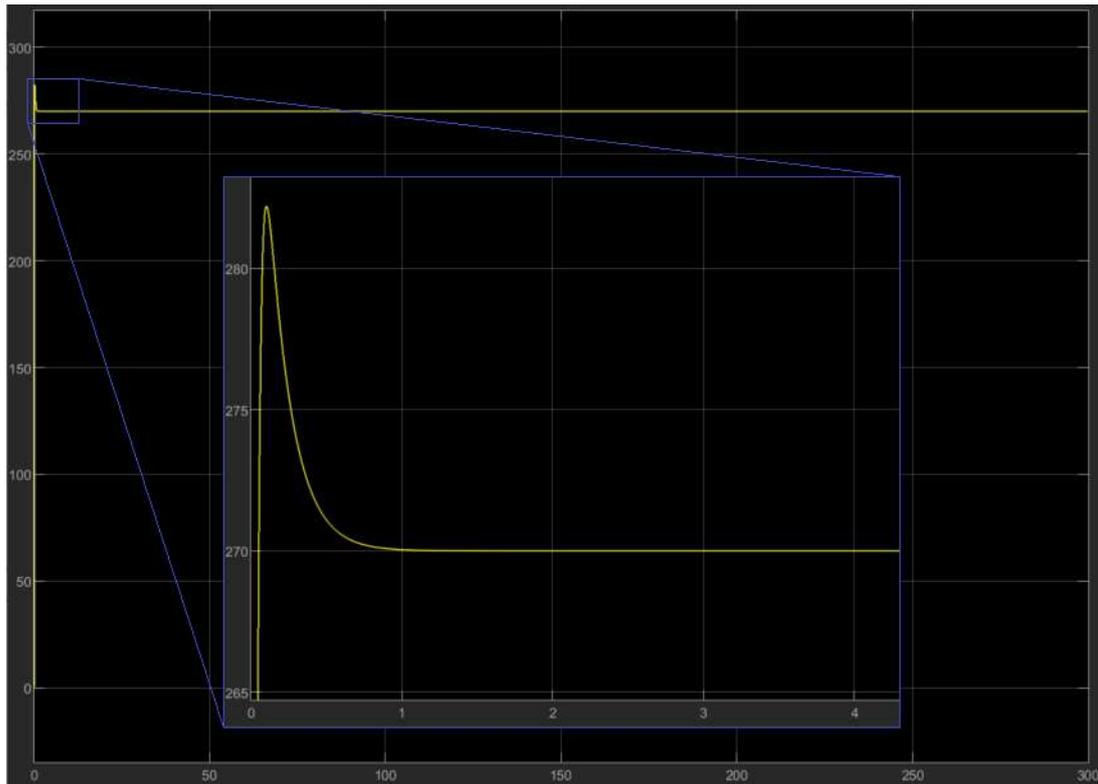


Figura 5.11. Voltaje HVDC [V] en la prueba de estabilidad

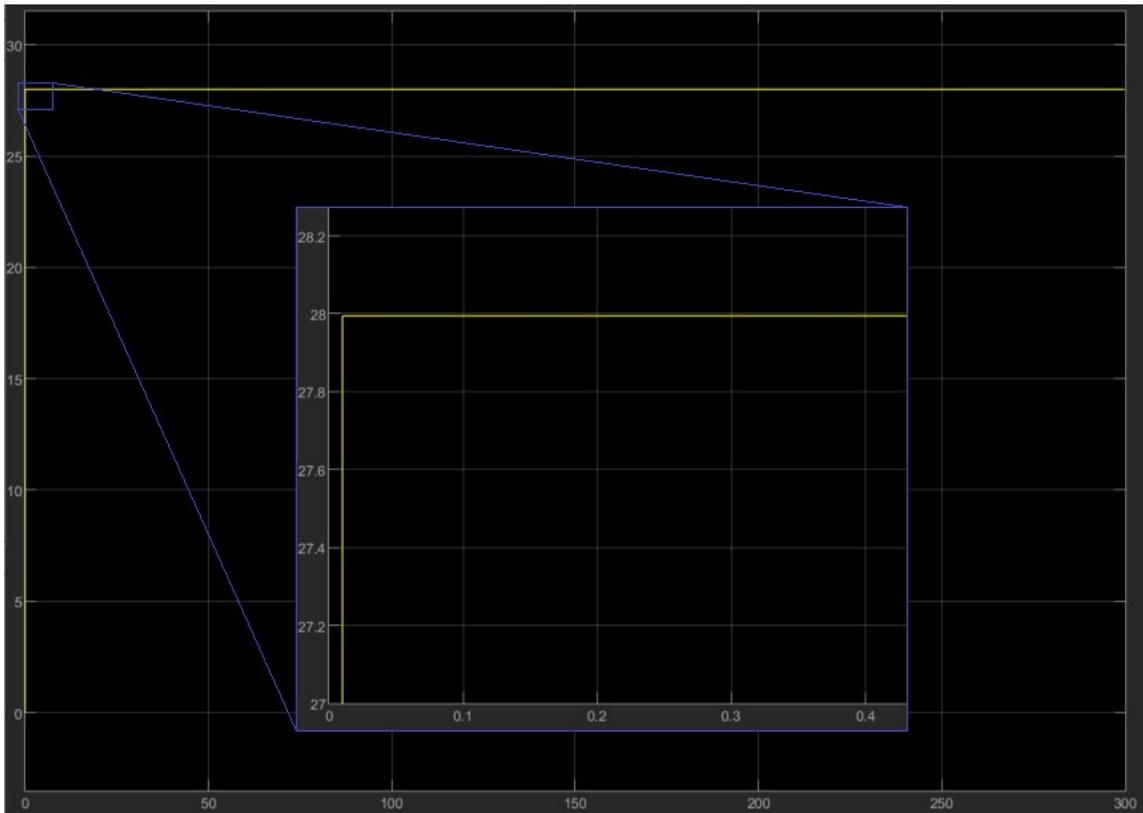


Figura 5.12. Voltaje DC [V] en la prueba de estabilidad

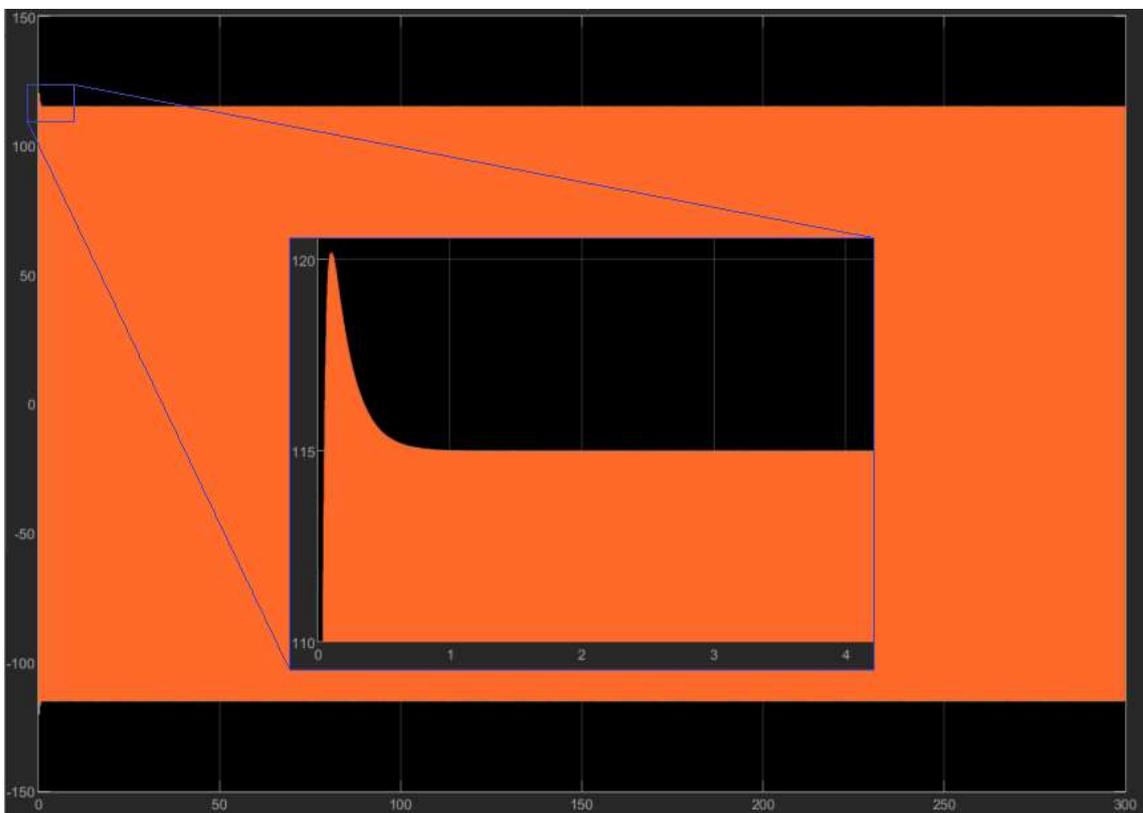


Figura 5.13. Voltaje AC [V] en la prueba de estabilidad

Como se puede observar en las Figuras 5.11, 5.12 y 5.13, el sistema es estable durante los 300 s de simulación por lo que se puede extrapolar como modelo adecuado para simular ciclos de vuelo largos.

### 5.3.2. Test de Regulación

A continuación, se programaron las cargas variables para simular 3 s de ciclo de vuelo para probar la capacidad de regulación del modelo. Las Figuras 5.14 y 5.15 muestran la corriente y la tensión en detalle para poder apreciar los cambios de carga y la regulación del sistema.

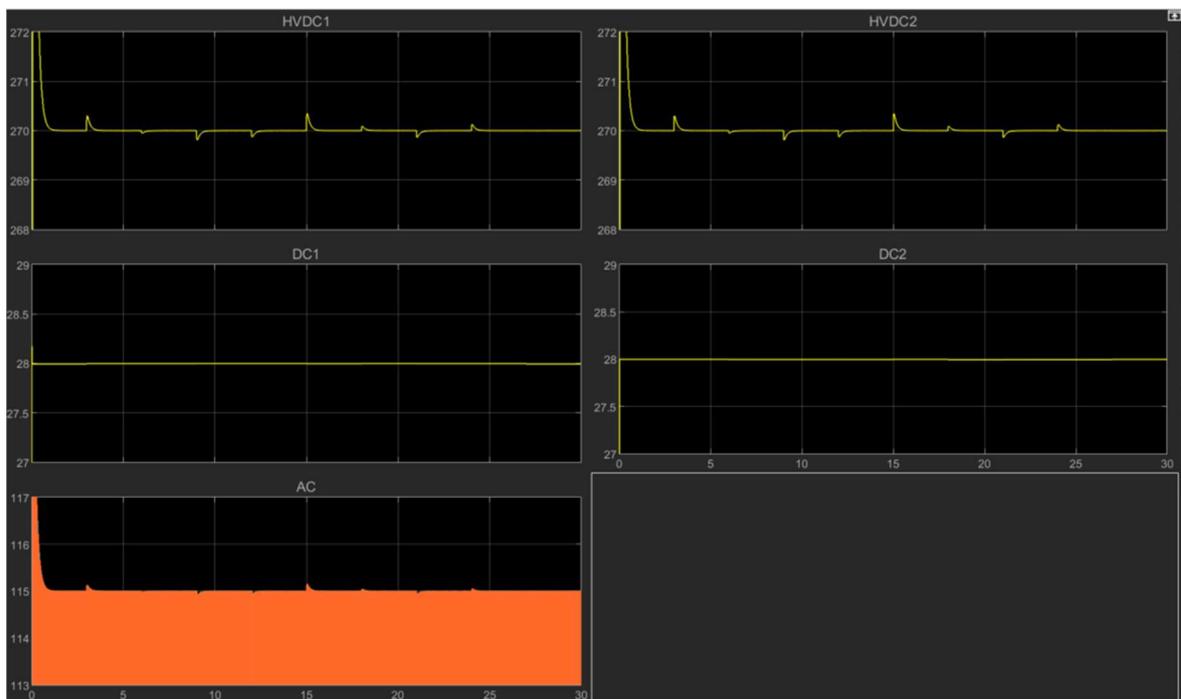
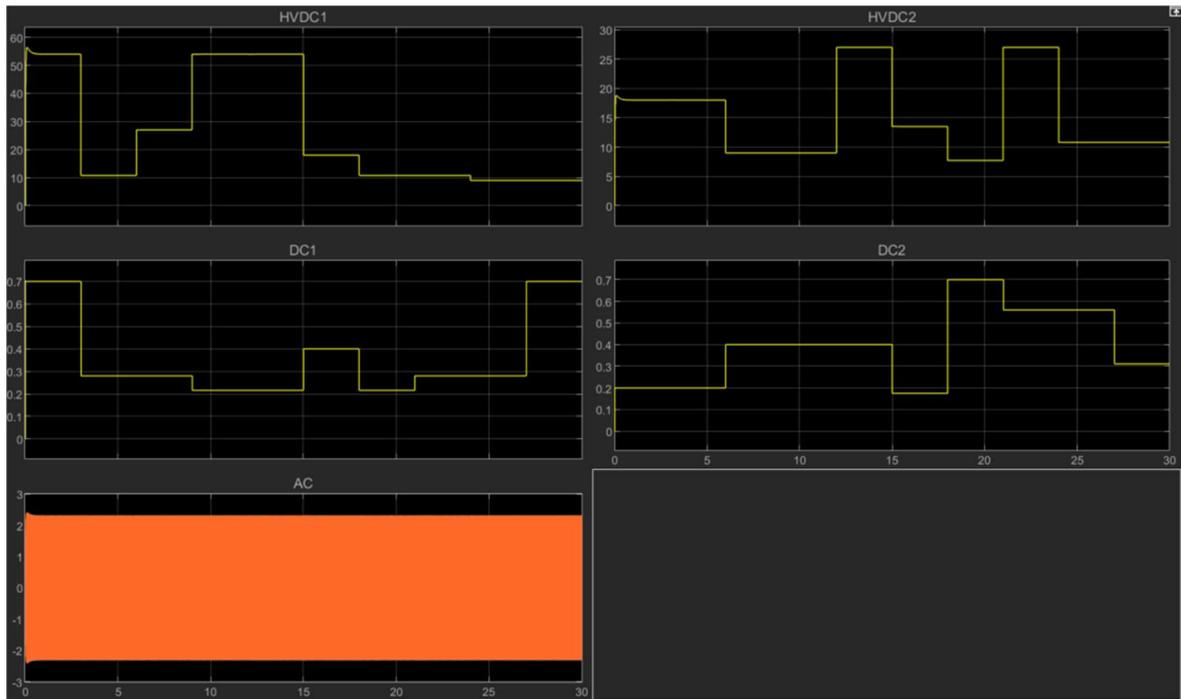


Figura 5.14. Voltajes [V] en los diferentes buses en la prueba de regulación



*Figura 5.15. Corrientes [A] en los diferentes buses en la prueba de regulación*

Como se puede observar en las Figuras 5.14 y 5.15, las cargas varían y el sistema regula la tensión de forma eficaz para que cada bus mantenga su tensión deseada. Además, los saltos de tensión están siempre por debajo de cualquier límite fatal, manteniéndose siempre  $\pm 1$  V de la tensión de diseño.

#### **5.4. ANÁLISIS DEL MODELO**

Tras identificar en el estado del arte una arquitectura capaz de cumplir los requisitos que el Futuro Avión Militar Más Eléctrico tendrá, diseñar cada uno de sus subsistemas y componentes y planificar los diferentes experimentos; se ha probado que el modelo es eficaz, estable durante periodos largos de tiempo solo limitados por la capacidad de computación y capaz de regular de forma efectiva el voltaje en cada una de sus redes de distribución.

Este modelo puede ser usado como fase inicial previa a la construcción de arquitecturas eléctricas de futuros aviones, con el cual simular el comportamiento de esta frente a diferentes perfiles de misión y condiciones de vuelo.

## 6. Conclusiones

El impacto de las actividades humanas y, en especial, del sector de la aviación al calentamiento global es innegable; aproximadamente el 1.3% de las emisiones globales totales de gases de efecto invernadero se generan en este sector, y considerando que es una de las industrias que está experimentando mayor crecimiento, este problema solo irá a peor. Existen planes para mitigar este asunto y uno de los más interesantes y con mayor peso en la industria es la electrificación de los sistemas para adquirir un transporte más eficiente y menos contaminante.

La aviación desde su origen ha ido aumentando progresivamente la potencia eléctrica instalada a bordo y todo indica que, con los aviones cada vez más eléctricos y el interés de la industria de conseguir la propulsión eléctrica; esta tendencia continuará, siendo necesarios nuevos estándares, como el uso de redes de distribución de alto voltaje y la necesidad de generadores más potentes y eficientes.

Analizando el estado del arte de generación y distribución de potencia a bordo, se puede observar la superioridad de los generadores PMM, que pese a que requieren un sistema de protección auxiliar y no incluyen un sistema de desexcitación a prueba de fallos, su alta eficiencia, densidad de potencia, capacidad de operar a altas velocidades y diseño compacto los convierten en la mejor opción. Esto combinado con las mejoras de los PEC habilitarían la viabilidad del MEA.

El F-35, como avión militar más avanzado y más electrificado del momento, es un buen avión para establecer los requisitos necesarios usados como base para la creación del modelo. Los programas para su desarrollo y avances tecnológicos fueron pioneros y marcan la pauta a seguir.

El modelo de arquitectura eléctrica creado es capaz de simular periodos de misión largos, solo limitados por la capacidad de computación, ya que este regula eficazmente los saltos de tensión producidos por los cambios de cargas, lo que le convierte en un buen modelo de simulación que puede sentar una base para la construcción del Futuro Avión Militar Más Eléctrico.

# Referencias

- [1] IEA, "International Energy Agency. CO2 Emissions From Fuel Combustions," Paris, 2000.
- [2] M. Lenzen, C. Dey and C. Hamilton, "Climate Change," in Handbook of Transport and the Environment Vol. 4, 2003, pp. 37-60.
- [3] L. Chapman, "Transport and climate change: a review," Journal of Transport Geography, vol. 15, pp. 354-367, 2007.
- [4] IPCC, "Aviation and the Global Atmosphere," Cambridge, 1999.
- [5] Uk Office of National Statistics, "Environmental Accounts: Greenhouse Gas Emissions from Transport," 2005.
- [6] D. J. Travis, A. M. Carleton and R. G. Lauritsen, "Contrails reduce daily temperature range," Nature, p. 601, 2002.
- [7] S. Kallas and M. Geghegan-Quinn, "Foreword," in Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation, 2011, p. 3.
- [8] European Commission, "Flightpath 2050. Europe's vision for aviation," Luxemborg, 2011.
- [9] Ronald Berger LTD, "Aircraft Electrical Propulsion - The Next Chapter of Aviation?," Think:Act, 2017.
- [10] S. Bozhko, C. I. Hill and T. Yang, "More-Electric Aircraft: Systems and Modeling," in Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering, 2018, pp. 1-31.
- [11] V. Madonna, P. Giangrande and M. Galea, "Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities," IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 4, no. 3, pp. 646-659, 2018.
- [12] Y. Wang, S. Nuzzo, H. Zhang, W. Zhao, C. Gerada and M. Galea, "Challenges and Opportunities for Wound Field Synchronous Generators in Future More Electric Aircraft," IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 6, no. 4, pp. 1466-1477, 2020.

- [13] Z. Zhang, J. Li, Y. Liu, Y. Xu and Y. Yan, "Overview and development of variable frequency AC generators for more electric aircraft generation system," *Chinese Journal of Electrical Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 32-40, 2017.
- [14] A. Chekin, Y. Moroshkin, K. Gubernatorov and M. Kiselev, "Impact of reliability of state-of-the-art electrical units on architecture of power supply system of modern aircraft," in *International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS)*, Ufa, 2019.
- [15] C. Wiegand, B. A. Bullick, J. A. Catt, J. W. Hamstra, G. P. Walker and S. Wurth, "F-35 Air Vehicle Technology Overview," in *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, 2018.
- [16] D. Robbins, J. Bobalik, D. De Stena, K. Plag, K. Rail and K. Wall, "F-35 Subsystems Design, Development & Verification," in *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, 2018.
- [17] E. Asen, "Tax Foundation," 3 June 2021. [Online]. Available: <https://taxfoundation.org/carbon-taxes-in-europe-2021/>.
- [18] FAA, "Part 23 - Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes," 30 December 2016. [Online]. Available: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23>.
- [19] EASA, *Easy Access Rules for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes (CS-23)*, 2018.
- [20] J. K. Nøland, M. Leandro, S. Jon Are and M. Molinas, "High-Power Machines and Starter-Generator Topologies for More Electric Aircraft: A Technology Outlook," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 130104-130123, 2020.
- [21] K.-T. Chau, W. Li and C. H. T. Lee, "Challenges and Opportunities of Electric Machines for Renewable Energy (Invited Paper)," *Progress In Electromagnetics Research B*, vol. 42, no. 42, pp. 45-74, 2012.
- [22] E. Gonçalves Marra and J. Antenor Pomilio, "Induction-generator-based system providing regulated voltage with constant frequency," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 47, no. 4, pp. 908-914, 2000.

- [23] G. A. Leonov, N. V. Kuznetsov, M. A. Kiseleva, E. P. Solovyeva and A. M. Zaretskiy, "Hidden oscillations in mathematical model of drilling system actuated by induction motor with a wound rotor," *Nonlinear Dynamics*, vol. 77, pp. 277-288, 2014.
- [24] Y. Gritli, L. Zarri, C. Rossi, F. Filippetti, G.-A. Capolino and D. Casadei, "Advanced Diagnosis of Electrical Faults in Wound-Rotor Induction Machines," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 60, no. 9, pp. 4012-4024, 2013.
- [25] M. Rezazadeh Mehrjou, N. Mariun, M. Hamiruce Marhaban and M. Norhisam, "Rotor fault condition monitoring techniques for squirrel-cage induction machine— A review," *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 25, no. 8, pp. 2827-2848, 2011.
- [26] Henry, "Single Phase Induction Motor," 2 October 2019. [Online]. Available: <https://www.theengineeringknowledge.com/single-phase-induction-motor/>. [Accessed 17 March 2021].
- [27] J. A. Riveros, A. G. Yepes, F. Barrero, J. Doval-Gandoy, B. Bogado, O. Lopez, M. Jones and E. Levi, "Parameter Identification of Multiphase Induction Machines With Distributed Windings—Part 2: Time-Domain Techniques," *IEEE Transactions on Energy Conversion*, vol. 27, no. 4, pp. 1067-1077, 2012.
- [28] O. Ojo and I. Davidson, "A dual stator winding induction generator with a four switch inverter-battery scheme for control," in *2000 IEEE 31st Annual Power Electronics Specialists Conference. Conference Proceedings, Galway, 2000*.
- [29] Honeywell, "Electric & Hybrid-Electric Propulsion," Honeywell, [Online]. Available: <https://aerospace.honeywell.com/en/learn/products/electric-power/hybrid-electric-electric-propulsion>. [Accessed 8 April 2021].
- [30] T. Gundogdu and G. Komurgoz, "Design of Permanent Magnet Machines with Different Rotor Type," *International Scholarly and Scientific Research & Innovation*, vol. 4, no. 10, pp. 1510-1515, 2010.
- [31] G. Shahgholian and P. Shafaghi, "State space modeling and eigenvalue analysis of the permanent magnet DC motor drive system," in *2010 2nd International Conference on Electronic Computer Technology, Kuala Lumpur, 2010*.

- [32] F. Messai, M. Makhoulf, H. Benalla and A. Messai, "Double salient switched reluctance generator for wind energy application," *Revue des Energies Renouvelables*, vol. 17, no. 1, pp. 71-82, 2014.
- [33] C. A. Ferreira and E. Richter, "Detailed Design of a 250-kW Switched Reluctance Starter/Generator for an Aircraft Engine," *SAE Transactions*, vol. 102, no. Section 1: *Journal of Aerospace*, pp. 289-300, 1993.
- [34] Avid Technology, "EVO Axial Flux Electric Motors," Avid Technology, [Online]. Available: <https://avidtp.com/product/evo-motors/>. [Accessed 23 March 2021].
- [35] EMRAX, "Innovative E-motors," EMRAX, [Online]. Available: <https://emrax.com/>. [Accessed 22 March 2021].
- [36] S. Davis, "Axial-Flux Motors and Generators Shrink Size, Weight," *Magnax*, 22 August 2018. [Online]. Available: <https://www.magnax.com/magnax-blog/axial-flux-motors-and-generators-shrink-size-weight>. [Accessed 23 March 2021].
- [37] Dynamic E Flow, "B1 Modification," Dynamic E Flow, [Online]. Available: <https://www.dynamiceflow.com/b1-modification>. [Accessed 23 March 2021].
- [38] E. Nitsche and M. Naderer, "Internally Cooled Hollow Wires. Doubling the Power Density of Electric Motors," March 2017. [Online]. Available: [https://static1.squarespace.com/static/5bb26bb0a9ab95666d6c7332/t/5bf3089b4ae2375b47940712/1542654112830/DEF\\_Internally\\_Cooled\\_Hollow\\_Wires\\_ATZ-2017.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5bb26bb0a9ab95666d6c7332/t/5bf3089b4ae2375b47940712/1542654112830/DEF_Internally_Cooled_Hollow_Wires_ATZ-2017.pdf). [Accessed 17 September 2021].
- [39] YASA, "Electric motor manufacturing," YASA, [Online]. Available: [https://www.yasa.com/electric\\_motor\\_manufacturing/](https://www.yasa.com/electric_motor_manufacturing/). [Accessed 23 March 2021].
- [40] SAPA, "Electric machine MG-750," SAPA, [Online]. Available: <https://sapa.es/en/sapa-placencia/>. [Accessed 23 March 2021].
- [41] Compact Dynamics, "Aviation," Compact Dynamics, [Online]. Available: <https://www.compact-dynamics.de/en/aviation/>. [Accessed 23 March 2021].
- [42] Infinitum electric, "Powering the electric revolution," 2021. [Online]. Available: <https://www.infinitumelectric.com/about/why-infinitum/>. [Accessed 3 June 2021].
- [43] A. Burkhard and R. Deitrich, "Joint Strike Fighter Integrated Subsystem Technology (J/IST) Demonstration Program," 2003.