

Trabajo Fin de Grado Grado en Ingeniería Aeroespacial

Gestión eficiente de la energía eléctrica en aeronaves

Autor: José Alonso Moreno

Tutor: Alejandro Marano Marcolini

Francisco Javier Cortés Cerezo

**Dpto. Ingeniería Eléctrica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2021



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Gestión eficiente de la energía eléctrica en aeronaves

Autor:

José Alonso Moreno

Tutor:

Alejandro Marano Marcolini
Francisco Javier Cortés Cerezo

Profesor Titular

Dpto. Ingeniería Eléctrica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021

Trabajo Fin de Grado: Gestión eficiente de la energía eléctrica en aeronaves

Autor: José Alonso Moreno

Tutor: Alejandro Marano Marcolini

Francisco Javier Cortés Cerezo

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

En primer lugar agradecer a toda mi familia por su apoyo incondicional durante toda mi vida, desde el colegio hasta la universidad, ayudándome y motivándome, en los buenos y en los malos momentos. Agradecer a mis padres por todo su sacrificio en sus vidas para que sus hijos pudieran llegar a ser lo que somos hoy. Agradecer a mi hermana, también ingeniera, por su ayuda y sus consejos que tanto me han ayudado para llegar aquí.

Gracias también a mis amigos y compañeros por todas las horas que hemos compartido en la escuela, en las clases, en la biblioteca, en el sótano, y sobre todo por todo lo que hemos podido vivir juntos fuera de la escuela. Muchas anécdotas y experiencias que recordaremos con mucha nostalgia, pero que siempre nos harán esbozar una sonrisa al recordarlas allá donde estemos.

Finalmente, agradecer a mi tutor, Alejandro Marano Marcolini, por todo su apoyo durante el desarrollo de este trabajo y en otras asignaturas que he podido cursar con él.

*José Alonso Moreno
Sevilla, 2021*

Resumen

El continuo crecimiento del transporte aéreo puede llegar a ocasionar un serio problema medioambiental debido a las emisiones contaminantes que se producen si no se toman nuevas medidas. Además, la crisis producida por la pandemia de la COVID-19 ha acentuado la necesidad de las aerolíneas de reducir costes de operación, apareciendo como una posible solución utilizar sistemas híbridos que les permitan requerir de menos combustible.

El objetivo de este trabajo consiste en estudiar las tendencias actuales y futuras sobre la electrificación de aviones comerciales con el objetivo de optimizar la gestión de la energía eléctrica de las aeronaves. Se analizará el concepto More Electric Aircraft cada vez más presente en el sector aeronáutico, poniendo como ejemplo el Boeing 787, así como nuevos sistemas eléctricos que se podrían incorporar en un avión comercial, como el taxi eléctrico, o la aplicación del freno regenerativo, ya existente en otros medios de transporte, como en los automóviles o en el ferrocarril, analizando y estimando su viabilidad y rentabilidad desde un punto de vista energético.

Para ello, el sector industrial aeronáutico deberá enfrentarse a una serie de barreras tecnológicas que existen actualmente en el intento de electrificación de las aeronaves, como en la distribución eléctrica, la electrónica de potencia, el desarrollo de las baterías, etc. que se analizarán con detalle posteriormente, así como el estado actual de la industria aeronáutica en el desarrollo y fabricación de aeronaves parcial o completamente eléctricas.

Abstract

The continuous growth of global air transport will cause a severe environmental crisis due to the polluting emissions that are being produced if no measures are taken soon. Furthermore, the economic slump produced by COVID-19 pandemic has increased the airlines needs to reduce operative costs. Hybrid systems are a possible solution that could let airlines consume less fuel.

The target of this dissertation consists on studying current and future trends about airliners electrification so as to optimize aircraft electric energy management. More Electric Aircraft concept will be analyzed, taking as an example Boeing 787, as well as other electric systems that could be introduced in a commercial aircraft, such as the electric taxiing system or the regenerative braking system, already introduced in other means of transports, analyzing and estimating its feasibility and its worthiness from a energetic point of view.

Hence, the aeronautics industry must overcome some technological barriers that currently exist in the attempt to electrify aircraft, such as electrical distribution, power electronics, battery development, etc., which will be analysed in detail later on, as well as the current state of the aeronautical industry in the development and manufacture of partially or fully electric aircraft.

Índice Abreviado

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Índice Abreviado</i>	VII
<i>Notación</i>	XI
1 Introducción	1
2 Propulsión eléctrica	5
2.1 Tipos de propulsión eléctrica	5
2.2 Necesidades tecnológicas: estado actual y proyección	6
2.3 Estado actual de la investigación y desarrollo en la industria aeronáutica	16
3 More Electric Aircraft	25
3.1 Aproximación a los principales subsistemas y tendencias del MEA	26
3.2 Eficiencia del MEA	32
4 Métodos de recuperación energética	35
4.1 Taxi eléctrico	35
4.2 Freno regenerativo	38
4.3 Recuperación de la energía potencial	47
5 Cálculos energéticos	51
5.1 Aeronave elegida: Boeing 787-9	51
5.2 Descenso	52
5.3 Aterrizaje y taxi	56
6 Conclusiones	63
Anexo: códigos de MATLAB	65
<i>Índice de Figuras</i>	69
<i>Índice de Tablas</i>	71
<i>Índice de Códigos</i>	73
<i>Bibliografía</i>	75
<i>Índice alfabético</i>	79

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Índice Abreviado</i>	VII
<i>Notación</i>	XI
1 Introducción	1
2 Propulsión eléctrica	5
2.1 Tipos de propulsión eléctrica	5
2.2 Necesidades tecnológicas: estado actual y proyección	6
2.2.1 Máquinas eléctricas para motores y generadores	6
2.2.2 Electrónica de potencia	7
2.2.3 Distribución eléctrica	7
2.2.4 Eficiencia del sistema de potencia	8
2.2.5 Baterías	8
Baterías de ácido-plomo	10
Baterías de níquel-cadmio	10
Baterías de níquel-metalhidruro	10
Baterías de ion de litio	11
Baterías de litio-sulfuro	12
Baterías de litio-aire	12
Comparación entre baterías	13
2.2.6 Alternativas a las baterías	14
Pilas de combustible	14
Supercondensadores	15
Baterías en estado sólido	15
Baterías inerciales	16
2.3 Estado actual de la investigación y desarrollo en la industria aeronáutica	16
2.3.1 Eviation Alice	16
2.3.2 Pipistrel Velis Electro	17
2.3.3 Ampair Electric EEL	18
2.3.4 VoltAero Cassio	18
2.3.5 Faradair BEHA	20
2.3.6 Boeing	20
2.3.7 Airbus	22
2.3.8 Rolls-Royce	23

3	More Electric Aircraft	25
3.1	Aproximación a los principales subsistemas y tendencias del MEA	26
3.1.1	Sistema de potencia eléctrico	26
3.1.2	Encendido de los motores	28
3.1.3	APU	30
3.1.4	Sistemas de control ambiental	30
3.1.5	Electrificación de los sistemas hidráulicos	30
3.2	Eficiencia del MEA	32
4	Métodos de recuperación energética	35
4.1	Taxi eléctrico	35
4.1.1	Beneficios	36
	Ahorro en combustible	36
	Ahorro en tiempo	36
	Protección de FOD	37
	Protección de los frenos	37
	Seguridad	37
4.1.2	Desventajas	37
4.2	Freno regenerativo	38
4.2.1	Máquina asíncrona o de inducción	40
4.2.2	Máquina síncrona	42
4.2.3	Máquinas de reluctancia variable	44
4.2.4	Volante de inercia	45
4.3	Recuperación de la energía potencial	47
5	Cálculos energéticos	51
5.1	Aeronave elegida: Boeing 787-9	51
5.2	Descenso	52
5.2.1	Hipótesis y ecuaciones	52
5.3	Aterrizaje y taxi	56
5.3.1	Freno regenerativo	56
5.3.2	Modelado del ETS	57
5.3.3	Balance energético	58
5.3.4	Cálculo de masa de baterías	59
6	Conclusiones	63
	Anexo: códigos de MATLAB	65
	<i>Índice de Figuras</i>	69
	<i>Índice de Tablas</i>	71
	<i>Índice de Códigos</i>	73
	<i>Bibliografía</i>	75
	<i>Índice alfabético</i>	79
	<i>Glosario</i>	81

Notación

\mathbb{R}	Cuerpo de los números reales
\mathbb{C}	Cuerpo de los números complejos
MTOW	Maximum Take Off Weight (Peso máximo al despegue)
MLW	Maximum Landing Weight (Peso máximo al aterrizar)
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight (Peso máximo sin combustible)
OEW	Operating Empty Weight (Peso de operación en vacío)
S	Superficie sustentadora
CD_0	Coficiente de resistencia inducida
C_E	Consumo específico
h	Altitud
W	Peso
T	Empuje
γ	Ángulo de trayectoria
V	Velocidad
x	Distancia recorrida
D	Fuerza de resistencia aerodinámica
L	Fuerza de sustentación
E	Eficiencia aerodinámica
k	Constante aerodinámica
C_L	Coficiente de sustentación
C_D	Coficiente de resistencia aerodinámica
t	Tiempo
m	Masa
ρ	Densidad del aire
kWh	Kilowatios hora
EA	Energía disponible
ETS	Electrical Taxiing System (Sistema de taxi eléctrico)
a_{max}	Aceleración máxima
F_{tr}	Fuerza de tracción
F_{roz}	Fuerza de rozamiento
μ	Coficiente de rozamiento
F_{drag}	Fuerza de resistencia aerodinámica
C_{Dgear}	Coficiente de resistencia aerodinámica producido por el tren de aterrizaje
P	Potencia

FOCA	Federal Office of Civil Aviation
CO_2	Dióxido de carbono
NO_x	Óxidos de nitrógeno
SO_2	Dióxido de sulfuro
CO	Monóxido de carbono
CV	Caballo de vapor
MEA	More Electric Aircraft
DC	Corriente continua
AC	Corriente alterna
SiC	Carburo de silicio
Ni-Cd	Níquel-Cadmio
Pb-Ácido	Plomo-Ácido
NiMH	Níquel-Metalhidruro
Li-Ion	Ion-Litio
Zn-air	Zinc-Aire
Li-S	Litio-Sulfuro
rpm	Revoluciones por minuto
J	Inercia del rotor
ω	Velocidad rotacional
NASA	Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
BEHA	Bio Electric Hybrid Aircraft
SUGAR	Subsonic Ultra Green Aircraft Research
CORAC	Conseil pour la Recherche Aéronautique Civile
ECS	Sistema de control de presuarización
APU	Auxiliary Power Unit
RAT	Ram Air Turbine
MES	Subsistema de arranque del motor principal
ATS	Arrancador de turbina de aire
ECS	Sistema de control ambiental
EHA	Actuadores electrohidráulicos
EMA	Actuadores electromecánicos
KERS	Kinetic Energy Recovery System (Sistema de recuperación de energía cinética)
FOD	Foreing Object Debris
n_e	Velocidad de giro del estator
n_r	Velocidad de giro del rotor
s	Deslizamiento
f	Frecuencia
p	Número de pares de polos
η	Rendimiento

1 Introducción

El sector aeronáutico tiene actualmente, a pesar de la pandemia de la Covid-19, una importancia estratégica y fundamental desde un punto de vista económico y tecnológico. Los sistemas de propulsión aeronáuticos tienen una demanda tecnológica superior al resto de los medios de transporte, es decir, requiere una masa muy inferior por cada CV de potencia requerido y una esperanza de vida muy superior al resto de los distintos tipos de vehículos. Esto conlleva a una complejidad tecnológica requerida en la aeronáutica muy superior al resto de medios de transporte. ¿Cuál es el efecto por tanto en el medio ambiente? Según la FOCA (*Federal Office of Civil Aviation*), una aeronave comercial bimotor típica como el Airbus A320, durante hora y cargada de 150 pasajeros, absorbe 850 toneladas de aire y, mezclado con 2.7 toneladas de queroseno, emite al medio ambiente mediante el flujo primario unas 130 toneladas de aire caliente, incluyendo 8500 kg de dióxido de carbono (CO_2), además de otros contaminantes como los óxidos de nitrógeno (NO_x), el dióxido de sulfuro (SO_2) y el monóxido de carbono (CO). [15]

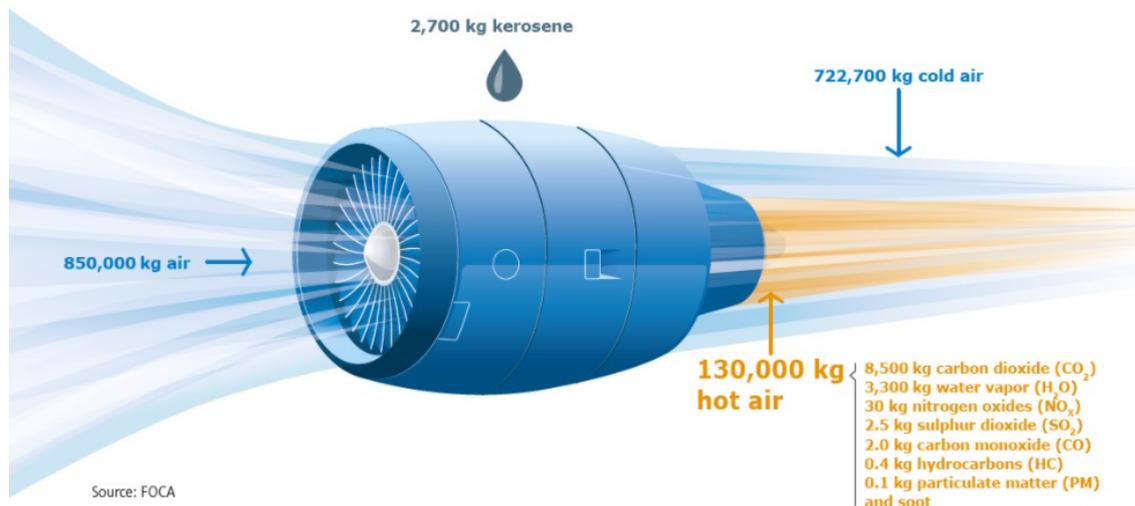


Figura 1.1 Emisiones de un avión bimotor estándar durante 1 hora con 150 pasajeros [9].

Este sector no ha parado de crecer desde sus inicios, exceptuando en el año 2020 con el inicio de la pandemia, aunque se prevé que se recupere próximamente y siga creciendo a un ritmo del 3.7% anual durante los próximos 20 años. Este crecimiento se traducirá en un aumento alarmante de las emisiones de CO_2 y otros gases contaminantes y nocivos. Las emisiones producidas por el

uso de combustibles fósiles se acumulan en la atmósfera y pueden quedarse ahí por cientos de años, suponiendo por tanto un gran impacto en el cambio climático que está sufriendo el planeta.

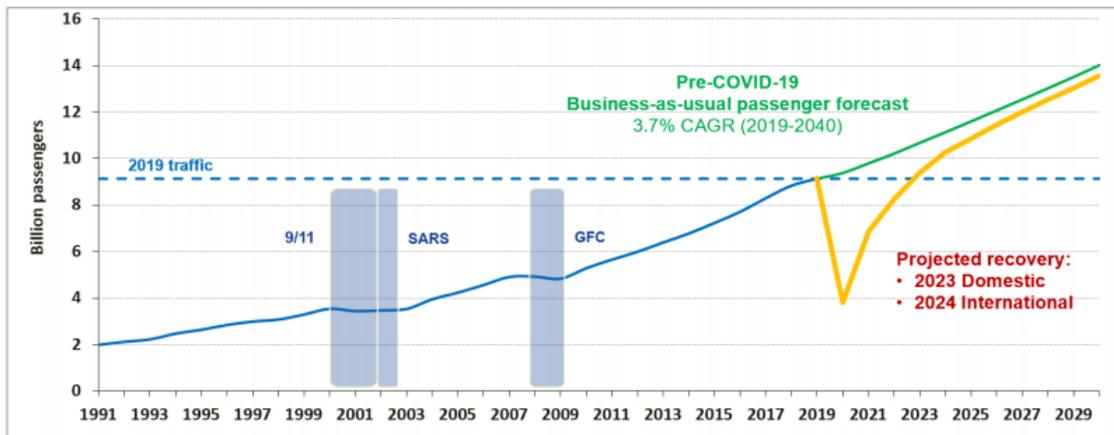


Figura 1.2 Previsión del crecimiento del transporte aéreo en las próximas décadas. [8].

Por otra parte, desde un punto de vista puramente económico, el aumento de la competencia entre aerolíneas durante la última década y la crisis de la COVID-19 han provocado una necesidad en el sector de la aviación comercial de reducir costes de operación, ya sea reduciendo el gasto energético, los costes de mantenimiento o utilizando sistemas híbridos que permitan a las compañías requerir de menos combustible.

Pese a que antes del inicio de la pandemia la contaminación producida por la aviación internacional solo representaba un 1.8%, si no se toma ninguna acción las emisiones de CO_2 aumentarán de forma alarmante y puede ser que ese 1.8% crezca a un valor inasumible. Por eso, se están intentando tomar medidas para reducir ese impacto aproximadamente un 50% para alrededor del año 2050. Entre estas medidas destacan las optimizaciones de las operaciones de vuelo y de la infraestructura aeroportuaria, aunque el verdadero reto se encuentra en el desarrollo de combustibles alternativos, como los combustibles sintéticos o el desarrollo de nuevas tecnologías.

Entre estas nuevas tecnologías a desarrollar, se pueden destacar tres pilares fundamentales: [42]

- **Turbinas de gas ultraeficientes con configuraciones avanzadas.**

Los grandes fabricantes del sector aeronáutico han sido capaces de mejorar la eficiencia principalmente cambiando el motor. Realizan nuevas versiones de aeronaves para que puedan adaptarse a nuevas evoluciones de los motores, como la serie NEO de Airbus (A330Neo) o de Boeing con el 737Max. El objetivo de esta vía de desarrollo consiste en el desarrollo de nuevos propulsores de gas cambiando la arquitectura base de los motores para conseguir mejores rendimientos propulsivos y térmicos reduciendo emisiones contaminantes. Entre ellos destacan los proyectos llevados a cabo por *Rolls-Royce*, como el Advance o el UltraFan (Open Rotor).

- **Combustibles alternativos y sostenibles.**

Los combustibles alternativos tienen como objetivo sustituir a los combustibles fósiles tradicionales siendo su principal característica las bajas emisiones de carbono. A pesar de haberse desarrollado bastante durante esta pasada década, aún quedan muchos retos en el desarrollo y el despliegue de la producción de estos combustibles. Destacan dos tipos: los Drop-in fuels, como los biocombustibles o los combustibles sintéticos, donde no es preciso cambiar prácticamente nada de las infraestructuras aeroportuarias o los motores de las aeronaves para

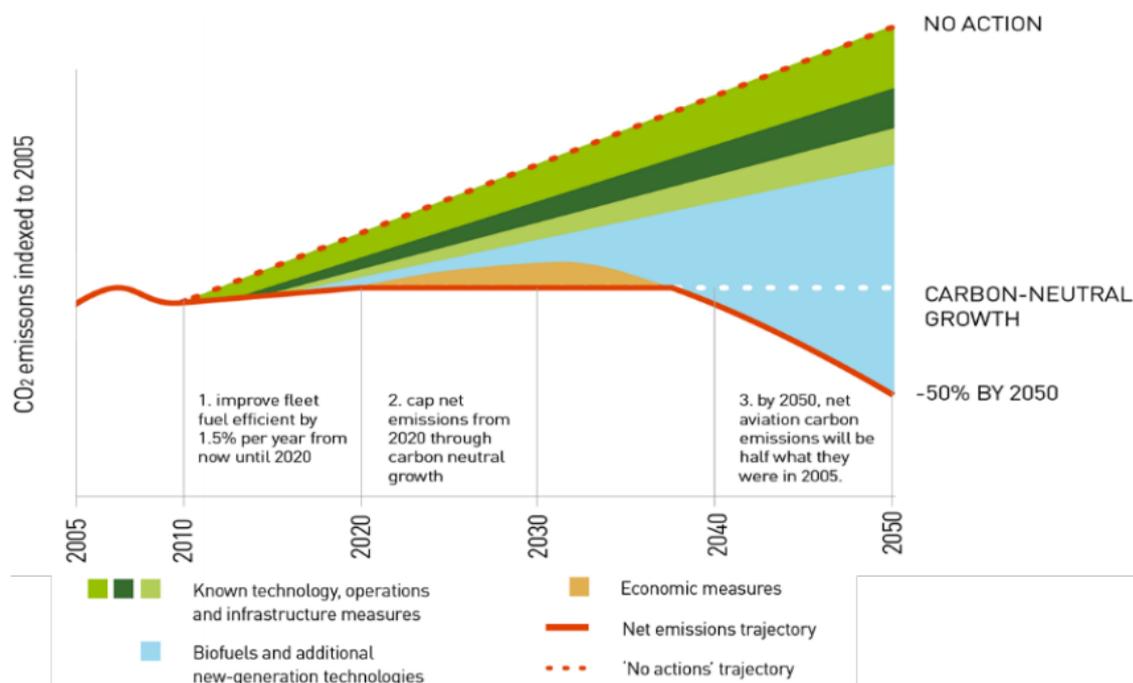


Figura 1.3 Esquema del camino hacia la reducción del CO₂ hasta 2050. [27].

su uso, y los Non Drop-in fuels, que sí necesitan cambios severos en el diseño del avión, del motor y de las infraestructuras, destacando principalmente el hidrógeno líquido.

- **Hibridación, electrificación y gestión de la energía.**

El objetivo de la electrificación de las aeronaves consiste en eliminar, parcial o totalmente, la propulsión por gas para sustituirla por sistemas de propulsión eléctrica basados en tecnologías eléctricas como baterías, generadores, a la vez que se optimiza la gestión de energía y potencia. Este será el tipo de desarrollo que se estudiará con mucho más detalle a lo largo del trabajo.

La industria de la aviación está recibiendo una gran presión desde la comunidad internacional debido a los efectos medioambientales directos que produce, aunque por otra parte con grandes retos tecnológicos para reducir este impacto negativo.

El objetivo de este trabajo consiste en estudiar las tendencias actuales y futuras sobre la electrificación de aviones comerciales con el objetivo de optimizar la gestión de la energía eléctrica de las aeronaves. Se analizará el concepto More Electric Aircraft cada vez más presente en el sector aeronáutico, poniendo como ejemplo el Boeing 787, así como nuevos sistemas eléctricos que se podrían incorporar en un avión comercial, como el taxi eléctrico, o la aplicación del freno regenerativo, ya existente en otros sectores, como en el automovilístico o en el ferroviario, analizando y estimando su viabilidad y rentabilidad desde un punto de vista energético. Para ello, el sector industrial aeronáutico deberá enfrentarse a una serie de barreras tecnológicas que existen actualmente en el intento de electrificación de las aeronaves, como en la distribución eléctrica, la electrónica de potencia, el desarrollo de las baterías, etc. que se analizarán con detalle posteriormente, así como el estado actual de la industria aeronáutica en el desarrollo y fabricación de aeronaves parcial o completamente eléctricas.

2 Propulsión eléctrica

2.1 Tipos de propulsión eléctrica

En este capítulo se van a analizar las principales arquitecturas de propulsión eléctrica. Como se muestra en la Figura 2.1, una es All-Electric, tres tipos son híbridos (Híbrido en paralelo, híbrido en serie e híbrido en serie/paralelo) y dos son turboeléctricos (Full o Partial turboelectric).

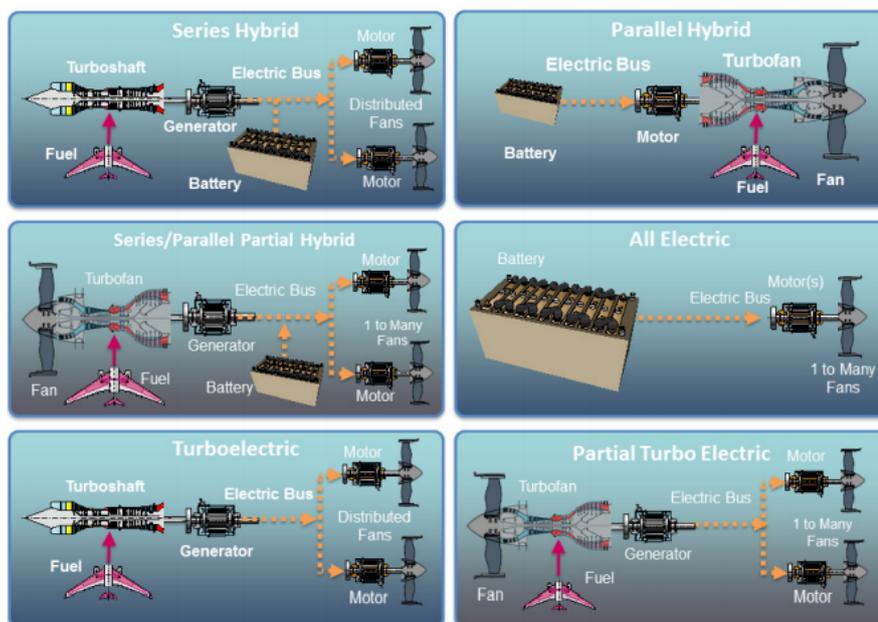


Figura 2.1 Arquitecturas de propulsión eléctrica [42].

Estas seis arquitecturas están basadas en diferentes tecnologías eléctricas (motores, baterías, generadores, etc.). Los niveles de reducción de CO_2 asociados a las distintas arquitecturas dependen de la configuración y de los rendimientos de cada componente.

Los sistemas All-Electric usan únicamente baterías como fuente de energía propulsiva en la aeronave. Los sistemas híbridos utilizan turbinas de gas con doble objetivo: propulsión y carga de baterías. Las baterías también pueden proporcionar energía propulsiva durante una o varias fases del vuelo. Como se puede observar en la Figura 2.1, en un sistema paralelo se conectan tanto un motor accionado por baterías como un motor de turbina en el eje que mueve el fan, pudiendo ambas proporcionar propulsión en cualquier momento. En una arquitectura en serie, solamente los motores

eléctricos están mecánicamente conectados a los fanes, ya que la turbina de gas es usada únicamente como generador eléctrico. Los sistemas en serie/paralelo combinan las arquitecturas previamente comentadas.

Los sistemas turboeléctricos no utilizan baterías para generar fuerza propulsiva en ninguna fase del vuelo, sino turbinas de gas que mueven generadores eléctricos, que dan potencia a inversores y finalmente motores de corriente continua (DC). La diferencia entre el Partial Turboelectric y el Full Turboelectric radica en que en el sistema parcial parte de la energía propulsiva es generada mediante una turbina de gas. Como consecuencia, los componentes eléctricos de un sistema turboeléctrico parcial pueden ser desarrollados con menores evoluciones más allá del estado del arte que los necesarios en un sistema turboeléctrico completo. Como es relativamente fácil transmitir potencia eléctrica a múltiples motores ampliamente separados, los sistemas turboeléctricos encajan en sistemas propulsivos con alta relación de derivación.

La línea de investigación en propulsión turboeléctrica es una de las más importantes llevándose a cabo, que podrían ser introducidos a partir de 2030 hasta 2050 para reducir emisiones contaminantes.

2.2 Necesidades tecnológicas: estado actual y proyección

2.2.1 Máquinas eléctricas para motores y generadores

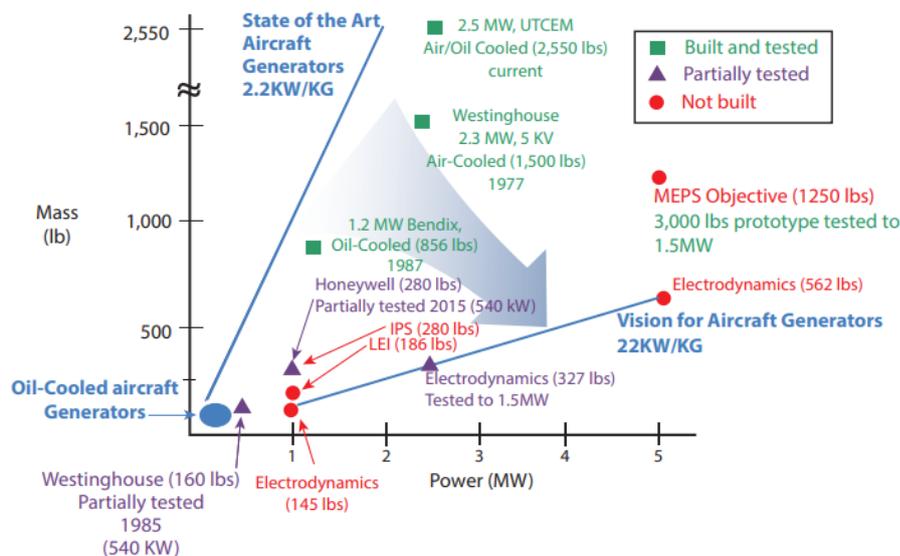


Figura 2.2 Investigación y desarrollo de generadores eléctricos de aeronaves.

En la figura 2.2 se muestra la progresión del estado del arte para generadores de aeronaves en servicio y en desarrollo, con intervalos desde decenas de kW hasta llegar al MW. Nótese que las densidades de potencia para aplicaciones aeronáuticas están por detrás de las densidades de otras aplicaciones industriales, como la automotriz o la náutica, principalmente debido a las exigentes condiciones ambientales durante el vuelo, además de los requisitos de seguridad exclusivos de las aeronaves, ya que aumentan el tamaño y peso de los componentes del sistema de potencia eléctrica. Algunos de los generadores señalados han sido construido y testeado, aunque otros aún no. Los generadores abarcan el rango desde el actual estado del arte (2.2 kW/kg) hasta un futuro nivel con un poder específico multiplicado por diez (22 kW/kg). Especificaciones como el tamaño, el peso, la

eficiencia, la fiabilidad o el rendimiento eléctrico dinámico y transitorio pueden llevar a considerarse por ejemplo velocidades altas y variables que pueden resultar en máquinas más pequeñas y ligeras, compatibles con motores de turbina de velocidad variable.

Las arquitecturas híbridas utilizan generadores para crear potencia eléctrica. Estas máquinas permiten el encendido del motor eléctrico y se convierten en fuentes primarias de potencia eléctrica secundaria, es decir, no propulsiva, una vez los motores empiezan a consumir combustible. Los sistemas de arranque serán mayores que los sistemas del motor debido a los mayores requisitos de electrónica de potencia para generar potencia eléctrica. En el caso del Boeing 787, esta aeronave tiene un total de cuatro generadores del actual estado del arte en los principales motores, proporcionando una potencia total de 1 MW [42]. El poder específico de los generadores es de 2.2 kW/kg, que incluyendo diversos componentes electrónicos dobla el peso requerido, obteniéndose finalmente un poder específico de 1.1 kW/kg.

En lugar de un único gran generador, las aeronaves usan múltiples generadores más pequeños con el objetivo de incrementar la fiabilidad para los sistemas críticos de vuelo. Por ejemplo, el Boeing 787 utiliza cuatro generadores de 250 kW y los F-35 dos de 80 kW. Se prevé que el poder específico de los generadores podría incrementar aproximadamente a unos 9 kW/kg en 20 años, con niveles de potencia de aproximadamente 1-3 MW. Esto se podría conseguir incrementando la velocidad de la máquina (superando los límites actuales impuestos por las tensiones mecánicas), incrementando la eficiencia de conversión de potencia (limitado por el rendimiento de la electrónica de potencia basada en silicio) e incrementando la generación de potencia y la distribución del voltaje (limitado por la tensión de ruptura en altitud).

2.2.2 Electrónica de potencia

La electrónica de potencia juega un papel fundamental en los sistemas eléctricos de las aeronaves, especialmente en los sistemas de propulsión turboeléctrica. La electrónica de potencia es usada para la conversión y la distribución de potencia (como elementos de protección). Los sistemas de carburo de silicio (SiC) están contribuyendo al desarrollo de potencia a nivel de MW debido a su mejora en la eficiencia y su actuación bajo altos niveles de voltaje comparados a la actual electrónica de potencia basada en silicio. SiC es también una tecnología más fiable que el silicio en las condiciones ambientales que se suelen encontrar las aeronaves. El poder específico de la electrónica de potencia basada en silicio se aproxima actualmente a unos 2.2 kW/kg para aplicaciones aeronáuticas, y su uso como elementos de protección está limitado a 25 A en 270 V de continua (7kW). Por otra parte, los interruptores mecánicos son usados para proteger circuitos de alta potencia, llegando a soportar corrientes de 500 A a 270 V de continua (135kW) utilizando equipos del actual estado del arte. Se prevé que en 20 años la electrónica de potencia basada en SiC tendrá un poder específico de 9 kW/kg para la conversión de potencia y la protección de circuitos. Usando electrónica se conseguirá llegar hasta unos 200 A a +- 270 V (esencialmente 540 V para una capacidad de potencia de 108 KW), mientras que mediante interruptores mecánicos se llegaría hasta unos 1000 A a +- 270 V (540 kW). Se podrá aspirar a alcanzar altas potencias específicas si evolucionan los componentes que hacen la electrónica de potencia muy pesada: variando los materiales, las topologías, los componentes de filtro pasivo como los transformadores, y los componentes de gestión térmica.

2.2.3 Distribución eléctrica

Los Boeing 787 emplean actualmente unos +- 270 V (o 540 V) como voltaje del sistema eléctrico, y el ejército del Aire de los Estados Unidos está investigando el uso de los +- 270 V en futuros siste-

mas eléctricos de aeronaves. Muchos conceptos de sistemas de propulsión turboeléctricos incluyen distribuciones eléctricas del orden del kilovoltio. Tales niveles de voltaje requerirían nuevos tipos de sistemas de aislamiento y nuevos espaciados entre conductores.

Se necesita desarrollar protecciones de circuitos y cableados de alta potencia para optar a sistemas de potencia en aeronaves del orden del MW. Este tipo de interruptores pueden existir en centrales eléctricas y en aplicaciones marinas, pero no se debería asumir que esta tecnología aplicada en estos interruptores puede ser extrapolada a la aviación, al menos hasta que los problemas respecto al peso, volumen, voltaje etc. estén resueltos.

2.2.4 Eficiencia del sistema de potencia

Se afirma que la eficiencia del sistema de potencia eléctrico en muchas arquitecturas híbridas es superior al 95 por ciento, pero no se tiene en cuenta ningún tipo de conversión de potencia. Además, las eficiencias son generalmente dadas bajo condiciones de plena carga. Los rendimientos decrecen cuando no se encuentra el sistema bajo plena carga debido a ciertas pérdidas inherentes al sistema que existen independientemente de la carga. La figura 2.3 describe un ejemplo de la eficiencia total de un sistema de potencia. Asumiendo un 95 o un 99 por ciento de eficiencia de conversión en cada etapa, el sistema de propulsión eléctrica (por ejemplo, los componentes entre la turbina de gas y el propulsor) tendrán una eficiencia combinada de un 80 por ciento aproximadamente:

$$0.95 \cdot 0.95 \cdot 0.95 \cdot 0.95 \cdot 0.95 \approx 0.8 \quad (2.1)$$

Cuando este rendimiento se combina con los rendimientos del motor de la turbina y del propulsor, la eficiencia total estimada se reduce a un 35 por ciento:

$$0.55 \cdot 0.8 \cdot 0.8 \approx 0.35 \quad (2.2)$$

Alguna literatura ha propuesto eliminar la electrónica de control y conversión para tener conectados directamente los generadores a los motores propulsivos, pero este concepto aún no ha sido demostrado para la aplicabilidad de la propulsión turboeléctrica. Si se consiguiera realizar con éxito esta idea, se eliminaría dos etapas de conversión (el converter/controller y el motor drive, que se muestran en la figura).

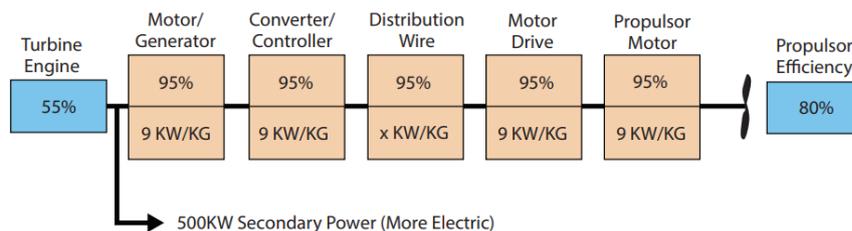


Figura 2.3 Eficiencia y poder específico de los componentes de un sistema de propulsión turboeléctrico.

2.2.5 Baterías

Las baterías han sido propuestas para dar potencia a aviones eléctricos, tanto para aviones All-Electric como para sistemas híbridos. Las baterías ofrecen una arquitectura modular de bloques para una gran variedad de conceptos operacionales en sistemas de potencias centralizados o distribuidos. Pueden responder rápidamente a cambios de demanda de potencia y podrían ser usados para cumplir

con los requisitos de nivelación de carga o picos. Son capaces de proveer energía eléctrica sin emisiones directas de carbono, aunque las emisiones indirectas de las fuentes de energía utilizadas para cargar las baterías deben tenerse en cuenta.

El proceso químico de la carga y descarga de las baterías limita por completo la eficiencia. Otra limitación significativa es la capacidad de almacenamiento de energía de las baterías, puesto que la energía requerida para el vuelo completo debe ser almacenada a bordo.

En la Figura 2.4, la energía específica de diferentes químicos de baterías es mostrada y comparada con combustibles fósiles. Se puede observar claramente que aún queda mucho terreno por delante en el desarrollo e investigación de nuevas baterías si un avión eléctrico pretende competir con las demás aeronaves en términos de rango y velocidad, siendo las baterías basadas en Litio las que poseen una mayor densidad de energía actualmente.

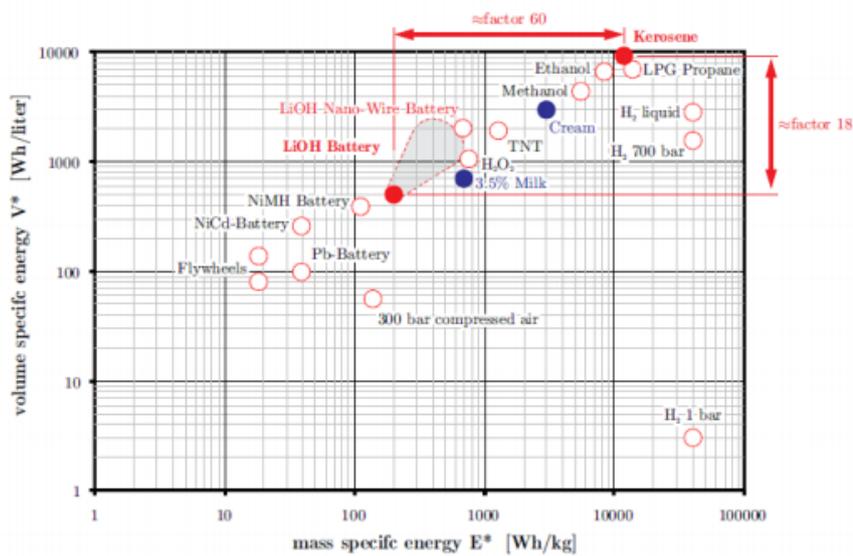


Figura 2.4 Masa y volumen específico de diferentes sistemas de almacenamiento de energía [40].

En la Tabla 2.1, se presentan algunas de las presentes y futuras baterías más prometedoras en términos de energía específica.

Tabla 2.1 Energía específica de algunas de las presentes y futuras baterías [40].

Superficie	Energía específica esperada en 2025	Energía específica
Pb-Ácido	-	50 Wh/kg
Ni-Cd	-	80 Wh/kg
NiMH	-	120 Wh/kg
Li-Ion	390 Wh/kg	250 Wh/kg
Zn-air	1090 Wh/kg	400-500 Wh/kg
Li-S	2570 Wh/kg	500-1250 Wh/kg

Es obvio que incluso con la tecnología más prometedora de baterías actuales, la densidad energética se mantiene por debajo del 25% de la densidad energética del queroseno, lo que significa que la eficiencia energética de los consumidores a bordo, principalmente motores eléctricos, sigue

siendo un factor importante. Tecnologías de almacenamiento de energía eléctrica están también bajo desarrollo, como los supercondensadores o las baterías híbridas.

Baterías de ácido-plomo

La batería de ácido-plomo se basa en una tecnología que fue inventada en 1859, haciéndola la batería recargable más antigua. Se puede encontrar este tipo de baterías en diversas aplicaciones aeroespaciales.

Estas baterías están compuestas por un cátodo de óxido de plomo, un ánodo hecho de esponja de plomo, un electrolito de ácido sulfúrico y un separador de fibra de vidrio. Las principales ventajas de las baterías de ácido-plomo son su simplicidad en la fabricación, su madurez tecnológica tras muchos años de uso, los bajos requisitos de mantenimiento que presenta, y su bajo coste. Además, este tipo de baterías es altamente reciclable, estimándose que un 95 % de las baterías de ácido-plomo producidas son recicladas. El principal problema que presentan estas baterías es su baja densidad energética (Wh/L), factor crítico considerando aplicaciones aeroespaciales.

Baterías de níquel-cadmio

A pesar del largo tiempo que se lleva utilizando este tipo de baterías, se ha estado produciendo un continuo desarrollo en electrodos, electrolitos y tecnologías de embalaje con el objetivo de disfrutar de una gran variedad de aplicaciones. Los componentes de una célula de la batería Ni-Cd incluyen un cátodo compuesto de hidróxido de óxido de níquel, un ánodo hecho de cadmio metálico y un electrolito de hidróxido de potasio.

Las células NiCd pueden estar constituidas de distintas formas para funcionar correctamente en diversas aplicaciones. Esta flexibilidad es el motivo por el cual Boeing ha elegido este tipo de baterías en aeronaves comerciales y militares con ciertos requisitos de poder específico.

Además del gran rango de aplicaciones, estas baterías presentan otras ventajas como la fiabilidad, la longevidad de sus células, el poco mantenimiento requerido, y un gran rango de temperaturas operacionales. En comparación con otros tipos de baterías, estas tienen menor coste, aunque por otra parte poseen una ratio de reciclaje bajo.

Baterías de níquel-metalhidruro

Las baterías de níquel-metalhidruro (NiMH) se encuentran disponibles en el mercado y están presentes en una gran parte de los vehículos eléctricos. Estas baterías, originadas como las sucesoras de las baterías de níquel-cadmio, exhiben una mayor densidad de energía y un mayor poder específico respecto a las baterías de plomo-ácido y a las níquel-cadmio. Los componentes de las células de las baterías de NiMH incluyen un cátodo compuesto de hidróxido de óxido de níquel, un ánodo de hidruro de Mischmetal (una aleación de elementos, formada principalmente por cerio, lantano y en menor cantidad por neodimio y praseodimio), un electrolito de KOH y un separador de membrana porosa de polipropileno.

Es aceptable desde el punto de vista medioambiental y se utilizan materiales reciclados en su construcción. Estas baterías no contienen materiales peligrosos, como el mercurio o el cadmio. También están libres de mantenimiento, y son muy seguras durante la carga y la descarga.

Históricamente, no se han utilizado estas baterías como fuentes primarias de energía en aplicaciones aeronáuticas. Sin embargo, sí son usadas dentro de otros sistemas o equipos en aeronaves.

Por ejemplo, para dar energía a sistemas como las puertas de emergencia o la iluminación interior que indica las salidas de emergencia.

Baterías de ion de litio

Las baterías de ion de litio están presentes en muchas aplicaciones aeroespaciales, automotivas, de electrónica de consumo y de electrónica militar. Estas baterías incluyen celdas de pequeño y gran tamaño. Las celdas pequeñas ofrecen muchas ventajas respecto a las grandes, incluyendo una alta fiabilidad, un alto volumen de fabricación, una alta eficiencia volumétrica y una probabilidad reducida de propagarse una fuga térmica entre celda y celda. Una celda de ión de litio está compuesta por un cátodo que contiene compuestos de óxido de litio (LiMnO , LiCoO_2 , etc.), mientras que el ánodo está formado por un compuesto basado en grafito. Existen varios tipos de electrolitos, aunque es común encontrar una combinación de carbonato de etileno, de carbonato de dietilo y de hexafluorofosfato de litio.

Las baterías de ion de litio están selladas, no requieren mantenimiento y presentan un poder específico elevado y unas ratios de descarga bajos, extendiendo por tanto su ciclo de vida. Las consecuencias medioambientales son mínimas en la producción del litio. Sin embargo, la estandarización del reciclaje es un reto, debido a la variación de materiales que presentan el cátodo, el ánodo y el electrolito. Ciertos obstáculos deben ser superados, como el desarrollo del reciclaje a gran escala, para que estas baterías puedan competir con otras tecnologías emergentes.

Durante el proceso de carga, los átomos de litio en el cátodo se transforman en iones de Litio que se desplazan desde el electrodo positivo al electrodo negativo de Carbono a través del electrolito. Los electrones también van desde el electrodo positivo hacia el negativo, pero toman el camino más largo a través del circuito exterior. Una vez llegan al ánodo, los iones de Litio y los electrones se combinan, depositándose en el interior de las capas de Carbono como átomos de Litio. Durante la descarga, los iones fluyen de vuelta a través del electrolito desde el electrodo negativo al electrodo positivo, a través del circuito externo. De nuevo, cuando los iones y los electrones se combinan en el electrodo positivo, se depositan en este como átomos de Litio.

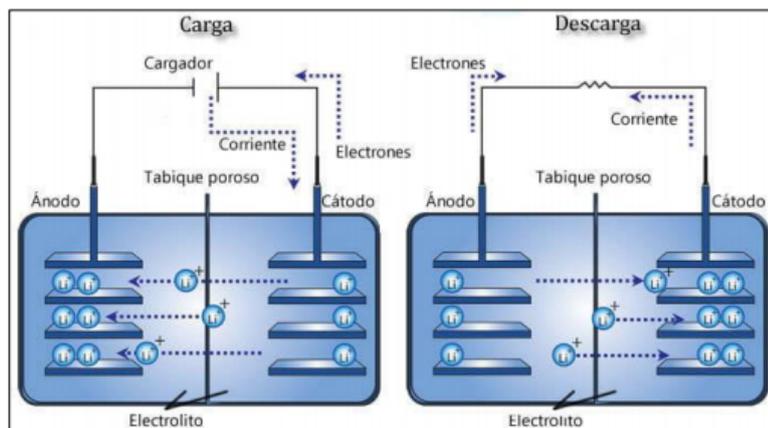


Figura 2.5 Esquema del funcionamiento de una batería ion-litio.[21].

Estas baterías poseen un rango óptimo de funcionamiento que varía enormemente con la temperatura, teniendo su mejor eficiencia bajo temperaturas suaves (de 15 a 25°C), aunque pueden funcionar entre los -20 y los 60°C. A temperaturas muy bajas o excesivamente elevadas, las prestaciones decaen. [51]

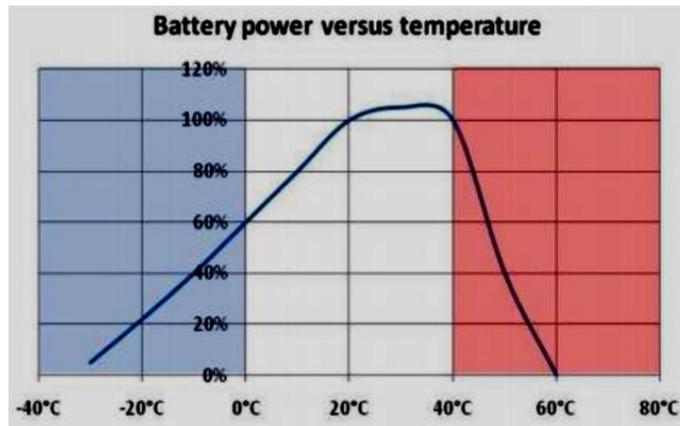


Figura 2.6 Curva de potencia respecto a la temperatura de las baterías ion-litio. [51].

Baterías de litio-sulfuro

Las baterías de litio-sulfuro (Li-S) tienen un gran potencial para revolucionar la industria de las baterías. Con una capacidad energética teórica de 2600 W/kg, tiene una capacidad cinco veces mayor que la batería de ión-litio. Es ligera, segura (no utiliza sustancias inflamables), con larga esperanza de vida y sin necesidad de mantenimiento. La batería es *eco-friendly* y tiene un bajo coste en comparación a los materiales empleados en el cátodo y ánodo de otras baterías, como el grafito o el LiCoO₂.

Tabla 2.2 Energía específica de futuras baterías [43].

Material	Coste por capacidad (\$/kAh)
LiCoO ₂	110
Grafito	1.9
Sulfuro	1×10^{-3}

Como todas las baterías de litio, existe un riesgo de combustión si se expone el litio al aire. La principal debilidad de estas células es la formación de dendritas de litio. Existen diversos métodos para prevenir la formación de dendritas, pero un estudio de la *University of Southern California* afirma que el uso de membranas de conducción mixtas (MCM) dentro de una batería de Li-S puede obtener un ciclo de vida comparable al actual estado del arte de las baterías de ión-litio.

El avance en esta tecnología está mostrando la posibilidad de que las baterías de Li-S puedan convertirse en la batería del futuro. El actual líder en el mercado de estas baterías es Oxis.

Baterías de litio-aire

Las baterías de litio-aire, también denominadas baterías de oxígeno-litio, utilizan un ánodo de metal de litio, un cátodo de carbono poroso y un electrolito, típicamente sal de litio. La capacidad teórica de las baterías de litio-aire las hace muy atractivas para aplicaciones aeronáuticas o automotivas. Sin embargo, existen bastantes retos tecnológicos que necesitan ser superados primero.

La capacidad teórica de estas baterías es de 11457 Wh/kg, aunque el actual estado del arte es de tan solo 500 Wh/kg. Uno de los mayores inconvenientes de estas baterías es que pierden un 25% de su capacidad original tan solo después de 50 ciclos de descarga. Este es uno de los mayores problemas tecnológicos al que se enfrenta el desarrollo de estas baterías. La eficiencia de carga con

un cátodo de carbono es de tan solo un 57%, un valor bastante menor a la eficiencia típica en las aplicaciones aeroespaciales superior al 90%. El uso de catalizadores de oro o platino pueden mejorar la eficiencia a un 73%, aunque es difícil que sea una solución factible desde el punto de vista comercial, debido al coste del platino y el oro.

Comparación entre baterías

A continuación se procede a comparar distintos rendimientos de los tipos de baterías descritos anteriormente, mediante el empleo de gráficas creadas por Boeing en su estudio sobre el impacto medioambiental de las baterías empleadas en el sector aeroespacial [43]. Se puede observar que aparecen en el estudio las baterías de zinc-aire. Se ha descartado el estudio de este tipo anteriormente debido a su bajo potencial en aplicaciones aeronáuticas.

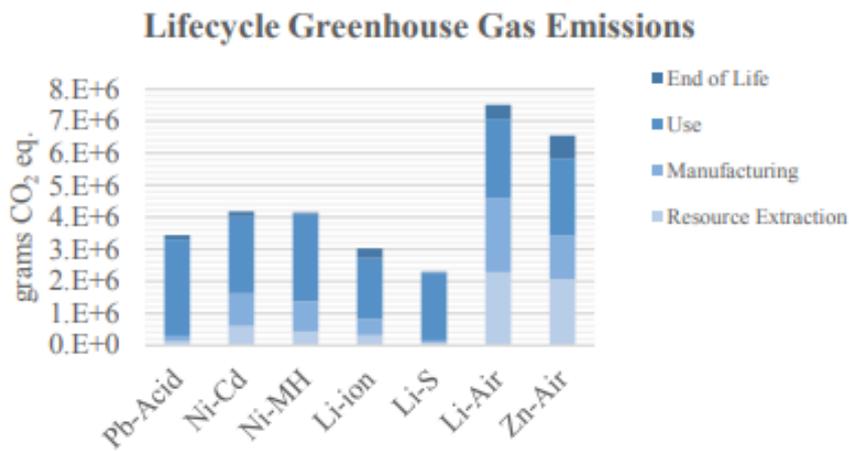


Figura 2.7 Emisiones de gases de efecto invernadero en un ciclo de vida [43].

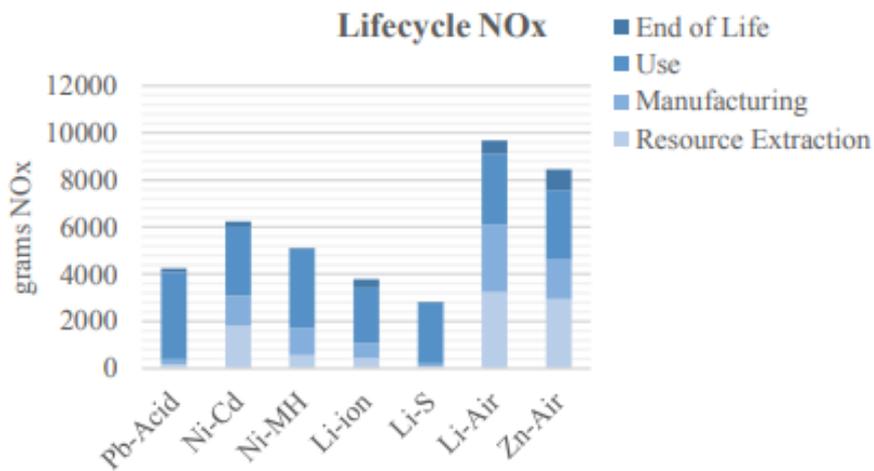


Figura 2.8 Emisiones de gases NOx en un ciclo de vida [43].

Como se puede observar en las Figuras 2.5, 2.6, 2.7 y 2.8, las baterías de Li-S superan al resto de baterías incluidas en este estudio. El bajo peso de estas baterías supera las posibles deficiencias que suelen presentar las baterías, como la baja eficiencia de carga o la mala reciclabilidad. Las baterías de Li-S no solo presentan el impacto medioambiental potencial más bajo para el sector

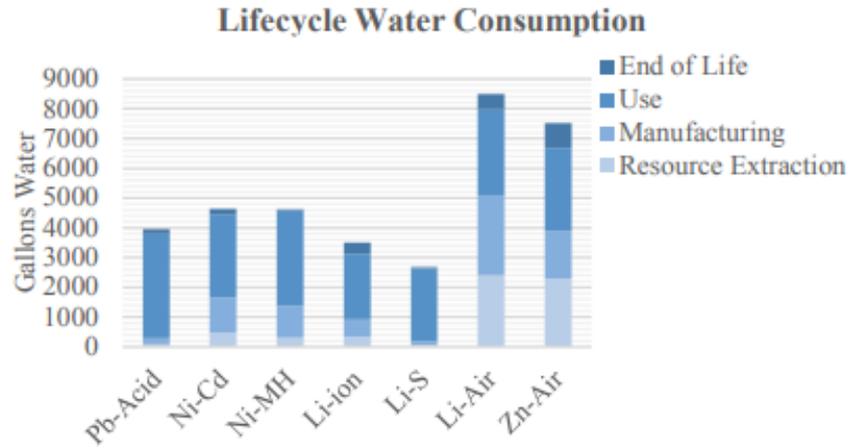


Figura 2.9 Consumo de agua en un ciclo de vida [43].



Figura 2.10 Residuos sólidos en un ciclo de vida [43].

aeroespacial, sino que también ofrece potencialmente un rendimiento energético muy superior al resto. No obstante, aún no se ha alcanzado la madurez tecnológica de estas baterías para poder utilizarlas regularmente en aplicaciones aeroespaciales.

2.2.6 Alternativas a las baterías

A pesar de que actualmente las baterías tienen actualmente un rol fundamental en el almacenaje de energía eléctrica en las aeronaves, y son la principal apuesta de la industria aeronáutica para el futuro, existen varias alternativas a estas que, a pesar de estar aún en fase de desarrollo e investigación, pueden ser muy importantes en el futuro de la aviación eléctrica como las pilas de combustible, los supercondensadores o las baterías en estado sólido, que se describirán con más detalle a continuación.

Pilas de combustible

Esta alternativa, semejante al funcionamiento de una batería, ha sido utilizada durante años en aplicaciones aeroespaciales. Sin producir ninguna emisión contaminante, esta tecnología convierte el combustible que almacena directamente en electricidad, siendo el hidrogeno líquido el combustible

más empleado en el sector aeroespacial.

Estas pilas están compuestas por un ánodo, un cátodo y un electrolito, como la estructura de las baterías. La reacción se produce alimentando hidrógeno en el ánodo y oxígeno en el cátodo, separados por una membrana electrolítica. Sin embargo, las pilas presentan una diferencia fundamental respecto a las baterías: no se agotan ni se cargan. Funcionan mediante la oxidación del hidrógeno en agua, pudiendo generar así energía eléctrica y calor sin tener que pasar por generadores. [?]

Supercondensadores

Los supercondensadores o supercapacitores son un tipo de condensadores capaces de almacenar una gran cantidad de energía eléctrica en comparación con los condensadores tradicionales. Si se aplica una diferencia de potencial entre las placas, se polariza el medio dieléctrico, creando así una diferencia de densidades entre las placas. Además, las ratios de carga y descarga son muy elevados.

Estos supercondensadores presentan una estructura similar a las baterías, ya que poseen dos electrodos, un electrolito, y un separador para aislar los electrodos.

Su principal virtud es que son capaces de obtener grandes cantidades de energía en poco tiempo, permitiendo una carga y descarga del mismo en tan solo segundos, y su vida útil es muy larga. Sin embargo, el principal inconveniente es que su capacidad y energía específica es bastante baja en comparación con otro tipo de baterías, como por ejemplo las de ion-litio que son las más implantadas actualmente (1-10 Wh/kg respecto a los 75-250 Wh/kg de las baterías ión-litio). [35]

Baterías en estado sólido

Las baterías de estado sólido se basan en el mismo principio de funcionamiento que una batería de iones de litio. La principal diferencia radica en el tipo de electrolito. Los de las baterías de iones de litio son líquidos, mientras que en este caso son de un material sólido. Los electrolitos de cristal son los más utilizados, aunque hay otros equipos de desarrollo trabajando con otro tipo de materiales, como los nanohilos de oro envueltos en manganeso. El electrolito de cristal permite usar un ánodo de metal alcalino, lo que incrementa la densidad de carga de la batería.

Así, una batería de estado sólido posee mayor autonomía, un tiempo de recarga breve y seguridad. Una batería de estado sólido puede almacenar tres veces más energía que una batería de ion-litio (650 Wh/kg aproximadamente respecto a los 75-250 Wh/kg de las baterías de ion-litio) y se recarga en menos de una hora. Además, debido al uso de material sólido, es también más segura, ya que en caso de accidente no se incendiaría (como sí ocurre con las de ion de litio) y además previene la formación de dendritas, alargando notablemente su vida útil y su seguridad.[38]

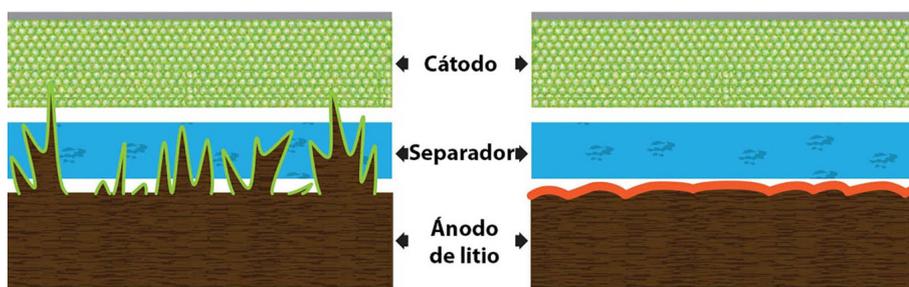


Figura 2.11 Deterioro de las baterías de ion de litio con el paso del tiempo. [38].

Baterías inerciales

Las baterías inerciales funcionan como almacenamientos de energía en forma de energía cinética, mediante el uso de volantes de inercia. Mediante el empleo de discos pesados o de gran diámetro, si estos giran a altas velocidades se puede conseguir un grado elevado de almacenamiento de energía. Además, mediante el uso de cojinetes magnéticos se consigue reducir la fricción, consiguiendo así no perder energía con rapidez. A pesar de ser menos denso que el acero, el material más empleado en estos sistemas es la fibra de carbono, siendo más resistente y capaz de girar a velocidades más elevadas (hasta unos 100000 rpm).

La cantidad de energía que puede ser almacenada depende de dos variables: la inercia del rotor (J) y su velocidad rotacional. La energía cinética del volante de inercia es descrita en la siguiente ecuación:

$$E = \frac{1}{2}J\omega^2 \quad (2.3)$$

La energía de entrada se suele extraer de una fuente eléctrica, como un eje o un motor eléctrico, que hace acelerar la batería inercial, y se ralentiza cuando comienza a descargarse.

Una de las principales ventajas que presentan las baterías inerciales son su larga durabilidad, pudiendo realizar una gran cantidad de ciclos. El actual estado del arte de estas baterías puede llegar a presentar una capacidad energética máxima de cientos de kilovatios-hora.

Uno de los problemas que presenta esta tecnología es la limitación de la velocidad del rotor que presenta por riesgo de sobrecarga debido al efecto giroscópico [14].

2.3 Estado actual de la investigación y desarrollo en la industria aeronáutica

En esta sección se va a exponer el actual estado de investigación, desarrollo y producción de aeronaves de propulsión eléctrica. Las limitaciones tecnológicas vistas anteriormente impiden a las compañías poder avanzar más rápidamente en la producción de los aviones eléctricos, teniendo disponible actualmente solo aviones con una demanda energética muy baja, es decir, aviones pequeños, de corto alcance y poca capacidad de carga. Mientras tanto, grandes empresas del sector aeronáutico como Airbus o Boeing, por una parte están introduciendo nuevos sistemas en las actuales aeronaves comerciales con el fin de optimizar el uso de combustible apostando por una mayor cantidad de sistemas eléctricos, mientras que por otra parte están desarrollando prototipos eléctricos a largo plazo que pueden revolucionar la industria aeronáutica tal y como la conocemos.

2.3.1 Eviation Alice**Tabla 2.3** Especificaciones del Eviation Alice [28].

Año objetivo	2021
MTOW	6349.8 kg
Pasajeros	9
Altitud de crucero	32808 ft
Velocidad de crucero	240 kt
Carga de pago	1250 kg
Alcance	440 NM



Figura 2.12 Batería inercial G6 de la NASA [41].

Este avión eléctrico, desarrollado por la empresa israelí Eviation, está construido a partir de un 95 % de materiales compuestos, posee un sistema *Fly-By-Wire* y se impulsa mediante tres motores de hélice, dos de ellos en las alas y uno en la parte trasera del fuselaje. Gracias a la tecnología de baterías de ión de litio, se alcanza una capacidad energética de 920 kWh, con un peso total de las baterías de 3600 kg (aproximadamente un 60 % del MTOW). Se expuso por primera vez esta aeronave en el Salon International de la Aeronáutica y el Espacio de París-Le Bourget en 2019, y se pretendía obtener la certificación de vuelo en 2021. Sin embargo, un incendio de las baterías que sucedió recientemente durante una de sus pruebas, posiblemente retrase el lanzamiento al mercado de este avión eléctrico.

Se pretende lanzar una segunda versión del modelo a partir de 2023 con mejores baterías (de aluminio-aire), para obtener un mayor alcance, de aproximadamente 738 NM.

2.3.2 Pipistrel Velis Electro

La avioneta eléctrica Velis Electro, diseñada y producida por la empresa eslovena Pipistrel, recibió en junio de 2020 el certificado de aeronave totalmente eléctrica por la EASA CS-LSA, convirtiéndose así en el primer diseño certificado como avión eléctrico. Se diseñó principalmente con el objetivo de ser una aeronave de entrenamiento. Con niveles de ruido de solo 60 dBa, el Velis Electro es



Figura 2.13 Eviation Alice [24].

Tabla 2.4 Especificaciones del Pipistral Velis Electro [28].

Año objetivo	2020
MTOW	600 kg
Pasajeros	2
Altitud de crucero	12000 ft
Velocidad de crucero	90 kt
Carga de pago	172 kg
Alcance	50 min MAX

considerablemente más silencioso que otros aviones, siendo así una aeronave óptima para realizar entrenamientos de vuelo en zonas urbanas sin contaminar acústicamente.

La empresa Pipistrel ya comenzó una importante producción de otro avión eléctrico similar en 2017, el Alpha Electro, también biplaza.

2.3.3 Ampair Electric EEL

El Ampair Electric EEL es una aeronave híbrida desarrollada por la start-up norteamericana Ampaire, en California. Este prototipo basado en el Cessna 337 Skymaster, reemplaza el motor de pistón delantero para introducir un motor eléctrico en configuración híbrida-paralela, optimizando la potencia y reduciendo costes de operación y contaminación.

Esta compañía ha desarrollado también recientemente en 2020 un nuevo prototipo denominado TailWind, con dos modelos disponibles. Uno de ellos será totalmente eléctrico y otro será híbrido, diseñado este último para recorrer distancias más largas.

2.3.4 VoltAero Cassio

El VoltAero Cassio es un avión híbrido-eléctrico que está siendo desarrollado por la startup francesa VoltAero. La empresa tiene como objetivo producir tres modelos distintos de este avión: uno de



Figura 2.14 Pipistrel Velis Electro [44].



Figura 2.15 Ampaire Electric EEL.

Tabla 2.5 Especificaciones del Pipistral Velis Electro [28].

Año objetivo	2022
MTOW	2500 kg
Pasajeros	4/6/10
Velocidad de crucero	200 kt
Alcance	3.5 h
Rango	650 NM (110 NM sólo eléctrico)

cuatro plazas, otro de seis, y finalmente uno de diez.

Esta aeronave utiliza un módulo de potencia eléctrica híbrida, integrando un grupo de motores eléctricos con un motor de combustión interna de alto rendimiento que sirve como extensor del rango, obteniendo finalmente una potencia desde 330 a 600 kW, correspondiendo a las distintas

versiones diseñadas de esta aeronave. Por ejemplo, el modelo de seis asientos posee un motor de combustión que proporciona 300 kW y tres motores eléctricos de 60 kW cada uno, proporcionando en total una potencia de 480 kW. El tren motriz está siendo validado en el avión de prueba de vuelo Cassio 1, garantizando así un elevado nivel de madurez para la certificación y posterior producción.



Figura 2.16 Prototipo del avión híbrido VoltAero Cassio.

2.3.5 Faradair BEHA

Tabla 2.6 Especificaciones del Faradair BEHA [28].

Año objetivo	2026
Pasajeros	9
Altitud de crucero	14000 ft
Velocidad de crucero	240 kt
Carga de pago	5000 kg
Alcance	1850 NM

El Faradair Aerospace BEHA (Bio Electric Hybrid Aircraft) es un prototipo de avión híbrido desarrollado actualmente por la compañía Faradair en Reino Unido.

2.3.6 Boeing

La empresa norteamericana es una de las empresas aeronáuticas que más ha avanzado en el desarrollo e integración de nuevos sistemas eléctricos en sus aeronaves, siendo por tanto, una compañía que ha avanzado mucho en la filosofía del MEA (More Electric Aircraft) [12]. Esta filosofía tiene como objetivo la reducción e incluso la eliminación de los sistemas de accionamiento tradicionales (hidráulicos, mecánicos y neumáticos) para que el sistema eléctrico sea el de mayor proporción de la aeronave, pudiendo obtener beneficios como la reducción de peso y mantenimiento, un mejor



Figura 2.17 Prototipo del avión híbrido Faradair BEHA.

control y monitorización, y en definitiva un incremento de la fiabilidad de la aeronave en general. El Boeing 787 es la aeronave que mejor representa esta tendencia.

Por otra parte, la compañía está llevando a cabo otros proyectos de electrificación de aeronaves. Uno de ellos es el SUGAR Volt. El SUGAR (Subsonic Ultra Green Aircraft Research) surgió de una lluvia de ideas sobre diseños de aviones futuros que fuesen más respetuosos con el medioambiente. Este proyecto se basa en la propulsión híbrida-eléctrica y otras tecnologías modernas con el objetivo de reducir los consumos de energía.



Figura 2.18 Prototipo del Boeing SUGAR Volt.

Otro proyecto que se está llevando a cabo por el grupo de Boeing HorizonX es el Zunum Aero, una startup estadounidense, que está desarrollando desde 2017 un prototipo de avión híbrido de 12 pasajeros.

2.3.7 Airbus

El gigante europeo tiene como uno de sus objetivos diseñar y desarrollar nuevas aeronaves eléctricas, desde aerotaxis urbanos hasta aeronaves comerciales. Desde el año 2010, Airbus se encuentra inmersa en el desarrollo de ambiciosos proyectos [3], algunos de los cuales están cerca de convertirse en una realidad. El primero de ellos fue el desarrollo del primer avión acrobático de cuatro motores totalmente eléctrico del mundo, el CriCri. Desde entonces, han logrado avances significativos en la electrificación del vuelo. Un modelo eléctrico de doble hélice, el E-Fan, pudo cruzar con éxito el Canal de la Mancha en 2015. Otros proyectos enfocados a la futura movilidad urbana, de despegue y aterrizaje vertical completamente eléctrico (eVTOL), como el Vahana y el CityAirbus, han completado muchas horas de programas de vuelo para garantizar seguridad y un alto rendimiento.

El E-Fan X [2], sucesor del E-Fan, que es 30 veces más potente que su predecesor, ha proporcionado a la compañía grandes avances en el conocimiento de la propulsión híbrida-eléctrica en serie. Este proyecto, que se estaba llevando a cabo junto a Siemens y Rolls-Royce, ha sido cancelado recientemente en abril de 2020 debido a las dificultades que se está enfrentando el sector aeronáutico por la crisis producida por la pandemia de la Covid-19.



Figura 2.19 Prototipo del Airbus E-Fan X [2].

Por otra parte, otros proyectos siguen adelante, como el demostrador de avión híbrido-eléctrico EcoPulse [6], que está siendo desarrollado junto a Daher, Safran, y con el apoyo del consejo de investigación de aviación civil francés CORAC. Safran, responsable del sistema de propulsión, ha finalizado la configuración técnica de sus seis motores eléctricos. Cada uno tendrá una potencia de 50 kW, con electrónica integrada y refrigeración de aire patentada. Además, también tiene preparado el sistema de gestión de potencia (un turbogenerador de 100 kW) y el cableado de alta tensión que suministrará energía eléctrica a los propulsores. Durante el primer trimestre de 2021, se han realizado pruebas del motor eléctrico y demás elementos de la aeronave en el túnel de viento de Airbus, con el objetivo a cumplir el primer vuelo previsto para 2022.

Finalmente, cabe destacar el proyecto de investigación ASCEND [1], cuyo objetivo es la maduración de las tecnologías criogénicas y de superconductividad para potenciar el rendimiento de la



Figura 2.20 Prototipo del Airbus EcoPulse [6].

propulsión eléctrica, e híbrida-eléctrica en futuras aeronaves.

2.3.8 Rolls-Royce

La empresa británica tiene como uno de sus objetivos a largo plazo conseguir desarrollar e implantar en el mercado aeronáutico sistemas propulsivos completamente eléctricos con el objetivo de reducir las emisiones contaminantes y los niveles de ruido. Considerando que el primer paso para conseguir estos objetivos es el desarrollo de sistemas híbridos-eléctricos, la organización se encuentra actualmente inmersa en varios proyectos.

El primero es el ACCEL [48], considerado como el avión eléctrico más veloz del mundo, tiene el objetivo de superar las 300 millas por hora. Presenta una estructura de baterías diseñada específicamente para conseguir elevadas velocidades y proveer suficiente energía para volar 200 millas (aproximadamente desde Londres a París) con solo una carga. Un sistema avanzado de refrigeración permite a las baterías soportar las temperaturas extremas y las altas demandas de corriente durante el vuelo. Por otra parte, el ACCEL utilizará tres motores eléctricos que mandará una potencia conjunta de 370 kW a la hélice. La hélice gira a menos RPM que las de un avión convencional, lo que significa mayor estabilidad y menor ruido.

Por otra parte, la compañía tiene otros proyectos a corto plazo, como los aviones híbridos Apus i-5 y H3PS, además de proyectos conjuntos con Airbus ya mencionados anteriormente, como el CityAirbus o el cancelado E-Fan X.



Figura 2.21 Prototipo del ACCEL de Rolls-Royce [48].

3 More Electric Aircraft

La principal fuente de energía de los subsistemas que se pueden encontrar en una aeronave de gran tamaño son los motores de turbina de gas. Como se puede observar en la figura 3.1, tradicionalmente estos motores se utilizan principalmente para propulsar a la aeronave, aunque también deben proveer energía al resto de cargas repartidas por la aeronave.

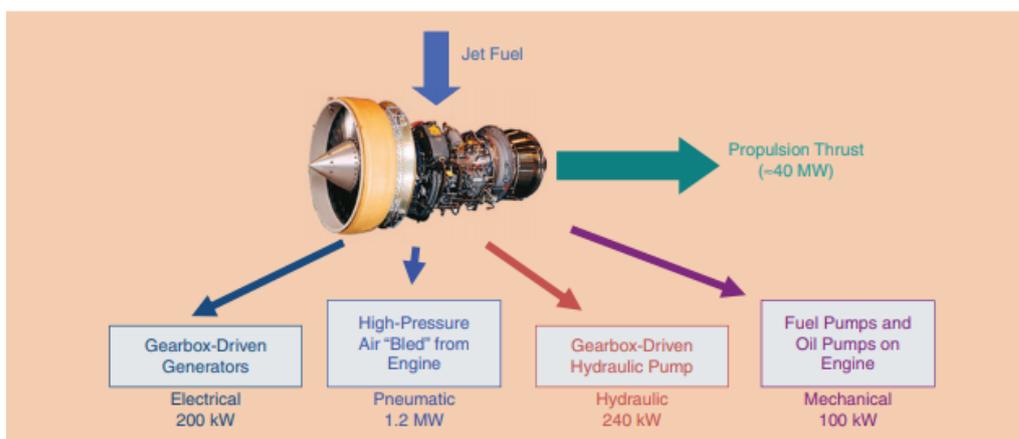


Figura 3.1 Estructura de sistemas de potencia de aeronaves convencionales. [50].

Las arquitecturas convencionales de potencia no-propulsiva que presentan los aviones civiles son una combinación de sistemas hidráulicos, mecánicos, neumáticos, y eléctricos. El sistema hidráulico es utilizado para la mayoría de actuadores de la aeronave, tanto para el control del vuelo como para sistemas auxiliares. El sistema mecánico es necesario para el bombeo de combustible y aceite, principalmente en los motores. El sistema neumático se encarga de alimentar el Sistema de Control de Presurización (ECS) y de proporcionar de aire caliente a los sistemas anti-hielo de las alas. Las principales desventajas que presenta este sistema es su baja eficiencia así como su dificultad para detectar errores. Por último, el sistema eléctrico se utiliza para la aviónica, la iluminación, la cabina u otros sistemas como el entretenimiento a bordo. No requiere una infraestructura pesada.

Convencionalmente las aeronaves han presentado estos cuatro sistemas de potencia separados, cada sistema enfocado a sus cargas dedicadas. Sin embargo, considerando la aeronave como un todo, se puede observar que se podría mejorar la eficiencia, así como reducir el peso, si se utilizara tan solo una fuente de potencia para todos los sistemas. Aquí es donde entra el concepto More Electric Aircraft (MEA), cuyo objetivo es utilizar únicamente potencia eléctrica para tratar de conseguir una serie de ventajas y mejoras, entre las que destacan la reducción del peso como se ha

citado anteriormente, consumo de combustible, y por tanto reducir el impacto medioambiental de todos los vuelos o la eliminación de los sistemas hidráulicos, mejorando por tanto la fiabilidad de estos sistemas. Por otra parte, la sustitución del sistema neumático elimina la necesidad de un sistema de sangrado de aire a la turbina, lo que conlleva a una mejora importante en el rendimiento de esta.

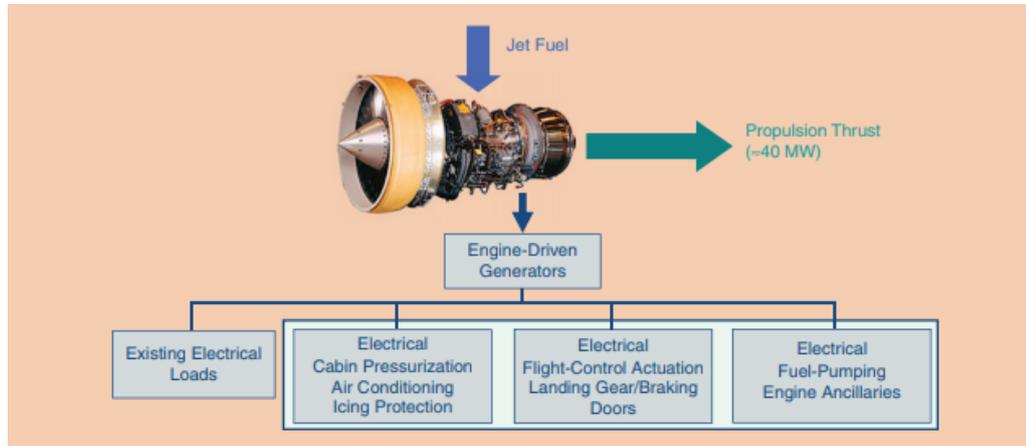


Figura 3.2 Estructura de sistemas de potencia en aeronaves MEA. [50].

En la Tabla 3.1 se muestra una comparación de la implementación de sistemas eléctricos entre las aeronaves comerciales de transporte más grandes.

Tabla 3.1 Comparación entre aeronaves comerciales de la implementación de sistemas eléctricos. [49].

Aeronave	B787	A380	A350
Nº de motores	2	4	2
Nº de generadores/motor	2	1	2
Energía del gen./motor	250 kVA	150 kVA	100 kVA
Voltaje a la salida del gen.	235 V	115 V	230 V
Nº generadores/APU	2	1	1
Energía del gen./APU	225 kVA	120 kVA	150 kVA
Energía de la RAT	N/A	150 kVA	100 kVA
Método ECS	Compresores eléctricos 4x100 kW	Sangrado	Sangrado
Sistema de frenado	Eléctrico	Hidráulico	Hidráulico
Sistema de actuadores	EHA	Conv./EHA	Conv./EHA

3.1 Aproximación a los principales subsistemas y tendencias del MEA

3.1.1 Sistema de potencia eléctrico

Las aeronaves comerciales convencionales solían utilizar un voltaje de 115 V (en AC línea-neutro) con una frecuencia de 400 Hz. En esta arquitectura, el generador se conecta al motor principal mediante una transmisión mecánica, lo que mantenía la velocidad mecánica y por tanto la frecuencia constante de la red eléctrica. Como muchos de los sistemas más importantes del avión, incluyendo el encendido de los motores principales o los sistemas anti-hielo e hidráulicos, no funcionan mediante energía eléctrica, la generación de potencia eléctrica requerida es más baja que las aeronaves más actuales. En estos aviones convencionales la potencia eléctrica se usaba principalmente para dar

potencia a los fanes que recirculaban el aire por el avión, para los equipos de aviónica, cargas a bordo como televisiones o sistemas de entretenimiento a los pasajeros, iluminación y cargas de servicio a pasajeros que requerían el uso de frigoríficos u hornos.

Los fanes se encendían directamente a 400 Hz sin ningún tipo de transformador electrónico. Por tanto, durante el inicio de los motores de inducción, podía circular una cantidad muy grande de corriente de un orden entre seis a diez veces mayor que la corriente nominal. El sistema eléctrico convencional también posee buses de 28 V de continua. Estos 28 V se obtenían transformando los 115 V-400 Hz de alterna mediante rectificadores

En los aviones comerciales de gran tamaño, la generación eléctrica se suele producir mediante generadores situados en cada motor. Dependiendo el tipo de la aeronave, podría haber más de un generador conectado a cada motor, como generadores de respaldo, con el objetivo de cumplir los requisitos de redundancia y rango. El APU (Auxiliary Power Unit) es otra fuente de energía eléctrica para proveer de energía a la aeronave cuando se encuentra en tierra. Las APUs también pueden proveer de energía durante el vuelo bajo ciertas condiciones, incluyendo emergencias. Sin embargo, el rendimiento de estas en altas altitudes se reduce considerablemente debido a la baja densidad del aire. Además, la RAT (Ram Air Turbine), formada por una pequeña turbina de aire, se introduce como una alternativa de generación eléctrica, activada por el piloto en casos de emergencia.

En los nuevos aviones, como el Boeing 787 o los Airbus A380 y A350, los buses típicos de tensión y frecuencia constantes se sustituyen por los de tensión constante y frecuencia variable. En este escenario, mientras la tensión se regula a 115 o 230 Vca, la frecuencia del bus cambia proporcionalmente a la velocidad del motor y, dependiendo del motor y del tipo de avión, la frecuencia puede variar entre 350 y 800 Hz. Este cambio de paradigma requiere la conversión de energía para muchas cargas, incluidos los accionamientos de los motores y, como resultado, se necesitan convertidores electrónicos de potencia para convertir la energía de AC a DC y de DC a AC. La conversión de potencia de DC a DC también es necesaria para muchos sistemas, incluidos los cargadores de baterías.

Otra ventaja que aporta el paso a los aviones más eléctricos es la flexibilidad para generar y distribuir la energía de forma eficiente. En las aeronaves convencionales, toda la energía se generaba en las alas, cerca de los motores principales, y cerca de la APU, antes de dirigirse a la parte delantera del avión para su protección y control. Esta arquitectura tradicional se muestra en la Figura 3.3 y se denomina distribución centralizada del sistema de energía.

En una configuración más eléctrica, se consigue la posibilidad de eliminar esta configuración de red mediante la distribución remota. El resultado es un aumento de la eficiencia del sistema de distribución de energía, ya que se reducen las pérdidas en la línea debido a las distancias más cortas entre la generación y el consumo. Además, se puede conseguir un importante ahorro de peso y volumen, ya que se puede reducir la potencia nominal de los conductores principales. Estos ahorros de peso y reducciones de potencia contribuyen tanto a mejorar la eficiencia del combustible de la aeronave como a reducir el coste total, ya que el equipo de menor potencia puede proporcionarse a un precio reducido. Además, la configuración del sistema de energía distribuida permite ahorrar costes de mantenimiento. El Boeing 787 es un ejemplo de esta moderna configuración de red y se muestra también en la Figura 3.3.

Otra ventaja de la electrónica de potencia en las arquitecturas MEA es la libertad de poder hacer funcionar el motor a distintas velocidades, lo que permite que el motor actúe en su punto óptimo de funcionamiento en función de la carga requerida. En teoría, las máquinas eléctricas de mayor

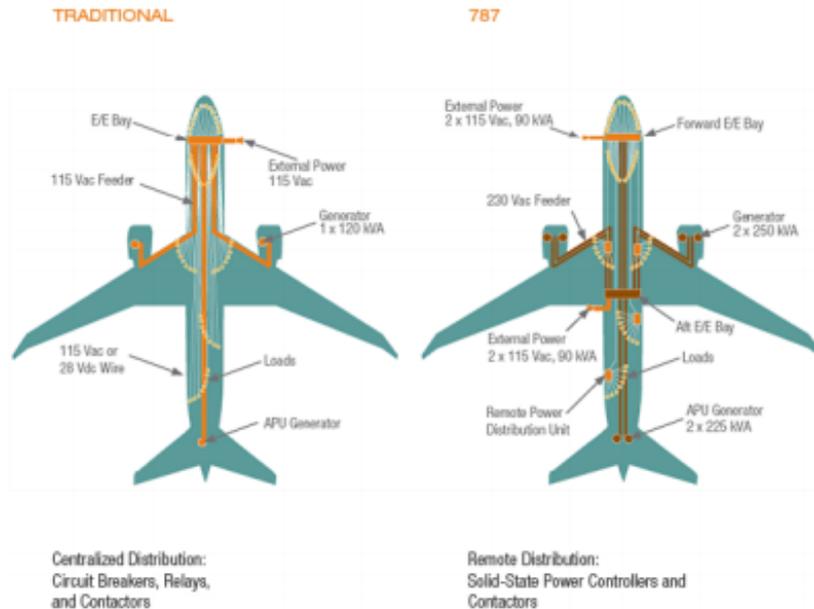


Figura 3.3 Comparación entre los sistemas de una aeronave convencional y el Boeing 787. [49].

velocidad mecánica son preferibles porque, a medida que aumenta la velocidad mecánica, disminuye el peso y el volumen de la máquina eléctrica para una capacidad de potencia deseada. Además, la arquitectura MEA introduce la necesidad de una electrónica de potencia para accionar el motor eléctrico, por lo que se presenta la oportunidad de sustituir las actuales máquinas de inducción por motores de imanes permanentes. Estas máquinas son preferibles porque tienen una densidad de potencia y una eficiencia intrínsecamente superiores a las de los motores de inducción. Aunque hay un aumento en el coste de los componentes y la complejidad con la adición de convertidores electrónicos de potencia individuales para las máquinas eléctricas, las compensaciones positivas incluyen la capacidad de elegir velocidades de funcionamiento más altas de los motores, lo que reduce el peso y el volumen del motor.

3.1.2 Encendido de los motores

La electrificación de las aeronaves ha afectado al subsistema de arranque del motor principal (MES), que en un avión de comercial tradicional se lleva a cabo utilizando energía neumática. Resumiendo este sistema, la unidad de potencia auxiliar (APU) genera aire comprimido, que luego se dirige normalmente desde la cola del avión, donde reside la APU, a los motores principales, a través de conductos de aire. En el interior del motor, hay un accesorio llamado arrancador de turbina de aire (ATS).

El ATS actúa como un motor neumático para hacer girar el motor. Una vez que el motor alcanza una determinada velocidad, la mezcla de combustible y aire se quema en la cámara de combustión del motor para arrancarlo. También suele haber un sistema provisional en el que se utiliza una conexión neumática, es decir, conductos de aire, entre varios motores principales para arrancar el otro motor. Este sistema provisional es necesario para suministrar el aire comprimido para arrancar los otros motores durante el vuelo, ya que a grandes alturas la APU puede no funcionar correctamente debido a la reducida densidad del aire o puede no generar suficiente energía para suministrar dicho aire comprimido. Una alternativa a la APU para el MES es el uso de equipos de soporte en tierra, que proporcionan aire comprimido al motor principal mientras está en tierra.

En los Airbus A350 y A380 se utiliza el sistema neumático para arrancar la turbina. No obstante, el Boeing 787 ha eliminado este sistema. En su lugar, los generadores del motor principal funcionan como motores para lograr el arranque del motor principal. De ahí que se llamen generadores de arranque del motor principal. Los cables eléctricos proporcionan la energía necesaria para arrancar los motores principales. Este nuevo sistema requiere la conversión de la energía de AC de los generadores de la APU en energía de DC y luego de nuevo de DC a AC para lograr el control de la tensión variable y la frecuencia variable del motor principal de arranque/generadores, por lo que se necesitan rectificadores e inversores. La Figura 3.4 muestra un diagrama del sistema de arranque del motor principal con las APU tradicionales y eléctricas.

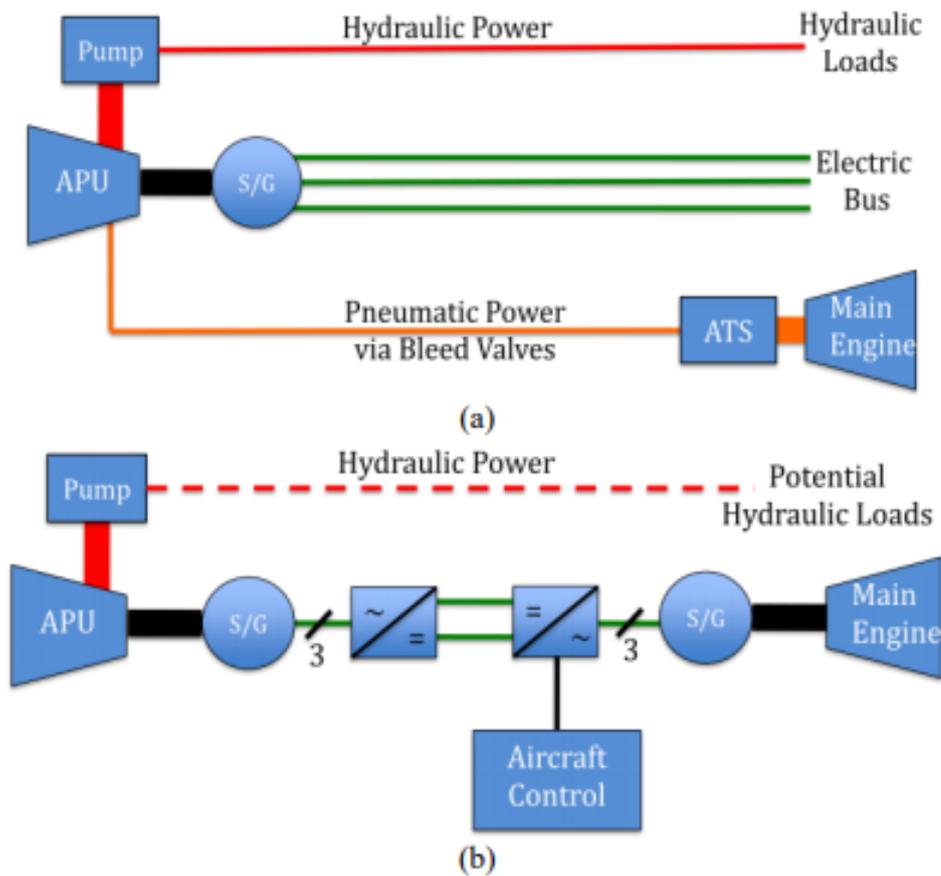


Figura 3.4 (a): APU tradicional. (b): APU totalmente eléctrico. [49].

En este escenario, es necesario que el dimensionamiento eléctrico, magnético y térmico del generador forme parte del nuevo análisis del sistema que debe realizarse. Es preferible que el requisito de par máximo de arranque eléctrico del motor principal no supere el par máximo necesario para la generación, a fin de evitar cualquier penalización adicional de peso y volumen para los generadores del motor principal. Las cuestiones relacionadas con la adición del arranque eléctrico de los motores son un campo de investigación actual, incluidas las posibles estrategias de control para este nuevo sistema. El desafío radica en la capacidad de dimensionar correctamente los valores nominales del motor principal y de las APU, además de la electrónica de potencia.

3.1.3 APU

Como se ha mencionado anteriormente, las APUs tradicionales proveían también potencia hidráulica de respaldo en caso de avería del principal sistema hidráulico de la aeronave. Con el encendido eléctrico de los motores y de los sistemas anti-hielo, se podrían eliminar la alternativa hidráulica y neumática que presentaban las APUs, teniendo por tanto APUs totalmente eléctricos.

Una de las principales diferencias entre las APU convencionales y las eléctricas es que la APU eléctrica requiere un generador muy grande y, como resultado, las consideraciones de diseño del sistema global pueden requerir que se utilicen dos APU por la potencia total necesaria y/o por razones de redundancia. Históricamente, en los aviones de transporte comercial tradicionales, la APU estaba conectada a un solo generador; sin embargo, en el Boeing 787 se utilizan dos generadores conectados a la APU debido al aumento de las cargas eléctricas en la arquitectura del avión.

Otros esfuerzos de investigación interesantes en el avance de las APU han sido la exploración de posibles fuentes híbridas para la APU, incluyendo tanto una turbina de gas como pilas de combustible.

3.1.4 Sistemas de control ambiental

La ampliación del uso de los sistemas eléctricos también se ha llevado a cabo mediante la eliminación del sangrado del aire para los sistemas de control ambiental (ECS). Los ECS (Environmental Control Systems) se utilizan para lograr el confort de los pasajeros regulando la temperatura y la presión del aire de la cabina. Convencionalmente, el aire de purga se obtenía de una o dos de las etapas del compresor del motor principal [23]. Por ejemplo, el ECS de los Airbus A350 y A380 se basa en una arquitectura de sangrado de aire. Sin embargo, en el Boeing 787, en lugar de aprovechar el sangrado del motor, se utiliza un conjunto de compresores que utilizan energía eléctrica para regular la temperatura y la presión en la cabina. Así, en este sistema se ha podido eliminar el sistema neumático y los conductos de aire del motor.

Uno de los retos de electrificar el ECS es el dimensionamiento del sistema y el cálculo de la energía eléctrica necesaria para todas las fases del vuelo. La fiabilidad y la redundancia son otras dos consideraciones importantes del ECS y contribuyen al diseño de la arquitectura total del sistema de energía eléctrica. Sin embargo, dado que la regulación de la temperatura de la cabina y de la presión del aire requiere una gran cantidad de energía eléctrica, la generación de energía a bordo tiene que aumentar considerablemente para los generadores del motor principal. En la Figura 4 se muestran los diagramas que comparan los sistemas con sangrado y sin sangrado del aire. En esta figura simplificada, el sistema ECS contiene varios compresores, ventiladores, bombas, intercambios de calor, válvulas y tuberías.

3.1.5 Electrificación de los sistemas hidráulicos

En las aeronaves tradicionales, los sistemas hidráulicos se utilizan para el control de las superficies primarias y secundarias, el frenado, el tren de aterrizaje y muchas otras funciones importantes. Estos sistemas hidráulicos dependen de actuadores de accionamiento mecánico, pero la tendencia actual es sustituirlos por actuadores electrohidráulicos (EHA) o electromecánicos (EMA).

Tanto los EMA como los EHA requieren un motor eléctrico y un inversor. Los EHA incluyen una bomba hidráulica reversible, un cilindro y un depósito de fluido hidráulico. Estos actuadores resultan atractivos para los aviones del futuro ya que eliminan la fuente hidráulica externa y los sistemas de tuberías. Por lo tanto, los EHA se consideran ventajosos por su peso, volumen, fiabilidad

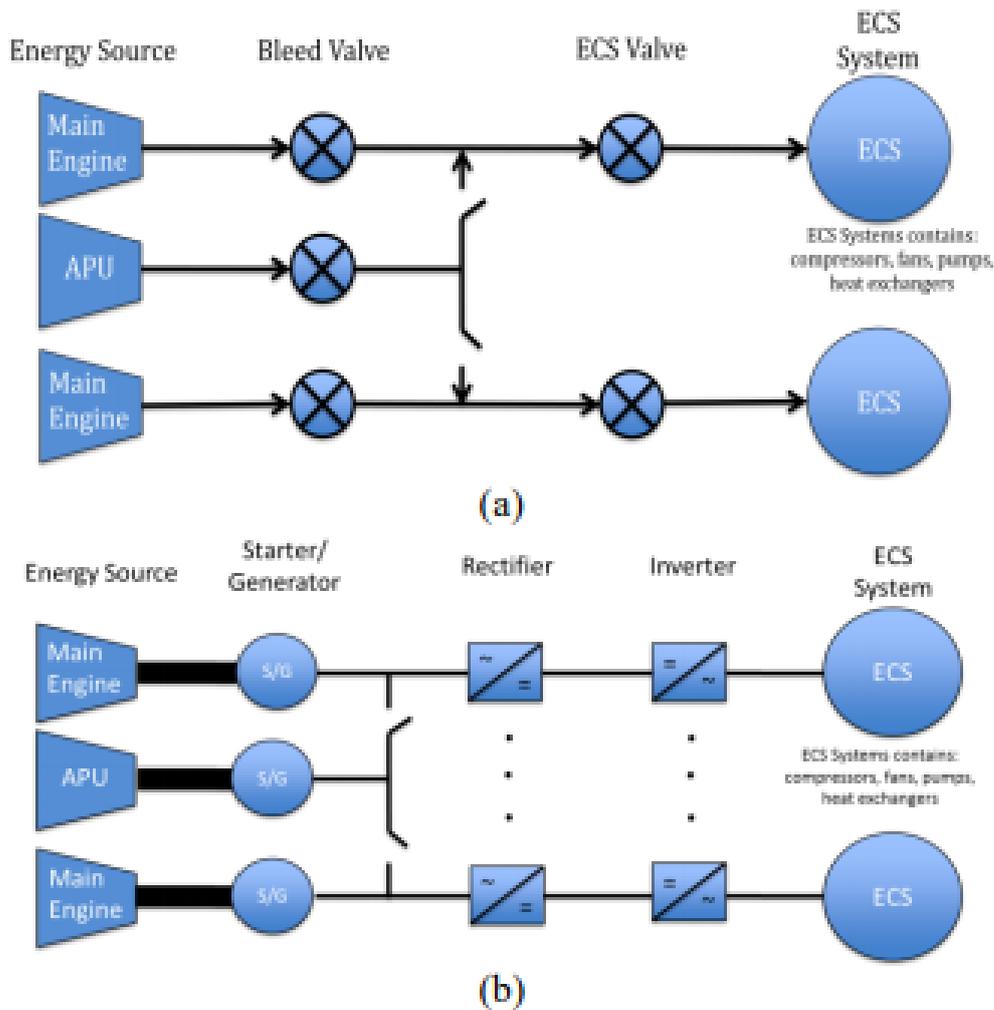


Figura 3.5 (a): ECS con sangrado de aire. (b): ECS eléctrico. [49].

de envío y ventajas de coste. Por el contrario, los EMA no utilizan ningún tipo de energía hidráulica, sino que emplean una caja de cambios y un sistema mecánico para transformar el movimiento rotatorio en movimiento lineal.

Esto permite que los motores EMA hagan funcionar una bomba hidráulica reversible. Como resultado, los EMA son más eficientes que los EHA y son una mejor alternativa para un funcionamiento sin fugas y con mayor fiabilidad. Sin embargo, uno de los principales inconvenientes de los EMA es su potencial de atasco mecánico. Este es un reto importante que hay que resolver para que los EMA se conviertan en una opción viable para aplicaciones de seguridad críticas, como las superficies primarias y el despliegue del tren de aterrizaje.

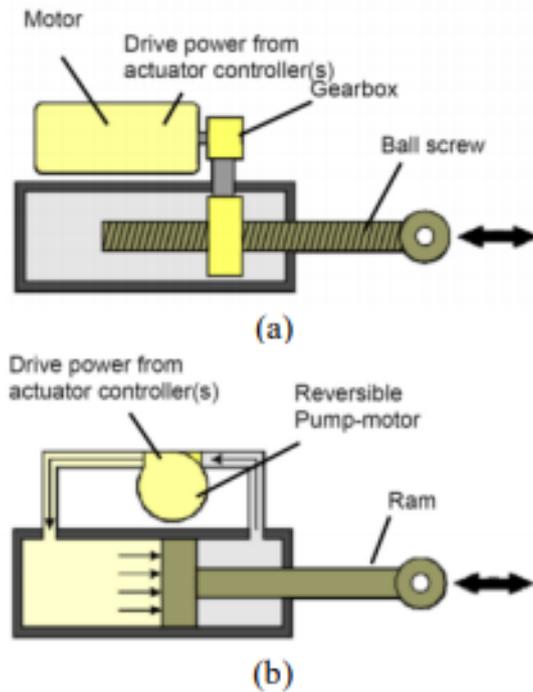


Figura 3.6 Comparación entre sistemas EMA y EHA. [49].

3.2 Eficiencia del MEA

Como se mencionó previamente, una nueva arquitectura en el MEA sin sangrado elimina el sistema neumático tradicional, pasando la mayoría de sistemas de la aeronave que utilizaban aire de sangrado a alimentarse mediante energía eléctrica (véase el aire acondicionado o los sistemas anti-hielo de las alas).

A continuación, se muestra una comparación de los niveles de potencias típicos requeridos entre aeronaves convencionales y aeronaves MEA en la Tabla 3.2. Se concluye que la potencia total no-propulsiva de una aeronave convencional es de 1.74 MW aproximadamente, un 74% mayor que en los aviones MEA. En ambos casos la potencia de empuje equivale a unos 40 MW.

Tabla 3.2 Comparación de niveles de potencias típicos de los principales sistemas entre aeronaves convencionales y MEA [52].

Aeronave	Empuje (MW)	Eléctrico (kW)	Neumático (kW)	Hidráulico(kW)	Mecánico (kW)
Convencional	40	200	1200	240	100
MEA	40	1000	0	0	0

Se puede observar que la arquitectura MEA presenta varias ventajas, destacando:

- Mejora del consumo de combustible debido a una mayor eficiencia en la extracción, transferencia, y uso de la potencia.
- Se reducen los costes de mantenimiento debido a la eliminación del sistema de sangrado de aire que requiere un intensivo mantenimiento.
- Mejora la fiabilidad debido al uso de electrónica de potencia moderna.
- Se reduce el consumo de combustible debido a una reducción de peso de la aeronave.

Una arquitectura sin sangrado de aire permitiría a los motores producir empuje de una forma más eficiente, ya que todo el aire comprimido a alta velocidad se utilizaría únicamente para el empuje. Los sistemas neumáticos utilizaban parte de este aire, reduciendo el empuje e incrementando por tanto el consumo de combustible.

Los conductos utilizados para circular el aire presurizado alrededor de la aeronave, hechos de titanio, emplean válvulas y enfriadores, lo que hace aumentar el peso del avión. El sistema eléctrico no solo consigue reducirlo. Además, es un sistema más fácil de monitorizar y controlar, produciendo solamente la potencia requerida en cada momento. Los sistemas neumáticos convencionales suelen requerir más potencia de la necesaria en la mayoría de las ocasiones, y en consecuencia, se malgasta toda la energía en exceso.

4 Métodos de recuperación energética

Otra de las vías de investigación del presente y futuro de la aviación son los métodos de recuperación de energía durante distintas fases del vuelo, como el descenso o el aterrizaje. La recuperación de energía consiste en cualquier técnica o método que tenga el objetivo de reducir al mínimo posible la pérdida energética de un sistema. Esta energía puede ser de cualquier tipo. En la mayor parte de sistemas de recuperación energética se trabaja con energía térmica o cinética.

Este tipo de tecnologías llevan siendo desarrolladas e implantadas en el sector automotivo desde hace bastantes años, tanto en vehículos híbridos de calle (diseñados por Toyota principalmente, aunque también por BMW, Volvo o Fiat) como en el mundo del *motorsport*, como en la F1 o en la Indycar, utilizando sistemas como el freno regenerativo, o más conocido como KERS (*Kinetic Energy Recovery System* en inglés), que permite transformar parte de la energía cinética que pierde un vehículo al frenar en energía eléctrica, almacenada para un futuro uso.

Como se ha podido observar anteriormente, el actual estado del arte de la aviación eléctrica está todavía muy lejos de llegar a conseguir vuelos comerciales de más de 100 pasajeros total o parcialmente eléctricos. Así pues, viendo las limitaciones tecnológicas actuales que presentan las aeronaves eléctricas e híbridas, a pesar de los avances conseguidos con el MEA, optimizando el rendimiento energético de la aeronave y reduciendo los costes operativos y de mantenimiento, entre otras cosas, es importante analizar esta vía de investigación en pos de conseguir una gestión energética más eficiente durante los vuelos.

4.1 Taxi eléctrico

Muchas veces se olvida que una de las operaciones de vuelo más ineficientes que realiza una aeronave comercial es tradicionalmente el taxi, dedicando una parte significativa del tiempo total de vuelo a completar esta fase antes del despegue, y justo después del aterrizaje. El término "Taxi" en el mundo aeronáutico hace referencia a cualquier movimiento de la aeronave en tierra, ya sea el recorrido hacia la pista para el despegue o hacia la puerta de embarque tras aterrizar. Tradicionalmente, las aeronaves utilizan sus propios motores para llevar a cabo el taxi, aumentando por tanto el gasto de combustible, la emisión de gases y la contaminación acústica. Además, la marcha atrás de un avión para salir de una terminal todavía requiere asistencia externa por parte de un remolcador. Por ejemplo, un Boeing 737 suele consumir entre 8 y 11 kilogramos al minuto de combustible al ralentí.

Con el fin de solucionar estos problemas, aparece un concepto muy prometedor para mejorar la operación del taxi: la integración de motores eléctricos en las llantas de las ruedas principales de la aeronave. Así se conseguiría optimizar energéticamente esta fase del vuelo, consiguiendo

principalmente reducir el consumo de combustible, con todo lo que eso conlleva, reducir las horas de uso de los motores principales, y mejorar la maniobrabilidad de la aeronave, reduciendo así el tiempo y el coste de la operación.

Un ejemplo de la implementación de esta tecnología en el sector comercial aeronáutico es la aerolínea EasyJet. En colaboración con la Universidad de Cranfield, han desarrollado un sistema de taxi eléctrico que les permitirá ahorrar aproximadamente un 4% del combustible, lo que permitiría a la compañía reducir en unos 25 a 35 millones de dólares anuales los gastos por este concepto. [37]

El sistema utiliza una pila de combustible de hidrógeno situado en la bodega de la aeronave y permitirá que la energía sea capturada mediante los frenos de la aeronave en el aterrizaje para cargar las baterías ligeras del sistema cuando la aeronave está en el suelo.

4.1.1 Beneficios

Ahorro en combustible

Se estima que realizar el taxi utilizando los motores principales conlleva un coste de 7 mil millones de dólares, sólo en combustible. Mediante el uso de esta tecnología, es posible recortar el consumo de combustible, reduciendo los costes y minimizando los efectos de retrasos imprevistos en tierra.

Ahorro en tiempo

Con este sistema, el piloto será responsable de conducir la aeronave mientras los motores se encuentran apagados. Esto significa que el avión puede despegar inmediatamente después de la aprobación proporcionada por la torre de control, sin necesidad alguna de esperar a los remolcadores.

Los Jet blasts en la zona de pista son una de las principales causas de daños en las aeronaves y de peligro para el personal de tierra. Estos problemas de seguridad dan lugar a numerosas restricciones de las operaciones en tierra que repercuten en los costes operativos y de programación.



Figura 4.1 Deflector estándar en aeropuertos contra chorro o jet blasts [20].

Protección de FOD

Se define como FOD (Foreign Object Debris) a cualquier objeto encontrado en una localización inapropiada de las pistas, y como resultado, puede dañar equipos o personal de las aeronaves. Durante las operaciones en tierra, los motores suelen succionar polvo y otros tipos de debris. Se calcula que el 85 % de estos objetos FOD se pueden encontrar alrededor de la puerta de embarque y las áreas de taxi. Frecuentemente, estos objetos dañan la estructura, las ruedas y los motores del avión.

Con este sistema, el daño producido por las FOD puede ser reducido ya que la aeronave realiza el taxi con sus motores principales apagados, permitiendo así recortar en costes de mantenimiento, lo que significa un aumento de la eficiencia reduciendo tiempos fuera de servicio no programados.

Protección de los frenos

Otro sistema que sale beneficiado con el uso del taxi eléctrico son los frenos. Si los motores propulsores están apagados durante el taxi, no será preciso utilizar los frenos para contrarrestar el empuje de los motores. Es decir, el aumento del control de la velocidad permite aumentar la durabilidad del sistema de frenos.

Seguridad

El uso de los motores en las calles de los aeropuertos puede crear graves problemas de seguridad que requieren estrictas medidas de seguridad. Por ejemplo, los vehículos y el personal suelen estar prohibidos en la zona alrededor de las aeronaves mientras los motores estén en uso. Con este sistema eléctrico, muchos de los procedimientos de seguridad en tierra podrían dejar de ser tan estrictos, lo que permitiría unas operaciones de cambio más rápidas, fluidas y seguras.

Mientras los motores de las aeronaves están en tierra también pueden inhalar objetos como pájaros, equipaje o herramientas que pueden salir despedidos y propulsados, convirtiéndose en proyectiles muy peligrosos.

4.1.2 Desventajas

Existen varios problemas que retrasan la implementación de esta tecnología en el sector aeronáutico. La mayoría de ellas tienen que ver con la falta de espacio que presentan los trenes de aterrizaje, lo que dificulta la implementación de este motor eléctrico. Aunque también existen otros problemas relacionados con el peso del sistema eléctrico y con el desgaste de los neumáticos.

La implementación de esta tecnología no solo conlleva a un aumento del peso en general, sino también una necesidad de aumentar la resistencia de la estructura del morro del avión para soportar el peso y el torque que produciría el motor eléctrico.

Otro problema que hay que tener en cuenta es el efecto nocivo que podría tener en los neumáticos del avión. El exceso del peso producido por el motor eléctrico podría provocar un desgaste más rápido de los neumáticos. Además, el rendimiento de los neumáticos en condiciones húmedas o heladas de la pista podría verse comprometido.

4.2 Freno regenerativo

Tras analizar los fundamentos principales del taxi eléctrico, realizando un paralelismo con los vehículos híbridos-eléctricos, se propone a continuación la incorporación a la aeronave de un sistema situado en el tren de aterrizaje que no solo funcionaría como propulsor durante las operaciones en tierra, sino también para frenar a la aeronave mientras se recupera energía de ese frenado. Con este sistema sería posible reducir algo el desgaste de los neumáticos y recuperar parte de la energía disipada como calor durante el frenado. Se trata del freno regenerativo, también conocido como KERS (*Kinetic Energy Recovery System*).

Esta tecnología se ha utilizado principalmente tanto en coches eléctricos como híbridos. Mediante el uso del motor eléctrico, se consiguen recargar las baterías durante el frenado, para poder posteriormente utilizar esta energía para el motor cuando funciona en modo eléctrico u otros sistemas auxiliares. Por otra parte, esta tecnología juega un papel fundamental en el sector ferroviario. Aprovechando la elevada cantidad de movimiento que presentan los trenes, debido a la gran masa total y a las altas velocidades que suelen tener, obtienen una alta cantidad de energía recuperada. Además, al estar conectados directamente a la red eléctrica pueden ceder parte de la energía recuperada que no se aprovecha a la red eléctrica.

Es importante señalar que el freno regenerativo presenta un límite de uso. En el caso en el que las baterías, o los sistemas de almacenamiento de energía que presente el vehículo, estén al máximo de su capacidad, más energía no puede ser acumulada. Como consecuencia, no sería posible decelerar el vehículo. Por tanto, es necesario por motivos de seguridad llevar frenos convencionales, denominados hidráulicos. Existen por tanto dos tipos de sistemas de frenada a tener en cuenta:

- **Sistema de frenado hidráulico.**

Todos los sistemas de frenado hidráulico funcionan según el mismo principio básico. Cuando se activa el mando de accionamiento de los frenos, el movimiento se transmite a un cilindro o válvula de control de los frenos desde la que suministra la presión del líquido a una rueda con el objetivo de frenarlos. La presión del líquido hace que los frenos entren en contacto con la superficie del disco giratorio. La fricción resultante ralentiza y finalmente detiene la rotación de la rueda en cuestión. Cuando el mando de accionamiento del freno vuelve a la posición original, se reduce la presión del freno, pudiendo así la rueda girar libremente.

- **Sistema de frenado regenerativo.**

El dispositivo que realiza la reducción de la velocidad en este caso es un generador eléctrico. Este generador va acoplado a una transmisión, normalmente a la existente en la aeronave, de forma que podemos dosificar la cantidad de frenado que aplicamos en cada momento. Al aplicar este freno, las ruedas pasan a mover el motor eléctrico, teniendo que vencer a las resistencias internas del motor, generando así la electricidad que posteriormente se podrá utilizar.

El hecho de que existan dos sistemas de frenados distintos, hace que sea necesario plantear dos estrategias de control de frenado regenerativo a tener en cuenta: el frenado en paralelo y en serie.

- **Frenado regenerativo en paralelo.** En este escenario, se utiliza tanto el sistema de frenado hidráulico como el regenerativo simultáneamente. Como se puede observar en la Figura 4.3, independientemente de la demanda de frenado deseado, ambos sistemas funcionan a la vez. Una de las ventajas que presenta esta estrategia es la simpleza del control requerido, debido a que ambos componentes de frenado escalan linealmente y no existen por tanto modificaciones abruptas en la distribución de las fuerzas. No obstante, esto conlleva a un peor rendimiento

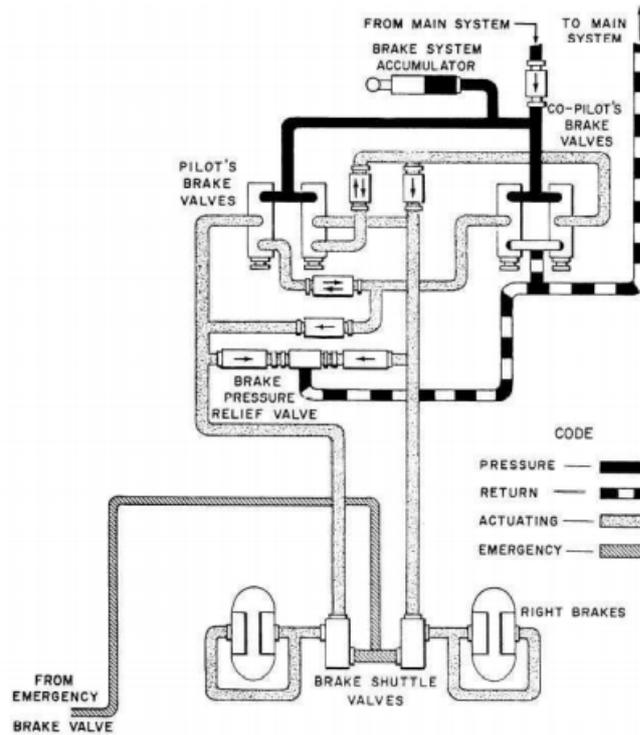


Figura 4.2 Sistema de control de frenado hidráulico de una aeronave [32].

del sistema, ya que se podrá recuperar menos energía debido a que parte de ella se disipará debido al frenado por fricción.

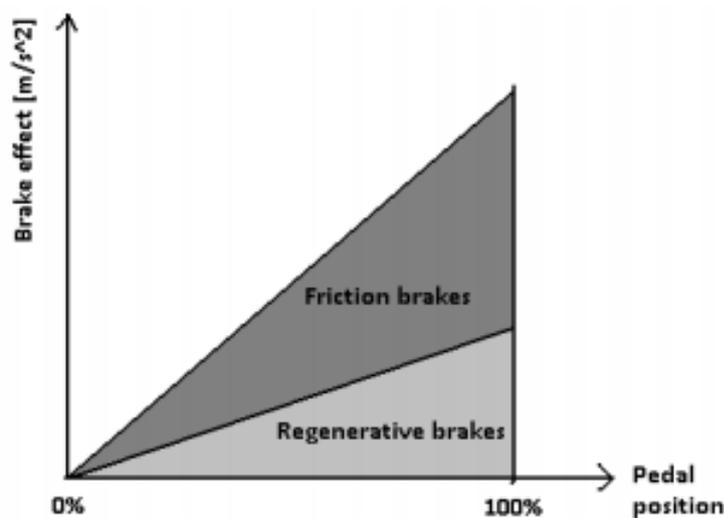


Figura 4.3 Representación gráfica del frenado en paralelo [17].

- **Frenado regenerativo en serie.** En comparación con el frenado en paralelo, en esta estrategia se utiliza exclusivamente el freno regenerativo hasta un punto específico, como se puede observar en la Figura 4.4. A partir de este punto, se activaría también el freno hidráulico y la energía se volvería a disipar en forma de calor. La gran ventaja que presenta esta estrategia es que se puede aprovechar el 100% de la energía de frenado regenerativo. En detrimento, el

control de este sistema es más complejo, lo que conlleva una mayor riesgo de fallo.

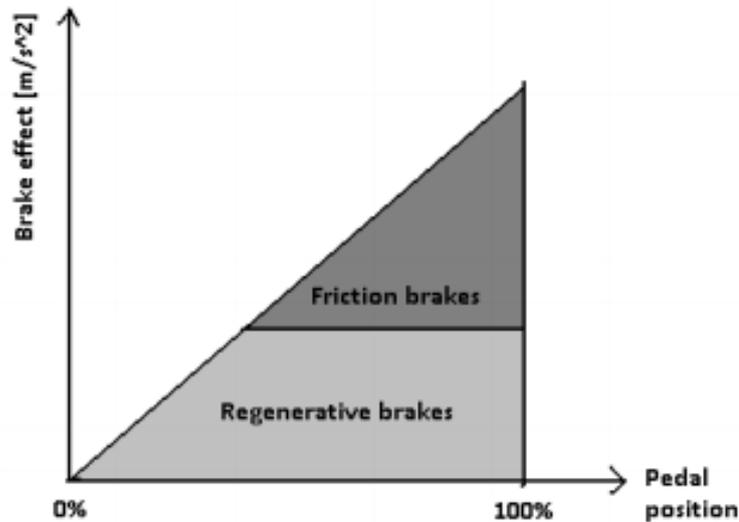


Figura 4.4 Representación gráfica del frenado en serie [17].

A continuación, se van a exponer varios sistemas que permitirían a la aeronave tanto recuperar parte de la energía mecánica en los trenes de aterrizaje durante el frenado como actuar como motores eléctricos.

4.2.1 Máquina asíncrona o de inducción

Este tipo de motores/generadores son ampliamente utilizados en la industria, y aproximadamente el 80% de los motores de la industria son de este tipo. Su tecnología, ampliamente desarrollada y utilizada, permite utilizarlos en aplicaciones de tracción.

Las máquinas de inducción están compuestas por una parte fija (estator) y otra rotatoria (rotor). El estator está compuesto por un devanado de tres bobinas desfasadas 120° entre sí donde circula corriente alterna. El devanado pasa a través de todas las secciones del estator, las cuales están hechas agrupando láminas finas de acero altamente permeables, dentro de un cuerpo de hierro fundido o acero típicamente. El rotor en cambio puede presentar dos configuraciones:

- **Rotor de jaula de ardilla:** compuesto por un devanado formado por unas barras alojadas en las ranuras del rotor que quedan unidas entre sí por sus dos extremos mediante dos anillos laterales.
- **Rotor bobinado:** el rotor bobinado tiene un devanado trifásico normal cuyas fases se conectan al exterior a través de un colector de tres anillos y sus correspondientes escobillas.

Cuando funciona como motor, es decir, cuando se quiere transformar energía eléctrica en energía cinética, se produce el siguiente fenómeno. Las corrientes que circulan por los devanados del estator crean un campo magnético rotatorio. La velocidad de este campo magnético se denomina como velocidad síncrona, n_e . Teniendo en cuenta la ley de Faraday, debido a que el campo magnético está variando en el tiempo, una fuerza electromotriz será inducida en el rotor, produciendo así el



Figura 4.5 Rotor de jaula de ardilla.

Figura 4.6 Representación gráfica del rotor de bobinado.



Figura 4.7 Rotor de bobinado.

movimiento de este. Para favorecer la inducción electromagnética, una lámina de núcleo de hierro está empaquetada dentro del rotor, con el objetivo de minimizar las pérdidas por corrientes de Foucault.

Sin embargo, el rotor nunca conseguirá alinearse por completo con el campo magnético rotatorio, siendo por tanto la velocidad del rotor menor que la velocidad síncrona n_s , de ahí la denominación de «motor asíncrono». La diferencia de la velocidad síncrona y la del rotor se denomina deslizamiento, cuya expresión es la siguiente:

$$s = \frac{n_e - n_r}{n_e}, \quad (4.1)$$

Donde n_r es la velocidad de giro del rotor y n_e la velocidad de sincronismo, expresada de la siguiente forma:

$$n_e = \frac{60f}{p}, \quad (4.2)$$

Donde p es el número de pares de polos y f la frecuencia de la intensidad de alimentación en hercios.

Para que la máquina asíncrona actúe como generador, es preciso que la velocidad de giro del rotor sea mayor que la de sincronismo, es decir, que el deslizamiento sea negativo. En un generador de inducción, la máquina absorbe potencia mecánica de su eje para convertirla en potencia eléctrica (potencia activa) que se suministra a la red conectada al estator. Al contrario que en el caso del motor, el par de la máquina se opone a la velocidad y se trata de un par de frenado, consiguiendo así la frenada regenerativa que se busca.

Las máquinas de inducción presentan varias ventajas: no requieren un imán permanente, carecen de escobillas, anillos de conmutación o sensores de posición. Además, destaca en su buena robustez mecánica y térmica, su bajo mantenimiento requerido, en el buen control que tiene sobre la velocidad y el par, en su bajo coste y en su alta fiabilidad.

Por otra parte, presentan una baja densidad de potencia y el rendimiento del par de arranque es bajo en comparación con otros motores, lo que sería una desventaja a tener en cuenta en el tipo de sistema que debe presentar el tren de aterrizaje de una aeronave. [34]



Figura 4.8 Motor de inducción de un Tesla Model S.

4.2.2 Máquina síncrona

Estas máquinas presentan una configuración similar a la vista anteriormente con la máquina asíncrona o de inducción. En este caso, el estator está compuesto por tres bobinas desfasadas entre sí 120° , por donde circula una corriente trifásica alterna. Por otra parte, el rotor puede estar formado

por un bobinado alimentado por tensión continua, o por imanes permanentes, con el objetivo de crear un campo magnético constante en el entrehierro.

Se denominan síncronos porque el rotor gira a la misma velocidad que el campo magnético rotativo, según la velocidad de sincronismo n_e , expresada por la ecuación (4.2).

El funcionamiento de esta máquina se basa en la interacción de los campos magnéticos producidos por el estator y el rotor. Cuando actúa como motor, la corriente trifásica que circula por el devanado del estator creará un campo magnético rotatorio. Así, los polos del campo magnético giratorio y del rotor se atraen, quedando bloqueados magnéticamente. En el caso de actuar como motor, el campo magnético del rotor seguirá al del estator, y cuando funcione como generador, el campo magnético del estator seguirá al del rotor.

La principal diferencia que presenta respecto a la máquina asíncrona o de inducción se encuentra en el rotor. Para poder crear un campo magnético constante en el rotor, este deberá estar formado por un devanado alimentado desde el exterior mediante anillos rozantes y escobillas con corriente continua. Destacan principalmente dos tipos de rotores:

- **Rotor cilíndrico o liso:** estas máquinas poseen muchos polos y presentan una velocidad baja. Suelen ser máquinas de gran diámetro y, relativamente, de pequeña longitud axial.
- **Rotor de polos salientes:** estas máquinas tienen polos y presentan una velocidad elevada. Al girar rápido, los conductores del rotor sufren una fuerte fuerza centrífuga. Por este motivo, los conductores se colocan en ranuras para lograr una mayor fijación de estos, y el diámetro del rotor es pequeño, reduciendo así la fuerza centrífuga.

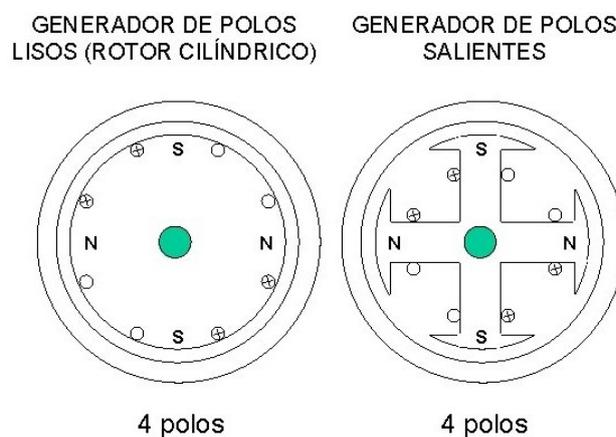


Figura 4.9 Esquema de los rotores cilíndricos y de polos salientes.

Sin embargo, también existe otra alternativa para conformar el rotor: el uso de imanes permanentes. Esta configuración es la más simple, debido a que no es necesario utilizar anillos rozantes para alimentar el rotor. Además, pueden funcionar a altas potencias gracias a imanes de alta densidad energética.

Para la fabricación de estos imanes, se suelen utilizar aleaciones como el neodimio-hierro-boro (NdFeB) o samario-cobalto, ya que son capaces de crear un campo magnético mayor. [29]

Actualmente, los motores síncronos de imanes permanentes son los más utilizados para impulsar vehículos híbridos. Estas máquinas presentan varias ventajas. Entre ellas destacan la alta densidad de energía, el bajo coste de mantenimiento, el buen control de la velocidad, y el elevado par de arranque que presenta. Sin embargo, son unos motores cuya fabricación es costosa y a elevadas velocidades la eficiencia puede disminuir debido al riesgo de desmagnetización.

En el caso de una aeronave, que se busca un mayor par en detrimento de una alta velocidad, esta máquina cumple prácticamente a la perfección estos requisitos. [53]

4.2.3 Máquinas de reluctancia variable

Las máquinas de reluctancia variable poseen una configuración de polos salientes tanto en el estator como en el rotor, y se caracterizan por la ausencia de devanados o imanes permanentes en el rotor, siendo este formado por materiales ferromagnéticos. En los polos del estator se colocan los devanados conectados en los pares diametralmente opuestos, formando las fases del motor-generador.

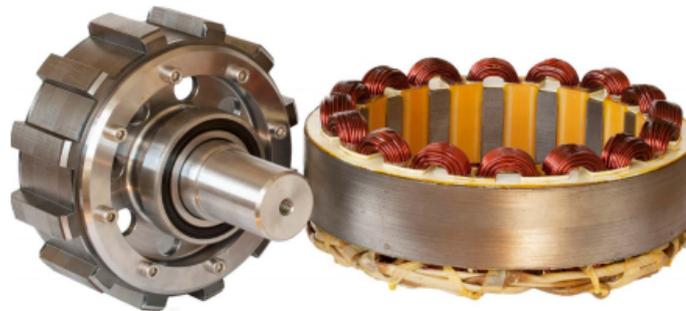


Figura 4.10 Estator y rotor de una máquina de reluctancia variable. [39].

Esta máquina presenta una sencillez, robustez y bajo peso similar a la máquina de inducción de jaula de ardilla. Además, su control es simple, mediante el uso de electrónica de potencia y su rango de velocidades de operación puede ser grande sin ningún problema.

Mediante la alimentación de corriente continua, se consigue magnetizar un par de polos del estator, generando así un campo magnético que tenderá a alinear el rotor con el estator para reducir al mínimo el espacio de entrehierros entre ellos, es decir, conseguir minimizar la reluctancia del circuito, generando así un par. Mediante electrónica de potencia, se puede utilizar un controlador que conmute el campo magnético, logrando así un movimiento rotatorio del núcleo del rotor. Por tanto, con un dispositivo electrónico adecuado, se podrá conseguir el par y la velocidad rotacional que se desee mediante la conmutación de los bobinados del estator. El rotor se puede hacer rotar en cualquier dirección energizando secuencialmente las fases consecutivas del estator.

Si la fase se excita antes de que los polos del rotor se alineen con los del estator, el rotor experimenta un par en el sentido de giro, funcionando por tanto como motor. Si la fase del estator se excita cuando el rotor pasa por el polo del estator en cuestión habrá un par de frenado que tratará de alinear los polos de nuevo. En consecuencia, se producirá un par negativo, extrayendo la energía cinética del rotor generando energía eléctrica. En definitiva, cuando se produce un par motor la inductancia está creciendo, mientras que cuando se produce un par generador, la inductancia se reduce.

Dentro de las principales ventajas de este motor destacan [22]:

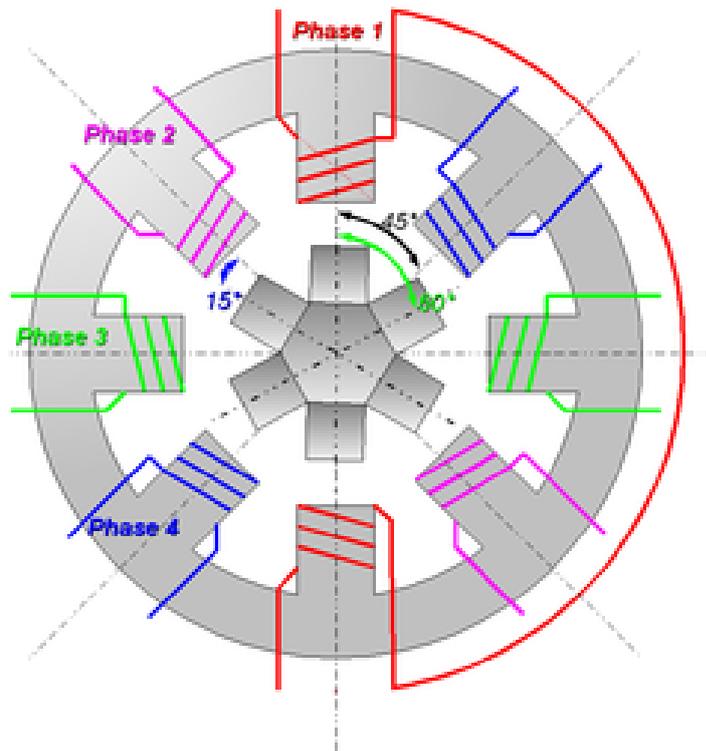


Figura 4.11 Esquema de una máquina de reluctancia variable. [13].

- Simplicidad del sistema, lo cual disminuye costes de fabricación.
- Un rendimiento más elevado.
- Producen un par elevado a bajas velocidades.
- No es necesario el uso de escobillas, lo cual facilita su mantenimiento.
- Rendimiento fiable a pesar de posibles bajas temperaturas.
- La ausencia de bobinado en el rotor permite a este rotar a mayor velocidad que en otros motores.

En cambio, una de las principales desventajas que presenta la máquina de reluctancia variable es la necesidad de contar con un controlador electrónico, al no poderse conectar directamente con una fuente de alimentación DC o AC. No obstante, la actual electrónica de potencia está suficientemente desarrollada para utilizar esta máquina sin mayores problemas.

Este tipo de sistema se encuentran actualmente en vehículos híbridos, en turbinas de viento y en sistemas de generación de potencia aeronáuticos.

4.2.4 Volante de inercia

La Figura 4.5 muestra el esquema de este sistema de recuperación de energía, compuesto por una unidad de ruedas y frenos, un embrague, un mecanismo de transmisión, un volante de inercia, una unidad de carga y un conjunto de baterías. [13]

La transmisión debe dar al volante un movimiento de rotación opuesto al de la rueda del tren de aterrizaje. De este modo, la aeronave reducirá su velocidad de forma que la presión de frenado aplicada sea mínima. El movimiento del volante de inercia hará girar el alternador para producir la

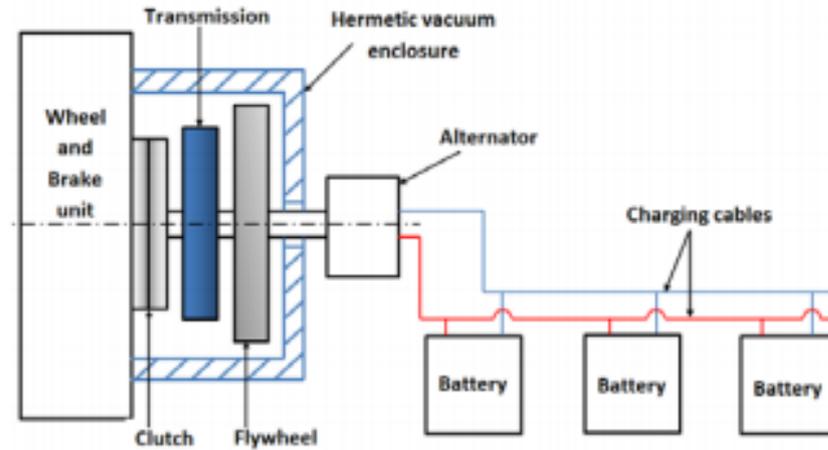


Figura 4.12 Esquema del sistema de recuperación y almacenamiento de energía [16].

corriente necesaria para cargar las baterías. En general, los sistemas de volante de inercia tienen pérdidas de energía debidas principalmente a la fricción de los rodamientos, lo que los hace menos eficientes que un sistema basado en baterías para almacenar energía durante largos periodos de tiempo. Una configuración mixta del sistema de volante de inercia y de baterías permitiría aprovechar las ventajas que ofrecen ambos sistemas.

Sólo un 25% de la energía cinética de la aeronave al aterrizar se disipa como calor en los frenos de las ruedas, debido a otros mecanismos de deceleración de la aeronave, como los aerofrenos por ejemplo. Una cantidad estimada de energía que puede ser generada y almacenada en baterías podría ser la siguiente:

$$EA = 0.25\eta_1\eta_2EC, \quad (4.3)$$

Donde EA es la energía almacenada, η_1 es la eficiencia de generación energética del volante de inercia, η_2 la eficiencia de conversión energética y EC la energía cinética al aterrizar, expresada por la siguiente ecuación:

$$EC = \frac{1}{2}(m_1 - m_f)v^2, \quad (4.4)$$

Donde m_1 es la masa de la aeronave al inicio del vuelo, m_f la cantidad de combustible quemado durante el vuelo y v la velocidad del avión al aterrizar.

Un estudio realizado por la Southern Illinois University [16] expone el potencial que tiene este sistema. El análisis se llevó a cabo mediante un Boeing 777-300ER durante un vuelo desde St. Louis, Misuri a Los Angeles, California. Para el caso descrito, los volantes de inercia pudieron almacenar 83 MJ. 71 MJ de la energía de los volantes de inercia pudieron ser almacenados en baterías. Esto representa más de la mitad de la energía perdida en forma de calor.

Los datos de Boeing muestran que la compañía ha vendido aproximadamente 1200 aviones Boeing 777 entre 1995 y agosto de 2014. Con una estimación conservadora del 85%, hay actualmente unas 1000 aeronaves en servicio activo. Utilizando estos resultados del análisis, y una media de cinco aterrizajes al día por cada uno de estos aviones, da un ahorro total de energía al día equivalente a la capacidad de una central energética, es decir, unos 4.5 MW. Nótese que el avión tiene dos trenes de



Figura 4.13 Boeing 777.

aterrizaje principales, con seis ruedas cada uno. Por tanto, la energía disponible en cada volante de inercia es de 6.92 MJ.

Se estima que la masa adicional requerida de cada unidad es de 140.7 kg. Como se requiere una unidad por cada rueda (12 en total), la masa total será de 1688.4 kg. En la Tabla 4.1 se expone la masa de cada pieza del sistema.

Tabla 4.1 Masa de los componentes de una unidad del sistema de recuperación energética.

Volante de inercia	Embrague	Transmisión	Cámara hermética
10.33 kg	4.4 kg	78 kg	48 kg

En conclusión, este sistema mediante el empleo de volantes de inercia puede recuperar más de la mitad de la energía disipada en forma de calor y convertirla en energía eléctrica para poder utilizarla en otras fases del vuelo. Además, otra ventaja adicional de este sistema es el aumento de la durabilidad de los frenos.

4.3 Recuperación de la energía potencial

Una vez analizado el planteamiento de la recuperación de energía cinética de la aeronave, se expondrá a continuación otra alternativa, centrándose en este caso en la recuperación de energía potencial. Siguiendo una idea similar como la que plantea la RAT, procederemos a analizar y discutir la posibilidad de recuperar y transformar parte de la energía potencial que va perdiendo la aeronave durante su descenso antes de aterrizar en forma de energía eléctrica, acumulada en baterías u otros sistemas de almacenaje, para poder ser usada posteriormente.

Los sistemas híbridos de recuperación de energía potencial requieren lo que se conoce como «molinos de viento». Fundamentalmente, las palas de la turbina se sumergen en el flujo de aire de manera que el arrastre de las palas con un cierto ángulo de paso hace girar un eje que, a su vez, está vinculado mecánicamente a un generador eléctrico para convertir la energía mecánica en energía eléctrica.

Un buen ejemplo de esto es la turbina de aire RAT, como se ha nombrado al inicio del capítulo, que es estándar en los aviones de transporte convencionales para su uso de emergencia cuando los generadores del motor se vuelven inactivos. Sin embargo, las potencias implicadas en los sistemas

eléctricos híbridos requieren un eje de palas mucho más grande o múltiples ejes de palas, por ejemplo, las hélices o los sistemas de ventiladores.



Figura 4.14 Turbina de aire de impacto de un F-105 Thunderchief.

Como consecuencia, la resistencia aerodinámica aumentará y se reducirá más rápidamente la energía cinética. Por tanto, se requerirá una pendiente de descenso más abrupta debido a esta resistencia aerodinámica adicional. Es decir, la distancia recorrida en descenso será menor y la fase de crucero deberá prolongarse para poder llegar al destino.

El impacto medioambiental de este combustible extra en el crucero debe compensarse con los beneficios de cualquier energía recuperada en el descenso para determinar el beneficio neto de este sistema, ya sea de emisiones, económico o de reducción del tiempo entre vuelos.

Varios estudios realizados [26] [31] coinciden en que este sistema de recuperación de energía no resulta rentable a pesar de las potenciales ventajas que puede proporcionar. El estudio llevado a cabo por Martin Hepperle [26] afirma que tan sólo se podría recuperar un 5% de la energía total de la aeronave aproximadamente. En el caso de un vuelo regional de 500 km a 9840 ft, la energía potencial ($E_p = mgh$) representa un 20% de la energía total consumida durante el vuelo. Por otra parte, los análisis llevados a cabo por [31] concluyen que se recuperaría tan solamente un 4% de la energía potencial. La cantidad de energía que recupera este sistema no compensa la distancia extra de crucero que hay que recorrer debido al drag extra que sufre la aeronave, ni el hecho de añadir este sistema en la aeronave, tanto por complejidad tecnológica, como por el peso, y como por la seguridad, siendo este último uno de los factores más importantes en el mundo aeronáutico. En

el próximo capítulo se analizará numéricamente la viabilidad de este sistema de recuperación de energía.

No obstante, cabe destacar que el alto rendimiento que presentan los sistemas propulsivos híbridos o totalmente eléctricos permitiría reducir en gran cantidad la energía consumida durante el descenso. En el caso de un avión híbrido, se podría ahorrar alrededor de un 60% de la energía consumida. [31]

5 Cálculos energéticos

Tras estudiar en el anterior capítulo distintos métodos de recuperación de energía que se podrían implantar en una aeronave comercial, en este capítulo se procederá a realizar un análisis cuantitativo de la cantidad de energía que se podría recuperar durante las fases del vuelo citadas anteriormente, es decir, el descenso y el aterrizaje, y la masa de baterías que sería necesaria para almacenar esa energía.

Además, será necesario discutir la rentabilidad de este sistema híbrido, desde un punto de vista energético, en comparación al consumo estándar que tienen actualmente los aviones comerciales, analizando el impacto que tendría un incremento del peso no útil de la aeronave en forma de baterías y sistemas.

5.1 Aeronave elegida: Boeing 787-9

Para realizar los cálculos pertinentes en este capítulo, se ha seleccionado esta aeronave. El Boeing 787, conocido como *Dreamliner*, es un avión comercial de tamaño medio y fuselaje ancho fabricado por la compañía norteamericana Boeing. Esta aeronave, que puede transportar entre 217 y 323 pasajeros, tuvo su primer vuelo el día 19 de diciembre de 2009.

Se ha decidido seleccionar esta aeronave no solo por su importante presencia dentro del mercado, sino porque además, como se ha explicado a lo largo del trabajo, es la que mejor representa la tendencia MEA, suponiendo una gran innovación en el mundo de los vuelos comerciales, principalmente debido a su eficiencia en el consumo de combustible (20% menos de combustible consumido que aviones de tamaño similar) [4] e implementación de una mayor cantidad de sistemas eléctricos en comparación con sus competidores más directos, como el Airbus A350.

El 787-9 es la primera variante del 787, aumentando su capacidad (250-290 pasajeros) y con un alcance entre 8000 y 8500 millas náuticas. Esta variante, siendo la mediana de las tres del 787, ofrece un fuselaje más alargado, una mayor capacidad de combustible y un mayor MTOW (*Maximum Take-Off Weight*) que su predecesor. [5]

A continuación, en la Tabla 5.1, se muestran los parámetros correspondientes al Boeing 787-9 que se emplearán en los cálculos a lo largo de este capítulo, donde MLW corresponde al peso máximo de aterrizaje, MZFW corresponde al peso máximo sin combustible, OEW corresponde al peso estructural del avión, S la superficie sustentadora y CD_0 el coeficiente de resistencia aerodinámica.

Tabla 5.1 Parámetros correspondientes al B787 [10] [30].

Parámetro	Valor
MTOW	254011 kg
MLW	193000 kg
MZFW	181000 kg
OEW	128850 kg
Velocidad de crucero	488 kt (a 35000 ft)
Alcance	7635 nmi
S	377 m ²
CD ₀	0.029
C _E	14.5*10 ⁻⁶ kg/N·s
Empuje	320 kN/motor



Figura 5.1 Boeing 787-9.

5.2 Descenso

Como se expuso al final del capítulo 4 del trabajo, varios estudios realizados coincidían que plantear un sistema de recuperación de energía durante la fase del descenso no resulta rentable [26] [31]. A partir de sus estimaciones de energía recuperada (aproximadamente un 5% de la energía potencial del avión al inicio del descenso), se demostrará cuantitativamente la rentabilidad de este sistema.

Para ello, analizaremos dos casos. Uno, con condiciones de eficiencia máxima, es decir, drag mínimo, y otro con el sistema de recuperación de energía activado, y por tanto, presentando una mayor resistencia aerodinámica. En base a lo expuesto en [31], se estima que el drag aumentaría un 50%. Por tanto, una vez calculada la resistencia aerodinámica en el primer caso, D , se multiplicará por un factor de 1.5 para obtener el drag que corresponde al segundo caso del análisis.

5.2.1 Hipótesis y ecuaciones

Se considerará un planeo cuasi-estacionario despreciando la aceleración tangencial, desde una altura inicial ($h_i = 10700m$) hasta una altura final ($h_f = 0m$), partiendo de las siguientes hipótesis:

- Empuje nulo ($T = 0$).
- Peso constante ($W = const.$).
- Ángulo de trayectoria pequeño ($\gamma \ll 1$).
- Aceleración tangencial despreciable ($\dot{V} \approx 0$).

De esta forma, suponiendo que el coeficiente de sustentación C_L no varía durante el descenso, las ecuaciones se reducen a [47]:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5.1)$$

$$\frac{dh}{dt} = V\gamma \quad (5.2)$$

$$D(h,V,L) + W\gamma = 0 \quad (5.3)$$

$$L = W \quad (5.4)$$

Y por tanto, las ecuaciones para calcular el ángulo de descenso y el alcance máximo de la aeronave son:

$$\gamma_d = -\gamma = \frac{1}{E} = \text{const} \quad (5.5)$$

$$x_f = \int_{h_i}^{h_f} dh = E(h_i - h_f) \quad (5.6)$$

La variable E define la eficiencia aerodinámica del avión. En el primer caso, supondremos que la configuración aerodinámica empleada es aquella que maximice la eficiencia (E_{max}). A partir de E_{max} se puede conocer el valor de la resistencia aerodinámica D , que multiplicándola por un factor de 1.5 nos proporciona el drag correspondiente al caso con recuperación de energía activado, y por tanto, nos permite conocer también la eficiencia de la aeronave en el segundo caso.

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{W}{D} \quad (5.7)$$

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}} \quad (5.8)$$

La Tabla 5.2 los resultados obtenidos en el ángulo de descenso y alcance en ambos casos, mientras que la Tabla 5.3 muestra los parámetros seleccionados para los cálculos en este apartado

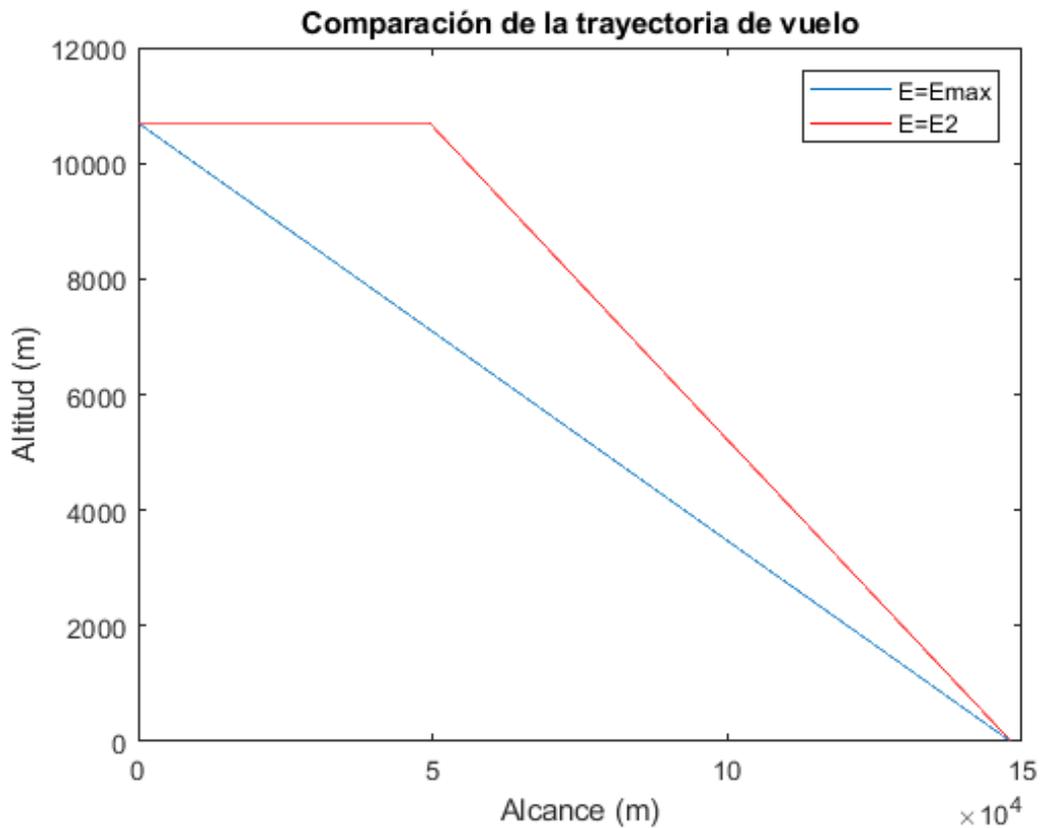
Tabla 5.2 Alcance y ángulo de descenso en ambos casos de estudio.

	Ángulo de descenso [°]	Alcance [km]
Caso 1	4.1396	148.1
Caso 2	6.2094	98.7

Tabla 5.3 Parámetros empleados en este apartado [10] [30].

Variables	Valor
W	193000 kg
S	377 m ²
CD ₀	0.029
Altitud inicial	10700 m (35000 ft)
k	0.045
E ₁ ≡ E _{max}	13.8409
E ₂	9.2273

Como muestran los resultados de la Tabla 5.3, el ángulo de descenso con el sistema de recuperación de energía activado es mayor, y como consecuencia, presenta un menor alcance como era previsto. Por tanto, sería necesario prolongar la fase de crucero 49 kilómetros aproximadamente para compensar este déficit de alcance, con el aumento de combustible que conllevaría hacerlo.

**Figura 5.2** Comparación de las trayectorias de vuelo en ambos casos.

Una vez conocida la distancia adicional de crucero requerida, se procede a calcular el combustible necesario para poder realizarlo. Para ello, se utiliza la siguiente expresión, que integrándola entre el tiempo que dura la fase adicional de crucero, nos permite obtener la masa de combustible requerida [47]:

$$m_F = -c_E T \int_0^{t_{\text{crucero}}} d\tau = -c_E T t_{\text{crucero}} \quad (5.9)$$

Siendo c_E el valor del consumo específico de los propulsores (ya conocido, véase Tabla 5.1), T el empuje de la aeronave y $t_{crucero}$ el tiempo que emplea la aeronave en realizar la fase adicional de crucero. Conociendo la distancia recorrida Δx y la velocidad de crucero V a esa altitud (251 m/s a 10700 m de altitud) [10], se obtiene el tiempo de crucero de la siguiente forma:

$$t_{crucero} = \frac{\Delta x}{V} \quad (5.10)$$

Para hallar el empuje, debemos plantear en primer lugar el equilibrio de fuerzas en la fase de crucero, quedando de esta forma las ecuaciones:

$$L = W = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad (5.11)$$

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V^2 S (C_{D_0} + kC_L^2) \quad (5.12)$$

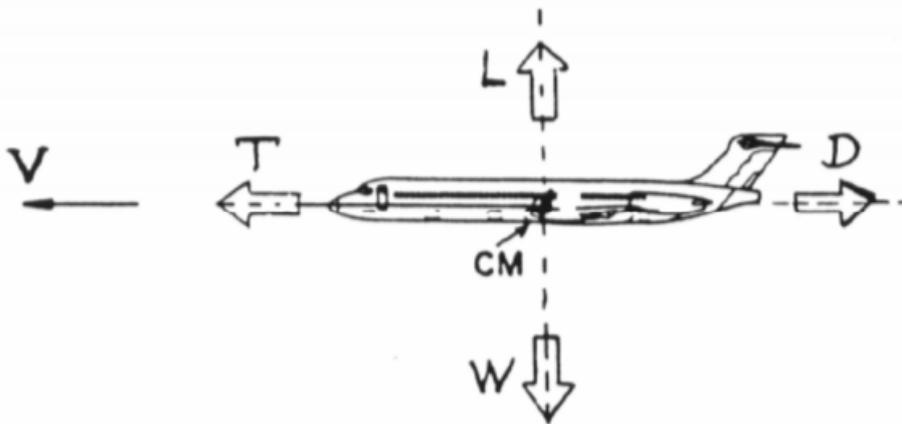


Figura 5.3 Equilibrio de fuerzas de la aeronave durante el crucero [47].

El empuje es calculado mediante la ecuación 5.12. Tan solo es necesario previamente calcular el valor del coeficiente de sustentación C_L que aparece en la polar de resistencia aerodinámica igualando el peso de la aeronave con su sustentación (ecuación 5.11). Una vez obtenido el valor de la masa de combustible quemada, conociendo el valor del poder calorífico del queroseno, de aproximadamente 12.19 kWh/kg [19], se calcula la energía requerida para recorrer la fase adicional de crucero.

Finalmente, conociendo la energía potencial que puede recuperar este sistema (aproximadamente un 5% de la energía potencial de la aeronave al inicio del descenso), se realiza un balance de energía, obteniendo los siguientes resultados:

Tabla 5.4 Balance energético del sistema de recuperación de energía potencial.

Energía recuperada (kWh)	Energía consumida (kWh)	Balance de energía (kWh)
263.79	4537.67	-4273.88

El balance energético obtenido demuestra la nula rentabilidad que tiene utilizar un sistema de recuperación de energía de este tipo si tan solo puede recuperar un 5 % de la energía potencial. Por cada kWh que logra recuperar, necesitaría consumir 17.25 kWh para poder conseguir realizar el descenso de forma correcta.

La complejidad tecnológica de introducir este tipo de sistema en una aeronave no es rentable ni desde un punto de vista económico (más combustible que consumir), ni desde un punto de vista ecológico (más emisiones contaminantes producidas). Necesitaría recuperar un 86 % de energía potencial para que pudiese empezar a presentar algo de rentabilidad, algo prácticamente imposible conseguir tecnológicamente.

En el anexo se pueden consultar los códigos de MATLAB empleados en este apartado.

5.3 Aterrizaje y taxi

Una vez analizado el balance energético durante la fase de descenso, a continuación se analizará el efecto del freno regenerativo en el consumo total de energía de un sistema de taxi eléctrico, que a partir de ahora se denominará como ETS (*Electric taxiing system*), integrado en este caso en el tren de aterrizaje principal de un Boeing 787-9. Finalmente, se realizará un balance energético en comparación con el consumo de combustible que se requiere tradicionalmente durante la fase de rodaje, y la masa de baterías que sería necesaria introducir en la aeronave para proporcionar la potencia suficiente al sistema de taxi eléctrico.

5.3.1 Freno regenerativo

En primer lugar, se estimará cantidad de energía que puede recuperar la aeronave durante el aterrizaje. Como se explicó en el capítulo 4, tan solo un 25 % de la energía cinética de la aeronave durante el frenado se disipa como calor de las ruedas, debido a otros mecanismos de frenado como los aerofrenos. Calculando en primer lugar el valor de la energía cinética, y despreciando los rendimientos del sistema de recuperación de energía, se estima así la energía almacenada:

$$E = \frac{1}{2}mV^2 \quad (5.13)$$

$$EA = 0.25 \cdot E \quad (5.14)$$

Se considerará el MLW (*Maximum Landing Weight*) como la masa de la aeronave, y una velocidad de 153 kt (78.71 m/s) de aterrizaje [11], obteniendo los siguientes resultados:

Tabla 5.5 Estimación de la energía disponible gracias al freno regenerativo.

Energía recuperada (kWh)
29.0618

5.3.2 Modelado del ETS

Para hallar la potencia requerida por el ETS para desplazar la aeronave por la pista, es necesario en primer lugar calcular la fuerza de tracción neta requerida. Esta fuerza de tracción se define como el producto de la aceleración máxima a_{max} y la masa inercial de la aeronave. La masa inercial de la aeronave incluye su masa total, así como la masa equivalente de todas las partes rotacionales con sus respectivas inercias dentro del tren (ruedas y ejes). Para simplificar los cálculos, se despreciará la masa de las partes rotacionales, considerando únicamente la masa total de la aeronave. La aeronave cuando realiza el taxi antes del despegue, va más cargada que durante el taxi post-aterrizaje. Es decir, la potencia requerida en el primer caso para mover la aeronave será mayor. Por tanto, tomando como referencia el valor del MTOW (*Maximum Take-Off Weight*) del B787, se obtiene el valor de m . Por otra parte, a partir de los datos obtenidos por los estudios [36] [18], se obtiene el valor de a_{max} .

$$a_{max} = 0.445m/s^2 \quad (5.15)$$

La fuerza de tracción neta se calcula como:

$$F_{tr,neto} = m \cdot a_{max} = 113.03KN \quad (5.16)$$

No obstante, el ETS debe compensar todas las fuerzas resistivas que contrarrestan el movimiento de la aeronave, aumentando finalmente el valor de la fuerza de tracción. Todas estas fuerzas aparecen en la Figura 5.4:

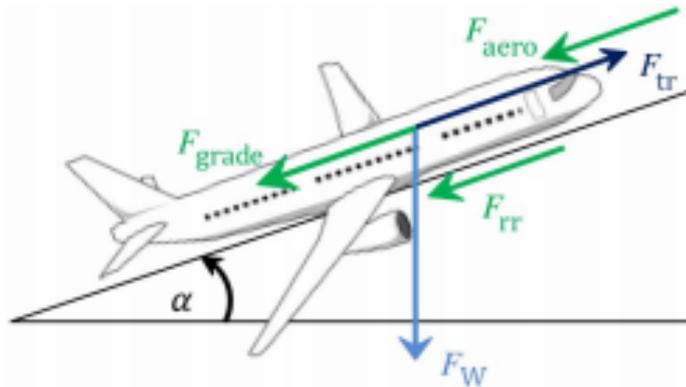


Figura 5.4 Equilibrio de fuerzas de la aeronave durante el taxi [36].

Se despreciará el efecto que tiene la pendiente de la pista, suponiendo en todo momento que la aeronave realiza el taxi en una pista con un gradiente menor de un 1.5%.

Durante el taxi, la aeronave se enfrenta a una resistencia debido a la fuerza de rozamiento F_{roz} que se produce debido al contacto entre las ruedas de la aeronave y la pista. Para que pueda avanzar, la fuerza de tracción debe ser mayor que esta fuerza de rozamiento.

$$F_{tr} > F_{roz} \quad (5.17)$$

Conociendo el peso de la aeronave, y el coeficiente de fricción en una superficie seca de asfalto ($\mu = 0.009$ [25]), se obtiene que la fuerza de tracción mínima que se necesita para conseguir

desplazar la aeronave es:

$$F_{roz} = m \cdot g \cdot \mu = 22.4KN \quad (5.18)$$

Nótese que si la superficie presenta otras condiciones (húmedas, etc.), el coeficiente de rozamiento debe ser modificado.

Por otra parte, la resistencia aerodinámica F_{drag} actuando en la aeronave depende, entre otras cosas, de la velocidad durante el taxi. Para calcular F_{drag} se considerará la velocidad media a la que se realiza típicamente el rodaje, de aproximadamente unos 10 m/s [45]. Teniendo en cuenta que la mayor densidad que puede presentar el aire es de 1.225 kg/m^3 al nivel del mar y a 20 grados, la resistencia aerodinámica se calcula:

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_D \cdot S \cdot V_{taxi}^2 = 1.02KN \quad (5.19)$$

Siendo C_D el coeficiente de resistencia aerodinámica, que durante el taxi se calcula de la siguiente forma:

$$C_D = C_{D0} + C_{D,gear} = 0.029 + 0.015 = 0.044 \quad (5.20)$$

Siendo C_{D0} el coeficiente que representa la resistencia inducida de la aeronave y $C_{D,gear}$ el coeficiente que representa el aporte que produce el tren de aterrizaje al drag total. En este caso, se desprecia el efecto que tiene la sustentación durante el taxi debido a la baja velocidad que presenta la aeronave durante esta fase [18].

Una vez se conocen todas las fuerzas que actúan sobre la aeronave, se calcula realizando un balance de fuerzas la fuerza de tracción total de la siguiente forma:

$$F_{tr} = F_{tr,neto} + F_{roz} + F_{drag} = 136.45KN \quad (5.21)$$

5.3.3 Balance energético

Una vez calculada la fuerza de tracción, se calcula la potencia P_{ETS} que debe proveer el ETS a las ruedas, como el producto de la fuerza de tracción F_{tr} y la velocidad de taxi V_{taxi} .

$$P_{ETS} = F_{tr} \cdot V_{taxi} = 1364.5kW \quad (5.22)$$

Suponiendo que la fase de taxi dura unos 10 minutos, se puede estimar la energía requerida por el ETS para desplazar a la aeronave durante el rodaje multiplicando la potencia P_{ETS} por la duración del taxi. En la Tabla 5.6 aparecen los resultados de la energía requerida por el sistema y la energía recuperada durante el aterrizaje previo:

Tabla 5.6 Balance energético del ETS.

Energía recuperada (kWh)	Energía requerida (kWh)	Balance de energía (kWh)
29.0618	341.1370	-312.0751

Como se puede observar, el sistema de recuperación de energía solo podría llegar a recuperar un 8.5% de la energía máxima requerida por el ETS para realizar el rodaje. Nótese que durante las estimaciones de los requerimientos energéticos del ETS se ha supuesto una fase de taxi previo a un despegue, es decir, que el avión presenta una mayor masa al ir cargado de combustible y por tanto requiere de una mayor potencia para poder desplazarse. La energía recuperada en el aterrizaje se almacenaría en baterías, para ser utilizada posteriormente durante el taxi post-aterrizaje o el taxi previo al despegue del siguiente vuelo.

No obstante, nuestro objetivo consiste en analizar el requerimiento energético entre el sistema tradicional de propulsión durante el taxi con los propulsores, alimentados por combustible, y el ETS, alimentado por energía eléctrica. Se conoce que la tasa de consumo de combustible de los propulsores del B787-9 durante el taxi es de 0.242 kg/s [33]. Conociendo del tiempo medio que se emplea para llevar a cabo el rodaje y el poder calorífico del queroseno (12.19 kWh/kg [19]), se obtienen los siguientes resultados:

Tabla 5.7 Comparación de los requerimientos energéticos entre ambos sistemas de propulsión durante el taxi.

Energía requerida por el ETS (kWh)	Energía consumida por los propulsores (kWh)
341.1370	2655

La energía consumida por el sistema de taxi eléctrico es un 87.15% menor que la energía consumida en forma de combustible utilizando los propulsores de la aeronave. No solo es ineficiente desde un punto de vista energético, también lo es desde un punto de vista económico y ecológico. Con un sistema eléctrico se ahorrarían también muchas emisiones contaminantes. Solo durante el taxi, se emite aproximadamente 2 kg de monóxido de carbono y 1.5 kg de óxidos de nitrógeno [33].

Por tanto, queda evidente que el sistema de taxi eléctrico puede proporcionar numerosas ventajas en comparación con el sistema tradicional, tanto a las compañías aéreas, como al planeta en la lucha contra el cambio climático.

5.3.4 Cálculo de masa de baterías

Finalmente, se calcula la masa de baterías que sería necesario añadir a la aeronave para cubrir las necesidades energéticas del sistema de taxi eléctrico en base a los cálculos hechos hasta ahora. Conociendo los datos de los principales tipos de baterías que pueden llegar a ser empleados en aeronaves comerciales, y la energía requerida para completar una fase de taxi, se obtienen los siguientes resultados:

Tabla 5.8 Masa de batería requerida actualmente y con las evoluciones previstas en 2025.

	Masa de batería requerida [kg]	Masa de batería requerida (2025) [kg]
Ácido-Plomo	6823	-
Níquel-Cadmio	4264	-
Níquel-Metalhidruro	2843	-
Ion-Litio	1365	874.7
Zinc-Aire	682.3	313
Litio-Sulfuro	303.2	132.7

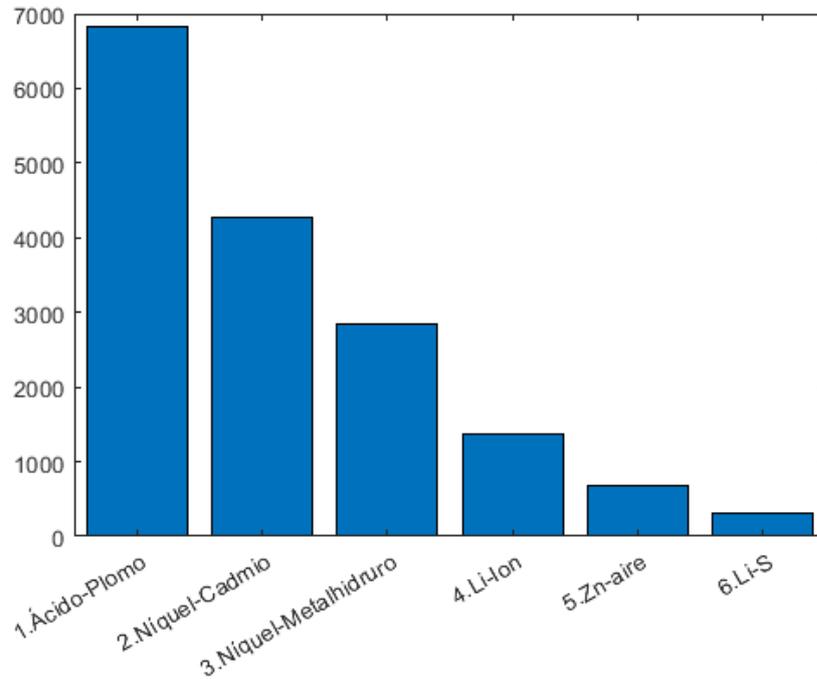


Figura 5.5 Masa de batería requerida con la tecnología actual (kg).

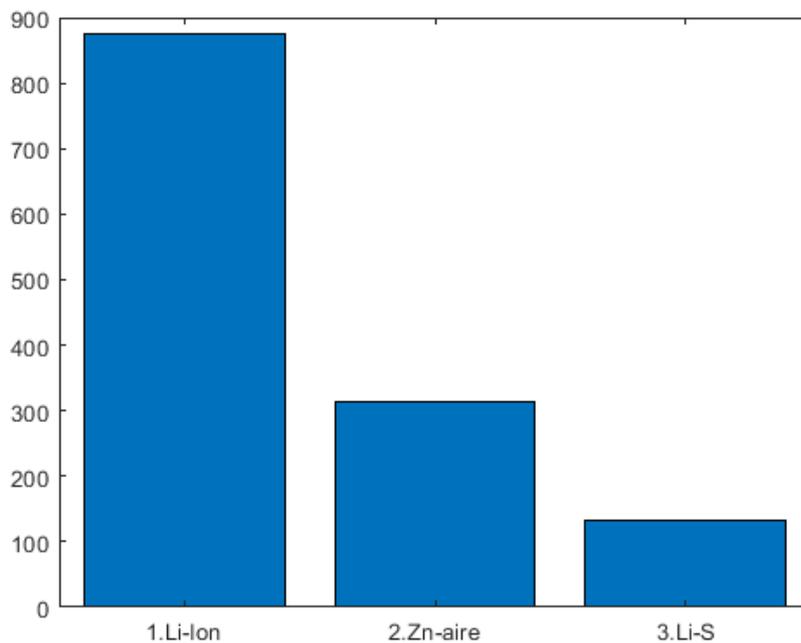


Figura 5.6 Masa de batería requerida con la tecnología esperada en 2025 (kg).

Existe una gran variedad de resultados en función del tipo de la batería a emplear. Las de tipo Ácido-Plomo, Níquel-Cadmio y Níquel-Metalhidruro son las que presentan peores resultados, añadiendo mucho peso muerto a la aeronave. En el caso de las baterías de ion de litio, que se vienen usando tradicionalmente en el ámbito aeronáutico y para las que existe un mayor control en cuanto a seguridad, presentan un mejor resultado que las anteriores baterías, aunque sigue excediendo la

tonelada de peso (1365 kg).

Por otra parte, las baterías de tipo Zinc-Aire y Litio-Sulfuro proporcionan resultados prometedores, ambas por debajo de la tonelada. No obstante, al estar aún en fase de desarrollo e investigación, aún quedan muchas incógnitas a resolver, especialmente en el ámbito de la seguridad a bordo. En el año 2025, se prevee conseguir aún mejores resultados con las baterías de ion de litio, zinc-aire y litio-sulfuro, llegando a utilizar tan sólo entre un 50 % y un 65 % de la masa de baterías requerida actualmente. Nótese que no se han tenido en cuenta en el análisis otros factores como los tiempos de carga y descarga y los números de ciclos de cada tipo de batería.

El uso de un sistema de taxi eléctrico no es beneficioso para todas las operaciones de vuelo o aeronaves, ya que añadir masa adicional a la aeronave aumenta el consumo de combustible durante las demás fases de vuelo. Cuanto más largo sea el vuelo, mayor será el impacto en el consumo de combustible. Por lo tanto, se debe encontrar un equilibrio óptimo entre el ahorro de combustible mediante el uso de un sistema de propulsión eléctrica durante la fase de rodaje y la adición de masa (en forma de baterías y de motor/generador) a la aeronave. Se han realizado investigaciones con la conclusión de que el uso de un sistema de propulsión eléctrica es más valioso en los aviones de un solo pasillo para las operaciones de corta distancia que para las operaciones de larga distancia [7] [46]

6 Conclusiones

La electrificación de las aeronaves supone una solución al problema climático que se enfrenta el sector comercial aeronáutico debido al elevado volumen de emisiones contaminantes de la que es responsable. Además, la optimización del consumo de energía que supondría tener una flota de aviones con un mayor número de sistemas eléctricos conllevaría a una mejora sustancial de la rentabilidad económica de las aerolíneas, fundamental en el contexto actual de crisis económica producida por la pandemia de la Covid-19, especialmente grave en el sector aeronáutico.

Para ello, el sector industrial aeronáutico deberá enfrentarse a una serie de barreras tecnológicas que existen actualmente en el intento de electrificación de las aeronaves. Las exigentes condiciones medioambientales que existen durante el vuelo, además de las fuertes restricciones en materia de seguridad presentes en las aeronaves, aumentan el tamaño y peso de los componentes del sistema de potencia eléctrico. Por otra parte, los sistemas de almacenamiento de energía eléctrica suponen un problema que se debe solucionar si se desea hibridar las aeronaves comerciales.

Las baterías se presentan como la mejor solución actual a la cuestión del almacenamiento de energía eléctrica a bordo. Son capaces de proveer energía eléctrica sin emisiones directas de carbono. No obstante, es necesario mejorar la eficiencia y la capacidad de almacenamiento si un avión híbrido o eléctrico o pretende competir con aeronaves convencionales en términos de rango y velocidad. Actualmente, presentan poca capacidad de almacenamiento y son muy pesados, e incluso con la tecnología más prometedora de baterías actuales, la densidad energética se mantiene por debajo del 25 % de la densidad energética del queroseno. El desarrollo de nuevas baterías durante las próximas décadas podrían presentar resultados prometedores. Otras tecnologías de almacenamiento de energía están también bajo desarrollo, como los supercondensadores o las baterías sólidas.

Por otra parte, el concepto MEA está suponiendo un gran paso hacia delante por la electrificación de las aeronaves, logrando optimizar su gestión energética. Entre las principales ventajas que se pueden extraer de la aplicación de este concepto, destacan:

- Una mejora del consumo del combustible debido a una mayor eficiencia en la extracción, transferencia, y uso de la potencia.
- Una reducción de los costes de mantenimiento debido a la eliminación del sistema de sangrado de aire que requiere un mayor mantenimiento.
- Una mejora de la fiabilidad por el uso de electrónica de potencia moderna y de nuevos sistemas eléctricos o híbridos que sustituyen a los tradicionales (neumáticos, hidráulicos, etc.).
- Una reducción del consumo de combustible debido a una reducción del peso de la aeronave.

Otro paso más hacia la electrificación de las aeronaves que se estudia es el uso del taxi eléctrico, que puede proporcionar numerosos beneficios como el ahorro en combustible, tiempo y una mejora en materia de seguridad. Además, se estudia la introducción de métodos de recuperación de energía para continuar con la optimización de la energía eléctrica de las aeronaves, durante el descenso y el aterrizaje.

La cantidad de energía que se recuperaría durante el descenso no compensa la distancia adicional de crucero que tendría que recorrer la aeronave debido a la resistencia aerodinámica adicional que sufriría la aeronave. El balance energético que se obtiene demuestra la nula rentabilidad que tiene utilizar un sistema de recuperación de energía de este tipo si tan solo puede recuperar un 5% de la energía potencial. Por cada kWh que logra recuperar, necesitaría consumir 17.25 kWh para poder conseguir realizar el descenso de la forma adecuada. La complejidad tecnológica de introducir este tipo de sistema en una aeronave no es rentable ni económicamente (más combustible que consumir), ni ecológicamente (más emisiones contaminantes producidas). Necesitaría recuperar un 86% de energía potencial para que pudiese empezar a presentar algo de rentabilidad, algo prácticamente imposible conseguir tecnológicamente.

En cuanto al estudio de la recuperación de energía cinética durante el aterrizaje y los requerimientos energéticos que suponen el uso de un taxi eléctrico, por una parte se obtiene que el sistema de recuperación de energía solo podría llegar a recuperar un 8.5% de la energía máxima requerida por el ETS para realizar el rodaje. Por otra parte, se concluye que la energía consumida por el sistema de taxi eléctrico es un 87.15% menor que la energía consumida en forma de combustible utilizando los propulsores de la aeronave. No solo es más eficiente energéticamente, también lo es desde un punto de vista económico y ecológico, ya que mediante este sistema se ahorrarían también muchas emisiones contaminantes.

Por otra parte, el uso de este sistema eléctrico tendría como consecuencia la necesidad de introducir baterías adicionales en la aeronave. Las de tipo ion-litio, muy presentes en las aeronaves comerciales, exceden la tonelada de peso a añadir. Por tanto, volviendo a lo expuesto anteriormente respecto a las limitaciones tecnológicas que existen con los sistemas de almacenamiento de energía, se deben desarrollar mejores baterías ya que en las actuales condiciones el uso de un sistema de taxi eléctrico no es beneficioso para todas las operaciones de vuelo o aeronaves, ya que añadir masa adicional a la aeronave aumenta el consumo de combustible durante las demás fases de vuelo. Cuanto más largo sea el vuelo, mayor será el impacto en el consumo de combustible. Por lo tanto, se debe encontrar el punto óptimo entre el ahorro de combustible mediante el uso de un sistema eléctrico durante la fase de rodaje y la adición de masa (en forma de baterías y de motor/generador) a la aeronave.

Anexo: códigos de MATLAB

Código 6.1 Código empleado para el estudio de la aproximación de la aeronave.

```
%TFG: Aproximación

syms h

%Parámetros B787-9
Cd0=0.029;
S=377; %m2
m=181000; %kg %Se considera MLW (Maximum Landing Weight)
ro0=1.225;
k=0.045;

hi=10700; %m %Altitud inicial del avión
hf=0; % m %Altitud final del avión

%Parámetros ISA
alpha=6.5*10^(-3);
Ra=287.05;
g=9.80665;
theta0=288.15;
ro=ro0*(1-((alpha*h)/theta0))^((g/(Ra*alpha))-1); %Depende de h

%Eficiencia máxima
Emax=1/(2*sqrt(k*Cd0));

%Ángulo de descenso
gamma=1/Emax; %rad

%Distancia recorrida
xf1=Emax*(hi-hf); %m
fprintf('La distancia horizontal recorrida es de %d metros\n',xf1);

%% CASO 2

%Drag cuando E=Emax
D=m*g/Emax;
```

```

%Drag multiplicado por un factor k=0.5 (rec. energía)
D2=D*(1+0.5);
E2=m*g/D2;

%Ángulo de descenso
gamma2=1/E2; %rad

%Distancia recorrida
xf2=E2*(hi-hf);
fprintf('La distancia horizontal recorrida es de %d metros\n',xf2);

%% Gráficas
m1=-hi/xf1;
x1=0:1:xf1;
y1=10700+m1*x1;

m2=-hi/xf2;
x2=(xf1-xf2):1:xf1;
y2=10700+m2*(x2-xf1+xf2);

figure
plot(x1,y1)
hold on
plot(x2,y2,'r')
hold on
plot([0,(xf1-xf2)], [10700,10700], 'r')
legend('E=Emax', 'E=E2');

%% Estimación comb. quemado crucero extra
Vcrucero=251; %m/s %488 kt
tcrucero=(xf1-xf2)/Vcrucero;
Ce=14.5*10(-6); %kg/Ns
CL=0.0403;
Cd=Cd0+k*CL2; %polar de Cd

rohi=ro0*(1-((alpha*hi)/theta0))((g/(Ra*alpha))-1); %densidad a hi
T=0.5*rohi*Vcrucero2*S*Cd;
mf=Ce*T*tcrucero;
fprintf('Wf=%d\n',mf);

CeKWH=12.19; %kWh/kg
EnComb=CeKWH*mf;
fprintf('EnComb=%d\n',EnComb);

%% Energía que se podría recuperar
Ep=0.05*m*g*hi;
Enrec=Ep*2.77778*10(-7);

```

```
deltaE=Enrec-EnComb;
fprintf('deltaE=%d\n',deltaE);
```

Código 6.2 Código empleado para el estudio de la aeronave durante el aterrizaje y el taxi.

```
%TFG: Aterrizaje y taxi

mlw=193000; %MLW
mtow=254011; %MTOW
g=9.8;
V=78.71; %m/s %153 kt
ef=0.7;

%% Energía recuperada aterrizaje

E=0.5*mlw*V^2;
Edisp=0.25*ef*E;
Ekwh=E*2.77778*10^(-7);
Edispkwh=Edisp*2.77778*10^(-7);

%alternativa: optimizar taxi desde pto vista aeroportuario.

%% Potencia requerida motor eléctrico

%Fuerza de rozamiento
croz=0.009;
Froz=mtow*g*croz;

%Fuerza de tracción requerida
amax=0.445;
Ftr1=mtow*amax;

%Fuerza drag
ro=1.225;
S=377;
Vtaxi=10; %m/s
Cd0=0.029;
Cdgear=0.015;
Cd=Cd0+Cdgear;
Fd=0.5*ro*S*Vtaxi^2*Cd;

%Fuerza tracción total
Ftr=Ftr1+Froz+Fd;
%despreciamos fgrade

%Potencia total
Ptaxi=Ftr*Vtaxi;
fprintf('La potencia total requerida del taxi eléctrico es de %d W\n',
    Ptaxi);
```

```

%mencionar nº motores, ventajas/inconv.
Etaxi=Ptaxi*15*60*2.77778*10^(-7);

%% Consumo combustible
fuelrate=0.242; %kg/s
masafuel=0.242*15*60;
Efuel=12.19*masafuel;

%% Cálculo masa baterías

%Actual
C_pbacido=1/0.05; %kg/kWh
C_nicd=1/0.08; %kg/kWh
C_nimh=1/0.12; %kg/kWh
C_ionlitio=1/0.25; %kg/kWh
C_znair=1/0.5; %kg/kWh
C_LiS=1/1.1250; %kg/kWh

m_pbacido=Etaxi*C_pbacido;
m_nicd=Etaxi*C_nicd;
m_nimh=Etaxi*C_nimh;
m_ionlitio=Etaxi*C_ionlitio;
m_znair=Etaxi*C_znair;
m_LiS=Etaxi*C_LiS;

x=categorical({'1.Ácido-Plomo','2.Níquel-Cadmio','3.Níquel-Metalhidruo
','4.Li-Ion','5.Zn-aire','6.Li-S'});
y=[m_pbacido,m_nicd,m_nimh,m_ionlitio,m_znair,m_LiS];
bar(x,y)

%Futuro
C_ionlitio_f=1/0.39; %kg/kWh
C_znair_f=1/1.09; %kg/kWh
C_LiS_f=1/2.57; %kg/kWh
C_LiO2_f=1/3.5; %kg/kWh

m_ionlitio_f=Etaxi*C_ionlitio_f;
m_znair_f=Etaxi*C_znair_f;
m_LiS_f=Etaxi*C_LiS_f;

x=categorical({'1.Li-Ion','2.Zn-aire','3.Li-S'});
y=[m_ionlitio_f,m_znair_f,m_LiS_f];
bar(x,y)

```

Índice de Figuras

1.1	Emisiones de un avión bimotor estándar durante 1 hora con 150 pasajeros [9]	1
1.2	Previsión del crecimiento del transporte aéreo en las próximas décadas. [8]	2
1.3	Esquema del camino hacia la reducción del CO2 hasta 2050. [27]	3
2.1	Arquitecturas de propulsión eléctrica [42]	5
2.2	Investigación y desarrollo de generadores eléctricos de aeronaves	6
2.3	Eficiencia y poder específico de los componentes de un sistema de propulsión turboeléctrico	8
2.4	Masa y volumen específico de diferentes sistemas de almacenamiento de energía [40]	9
2.5	Esquema del funcionamiento de una batería ion-litio.[21]	11
2.6	Curva de potencia respecto a la temperatura de las baterías ion-litio. [51]	12
2.7	Emisiones de gases de efecto invernadero en un ciclo de vida [43]	13
2.8	Emisiones de gases NOx en un ciclo de vida [43]	13
2.9	Consumo de agua en un ciclo de vida [43]	14
2.10	Residuos sólidos en un ciclo de vida [43]	14
2.11	Deterioro de las baterías de ion de litio con el paso del tiempo. [38]	15
2.12	Batería inercial G6 de la NASA [41]	17
2.13	Eviation Alice [24]	18
2.14	Pipistrel Velis Electro [44]	19
2.15	Ampaire Electric EEL	19
2.16	Prototipo del avión híbrido VoltAero Cassio	20
2.17	Prototipo del avión híbrido Faradair BEHA	21
2.18	Prototipo del Boeing SUGAR Volt	21
2.19	Prototipo del Airbus E-Fan X [2]	22
2.20	Prototipo del Airbus EcoPulse [6]	23
2.21	Prototipo del ACCEL de Rolls-Royce [48]	24
3.1	Estructura de sistemas de potencia de aeronaves convencionales. [50]	25
3.2	Estructura de sistemas de potencia en aeronaves MEA. [50]	26
3.3	Comparación entre los sistemas de una aeronave convencional y el Boeing 787. [49]	28
3.4	(a): APU tradicional. (b): APU totalmente eléctrico. [49]	29
3.5	(a): ECS con sangrado de aire. (b): ECS eléctrico. [49]	31
3.6	Comparación entre sistemas EMA y EHA. [49]	32
4.1	Deflector estándar en aeropuertos contra chorro o jet blasts [20]	36

4.2	Sistema de control de frenado hidráulico de una aeronave [32]	39
4.3	Representación gráfica del frenado en paralelo [17]	39
4.4	Representación gráfica del frenado en serie [17]	40
4.5	Rotor de jaula de ardilla	41
4.7	Rotor de bobinado	41
4.8	Motor de inducción de un Tesla Model S	42
4.9	Esquema de los rotores cilíndricos y de polos salientes	43
4.10	Estator y rotor de una máquina de reluctancia variable. [39]	44
4.11	Esquema de una máquina de reluctancia variable. [13]	45
4.12	Esquema del sistema de recuperación y almacenamiento de energía [16]	46
4.13	Boeing 777	47
4.14	Turbina de aire de impacto de un F-105 Thunderchief	48
5.1	Boeing 787-9	52
5.2	Comparación de las trayectorias de vuelo en ambos casos	54
5.3	Equilibrio de fuerzas de la aeronave durante el crucero [47]	55
5.4	Equilibrio de fuerzas de la aeronave durante el taxi [36]	57
5.5	Masa de batería requerida con la tecnología actual (kg)	60
5.6	Masa de batería requerida con la tecnología esperada en 2025 (kg)	60

Índice de Tablas

2.1	Energía específica de algunas de las presentes y futuras baterías [40]	9
2.2	Energía específica de futuras baterías [43]	12
2.3	Especificaciones del Eviation Alice [28]	16
2.4	Especificaciones del Pipistral Velis Electro [28]	18
2.5	Especificaciones del Pipistral Velis Electro [28]	19
2.6	Especificaciones del Faradair BEHA [28]	20
3.1	Comparación entre aeronaves comerciales de la implementación de sistemas eléctricos. [49]	26
3.2	Comparación de niveles de potencias típicos de los principales sistemas entre aeronaves convencionales y MEA [52]	32
4.1	Masa de los componentes de una unidad del sistema de recuperación energética	47
5.1	Parámetros correspondientes al B787 [10] [30]	52
5.2	Alcance y ángulo de descenso en ambos casos de estudio	53
5.3	Parámetros empleados en este apartado [10] [30]	54
5.4	Balance energético del sistema de recuperación de energía potencial	55
5.5	Estimación de la energía disponible gracias al freno regenerativo	56
5.6	Balance energético del ETS	58
5.7	Comparación de los requerimientos energéticos entre ambos sistemas de propulsión durante el taxi	59
5.8	Masa de batería requerida actualmente y con las evoluciones previstas en 2025	59

Índice de Códigos

6.1	Código empleado para el estudio de la aproximación de la aeronave	65
6.2	Código empleado para el estudio de la aeronave durante el aterrizaje y el taxi	67

Bibliografía

- [1] Airbus: *Cryogenics and superconductivity for aircraft, explained.* <https://www.airbus.com/newsroom/stories/ascend-cryogenics-superconductivity-for-aircraft-explained.html>.
- [2] Airbus: *E-fan x, a giant leap towards zero-emission flight.* <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/electric-flight/e-fan-x.html>.
- [3] Airbus: *Electric flight: Laying the groundwork for zero-emission aviation.* <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/electric-flight.html>.
- [4] Boeing: *787 dreamliner.* <https://www.boeing.es/productos-y-servicios/commercial-airplanes/787.page>.
- [5] Boeing: *787 airport compatibility brochure*, 2009.
- [6] Airbus: *E-the ecopulse™ hybrid aircraft demonstrator achieves its first key milestone with success.* <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2020/12/the-ecopulse-hybrid-aircraft-demonstrator-achieves-its-first-key-milestone-with-success.html>, 2020.
- [7] J. Hill A. Teo, K. Rajashekara and B. Simmer, *Examination of aircraft electric wheel drive taxiing concept*, 2008.
- [8] ACI, *The impact of covid-19 on the airport business*, 2020.
- [9] EASA: European Union Aviation Safety Agency, *Emissions from a typical two-engine jet aircraft during 1-hour flight with 150 passengers.*
- [10] Modern Airlines, *Dreamliner boeing 787 specs.* <https://modernairliners.com/boeing-787-dreamliner/>.
- [11] Boeing Commercial Airplanes, *Faa reference code and approach speeds for boeing aircraft*, 2016.
- [12] Lidia Soldado Alonso and Alejandro Marano Marcolini, *Viabilidad técnica del all electric aircraft*, 2019.
- [13] Ibrahim Al-Bahadly Amissa Arifin and Subhas Chandra Mukhopadhyay, *State of the art of switched reluctance generator*, 2012.
- [14] Donald Bender, *Flywheels*, 2015.

- [15] Olja Cokorilo and Lidija Tomic, *Corsia- carbon offsetting and reduction scheme for international aviation: Challenge and practice*, 2019.
- [16] Michael A. Conteh and Emmanuel C. Nsofor, *A study on flywheel energy recovery from aircraft brakes*, 2014.
- [17] Dário Gonçalo Ribeiro da Silva, *Electromagnetic braking system for aircraft application*, 2010.
- [18] Nihad E. Daidzi, *Determination of taxiing resistances for transport category airplane tractive propulsion*, 2017.
- [19] Departamento de Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata, <http://www.aero.ing.unlp.edu.ar/catedras/archivos/combustibles.pdf>.
- [20] Blast Deflectors, *Deflectores contra chorro*. <https://www.blastdeflectors.com/es/jet-blast-deflectors/>.
- [21] Diariomotor.com, *Baterías de coches eléctricos e híbridos, hoy [estado de la tecnología del automóvil]*. <https://www.diariomotor.com/tecmovia/2012/03/14/baterias-de-coches-electricos-e-hibridos-hoy-estado-de-la-tecnologia-del-automovil/>, 2012.
- [22] Virgilio Vásquez Eduard Galvis and Julián Ferreira, *Motor de reluctancia conmutada: modelado, simulación y control*, 2007.
- [23] Antonio Franco Espín and Sergio Esteban Roncero, *Tema 2: Sistemas no autónomos de propulsión por chorro - sistemas de propulsión*.
- [24] Eviation, *Alice: Pure electric*. <https://www.eviation.co/1>.
- [25] O. Grigore-Müller and M. Barbelian, *Regenerative braking for aircraft landing roll phase using an electric machine*, 2012.
- [26] Martin Hepperle, *Electric flight – potential and limitations*.
- [27] IATA, *Aircraft technology roadmap to 2050*.
- [28] ICAO, *Electric and hybrid aircraft platform for innovation*.
- [29] IMA, *¿qué es un imán permanente? ¿qué tipos existen?* <https://www.imamagnets.com/blog/que-es-un-iman-permanente/>.
- [30] Jacco M. Hoekstra Junzi Sun and Joost Ellerbroek, *Estimating aircraft drag polar using open flight surveillance data and a stochastic total energy model*, 2020.
- [31] Xavier Roboam Bruno Sareni Marc Budinger Jérôme Thauvin, Guillaume Barraud and Dimitri Leray, *Hybrid propulsion for regional aircraft: a comparative analysis based on energy efficiency*, 2016.
- [32] Aviation Unit Maintenance and Aviation Intermediat Maintenance, *General aircraft maintenance (pneudraulics maintenance and practices), volume 2, tm 1-1500-204-23-2*, 1992.
- [33] Damian Olejniczak Marcin Nowacki, *Boeing 787-9 in-flight exhaust emission analysis for the selected flight*, 2019.
- [34] Alejandro Marano Marcolini, *Apuntes de clase: Máquinas eléctricas rotativas*.

- [35] Ingeniero marino, *Baterías li-s y supercondensadores*. <https://ingenieromarino.com/baterias-li-s-y-supercondensadores/.x7fugzpz>.
- [36] Pierre Magne Maximilian T.E. Heinrich, Fabian Kelch and Ali Emadi, *Regenerative braking capability analysis of an electric taxiing system for a single aisle midsize aircraft*, 2015.
- [37] MCPRO, *¿en qué consiste el nuevo sistema híbrido de los aviones de easyjet?* <https://www.muycomputerpro.com/2016/02/08/sistema-hibrido-aviones-easyjet/amp>, 2016.
- [38] Motorpasion, *Qué son las baterías de estado sólido y por qué son el futuro del automóvil*. <https://www.motorpasion.com/industria/baterias-estado-solido-que-que-futuro-automovil-ri>, 2020.
- [39] KASKOD MTRONIX, *Switched reluctance generators*. <http://kaskod.ee/products-services/switched-reluctance-generators/>.
- [40] Andras Nagy, *Electric aircraft - present and future*, 2019.
- [41] NASA, *Nasa glenn flywheel technology to go out for a spin*, 2017.
- [42] Engineering National Academies of Sciences and Medicine, *Commercial aircraft propulsion and energy systems research: Reducing global carbon emissions*, 2016.
- [43] Matt Campbell De Andre J. Cherry Kelsea Cox Dustin D'Angelo Joseph Gonzalez Curtis Moore Niklas Hansson, Marty Bradley and Jeremy Zee, *Environmental impacts of aerospace batteries*, 2018.
- [44] Pipistrel, *Velis electro*. <https://www.pipistrel-aircraft.com/aircraft/electric-flight/velis-electro-easa-tc/>.
- [45] M. A. Ishutkina R. Jordan and T. G. Reynolds, *A statistical learning approach to the modeling of aircraft taxi time*, 2010.
- [46] F. Re, *Assessing environmental benefits of electric aircraft taxiing through object-oriented simulation*, 2012.
- [47] Damián Rivas Rivas, *Apuntes de mecánica del vuelo*.
- [48] Rolls-Royce, *Accel: entering the era of zero-emissions aviation*. <https://www.rolls-royce.com/innovation/accel.aspx>.
- [49] Bulent Sarlioglu and Casey T. Morris, *More electric aircraft – review, challenges and opportunities for commercial transport aircraft*, 2015.
- [50] Pat Wheeler and Sergei Bozhko, *The more electric aircraft*, 2015.
- [51] Lahiru Sajith Wickramaratne and Dr S.D Rasika Perera, *Battery thermal management system*, 2017.
- [52] Chao Liu Yitao Liu, Junxiang Deng and Sen Li, *Energy optimization analysis of the more electric aircraft*, 2018.
- [53] Miguel Ángel Rodríguez Pozueta, *Máquinas eléctricas ii: Máquinas síncronas*.

