



**Universidad
Europea Madrid**

LAUREATE INTERNATIONAL UNIVERSITIES

TRABAJO FIN DE MÁSTER

Motor eléctrico en la aviación comercial.
Estudio y análisis del estado tecnológico
actual.

MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

CURSO 2023-2024

Autor: José Alonso Moreno

Tutor: Ernesto de la Fuente Cantarino

Trabajo Fin de Máster

Máster Habilitante en Ingeniería Aeronáutica

**Motor eléctrico en la aviación comercial. Estudio y análisis del
estado tecnológico actual**

Autor:

José Alonso Moreno

Tutor:

Ernesto de la Fuente Cantarino

Escuela de Arquitectura, Ingeniería y Diseño

Universidad Europea de Madrid

Madrid, 2024

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecerle a mi familia por su apoyo incondicional durante toda mi vida. Especialmente a mis padres por el gran esfuerzo que han realizado para que hoy pudiera ser ingeniero aeronáutico. Les estaré eternamente agradecidos por la ayuda que siempre han estado dispuestos a darme.

Agradecerle también a Laura, por su paciencia, comprensión y constante estímulo en este trabajo.

Finalmente, agradecer a mi tutor, Ernesto de la Fuente, por todo su apoyo durante el desarrollo de este trabajo.

José Alonso Moreno

Madrid, 2024

Resumen

Las crecientes preocupaciones ambientales y económicas en el sector aeroespacial resaltan la importancia de impulsar una aviación eléctrica. A pesar de los esfuerzos por optimizar la eficiencia del combustible y mejorar la infraestructura aeroportuaria, la expansión continua de los viajes aéreos a nivel mundial prevé un aumento constante en el consumo de combustible y emisiones. Este creciente impacto ambiental hace necesario explorar sistemas de propulsión alternativos. Las demandas tecnológicas de los sistemas de aviación actuales contribuyen significativamente a las preocupaciones medioambientales, subrayando la urgencia de adoptar alternativas.

La adopción de la propulsión eléctrica en la aviación comercial es crucial para combatir el impacto ambiental del uso de combustibles fósiles. Con los motores tradicionales contribuyendo sustancialmente a las emisiones de gases de efecto invernadero, la propulsión eléctrica ofrece una solución más limpia y sostenible, alineándose con los objetivos de la industria de reducir las emisiones. Además de los beneficios ambientales, la propulsión eléctrica introduce innovaciones tecnológicas que prometen operaciones más silenciosas y cambios transformadores en el diseño de aeronaves.

No obstante, la integración de la propulsión eléctrica en la aviación presenta desafíos únicos. Las aeronaves, con sus estrictos protocolos de almacenamiento de energía y seguridad, plantean obstáculos distintivos.

Este trabajo tiene como objetivo explorar las tendencias actuales en la propulsión eléctrica de aeronaves, analizando la viabilidad presente y futura de la aviación comercial completamente eléctrica. A medida que la industria busca activamente soluciones sostenibles y rentables, esta investigación contribuye a comprender el panorama en evolución de la aviación eléctrica.

Abstract

Growing environmental and economic concerns in the aerospace sector highlight the importance of advancing electric aviation. Despite efforts to optimize fuel efficiency and improve airport infrastructure, the continued expansion of air travel worldwide foresees a steady increase in fuel consumption and emissions. This growing environmental impact makes it necessary to explore alternative propulsion systems. The technological demands of current aviation systems contribute significantly to environmental concerns, underscoring the urgency of adopting alternatives.

The adoption of electric propulsion in commercial aviation is crucial to combat the environmental impact of fossil fuel use. With traditional engines contributing substantially to greenhouse gas emissions, electric propulsion offers a cleaner and more sustainable solution, aligning with industry goals to reduce emissions. In addition to the environmental benefits, electric propulsion introduces technological innovations that promise quieter operations and transformative changes in aircraft design.

However, integrating electric propulsion into aviation presents unique challenges. Aircraft, with their stringent energy storage and safety protocols, pose distinctive obstacles.

This paper aims to explore current trends in electric aircraft propulsion, analyzing the present and future viability of fully electric commercial aviation. As the industry actively seeks sustainable and cost-effective solutions, this research contributes to understanding the evolving landscape of electric aviation.

Índice

Contenido

1. Introducción	13
2. Propulsión eléctrica: clasificación, tecnología y estado del arte	18
2.1. Clasificación de propulsión eléctrica.....	18
2.1.1. Propulsión turboeléctrica	18
2.1.2. Propulsión híbrida	19
2.1.3. Propulsión “All-Electric”	21
2.2. Barreras tecnológicas: estado actual y futuro	22
2.2.1. Baterías	22
2.2.2. Motores eléctricos	31
2.2.3. Nuevos conceptos de diseño de aeronaves.....	33
2.3. Certificación.	38
2.4. Impacto logístico y medioambiental.....	39
3. Análisis de vuelos eléctricos. Cálculos energéticos y baterías requeridas.....	44
3.1. Mecánica del vuelo de la aeronave.	44
3.1.1. Actuaciones.....	44
3.2. Demanda energética para realizar un vuelo	47
3.2.1. Turbofan.....	48
3.2.2. Turbohélice.	49
3.3. Aeronaves elegidas para el estudio	51
3.3.1. Airbus A320neo.....	51
3.3.2. ATR 72	52
3.4. Análisis energético: consumo y eficiencia en vuelos comerciales de corta y media distancia..	54
3.4.1. Análisis energético del A320neo.....	54
3.4.2. Análisis energético del ATR 72.....	57
3.5. Cálculo de masa de baterías	61
3.5.1. Resultados del A320neo	63
3.5.2. Resultados del ATR 72.....	66
3.5.3. Análisis de los resultados obtenidos.....	69
3.5.4. Análisis del coste energético.....	70
3.6. Alternativas a la propulsión eléctrica.....	73

3.6.1. SAF.....	73
3.6.2. Motor de hidrógeno.....	74
4. Conclusiones.	76
Bibliografía	79
Anexo: Código de Python.....	83

Glosario

<i>CNS/ATM</i>	<i>Communications, navigation and surveillance. Air Traffic Management.</i>
<i>FOCA</i>	<i>Federal Office of Civil Aviation</i>
<i>CO₂</i>	<i>Dióxido de carbono</i>
<i>NO_x</i>	<i>Óxidos de nitrógeno</i>
<i>SO₂</i>	<i>Dióxido de azufre</i>
<i>CO</i>	<i>Monóxido de carbono</i>
<i>NO</i>	<i>Óxido de nitrógeno</i>
<i>MEA</i>	<i>More Electric Aircraft</i>
<i>MEE</i>	<i>More Electric Engine</i>
<i>VTOL</i>	<i>Aterrizaje y despegue vertical</i>
<i>DC</i>	<i>Corriente continua</i>
<i>ICE</i>	<i>Motor de combustión interna</i>
<i>BLI</i>	<i>Ingestión de capa límite</i>
<i>DP</i>	<i>Propulsión distribuida</i>
<i>HEP</i>	<i>Propulsión eléctrica híbrida</i>
<i>NASA</i>	<i>Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (EEUU)</i>
<i>APU</i>	<i>Auxiliary Power Unit</i>
<i>AC</i>	<i>Corriente alterna</i>
<i>Ni-Cd</i>	<i>Níquel-Cadmio</i>
<i>Ni-MH</i>	<i>Níquel-Metalhidruro</i>
<i>KOH</i>	<i>Hidróxido de potasio</i>
<i>LiS</i>	<i>Sulfuro de litio</i>
<i>MCM</i>	<i>Membranas de conducción mixtas</i>
<i>HTS</i>	<i>Superconductores de alta temperatura</i>
<i>NdFeB</i>	<i>Neodimio-Hierro-Boro</i>
<i>PMAD</i>	<i>Control y gestión de potencia activa</i>
<i>ASuMED</i>	<i>Advanced Superconducting Motor Experimental Demonstrator</i>
<i>EASA</i>	<i>Agencia Europea de Seguridad Aérea</i>
<i>FAA</i>	<i>Administración Federal de Aviación</i>
<i>MoC</i>	<i>Means of Compliance</i>
<i>MZFW</i>	<i>Maximum Zero Fuel Weight</i>
<i>MLW</i>	<i>Maximum Landing Weight</i>
<i>OEW</i>	<i>Operational Empty Weight</i>
<i>ISA</i>	<i>International Standard Atmosphere</i>
<i>SAF</i>	<i>Sustainable Aviation Fuel</i>
<i>ICSA</i>	<i>International Coalition for Sustainable Aviation</i>
<i>OACI</i>	<i>Organización de Aviación Civil Internacional</i>
<i>PtL</i>	<i>Power-to-Liquids</i>

Índice de figuras

Figura 1: Pronóstico del consumo de combustible en el sector aeronáutico hasta 2050 [1].....	13
Figura 2: Pronóstico del crecimiento del transporte aéreo hasta 2050 [2].....	14
Figura 3: Emisiones producidas por un avión comercial estándar durante 1 hora con 150 pasajeros [3].....	14
Figura 4: Diferencias en las aeronaves que siguen la filosofía MEA [4].....	15
Figura 5: Configuración turboeléctrica [6].....	19
Figura 6: Configuración híbrida en serie [6].....	20
Figura 7: Configuración "All-Electric" [6].....	21
Figura 8: Masa y volumen específico de diferentes sistemas de almacenamiento de energía [22]	23
Figura 9: Esquema del funcionamiento de una batería ion-litio [51].....	25
Figura 10: Curva de potencia de baterías de ion-litio respecto a la temperatura [52]	26
Figura 11: Gases de efecto invernadero emitidos en un ciclo de vida. [21].....	27
Figura 12: Gases NOx emitidos en un ciclo de vida. [21].....	28
Figura 13: Agua consumida en un ciclo de vida. [21]	28
Figura 14: Residuos sólidos en un ciclo de vida. [21].....	28
Figura 15: Ejemplo de deterioro de baterías ion-litio [24]	30
Figura 16: Batería inercial de la NASA [25]	31
Figura 17: Borrador del motor ASuMED presentado en 2019 en la Hannover Fair [29].....	32
Figura 18: Arte conceptual del Maxwell DEP X-57 [31]	35
Figura 19: Concepto del avión experimental N3-X de la NASA [32]	35
Figura 20: Concepto del avión experimental Maveric de Airbus [33]	36
Figura 21: Concepto del Double Double D8 del MIT y la NASA [34]	37
Figura 22: Concepto del E-Thrust de Airbus [35].....	38
Figura 23: Estimación del aumento de la demanda de litio basada en la producción de 2021 [38]....	41
Figura 24: Dependencias entre los parámetros del proceso, los pasos del proceso, las propiedades estructurales y los parámetros electroquímicos durante la producción de una batería basada en litio [38].	42
Figura 25: Sistema de referencia inercial empleado para los cálculos [43].....	45
Figura 26: Airbus A320neo [44]	52
Figura 27: ATR 72 [47].....	53
Figura 28: Relación entre rendimiento motor y rendimiento propulsivo para diferentes aeronaves comerciales [5].....	55
Figura 29: TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption) frente al año de producción de diferentes aeronaves comerciales propulsados por turbofanos o turbopropulsores [50].	56
Figura 30: Rendimiento propulsivo de una hélice frente a la velocidad de vuelo [55]	58
Figura 31: Diagrama (Potencia máxima del propulsor PW-120 en función de la velocidad de crucero del ATR-72) [56]	59
Figura 32: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Sevilla con un A320neo (Tecnología de baterías actual)	63
Figura 33: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Lisboa con un A320neo (Tecnología de baterías actual)	64

Figura 34: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Londres con un A320neo (Tecnología de baterías actual)	64
Figura 35: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Sevilla con un A320neo (Tecnología de baterías futura)	65
Figura 36: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Lisboa con un A320neo (Tecnología de baterías futura)	65
Figura 37: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Londres con un A320neo (Tecnología de baterías futura)	66
Figura 38: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Santa Cruz de Tenerife con un ATR 72 (Tecnología de baterías actual)	66
Figura 39: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Lanzarote con un ATR 72 (Tecnología de baterías actual)	67
Figura 40: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – El Hierro con un ATR 72 (Tecnología de baterías actual)	67
Figura 41: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Santa Cruz de Tenerife con un ATR 72 (Tecnología de baterías futura)	68
Figura 42: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Lanzarote con un ATR 72 (Tecnología de baterías futura).....	68
Figura 43: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – El Hierro con un ATR 72 (Tecnología de baterías futura).....	69
Figura 44: Comparación de costes entre combustible y electricidad para vuelos realizados por un A320neo	71
Figura 45: Comparación de costes entre combustible y electricidad para vuelos realizados por un ATR 72	71

Índice de tablas

Tabla 1: Energía específica actual y futura de baterías [22]	23
Tabla 2: Coste por capacidad de baterías futuras [53]	26
Tabla 3: Especificaciones técnicas del A320neo [45] [46].	51
Tabla 4: Especificaciones técnicas del ATR 72 [47]	53
Tabla 5: Coordenadas geográficas de los aeropuertos empleados para las rutas del A320neo	54
Tabla 6: Parámetros empleados en el cálculo	54
Tabla 7: Resultados obtenidos respecto a la masa de combustible quemado para los vuelos hacia Sevilla, Lisboa y Londres desde Madrid	55
Tabla 8: Balance energético de los vuelos llevados a cabo por el Airbus A320neo	56
Tabla 9: Energía específica actual y futura de baterías [22]	61
Tabla 10: Pesos significativos del Airbus A320neo	61
Tabla 11: Pesos significativos del ATR 72.....	61

1. Introducción

La necesidad y viabilidad de la aviación eléctrica comercial se han convertido en un tema de gran relevancia tanto desde el punto de vista medioambiental como económico en el sector aeronáutico. El transporte aéreo ha experimentado un crecimiento constante en los últimos años, exceptuando la crisis producida por la pandemia de la COVID-19, lo que ha llevado a un aumento significativo en el consumo de combustible y las emisiones contaminantes (Figura 1). Como se puede observar, aunque se prevé una mejora notable en la eficiencia del combustible empleado, optimizando tanto el propio combustible como las diferentes infraestructuras aeroportuarias y CNS/ATM, así como la implementación de procedimientos operacionales que permita una mayor eficiencia para la aviación comercial, el consumo de combustible en la aviación comercial internacional continuará con una tendencia ascendente, con las consecuencias medioambientales que conlleva esto. A pesar de los esfuerzos de la industria para reducir el consumo de combustible en aeronaves tradicionales, se espera que el tráfico aéreo continúe creciendo, lo que resultará en un mayor impacto ambiental (Figura 2).

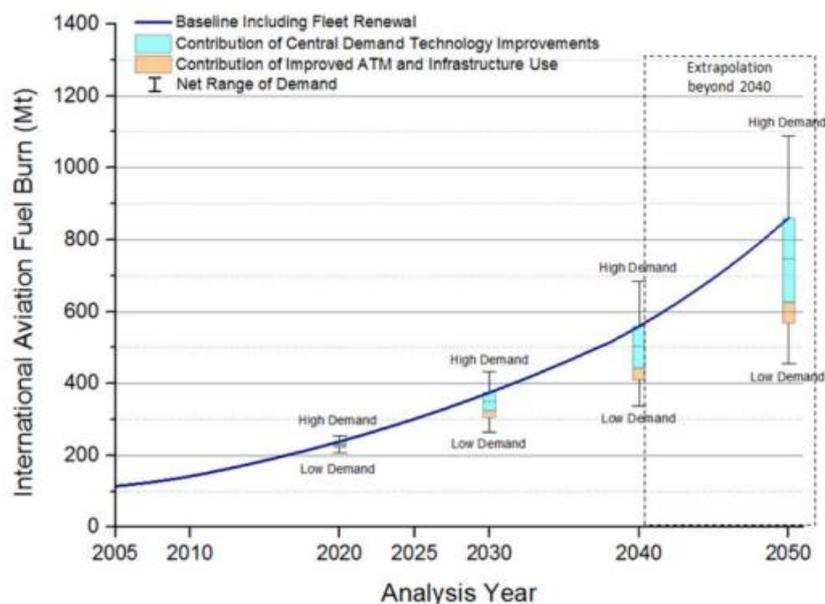


Figura 1: Pronóstico del consumo de combustible en el sector aeronáutico hasta 2050 [1]

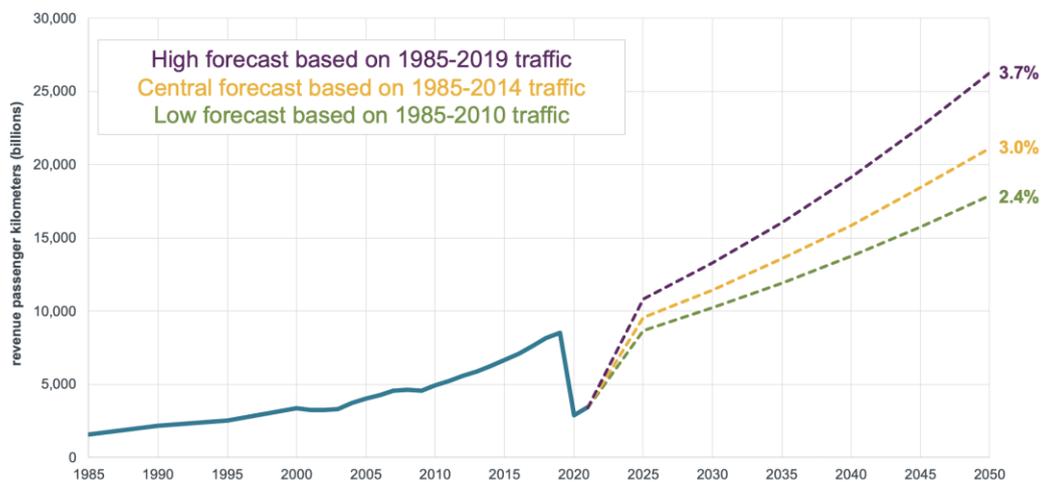


Figura 2: Pronóstico del crecimiento del transporte aéreo hasta 2050 [2]

Por otra parte, los sistemas de propulsión utilizados en la aviación presentan una demanda tecnológica significativamente mayor en comparación con otros modos de transporte. En otras palabras, estos sistemas requieren una masa mucho menor por cada unidad de potencia generada y tienen una vida útil mucho más extensa en comparación con los diversos tipos de vehículos. Esta mayor complejidad tecnológica en la aviación tiene un impacto notable en el medio ambiente. Según la FOCA (Federal Office of Civil Aviation), una aeronave comercial típica de dos motores como el Airbus A320, en una hora de vuelo con 150 pasajeros a bordo, toma alrededor de 850 toneladas de aire y, al mezclarse con 2.7 toneladas de queroseno, libera al medio ambiente aproximadamente 130 toneladas de aire caliente a través del flujo principal, que incluye 8500 kg de dióxido de carbono (CO₂), además de otros contaminantes como óxidos de nitrógeno (NO_x), dióxido de azufre (SO₂) y monóxido de carbono (CO).

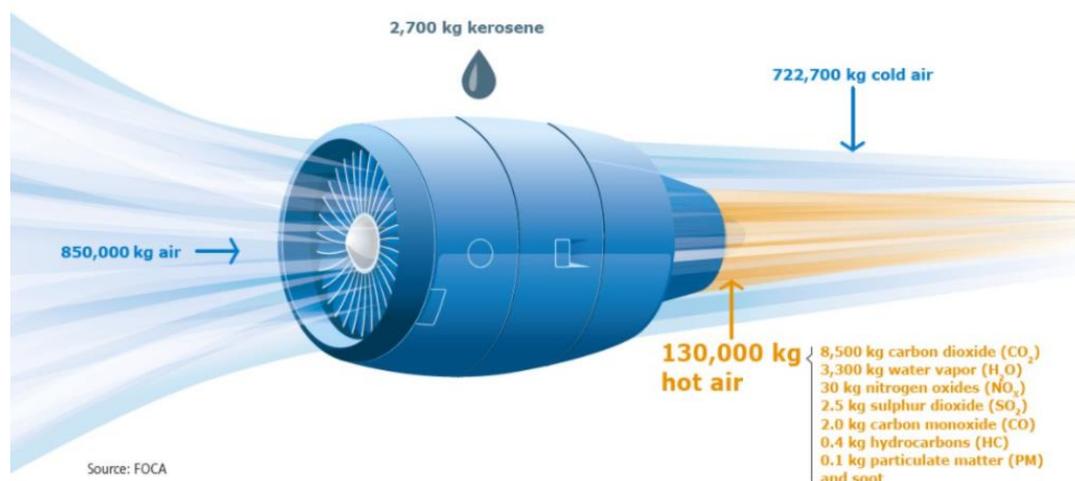


Figura 3: Emisiones producidas por un avión comercial estándar durante 1 hora con 150 pasajeros [3]

La principal razón para explorar alternativas a los sistemas de propulsión tradicionales es la necesidad de mitigar el impacto ambiental. La generación "N+3" que se espera para mediados de la década de 2030 establece objetivos ambiciosos, como la reducción de ruido en los alrededores de aeropuertos,

La disminución del óxido de nitrógeno (NO) en un 75%, y la reducción del consumo de combustible en un 70% en comparación con la tecnología de 2006. Además, la disponibilidad limitada de combustibles fósiles y su tendencia al alza en precios hacen que los sistemas eléctricos sean una opción cada vez más atractiva.

La electrificación de los sistemas aeronáuticos se ha convertido en un enfoque clave. Se han desarrollado conceptos como el MEA (More Electric Aircraft) y el MEE (More Electric Engine) (Figura 4). Un ejemplo destacado es el Boeing 787, que utiliza un generador capaz de iniciar el motor de forma totalmente eléctrica y una distribución de potencia de alto voltaje, eliminando el sangrado de aire y aumentando la eficiencia.

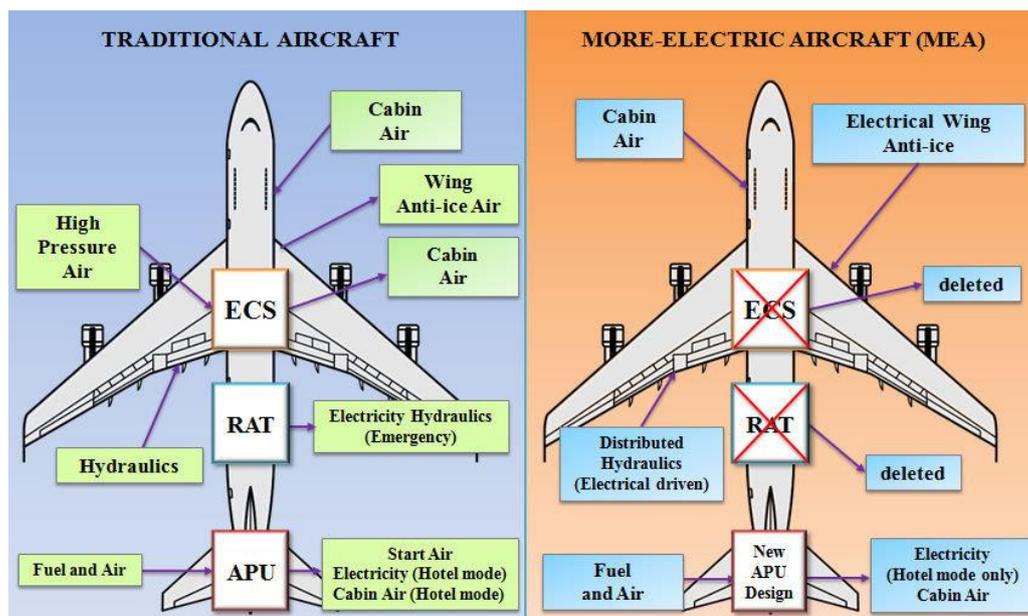


Figura 4: Diferencias en las aeronaves que siguen la filosofía MEA [4]

La electrificación también abre nuevas posibilidades, como el despegue y aterrizaje vertical VTOL y el transporte aéreo urbano, como se exploró en el estudio "Elevate" de Uber. Desde una perspectiva económica, se pueden reducir los costes de operación sustituyendo el combustible por electricidad, reduciendo los costes de mantenimiento o reduciendo el consumo total de energía.

Sin embargo, la introducción de la propulsión eléctrica en la aviación presenta desafíos únicos. En comparación con los vehículos terrestres, los aviones tienen mayores limitaciones debido a su necesidad de sistemas de almacenamiento de energía avanzados y protocolos de seguridad más estrictos. Además, las aeronaves actuales son altamente eficientes en términos de consumo de combustible por carga de pago y distancia recorrida.

La industria aeronáutica se encuentra bajo presión debido a su impacto medioambiental directo. Se han propuesto medidas para reducir las emisiones de CO₂ en un 50% para alrededor de 2050, incluyendo optimizaciones en las operaciones de vuelo, el desarrollo de combustibles alternativos como biocombustibles y combustibles sintéticos, y la electrificación de aeronaves.

La electrificación de la aviación comercial eléctrica es una necesidad apremiante para mitigar el impacto ambiental y reducir los costes de operación. A pesar de los desafíos técnicos y económicos, la industria aeronáutica está investigando activamente y desarrollando soluciones para hacer que la

aviación sea más sostenible y eficiente en el futuro. Por tanto, el objetivo de este trabajo consiste en estudiar las tendencias sobre la electrificación de aviones comerciales con el objetivo de analizar la viabilidad, presente y futura, de una aviación comercial completamente eléctrica.

2. Propulsión eléctrica: clasificación, tecnología y estado del arte

2.1. Clasificación de propulsión eléctrica

La propulsión eléctrica en aeronaves comerciales podría ser capaz de reducir las emisiones de carbono, pero solo si las nuevas tecnologías alcanzan la potencia específica, peso y confiabilidad necesarios para una flota comercial exitosa. En este capítulo, se procede a estudiar las principales configuraciones teóricas de la propulsión eléctrica: una completamente eléctrica, otras dos híbridas y una última que se denomina turboeléctrica.

Estas cuatro arquitecturas dependen de diferentes tecnologías eléctricas (baterías, motores, generadores, etc.) que determinarán la capacidad real de la propulsión eléctrica. Los niveles de reducción de CO₂ asociados con las diferentes arquitecturas dependen de la configuración, el rendimiento de los componentes y las operaciones que se vayan a llevar a cabo.

2.1.1. Propulsión turboeléctrica

La configuración turboeléctrica se centra en la electrificación incremental de motores de turbina de gas. En este modelo, uno o varios motores de turbina de gas impulsan un generador eléctrico para producir energía eléctrica. La energía se distribuye mediante buses de corriente continua (DC) y convertidores electrónicos para impulsar un motor eléctrico al que se une una hélice. Como se muestra en la Figura 5, la turbina de gas está directamente conectada a un generador eléctrico que genera la potencia necesaria para impulsar los motores, utilizando así el 100% de la potencia de salida de la turbina de gas para generar energía eléctrica. No hay dispositivos de almacenamiento de energía (baterías) a bordo de una aeronave de este tipo. Aunque el motor de combustión interna (ICE) opera en su condición de máxima potencia frente a velocidad, las arquitecturas turboeléctricas independientes sufren una pérdida de potencia debido a la conversión de energía mecánica a energía eléctrica y nuevamente a energía mecánica [6].

Por otra parte, se estima que la penalización de eficiencia de la propulsión turboeléctrica en comparación con la transmisión mecánica directa es del 10% [7]. Esto se debe principalmente a la necesidad de tener que emplear una turbina de gas y un generador eléctrico para mover el motor. Sin embargo, la principal ventaja que presenta esta arquitectura se observa cuando se aprovecha la sinergia por técnicas de integración de propulsión/estructura, como la Propulsión Distribuida (DP) y la Ingestión de Capas Límite (BLI), es decir, la combinación de estas dos técnicas con el objetivo de proporcionar un resultado más prometedor. Dado que el único papel del ICE es la generación de energía, esta configuración es la más adecuada para DP, donde la potencia generada puede distribuirse a varios motores eléctricos. Cuando se combina con la BLI, la eficiencia propulsiva se incrementa al revitalizar la estela y reducir la resistencia inducida por la estructura [8]. Estas técnicas de integración se explicarán más adelante.

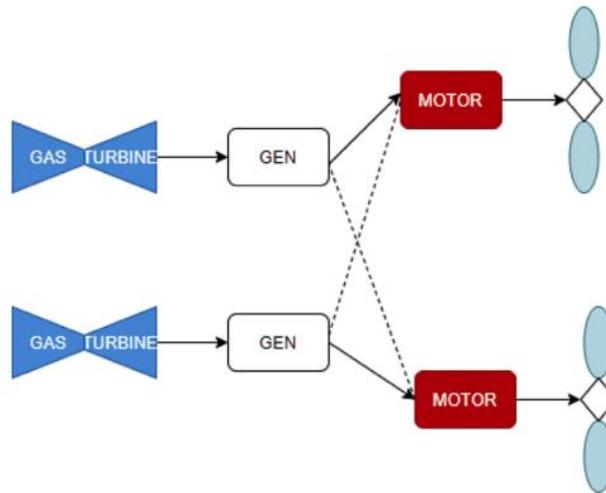


Figura 5: Configuración turboeléctrica [6]

2.1.2. Propulsión híbrida

El éxito que ha tenido la propulsión eléctrica híbrida (HEP) en la industria de la automoción es transferible a la aviación. Los automóviles híbridos se benefician de un mayor alcance, una reducción de ruido, de bajas emisiones y un consumo óptimo de combustible, lo que despierta un interés significativo en la investigación sobre esta tecnología para aplicarla en la aviación comercial. Se ha sugerido que las aeronaves a pequeña escala podrían beneficiarse de la HEP al reducir el consumo de combustible, las emisiones y aumentar el alcance [9]. Sin embargo, existen corrientes que cuestionan la aplicabilidad de la HEP en aeronaves más grandes, afirmando que la propulsión híbrida es mucho más factible para misiones de alta potencia de corta duración, como el paracaidismo, que para vuelos convencionales de larga duración [10].

Contrariamente a estas afirmaciones, se ha conseguido modificar la ecuación de alcance de Breguet para adaptarla a las aeronaves híbridas eléctricas. Utilizando la limitación de alcance y el rendimiento de la aeronave como una función de la tecnología de batería, se logró que una aeronave de 70 pasajeros llegara a conseguir un alcance de diseño de 1528 km utilizando baterías con una densidad de energía de 1000 Wh/kg [11]. Según la variante de la configuración de HEP elegida, la potencia requerida puede ser suministrada por una turbina de gas y una batería, solo por una batería o solo por la turbina de gas durante fases específicas del vuelo. Se consideran dos tipos de configuraciones híbridas: configuraciones serie-híbrido y paralelo-híbrido.

2.1.2.1. Propulsión híbrida en serie

En una configuración híbrida en serie, la turbina de gas está desacoplada de la hélice, y el eje de la hélice es impulsado únicamente por el motor eléctrico. Este sistema es similar a la arquitectura turboeléctrica, con la diferencia de que una batería almacena energía y contribuye a la propulsión. Como se ilustra en la Figura 6, un generador convierte la energía mecánica de la turbina de gas en energía eléctrica. La energía eléctrica luego se puede utilizar para impulsar directamente los motores eléctricos o almacenarse en una batería a través de un proceso de carga. Esta configuración es la más adecuada para aeronaves con propulsión distribuida, ya que el único papel del motor de turbina de gas es generar electricidad [12].

Dado que no existe una conexión directa entre la hélice y la turbina de gas, esta puede funcionar en su condición de funcionamiento óptimo durante todas las fases del vuelo, lo que conduce a una reducción significativa en el consumo de combustible en comparación con la configuración híbrida en paralelo. Además, esta configuración es simple, ofrece una mayor flexibilidad en la colocación del motor de combustión interna y requiere menos espacio [12]. Sin embargo, la necesidad de un generador además de una batería en esta configuración significa que es más pesada que las configuraciones turboeléctricas y híbridas en paralelo.

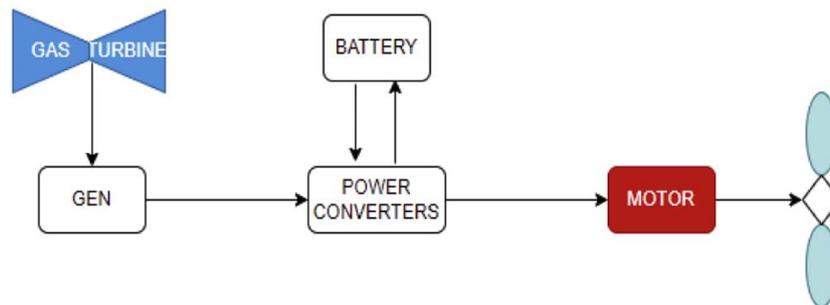


Figura 6: Configuración híbrida en serie [6]

Siemens, Diamond Aircraft, Austro Engine y Airbus presentaron el primer avión tripulado propulsado por un sistema híbrido en serie en el Salón Aeronáutico de París en 2011. La aeronave DA36 E-Star de dos plazas contaba con un motor eléctrico de 70 kW de Siemens y un motor de combustión interna de 30 kW de Austro Engine, logrando una reducción del 25% en emisiones y consumo de combustible. Estos fabricantes prevén que esta aeronave podría transportar hasta 100 potenciales pasajeros [13].

2.1.2.2. Propulsión híbrida en paralelo

En esta configuración, el motor de turbina de gas y el motor eléctrico están conectados mediante un acoplamiento mecánico a la hélice, lo que permite que ambos sistemas de propulsión contribuyan a la energía de propulsión de manera simultánea o por separado. Esta configuración presenta una mayor complejidad mecánica que como consecuencia tiene que los motores no operen a una velocidad constante de máxima eficiencia, lo que resulta en un mayor consumo de combustible. Por tanto, se podría considerar que la configuración en paralelo es menos eficiente que la arquitectura en serie [12]. No obstante, la principal ventaja resultante que presenta esta configuración es que se puede lograr un ahorro de peso al reducir la escala tanto del motor eléctrico como de la turbina de gas y aun así lograr el mismo rendimiento [14].

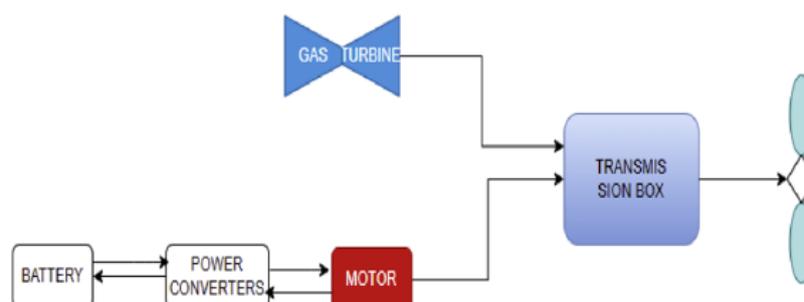


Figura 7: Configuración híbrida en paralelo [6]

Volviendo a la comparación entre las configuraciones en serie y en paralelo, se tiene como ejemplo un proyecto de modernización de la aeronave Piper PA-38, donde se logró reducir 46 kg el peso vacío, es decir, el peso bruto del avión sin carga útil ni combustible, además de una reducción de 10 kg en el peso del combustible requerido mediante la combinación de un motor eléctrico de 22.6 kW y un motor de combustión interna de 54.6 kW. Tener dos mecanismos de accionamiento de hélices instalados también proporciona redundancia en el sistema, lo que lo hace mucho más seguro. Además, cuando la aeronave está funcionando en modo de motor, el motor eléctrico puede actuar como un generador que carga la batería [12].

2.1.3. Propulsión "All-Electric"

La configuración de aeronaves totalmente eléctricas es la más sencilla de todas las arquitecturas eléctricas en cuanto a diseño (Figura 8). La única fuente de energía en esta arquitectura es la batería recargable, conectada directamente a un motor eléctrico a través de un sistema de gestión de energía que impulsa una hélice. A diferencia de las arquitecturas híbridas, esta configuración no permite la recarga en vuelo de las baterías; por lo tanto, las baterías deben cargarse en tierra antes de cualquier misión de vuelo.

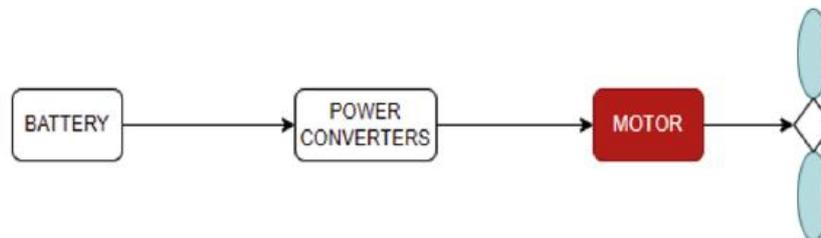


Figura 7: Configuración "All-Electric" [6]

A pesar de que las aeronaves totalmente eléctricas tienen muchas ventajas, como por ejemplo no emitir gases contaminantes, producir un bajo nivel de ruido o presentar una notable reducción de costos operativos, la tecnología actual de las baterías aún no ha alcanzado la madurez suficiente para cubrir las mismas distancias que las aeronaves convencionales [26]. Esto limita los diseños actuales de aeronaves eléctricas a aeronaves ligeras que realicen rutas de corta distancia. La propulsión totalmente eléctrica es viable para una amplia gama de vehículos aéreos, incluyendo aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (eVTOL), y nuevos conceptos de aeronaves de ala fija que utilizan motores eléctricos. Entre los modelos de aeronaves totalmente eléctricas anunciados públicamente se encuentran el Pipistrel Velis Electro [15], el Eviation Alice [17], el Lilium Jet [18] y el Alia-250 de Beta Technologies [16]. Mientras que las configuraciones turboeléctricas e híbridas reducen las emisiones de CO₂ en cierta medida, la configuración totalmente eléctrica elimina por completo las emisiones de CO₂, así como los gases de efecto invernadero como el NO_x y el vapor de agua, lo que la convierte en la forma de tecnología más sostenible capaz de lograr cero emisiones durante las operaciones de vuelo.

2.2. Barreras tecnológicas: estado actual y futuro

A pesar de que la aviación eléctrica presenta importantes ventajas para el medio ambiente, su principal problema es que no pueden volar durante mucho tiempo debido a las baterías que utilizan, ya que son pesadas y no almacenan suficiente energía para lo que demanda una operación estándar en un vuelo civil. Según algunos estudios, para hacer volar un avión como el Airbus A320 con electricidad, las baterías serían tan pesadas que superarían con creces el límite de peso permitido para despegar.

La NASA sugiere que para que los aviones eléctricos sean prácticos, las baterías necesitan ser mucho más eficientes en términos de densidad de energía. Esto significa que deben ser capaces de almacenar más energía en menos espacio. Para aviones pequeños se deberían emplear baterías que sean 400 Wh/kg, mientras que para aviones más grandes se necesitarían baterías que sean 750 Wh/kg o incluso más eficientes [19].

Sin embargo, algunos expertos recomiendan no juzgar la viabilidad de los aviones eléctricos solo por la densidad de energía de las baterías. También depende de otros avances tecnológicos, como mejorar los motores eléctricos y realizar nuevos diseños aerodinámicos eficientes para la propulsión eléctrica. Además, aunque las baterías actuales tienen una densidad de energía mucho menor que los combustibles de aviación, los motores eléctricos son mucho más eficientes, lo que equilibra la ecuación en términos de eficiencia energética [20].

En resumen, hacer que la aviación eléctrica sea posible a largo plazo se basa en tres aspectos principales: mejorar la eficiencia de las baterías, desarrollar mejores motores eléctricos y diseñar aviones más aerodinámicos. En las próximas secciones se detallará el estado actual y los avances en estas tres áreas, con el objetivo de que la aviación eléctrica sea viable en el futuro.

2.2.1. Baterías

Actualmente todas las aeronaves comerciales ya cuentan con baterías en su equipamiento, incluidas las más famosas de pasillo único como el Airbus A320 o su competidor norteamericano, el Boeing 737. Sin embargo, estas baterías desempeñan diversas funciones en el funcionamiento normal de una aeronave, como el arranque de motores, el suministro de energía a sistemas auxiliares (APUs), el mantenimiento de voltaje constante en el bus AC/DC, y la alimentación de la aviónica en situaciones de emergencia, es imperativo desarrollar baterías con un rendimiento superior para viabilizar la adopción de aeronaves completamente eléctricas.

Para que estas nuevas aeronaves sean capaces de realizar todas las fases de vuelo, se requieren baterías mucho más ligeras que las actuales, que tienen un peso considerable. Incluso en el caso de aeronaves más pequeñas con capacidad para dos pilotos, las baterías imponen limitaciones en su alcance operativo. El principal desafío a superar radica en la reducción del peso, lo cual ofrecería beneficios significativos no solo para la aviación, sino también para otros medios de transporte eléctricos.

La siguiente figura presenta una comparación entre la energía específica de distintos tipos de baterías químicas y los combustibles fósiles. Se evidencia de manera clara que todavía hay un largo camino por recorrer en cuanto al avance y estudio de nuevas tecnologías de baterías si se aspira a que un avión eléctrico pueda competir con otras aeronaves en cuanto a su alcance y velocidad. Actualmente, las baterías de litio son las que poseen la mayor densidad de energía disponible.

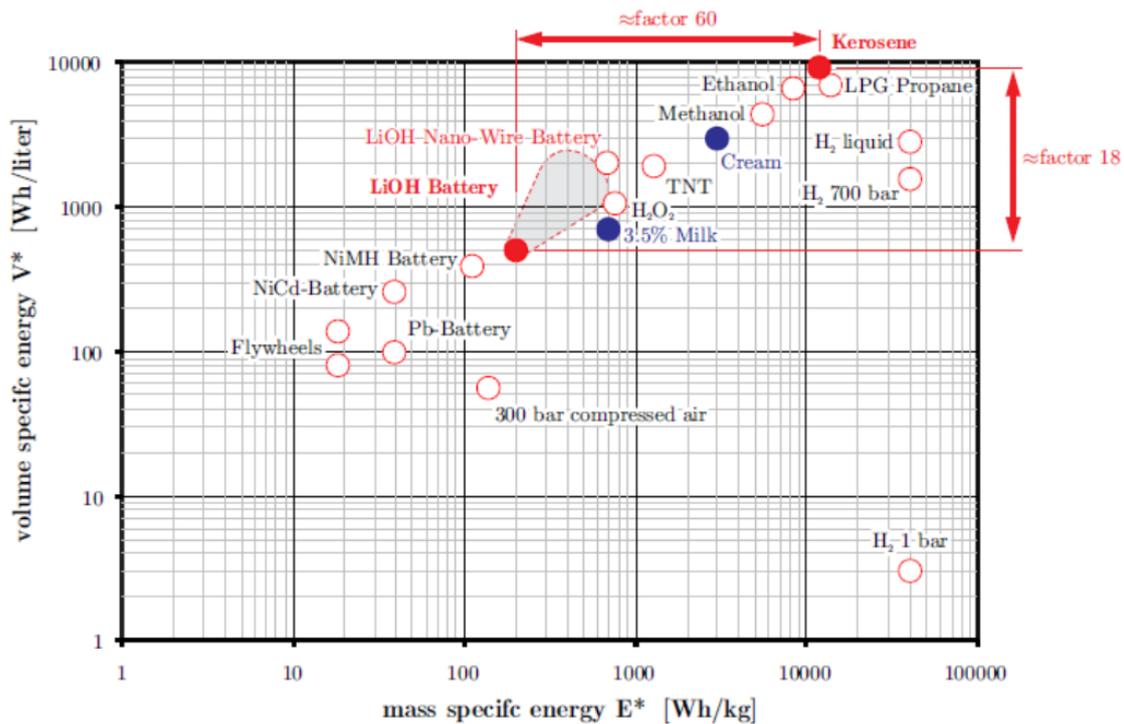


Figura 8: Masa y volumen específico de diferentes sistemas de almacenamiento de energía [22]

Además, las baterías deben cumplir con otros requisitos clave, que incluye garantizar una entrega de energía confiable y contar con certificaciones de seguridad, mantener una potencia constante en todas las condiciones de operación y tener una vida útil razonablemente prolongada.

A continuación, se detallarán los principales modelos de baterías que se encuentran actualmente en el mercado y que están bajo desarrollo en términos de energía específica:

Tipo de batería	Energía específica teórica esperada en 2025 [Wh/kg]	Energía específica actual [Wh/kg]
Pb-Ácido	-	50
Ni-Cd	-	80
NiMH	-	120
Li-Ion	390	250
Zn-air	1090	400-500
Li-S	2570	500-1250

Tabla 1: Energía específica actual y futura de baterías [22]

Baterías de ácido-plomo

La tecnología de la batería de ácido-plomo, inventada en 1859, la convierte en la batería recargable más antigua, y su aplicación se extiende a diversas áreas aeroespaciales. Estas baterías constan de un cátodo de óxido de plomo, un ánodo de esponja de plomo, un electrolito de ácido sulfúrico y un separador de fibra de vidrio.

Las ventajas principales de estas baterías incluyen su fabricación sencilla, su madurez tecnológica tras décadas de uso, bajos requisitos de mantenimiento y costos reducidos. Además, son altamente reciclables, con aproximadamente el 95% de las baterías de ácido-plomo producidas siendo recicladas.

Sin embargo, su baja densidad energética (Wh/L) es un problema significativo, especialmente en aplicaciones aeroespaciales.

Baterías de níquel-cadmio

Aunque las baterías Ni-Cd han sido utilizadas durante un extenso período, se ha mantenido un continuo desarrollo en electrodos, electrolitos y tecnologías de embalaje con el propósito de ampliar su aplicación en diversos campos. Los componentes de una célula de 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 Ni-Cd pueden configurarse de diversas maneras para adaptarse eficientemente a distintas aplicaciones. Esta versatilidad es la razón por la cual Boeing ha optado por este tipo de baterías en aeronaves comerciales y militares con requisitos específicos de potencia. Además de su amplio espectro de aplicaciones, estas baterías ofrecen ventajas como fiabilidad, longevidad de las células, bajo mantenimiento y un amplio rango de temperaturas operativas. Aunque su costo es menor en comparación con otros tipos de baterías, presentan una tasa de reciclaje relativamente baja.

Baterías de níquel-metalhidruro (Ni-MH)

Las baterías de níquel-metalhidruro (NiMH) están disponibles en el mercado y son ampliamente utilizadas en vehículos eléctricos. Surgieron como sucesoras de las baterías de níquel-cadmio, ofreciendo una mayor densidad de energía y un poder específico superior en comparación con las baterías de plomo-ácido y níquel-cadmio. Los componentes de las celdas de las baterías NiMH incluyen un cátodo compuesto de hidróxido de óxido de níquel, un ánodo de hidruro de Mischmetal (una aleación que contiene principalmente cerio, lantano, y en menor medida, neodimio y praseodimio), un electrolito de KOH y un separador de membrana porosa de polipropileno.

Desde una perspectiva ambiental, son aceptables y se utilizan materiales reciclados en su fabricación. Estas baterías carecen de materiales peligrosos como mercurio o cadmio. Además, no requieren mantenimiento y son seguras durante los procesos de carga y descarga.

Aunque históricamente no se han empleado como fuentes primarias de energía en aplicaciones aeronáuticas, se utilizan en sistemas o equipos dentro de las aeronaves. Por ejemplo, proporcionan 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 se encuentran en diversas aplicaciones, como la aeroespacial, automotriz, electrónica de consumo y militar, y abarcan celdas de diferentes tamaños. Las celdas pequeñas ofrecen numerosas ventajas sobre las grandes, como una alta fiabilidad, una producción eficiente en volumen, una eficiencia volumétrica elevada y una probabilidad reducida de fuga térmica entre celdas. La estructura de una celda de ion de litio comprende un cátodo que contiene compuestos de óxido de litio (LiMnO, LiCoO₂, etc.) y un ánodo compuesto principalmente de grafito. Aunque existen diversos tipos de electrolitos, es común encontrar una combinación de carbonato de etileno, carbonato de dietilo y hexafluorofosfato de litio.

Estas baterías, selladas y sin necesidad de mantenimiento, presentan un alto poder específico y bajas tasas de descarga, prolongando así su ciclo de vida. Las implicaciones medioambientales en la

producción de litio son mínimas. Sin embargo, la estandarización del reciclaje representa un desafío debido a las variaciones en los materiales del cátodo, ánodo y electrolito. Superar ciertos obstáculos, como el desarrollo del reciclaje a gran escala, es necesario para que estas baterías puedan competir con otras tecnologías emergentes.

Durante el proceso de carga, los átomos de litio en el cátodo se convierten en iones de litio, desplazándose desde el electrodo positivo al electrodo negativo de carbono a través del electrolito. Aunque los electrones también viajan desde el electrodo positivo al negativo, toman el camino más largo a través del circuito exterior. Al llegar 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 positivo, cerrando el circuito externo. Nuevamente, cuando los iones y los electrones se combinan en el electrodo positivo, se depositan en este como átomos de litio.

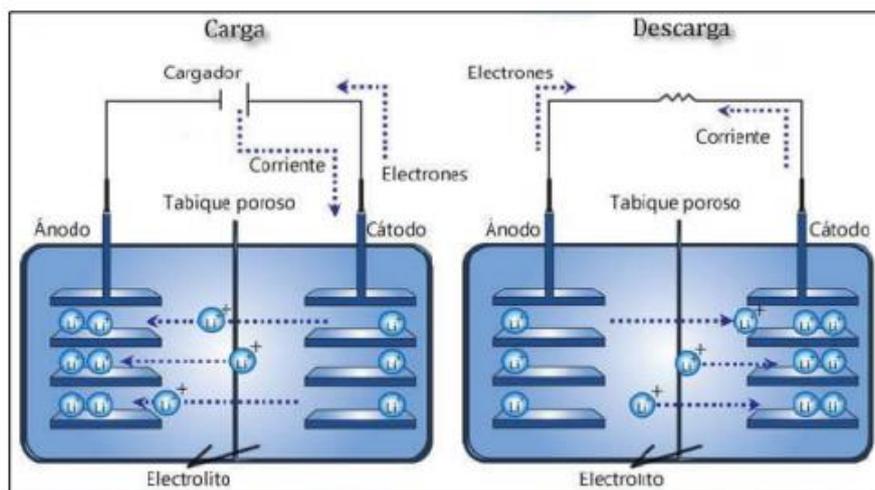


Figura 9: Esquema del funcionamiento de una batería ion-litio [51]

El rendimiento óptimo de estas baterías experimenta una variación considerable en función de la temperatura, siendo su eficiencia máxima en condiciones moderadas (entre 15 y 25 °C). Aunque tienen la capacidad de operar en un rango más amplio, desde -20 °C hasta 60 °C, su rendimiento disminuye significativamente en temperaturas extremadamente bajas o elevadas.

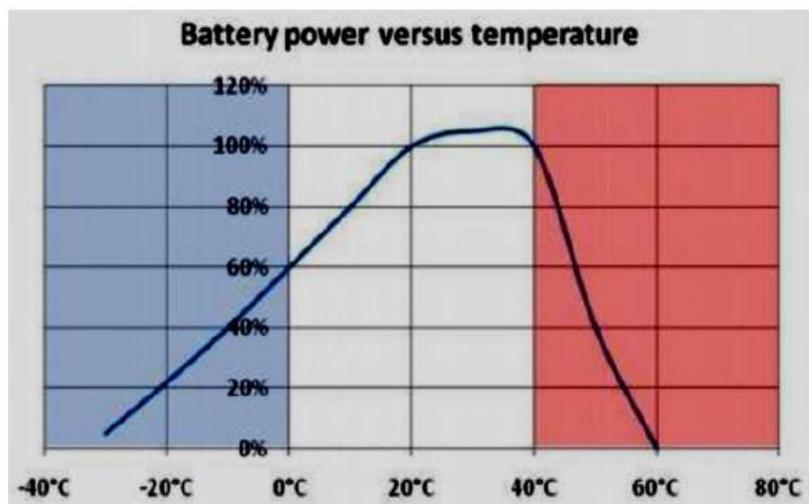


Figura 10: Curva de potencia de baterías de ion-litio respecto a la temperatura [52]

Batería de zinc-aire

Las baterías zinc-aire han emergido como una opción destacada en el campo del almacenamiento de energía, aprovechando una configuración electroquímica única con zinc como ánodo y oxígeno atmosférico como cátodo. Esta tecnología se distingue por su alta densidad energética, superando a muchas alternativas convencionales, y su enfoque sostenible al prescindir de metales pesados como el litio, utilizando en su lugar oxígeno del aire como reactante principal. Además, la asequibilidad y disponibilidad general del zinc contribuyen a su viabilidad económica.

En el ámbito del desarrollo actual, la investigación de materiales desempeña un papel crucial para mejorar la eficiencia y durabilidad de estas baterías. Avances significativos se centran en la búsqueda de materiales más eficientes para electrodos y electrolitos. Asimismo, se han logrado avances en la capacidad de recarga mediante la introducción de catalizadores y nanomateriales, superando históricos desafíos en este aspecto.

En cuanto a sus aplicaciones en el sector aeroespacial, su alta densidad energética y peso ligero las hacen ideales para impulsar vehículos no tripulados, satélites y misiones espaciales.

Batería de litio-sulfuro

Las baterías de litio-sulfuro (Li-S) presentan un enorme potencial para transformar la industria de las baterías. Con una capacidad energética teórica de 2600 W/kg, tienen una capacidad cinco veces mayor que las baterías de ion-litio. Son ligeras, seguras (no emplean sustancias inflamables), cuentan con una larga vida útil y no requieren mantenimiento. Estas baterías son respetuosas con el medio ambiente y tienen un costo reducido en comparación con los materiales utilizados en el cátodo y ánodo de otras baterías, como el grafito o el LiCoO₂.

Material	Coste por capacidad (\$/kAh)
LiCoO ₂	110
Grafito	1.9
Sulfuro	1 x 10 ⁻³

Tabla 2: Coste por capacidad de baterías futuras [53]

Como en todas las baterías de litio, hay un riesgo de combustión si el litio entra en contacto con el aire. La principal vulnerabilidad de estas celdas radica en la formación de dendritas de litio. Aunque existen diversos métodos para prevenir la formación de dendritas, un estudio realizado por la *University of Southern California* sugiere que el uso de membranas de conducción mixtas (MCM) en una batería de Li-S podría lograr un ciclo de vida comparable al estado actual de las baterías de ion-litio [54].

Los avances en esta tecnología están indicando la posibilidad de que las baterías de Li-S se conviertan en la batería del futuro. Oxis es la empresa líder en el mercado de estas baterías en la actualidad.

Baterías de litio-aire

Las baterías de litio-aire, también conocidas como baterías de oxígeno-litio, emplean un ánodo de metal de litio, un cátodo de carbono poroso y un electrolito, generalmente una sal de litio. La capacidad teórica de estas baterías las hace particularmente atractivas para aplicaciones en la industria aeronáutica o automotriz. Sin embargo, existen numerosos desafíos tecnológicos que deben superarse en primer lugar.

Aunque la capacidad teórica de estas baterías alcanza los 11457 Wh/kg, el estado actual de la tecnología apenas llega a 500 Wh/kg. Uno de los principales inconvenientes es que pierden el 25% de su capacidad original después de tan solo 50 ciclos de descarga, lo que constituye uno de los principales obstáculos tecnológicos en su desarrollo. La eficiencia de carga con un cátodo de carbono es solo del 57%, un valor significativamente inferior a la eficiencia típica en aplicaciones aeroespaciales, que suele superar el 90%. Aunque el uso de catalizadores de oro o platino puede mejorar la eficiencia hasta el 73%, se plantea como una solución poco factible desde el punto de vista comercial debido al elevado costo de estos materiales preciosos.

Consecuentemente, se llevará a cabo una comparación de los diferentes rendimientos de los tipos de baterías previamente mencionados utilizando gráficos generados en el estudio de Boeing sobre el impacto ambiental de las baterías utilizadas en la industria aeroespacial [21]. Es importante destacar que el estudio incluye las baterías de zinc-aire, aunque previamente se había excluido su análisis debido a sus limitadas aplicaciones en la aviación.

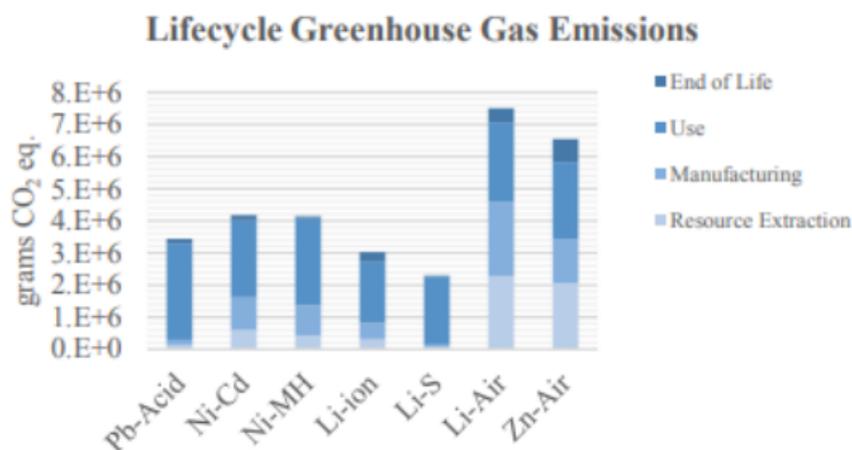


Figura 11: Gases de efecto invernadero emitidos en un ciclo de vida. [21]

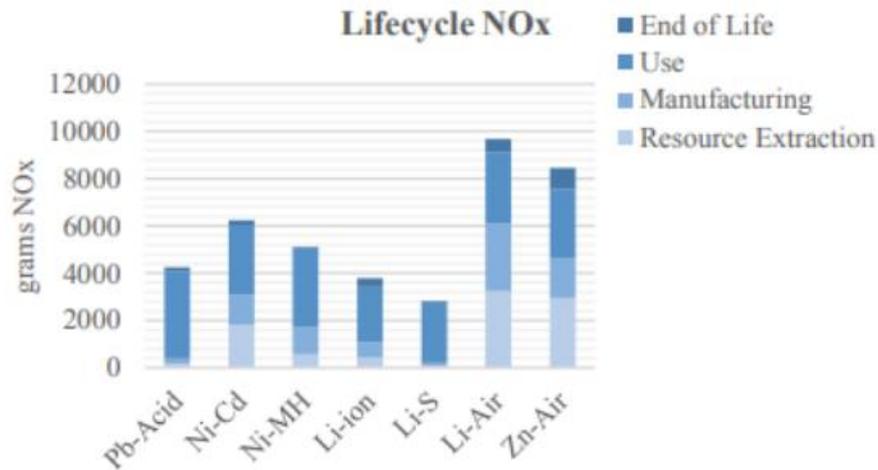


Figura 12: Gases NOx emitidos en un ciclo de vida. [21]

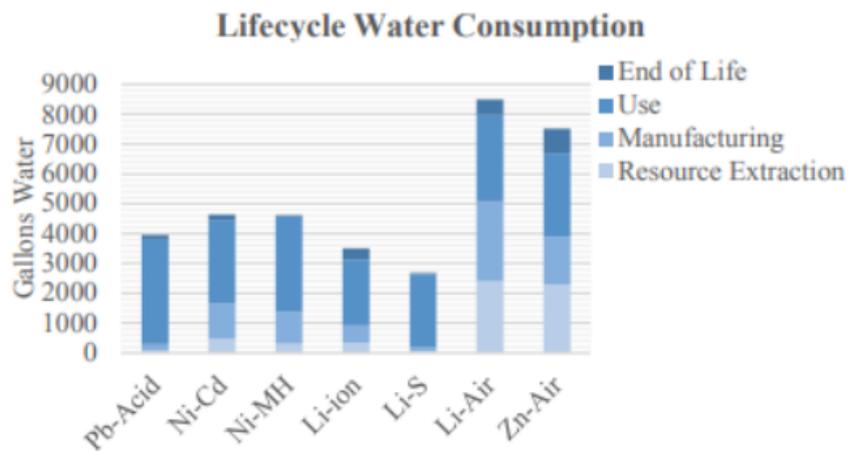


Figura 13: Agua consumida en un ciclo de vida. [21]



Figura 14: Residuos sólidos en un ciclo de vida. [21]

Como se puede apreciar en las Figuras 12, 13, 14 y 15, las baterías de Li-S sobresalen frente a las demás baterías evaluadas en este estudio. El reducido peso de estas baterías contrarresta las posibles limitaciones comunes de las baterías, como su eficiencia de carga inferior o su capacidad limitada de reciclaje. Las baterías de Li-S no solo destacan por su potencial para minimizar el impacto ambiental en el sector aeroespacial, sino que también ofrecen un potencial considerablemente mayor en términos de rendimiento energético en comparación con las demás. No obstante, es importante señalar que estas baterías todavía no han alcanzado un nivel de madurez tecnológica que les permita ser utilizadas de manera regular en aplicaciones aeroespaciales.

2.2.1.1. Alternativas a las baterías

Aunque en la actualidad, las baterías desempeñan una función esencial en el almacenamiento de energía eléctrica en las aeronaves, y son la apuesta principal de la industria aeronáutica para el futuro de la aviación eléctrica, existen diversas alternativas en proceso de desarrollo e investigación que podrían tener un impacto significativo en la aviación eléctrica. Estas alternativas abarcan las pilas de combustible, los supercondensadores y las baterías de estado sólido.

Pilas de combustible

Esta opción, similar a las baterías, ha sido utilizada en aplicaciones aeroespaciales durante muchos años.

Estos dispositivos se componen de un ánodo, un cátodo y un electrolito, al igual que la estructura típica de las baterías. La reacción ocurre al introducir hidrógeno en el ánodo y oxígeno en el cátodo, separados por una membrana electrolítica. Sin embargo, las pilas presentan una distinción fundamental en comparación con las baterías: no se descargan ni requieren recarga. Su funcionamiento se basa en la oxidación del hidrógeno para producir electricidad y calor, sin necesidad de pasar por generadores.

Supercondensadores

Los supercondensadores son dispositivos que permiten almacenar una cantidad considerable de energía eléctrica en comparación con los condensadores convencionales. Al aplicar una diferencia de potencial entre sus placas, se polariza el material dieléctrico, generando así una disparidad de densidades en las placas. Además, estos supercondensadores presentan una estructura similar a la de las baterías, con dos electrodos, un electrolito y un separador para aislar los electrodos. Su principal ventaja radica en su capacidad para adquirir grandes cantidades de energía en lapsos breves, permitiendo su carga y descarga en cuestión de segundos, y su vida útil es notablemente extensa. No obstante, su capacidad y densidad energética son inferiores en comparación con otros tipos de baterías, como las de ion-litio, que son ampliamente utilizadas en la actualidad. [23]

Baterías de estado sólido

Las baterías de estado sólido se basan en el mismo principio de funcionamiento que las baterías de iones de litio, con la diferencia fundamental de que utilizan un electrolito en estado sólido en lugar de uno líquido. Los electrolitos de cristal son los más comunes, aunque hay investigaciones en curso con otros materiales, como nanohilos de oro recubiertos de manganeso. La presencia de un electrolito en estado sólido permite el uso de un ánodo de metal alcalino, lo que aumenta la densidad de carga de la batería. Por lo tanto, las baterías de estado sólido ofrecen una mayor autonomía, tiempos de recarga más cortos y una mayor seguridad en comparación con las baterías de ion-litio. Estas baterías pueden almacenar hasta tres veces más energía que las baterías de ion-litio y se pueden recargar en

menos de una hora. Además, debido a su uso de materiales sólidos, son más seguras en caso de accidente, ya que no presentan riesgo de incendio, a diferencia de las baterías de ion de litio, y también previenen la formación de dendritas. En las baterías de iones de litio, con los ciclos de vida (carga y descarga), el litio líquido se endurece y, al hacerlo, va erosionando la barrera que separa el ánodo y el cátodo, formando estructuras en forma de dendritas o cavidades. Estas formaciones dendríticas pueden afectar negativamente el rendimiento de la batería, e incluso en situaciones extremas, causar un aumento de temperatura, un cortocircuito o incluso una explosión. Por tanto, se extendería significativamente su vida útil y su seguridad.

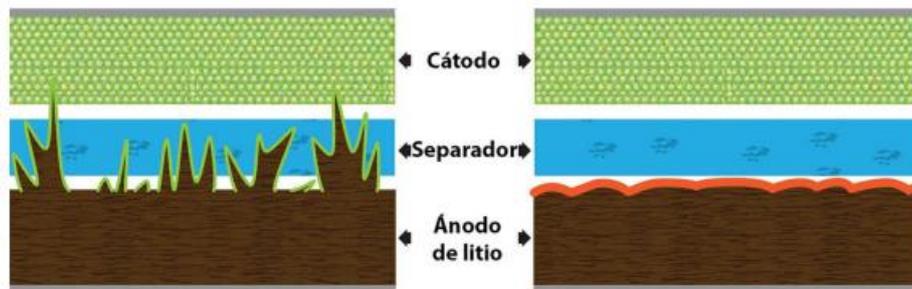


Figura 15: Ejemplo de deterioro de baterías ion-litio [24]

Baterías inerciales

Las baterías inerciales funcionan como sistemas de almacenamiento de energía cinética mediante el empleo de volantes de inercia giratorios. Al utilizar discos pesados o de gran diámetro y hacer que giren a altas velocidades, es posible lograr un alto grado de almacenamiento de energía. La reducción de la fricción se consigue mediante el uso de cojinetes magnéticos, evitando así la pérdida rápida de energía. A pesar de que el material empleado en estos sistemas, como la fibra de carbono, es menos denso que el acero, es más resistente y capaz de girar a velocidades más elevadas, alcanzando hasta aproximadamente 100,000 revoluciones por minuto (rpm). La cantidad de energía que puede almacenarse depende de dos variables: la inercia del rotor y su velocidad rotacional. La energía de entrada suele obtenerse de una fuente eléctrica, como un eje o un motor eléctrico, que acelera la batería inercial y la ralentiza cuando se inicia la descarga.



Figura 16: Batería inercial de la NASA [25]

Uno de los principales beneficios de las baterías inerciales es su larga vida útil, con la capacidad máxima de almacenamiento de energía actual alcanzando varios cientos de kilovatios-hora. Sin embargo, un desafío inherente a esta tecnología es la limitación de la velocidad del rotor debido al riesgo de sobrecarga causado por el efecto giroscópico.

2.2.2. Motores eléctricos

Los motores eléctricos convierten energía mecánica a partir del efecto producido por un campo electromagnético, que se traduce en el movimiento de la hélice en una aeronave. La tecnología presente en los motores eléctricos convencionales no está preparada para aplicaciones donde el peso juegue un papel importante. Estos motores están limitados por la generación de calor en los devanados de cobre: son más pesados y tienen una potencia específica de 1-5 kW/kg, lo cual es muy bajo en comparación con las turbinas de gas.

Por esta razón, la investigación actual en tecnología de motores para aplicaciones de alta potencia se ha centrado principalmente en el uso de materiales superconductores de alta temperatura (HTS). El diseño de motores HTS utiliza un imán permanente como el Neodimio-Hierro-Boro (NdFeB) como material de rotor. Para asegurar una interacción constante entre los polos del rotor y el campo electromagnético de los devanados del estator, se emplea una unidad de control y gestión de potencia activa (PMAD) para controlar la corriente en los devanados del estator.

La superconductividad es un efecto que hace que la resistencia óhmica de un grupo particular de materiales se pierda a temperaturas específicas, generalmente a temperaturas extremadamente bajas (entre -192 °C y -246 °C). Este efecto puede aumentar la capacidad del campo eléctrico y la intensidad del campo eléctrico en los motores eléctricos. Dado que los superconductores pueden transportar alta densidad de corriente sin pérdidas resistivas, se pueden lograr ensamblajes de máquinas muy ligeros con alta potencia específica al reemplazar los devanados del estator y el rotor con bobinas superconductoras de alta temperatura [26, 27].

Por otra parte, se ha estudiado el diseño de motores HTS para aplicaciones aeroespaciales en las que reemplazaron el estator con bobinas HTS [28]. Sus resultados preliminares mostraron un aumento significativo en la potencia específica de hasta 10 kW/kg , lo que cumple con la potencia de salida de los motores de combustión interna modernos. Por otro lado, se ha llevado a cabo un estudio sobre la aplicación potencial de motores HTS en la aviación [26]. Concluyeron que reemplazar tanto los devanados del rotor como los del estator con bobinas HTS podría producir una potencia específica impresionante de 40 kW/kg con eficiencias superiores al 99%. Esto es más de tres veces más potencia por unidad de peso que los motores de turbina de gas. Sin embargo, los autores especificaron que llevaría de 20 a 25 años implementar los primeros motores completamente HTS. Para cumplir con los objetivos de Flightpath 2050, la UE patrocinó el proyecto Advanced Superconducting Motor Experimental Demonstrator (ASuMED), liderado por el fabricante alemán de motores eléctricos Oswald Elektromotoren. El motor ASuMED presentado en la Figura 18 es un motor de 1 MW con una densidad de potencia de 20 kW/kg . Utiliza material HTS tanto para su estator como para su rotor y opera con una eficiencia del 99.9%.



Figura 17: Borrador del motor ASuMED presentado en 2019 en la Hannover Fair [29]

La desventaja de los motores HTS es el sistema de enfriamiento. Dado que los materiales superconductores operan a temperaturas extremadamente bajas, se requieren criorefrigeradores

para mantener el material HTS a la temperatura de funcionamiento requerida. Esto añade peso adicional, que debe tenerse en cuenta durante el dimensionamiento de la aeronave [27].

Aunque los motores eléctricos con material HTS parecen ser el futuro de la tecnología de motores para aviones eléctricos, esta narrativa podría cambiar pronto debido al avance y la optimización en los diseños de motores síncronos de imanes permanentes (PMSM, acrónimo inglés). En marzo de 2021, el fabricante de motores eléctricos H3X presentó su motor eléctrico HPDM-250 de 250 kW, que consiste en un estator de imán permanente y un rotor hecho de devanados de cobre, pesa solo 15 kg y produce una potencia de salida continua de 13 kW/kg. Este motor tiene aproximadamente cuatro veces más potencia máxima que el motor de 60 kW utilizado por Pipistrel en la aeronave de entrenamiento Alpha Electro y tres veces mejor potencia específica que los sistemas actuales. Si bien el enfoque de H3X se centra en aviones más ligeros, en septiembre de 2021, Wright Electric probó con éxito un motor eléctrico de 2 MW con una potencia específica de salida de 10 kW/kg, que es el doble de la densidad de potencia de los motores eléctricos de última generación. El CEO de Wright Electric, Jeff Engler, explicó que utilizando un conjunto de 10 de estos motores en una arquitectura de propulsión distribuida es suficiente para alimentar un Airbus A320. Estos desarrollos implican que el transporte aéreo de pasajeros totalmente eléctrico y híbrido podría lograrse antes de lo esperado, aunque aún está lejos de la realidad [6].

2.2.3. Nuevos conceptos de diseño de aeronaves.

La era de la aviación eléctrica ha generado un creciente interés en la investigación y desarrollo de diseños de fuselajes más eficientes y avanzados, con un enfoque centrado en mejorar la eficiencia, reducir el peso y ahorrar energía durante los vuelos. Estos nuevos enfoques tendrán probablemente un gran impacto en el diseño, certificación y operación de aeronaves a tener en cuenta para el futuro.

En esta búsqueda, líderes de la industria como Airbus, la NASA y otros expertos han propuesto diversos diseños futuristas de aeronaves. Estos diseños se basan en dos conceptos avanzados de propulsión aérea que se han mencionado anteriormente en este trabajo: la propulsión distribuida (DP) y la ingestión de la capa límite (BLI).

2.2.3.1. Propulsión distribuida (DP)

Aunque existe una limitación en la densidad de energía de las baterías para permitir la plena implementación de la tecnología de aviones eléctricos, la propulsión distribuida se plantea como un paso hacia la consecución de aviones eléctricos más potentes y de alto rendimiento. Las dos técnicas de propulsión distribuida más comunes son la Propulsión Eléctrica Distribuida y la Propulsión Distribuida Turboeléctrica. A diferencia de las configuraciones de propulsión convencionales en las que motores grandes producen vectores de empuje concentrados, la fuerza de empuje en DPS se distribuye alrededor de la estructura del avión mediante motores más pequeños [30].

En general, se puede lograr una Propulsión Distribuida mediante el uso de motores eléctricos para acelerar el flujo de aire y/o utilizando varios propulsores. A continuación, se presentan las principales ventajas que posee esta arquitectura de propulsión:

- **Distribución uniforme de empuje:** En un sistema de propulsión distribuida, varios motores se distribuyen a lo largo de la aeronave. Esto permite una distribución más uniforme del empuje en comparación con un solo motor centralizado. Como resultado, se minimizan las variaciones en el flujo de aire alrededor de la aeronave, lo que reduce la resistencia y mejora la eficiencia

aerodinámica.

- **Reducción de resistencia inducida:** La resistencia inducida es una fuerza que se opone al movimiento de una aeronave y se genera principalmente debido a la diferencia de presión entre la parte superior e inferior de las alas. Con la propulsión distribuida, es posible reducir esta resistencia al distribuir el empuje de manera más uniforme sobre las alas. Esto se traduce en una disminución de la resistencia inducida, lo que a su vez mejora la eficiencia y reduce el consumo de combustible.
- **Mejora en el control de la aeronave:** Los motores distribuidos pueden utilizarse para controlar de manera más precisa la actitud y la estabilidad de la aeronave. Al ajustar la potencia de los motores individuales, se pueden lograr cambios en el empuje en diferentes partes de la aeronave, lo que facilita el control de rolo, cabeceo y guiñada. Esto mejora la maniobrabilidad y la capacidad de respuesta de la aeronave.
- **Reducción de vibraciones y ruido:** La propulsión distribuida también puede contribuir a reducir las vibraciones y el ruido en la cabina de la aeronave. Los motores más pequeños tienden a generar menos vibraciones y ruido en comparación con un motor grande y potente. Esto crea un entorno más cómodo y silencioso para los pasajeros y la tripulación.
- **Menor riesgo en caso de fallo del motor:** La redundancia en un sistema de propulsión distribuida es una ventaja clave en términos de seguridad. Si uno de los motores falla, los otros motores pueden compensar la pérdida de potencia de manera más efectiva que en un sistema de motor único. Esto aumenta la probabilidad de que la aeronave pueda mantener el vuelo de manera segura y aterrizar sin problemas.

Por tanto, la propulsión distribuida no solo mejora la eficiencia aerodinámica al reducir la resistencia inducida, sino que también ofrece beneficios adicionales en términos de control de la aeronave, comodidad de los pasajeros, seguridad y capacidad de respuesta. Estas ventajas hacen que la propulsión distribuida sea una opción atractiva para el diseño de aeronaves modernas, especialmente en la búsqueda de aviones más eficientes y respetuosos con el medio ambiente.

La NASA lleva años desarrollando nuevos modelos de aeronave que implementen esta nueva tecnología. En concreto, el avión Maxwell DEP X-57 de la NASA, que cuenta con un total de 14 hélices tractoras más pequeñas distribuidas a lo largo del borde de ataque del ala. La propulsión eléctrica distribuida del X-57 ofrece una reducción del 20% en la potencia del motor requerida, un mejor empuje a bajas velocidades y tasas de ascenso reducidas, así como menos ruido. Las hélices distribuidas también actúan como superficies de control, lo que mejora la estabilidad y el control de la aeronave [31].



Figura 18: Arte conceptual del Maxwell DEP X-57 [31]

En 1994, la NASA llevó a cabo un estudio de viabilidad sobre la implementación de un sistema de propulsión distribuida turboeléctrica en un avión de ala integrada, es decir, el habitáculo y las alas están unidas en una misma pieza. Los resultados preliminares del estudio mostraron que se podría llegar a conseguir una reducción del 27% en el consumo de combustible, una reducción del 15% en el peso al despegue, y una mejora del 27% en el empuje total [6]. En 2011 la NASA, tras dos décadas de este estudio, desarrolló el diseño conceptual del estudio anterior y lo denominó el avión N3-X TeDP. Dos motores de turbina de gas ubicados en la punta del ala están equipados con dos generadores eléctricos que generan energía eléctrica para 16 motores eléctricos distribuidos en la parte trasera del cuerpo de la aeronave, como se muestra en la Figura 20.



Figura 19: Concepto del avión experimental N3-X de la NASA [32]

Esta configuración ofrece una mayor redundancia y seguridad inherente en caso de fallo del motor. El modelo de aeronave N3-X TeDP logró hasta un 72% de reducción en el consumo de combustible dependiendo del sistema de refrigeración utilizado. Otro concepto de aeronave basado en esta

configuración es el prototipo Maveric de Airbus, que podría generar hasta un 20% de ahorro de combustible y mejorar la experiencia del pasajero gracias a su novedoso diseño de cabina. [33]



Figura 20: Concepto del avión experimental Maveric de Airbus [33]

2.2.3.2. Boundary Layer Ingestion (BLI)

La *Boundary Layer Ingestion* (BLI), en español "ingestión de capa límite", es un diseño aerodinámico que se ha propuesto para aviones del futuro con el objetivo de mejorar la eficiencia del combustible y así, reducir las emisiones de gases de efecto invernadero. Esta tecnología se encuentra en desarrollo y se considera una de las innovaciones más prometedoras en la industria de la aviación para hacer que los aviones sean más eficientes y ecológicos.

En la mayoría de las aeronaves convencionales, los motores suelen estar ubicados lejos del fuselaje de la aeronave para, entre otras cosas, evitar que la toma de aire de los motores capture aire proveniente del fuselaje, cuya capa límite será turbulenta y no uniforme, lo que podría afectar negativamente el rendimiento del sistema de propulsión. No obstante, la tecnología BLI analiza un nuevo diseño del propulsor, que incluye la entrada de aire y el fan, y se encuentra incrustado en el cuerpo de la aeronave en la parte trasera del fuselaje. Este diseño permite que el propulsor ingiera el flujo de aire más lento, es decir, el de la capa límite, utilizándolo para generar la fuerza de empuje necesaria para que la aeronave realice su misión o vuelo.

Al aprovechar el aire de la capa límite, que es más lento, los motores no tienen que trabajar tan intensamente para generar empuje. Como resultado, el consumo de combustible de los motores disminuye. En otras palabras, al utilizar el aire de la capa límite, se reduce la cantidad de energía que los motores necesitan para funcionar eficazmente, lo que conduce a una mayor eficiencia y una reducción en el consumo de combustible de la aeronave.

A pesar de aparentar ser un problema sencillo de cambio de diseño, la implementación de esta teoría en aeronaves reales es un reto tecnológico bastante desafiante. Como el flujo de aire de la capa límite está muy distorsionado, esta distorsión afecta al rendimiento del fan. Por tanto, estos nuevos diseños de propulsores requieren una entrada diseñada para enderezar el flujo turbulento antes de llegar al fan, así como un fan más fuerte y resiliente para resistir el constante impacto causado por la distorsión del flujo.

Para abordar estos desafíos, el Centro de Investigación de la NASA Glenn está ensayando un nuevo propulsor basado en la tecnología BLI. Diseñado por el Centro de Investigación de United Technologies con la asistencia de investigación proporcionada por la Universidad Politécnica y Estatal de Virginia, y con financiamiento de la NASA, esta combinación de entrada-fan resistente que ingiere la capa límite es la primera de su tipo en ser sometida a ensayos. [34]



Figura 21: Concepto del Double Double D8 del MIT y la NASA [34]

Un ejemplo de un concepto de aeronave que combina las ventajas de la "ingestión de capa límite" (BLI) con la propulsión distribuida es el concepto E-thrust desarrollado por Airbus en colaboración con Rolls Royce y la Universidad de Cranfield. El E-thrust es una configuración híbrida en serie con un motor de turbina que impulsa un generador eléctrico para cargar una batería a bordo y alimenta seis hélices eléctricas impulsadas por motores distribuidos a lo largo del borde posterior del ala. El motor de turbina está integrado en la estructura de la aeronave en la sección de la cola y toma el aire de la capa límite para su funcionamiento. Esta configuración ofrece un beneficio combinado de mejora en la eficiencia de BLI y DEP. [35]



Figura 22: Concepto del E-Thrust de Airbus [35]

2.3. Certificación.

El desarrollo de aeronaves eléctricas conlleva desafíos de índole técnica muy exigentes a medio y largo plazo, pero no ha de olvidarse los desafíos de índole regulativa. El avance rápido de las tecnologías de baterías y sistemas de propulsión en vehículos terrestres ha sido un impulsor fundamental para la aviación eléctrica, a pesar de que los estándares en la industria automotriz — que ha sido pionera en investigación híbrida-eléctrica — no requieren la misma redundancia y cumplimiento que se exigirá en la aviación. Las pautas necesarias para alcanzar niveles de seguridad deseados se derivan de normativas y reglamentos que aún no se han establecido completamente en el ámbito de la aviación eléctrica. Es imperativo que las autoridades reguladoras colaboren estrechamente con la industria aeroespacial para alinear el progreso tecnológico con las nuevas regulaciones.

La certificación inicial de aeronavegabilidad para aeronaves eléctricas planteará ciertos desafíos, dada la novedad de los componentes y arquitecturas en comparación con las aeronaves convencionales que utilizan combustibles fósiles. En contraste, la certificación de aeronavegabilidad continuada, que considera aspectos de mantenimiento y otros factores, tiende a seguir un modelo más similar al de las aeronaves tradicionales. Los requisitos de certificación aplicables para aeronaves eléctricas varían según la masa máxima de despegue de la aeronave y el número máximo de pasajeros.

La Norma de certificación 23 (CS23) se aplica a aeronaves con una masa de despegue de hasta 8.618 kg y 19 pasajeros, clasificadas como categoría "Commuter". Por otro lado, la Norma de certificación 25 (CS25) está establecida para aeronaves de mayor envergadura que superan estos límites. Aunque las estructuras de CS23 y CS25 presentan similitudes, CS25 impone requisitos de certificación más rigurosos y requiere una supervisión más detallada por parte de las autoridades competentes, como la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) en Europa y la Administración Federal de Aviación (FAA) en los Estados Unidos.

Un paso fundamental al iniciar un proyecto de aeronave eléctrica es evaluar la base de certificación, para que los ingenieros de diseño tengan claridad sobre los requisitos específicos que su diseño debe cumplir y puedan establecer parámetros que promuevan la innovación. En su mayoría, los requisitos

de CS23 o CS25 son inherentemente aplicables a las aeronaves eléctricas en términos de características de vuelo, estructura, sistemas y documentación. No obstante, en la actualidad, no existen requisitos específicos para la propulsión, almacenamiento de energía eléctrica y transmisión de cantidades significativas de energía eléctrica en aeronaves eléctricas. Por lo tanto, es necesario adaptar apropiadamente los requisitos de aeronaves con motores de combustión o redactar nuevos requisitos en ciertos casos.

La obtención de la primera certificación de tipo a nivel mundial por parte de la EASA para una aeronave totalmente eléctrica en junio de 2020 marcó un hito significativo en la aviación eléctrica.

Este proceso de certificación se llevó a cabo en dos etapas: en primer lugar, se realizaron las actividades de certificación convencionales relacionadas con la aeronave, y simultáneamente se implementó un programa coordinado de pruebas de vuelo utilizando una flota de aeronaves Alpha-Electros que aún no contaban con certificación, pero que tenían permiso de vuelo otorgado por la EASA. La capacidad de operar aeronaves similares en esta fase permitió al equipo de la EASA acceder a los datos operativos necesarios para llevar a cabo el proceso de certificación. Esto también puso de manifiesto las necesidades operativas esenciales para fomentar la aviación eléctrica. [36]

En términos generales, la base de certificación para aeronaves con motores eléctricos se compone de requisitos existentes que se aplicarán sin cambios, requisitos que se adaptarán a la propulsión eléctrica, nuevos requisitos de certificación específicos para la propulsión eléctrica (como "Condiciones Especiales" y "Artículos de Revisión de Certificación") y requisitos de certificación exclusivos para proyectos específicos. Una parte fundamental del trabajo de certificación implica establecer los MoC (del inglés *Means of Compliance*) para cada requisito, determinando si el cumplimiento se debe demostrar a través de análisis, cálculos, simulaciones, pruebas en tierra, pruebas de vuelo u otros métodos, o mediante una combinación de estos medios. [37]

2.4. Impacto logístico y medioambiental.

La propulsión eléctrica ha ganado mucho peso como un enfoque necesario para la reducción de emisiones en el sector aeronáutico. No obstante, esta transición requerirá superar numerosos desafíos técnicos relacionados con el aumento de la densidad de energía de las baterías, así como desafíos logísticos relacionados con la cadena de suministro del litio, que ya está bajo presión debido a la alta demanda de vehículos eléctricos. Se ha estimado que la demanda de litio procedente de la aviación eléctrica podría aumentar la demanda de litio en un rango del 10 al 250% [38]. La incertidumbre en estas estimaciones resalta la importancia de cuantificar los impactos de la aviación eléctrica y diseñar de forma óptima baterías para mitigar la demanda adicional.

Además, la mayoría de los análisis y ensayos sobre la propulsión eléctrica no incluyen información sobre los impactos socioeconómicos y medioambientales causados por el futuro aumento de demanda de litio, a pesar de su importancia para habilitar la tecnología necesaria para reducir las emisiones contaminantes de los vuelos. Dado que las baterías de alta densidad de energía necesarias para permitir la electrificación a gran escala de las aeronaves todavía están en desarrollo, el progreso continuo en este campo debe enfocarse en una extracción de litio sostenible para reducir los impactos sociales y medioambientales negativos.

Como se ha expuesto anteriormente, las baterías basadas en litio son las que ofrecen mejores prestaciones a nivel de rendimiento y emisiones por el momento. Como consecuencia, se prevé a corto y especialmente a largo plazo un aumento significativo de la demanda de litio, procedente del sector aeronáutico, para la producción de baterías basadas en litio. El éxito de la implementación de las baterías de litio en la aviación comercial supondrá una carga adicional para la cadena de suministro de las materias primas necesarias. Estas repercusiones suelen pasarse por alto a la hora de desarrollar objetivos climáticos y las políticas correspondientes para alcanzarlos, y dado que la producción de litio se concentra regionalmente, esta demanda consecuentemente ejercerá una presión notable sobre las comunidades y los ecosistemas locales.

Aunque el litio es abundante en la corteza terrestre, su extracción es, en términos energéticos, intensiva y se enfrenta a numerosos desafíos. La mayoría se extrae de salmueras de alta concentración y depósitos minerales de litio. La creciente demanda de transporte y almacenamiento eléctricos está ejerciendo presión en la cadena de suministro de litio, lo que lleva a investigaciones sobre nuevas fuentes de litio, como el agua de mar o los minerales arcillosos. En la actualidad, estos procesos tienen un coste prohibitivo, pero pueden llegar a ser necesarios a medida que vaya aumentando la demanda [39]. Las salmueras producen carbonato de litio, crucial para baterías, y regiones como el "triángulo del litio" en Hispanoamérica son importantes reservas. La ubicación, concentración de litio y otros elementos afectan los costos y los impactos ambientales de la extracción. Además, la minería de litio produce óxido de litio, utilizado en cerámica y baterías. Por ello, es importante realizar un buen análisis del ciclo de vida de la batería, ya que permite evaluar los impactos ambientales en diferentes etapas del proceso, además de señalar la importancia de la fuente de litio en las emisiones de gases de efecto invernadero. Cambiar la fuente de litio puede variar significativamente su contribución a las emisiones.

Estimar la demanda de litio debido a la aviación electrificada es difícil, ya que tanto la tecnología de las baterías como la futura demanda de los clientes tienen una incertidumbre bastante notable. La siguiente ecuación permite estimar, de modo especulativo, la potencial demanda que podría producir la propulsión eléctrica:

$$Demanda (kg - Li) = \frac{E_{batt}}{e_{batt}} \times Y_{Li} \times N_{aviones}$$

Donde E_{batt} es la energía total (Wh) requerida por las baterías para llevar a cabo la operación de vuelo, e_{batt} corresponde a la energía específica de las baterías, Y_{Li} es el porcentaje de masa de litio respecto al total de la masa de las baterías y $N_{aviones}$ es el total de aviones que se planean reemplazar por los nuevos aviones electrificados. Por ejemplo, la sustitución de aeronaves pequeñas (menos de 9 pasajeros) se estima utilizando una $E_{batt} = 820$ kWh y asumiendo una batería con una densidad de energía de 195 Wh/kg y un contenido de litio de aproximadamente 4% en masa [40]. En 2021, había 268 aeronaves en los Estados Unidos que transportaban menos de 9 personas. Dada una producción mundial de litio de 100000 toneladas en 2021 [41], la cantidad de litio necesaria para convertir todas las aeronaves de EEUU que transportan menos de 9 pasajeros requeriría 45 toneladas o el 0.13% de la producción mundial actual de litio.

Extrapolando este razonamiento a las aeronaves comerciales de fuselaje estrecho, la siguiente Figura estima la presión sobre la producción y abastecimiento de litio que supondría la conversión de la flota mundial a aeronaves de propulsión eléctrica.

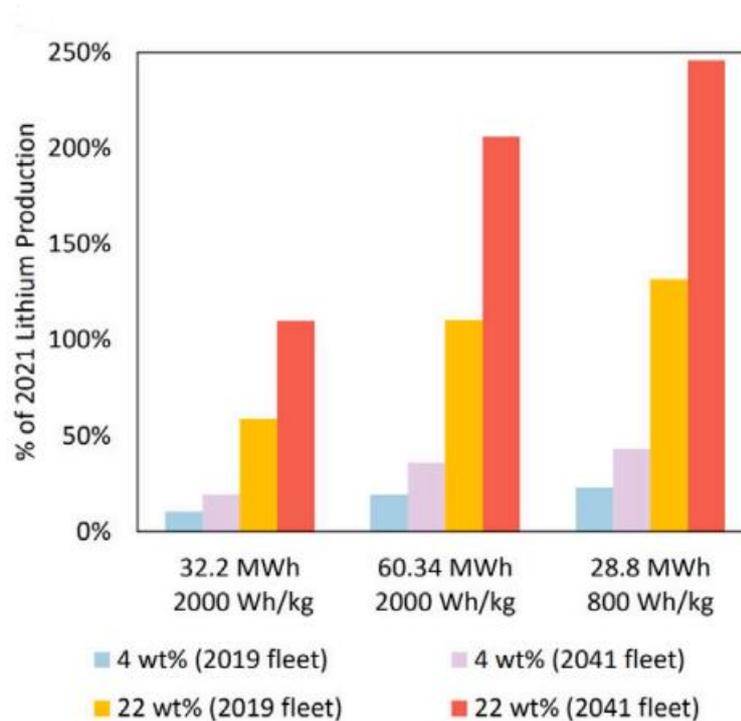


Figura 23: Estimación del aumento de la demanda de litio basada en la producción de 2021 [38].

En la Figura 23, se pueden observar tres series que representan tres diferentes criterios energéticos para aeronaves de propulsión eléctrica de pasillo único. Se proporcionan valores para baterías con un 4% y un 22% de litio, y se muestran para dos tamaños de flota: uno correspondiente al número de aeronaves en 2019, mientras que el otro proyecta la cantidad estimada para el año 2041. Estas proyecciones se basan en densidades de batería que superan el estado actual de la técnica y son más típicas de las químicas más allá de Li-ion, como Li-S y Li-O₂. Es importante destacar que estas baterías no existen a escala comercial y alcanzar esta demanda de litio requerirá avances significativos en la densidad de las baterías de litio. Estos cálculos pretenden reflejar la incertidumbre en las demandas que la aviación electrificada ejercerá sobre la cadena de suministro de litio. En el escenario más optimista, las aeronaves de propulsión eléctrica de pasillo único aumentarán la demanda mundial de litio en un 10% para 2041. En el peor de los casos, la demanda de litio debido a la electrificación de aeronaves sería más del doble de la producción mundial actual de litio. [38]

Por otra parte, una carga adicional para las cadenas de suministro de baterías implica la pérdida de materiales durante la fabricación de estas. Este material de desecho podría integrarse en cadenas de reciclaje, no obstante, se debe hacer igualmente un esfuerzo adicional para reducir estos residuos. El proceso de fabricación de baterías presenta una complejidad notoria, donde pequeñas variaciones en las propiedades físicas de las celdas pueden llevar a diferencias significativas en la calidad del rendimiento electroquímico. Para demostrar esta complejidad, la Figura 25 muestra algunos de los pasos de procesamiento, sus parámetros y las propiedades estructurales afectadas, así como métricas para la celda electroquímica. Los ejemplos no son exhaustivos, pero ofrecen una imagen más amplia de los desafíos para determinar cómo vincular las variaciones en los parámetros electroquímicos a un parámetro o paso de proceso específico. Esto hace que entre el 5% y el 40% de las baterías comerciales se descarten como "defectuosas" o que "necesitan atención" después de la producción, lo que aumenta tanto los residuos como la demanda de materiales. [38]

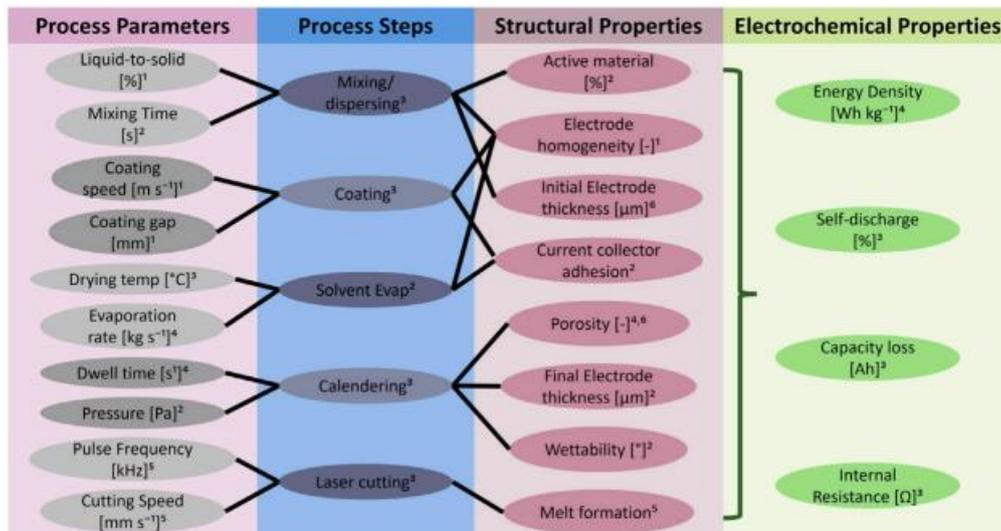


Figura 24: Dependencias entre los parámetros del proceso, los pasos del proceso, las propiedades estructurales y los parámetros electroquímicos durante la producción de una batería basada en litio [38].

A modo de conclusión, es importante destacar que el objetivo de reducir la huella de carbono que emite la aviación comercial debe cumplirse siempre y cuando no se perjudique el medioambiente en la búsqueda de este fin. Esta contradicción, que puede resultar evidente, se ignora paradójicamente en numerosas ocasiones a la hora de abordar este tema, lo que conllevaría a consecuencias nefastas para lo que tratamos de cuidar: nuestro planeta.

Por ello, es fundamental que todos los agentes involucrados en la transición hacia la propulsión eléctrica (fabricantes, aerolíneas, autoridades, etc.) se comprometan a realizarla de forma ética y responsable, sin sucumbir ante grupos de presión que, en nombre del ecologismo, ignoran el efecto perjudicial que tendría, social, económica y ecológicamente hablando, una irresponsable transición hacia la propulsión eléctrica.

3. Análisis de vuelos eléctricos. Cálculos energéticos y baterías requeridas.

En el presente capítulo, se aborda el análisis de las necesidades energéticas asociadas a vuelos totalmente eléctricos. Para comprender y cuantificar estas demandas, se inicia con la exposición de las ecuaciones fundamentales de la mecánica de vuelo, proporcionando así la base teórica esencial para la ejecución de los cálculos pertinentes.

Posteriormente, se profundizará en el estudio de diversas rutas características, centrándose en dos modelos distintos de aeronaves: un avión de fuselaje estrecho de corta y media distancia (Airbus A320neo), y otro similar, aunque de menor tamaño, como el ATR 72, escogido generalmente para vuelos cortos cuya duración sea menor a la hora.

La investigación comprende el cálculo de la energía requerida para cada trayecto, ofreciendo así una visión integral de los aspectos energéticos implicados en vuelos totalmente eléctricos.

Finalmente, se examinan los resultados de las masas de baterías que serían necesarias en cada trayecto para sustituir el sistema de propulsión convencional por combustible por un sistema de propulsión eléctrica. Además, se aborda de manera general un breve estudio económico, brindando una perspectiva inicial sobre las implicaciones financieras asociadas a la implementación de vuelos totalmente eléctricos en las rutas consideradas. Este análisis, aunque conciso, ofrece un punto de partida esclarecedor para futuras investigaciones y decisiones estratégicas en el ámbito de la aviación eléctrica.

3.1. Mecánica del vuelo de la aeronave.

En esta sección, nos adentramos en las ecuaciones clave de la mecánica de vuelo para aeronaves. Estas ecuaciones, que abordan actuaciones, tiempo de vuelo y consumo energético, son fundamentales para comprender cómo operan las aeronaves comerciales. Exploraremos cómo ciertas variables como la potencia, la velocidad y la resistencia aerodinámica interactúan, proporcionando conclusiones cruciales sobre la eficiencia y el rendimiento en vuelo. Además, analizaremos el tiempo necesario para recorrer distancias específicas y estimaremos el consumo de energía, ofreciendo una visión completa de los aspectos mecánicos y energéticos involucrados en vuelos totalmente eléctricos. Este enfoque directo busca clarificar los principios esenciales que impulsan el diseño y la operación de aeronaves eléctricas en la vanguardia de la aviación.

3.1.1. Actuaciones.

A continuación, se exponen las hipótesis generales que se han tenido en cuenta para obtener las ecuaciones del movimiento [33]:

- Se considera que el avión es un cuerpo rígido.
- Se asume que el avión tiene un plano de simetría.
- Se establece que el motor permanece fijo en relación con el avión.
- Se supone que la Tierra tiene forma esférica.
- Se presupone que la Tierra mantiene una velocidad angular constante.
- Se aborda el problema sin tener en cuenta el viento (atmósfera en calma).

El objetivo es analizar el movimiento de un vehículo bajo la influencia de diversas fuerzas, entre las cuales se encuentran la fuerza gravitatoria, la fuerza aerodinámica y la fuerza propulsiva. El enfoque se centra en el estudio del movimiento del centro de masas, caracterizado por la posición, velocidad y masa del vehículo (considerando el vehículo como una masa puntual). Las ecuaciones se desarrollan en relación con un sistema de referencia inercial:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V} \quad (3.1)$$

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}_{aero} + \vec{F}_T + m\vec{g} \quad (3.2)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (3.3)$$

Nótese que \vec{r} es el vector posición, t el tiempo, V la velocidad absoluta de la aeronave, m su masa y c el gasto másico de combustible. [42]

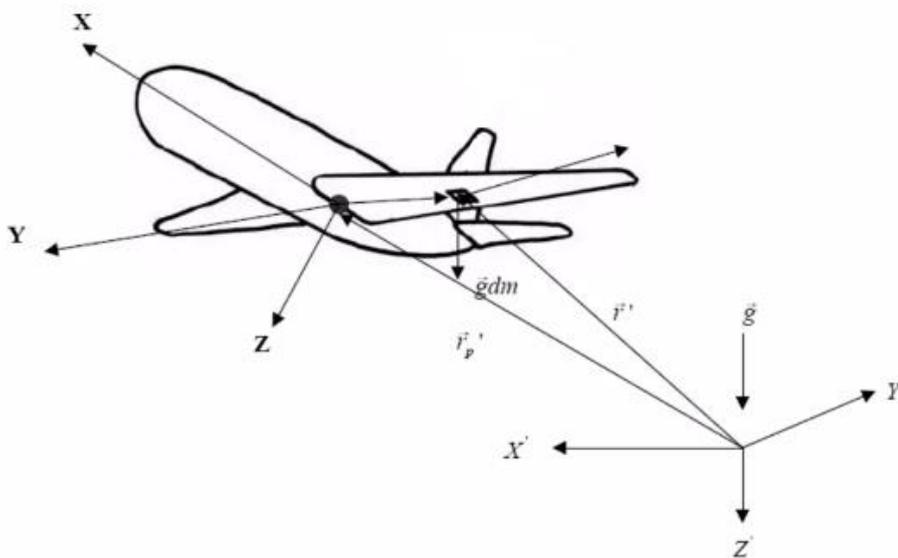


Figura 25: Sistema de referencia inercial empleado para los cálculos [43].

No obstante, resulta beneficioso emplear un sistema de ejes fijos en relación con la Tierra, lo cual posibilita trabajar con la velocidad relativa a la superficie terrestre (V_g) en lugar de la velocidad absoluta. A continuación, se reformulan las ecuaciones considerando estos ejes:

$$m \left(\frac{d\vec{r}_g}{dt} \right) = \vec{V}_g \quad (3.4)$$

$$m \left(\frac{d\vec{V}_g}{dt} \right) = \vec{F}_{aero} + \vec{F}_T + m\vec{g} - 2m\vec{\omega} \times \vec{V}_g - m\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (3.5)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (3.6)$$

Para simplificar el método del cálculo, es necesario pasar de ecuaciones vectoriales a ecuaciones escalares basadas en los tres ejes del sistema de coordenadas ya definido. Para ello, no se ha considerado la relevancia de los términos asociados a la aceleración de Coriolis, los cuales pueden ser descartados, y se ha establecido que V_g coincidirá con V en configuraciones sin viento. Asimismo, se han reemplazado las fuerzas aerodinámica y propulsiva específicamente para aviones. Al introducir dos nuevas suposiciones (Tierra plana y vuelo simétrico), se derivan las siguientes ecuaciones:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cdot \cos \chi \quad (3.7)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \cdot \sin \chi \quad (3.8)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (3.9)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \varepsilon - D - mg \sin \gamma \quad (3.10)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = (T + \sin \varepsilon) \sin \mu \quad (3.11)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = (T + \sin \varepsilon) \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (3.12)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (3.13)$$

En estas ecuaciones, γ representa el ángulo de inclinación de la velocidad, χ el ángulo de desviación lateral, μ el ángulo de balance, ε el ángulo de ataque del empuje, T la fuerza de empuje, α el ángulo de ataque, L la fuerza de sustentación, D la fuerza de resistencia, y c el consumo específico.

Con este enfoque, ahora nos encontramos con un sistema compuesto por 7 ecuaciones diferenciales ordinarias con 10 variables dependientes: 7 variables de estado (las derivadas con respecto al tiempo), x , y , h , V , χ , γ , m ; y 3 variables de control (no derivadas respecto al tiempo), α , π , μ . En situaciones de vuelo simétrico, se dispone de 3 grados de libertad matemáticos.

3.2. Demanda energética para realizar un vuelo

Una vez modelada la mecánica del vuelo de una aeronave comercial típica mediante la definición de las anteriores ecuaciones, a continuación, se procederá a realizar un análisis cuantitativo de la cantidad de energía que se requeriría para llevar a cabo un vuelo, y la masa de baterías que sería necesaria para almacenar esa energía.

Para ello, se emplearán las ecuaciones establecidas en la sección anterior (ecuaciones 3.7-3.13). La estimación se llevará a cabo considerando el poder calorífico del combustible utilizado. Al realizar la multiplicación entre la cantidad de combustible quemado durante el vuelo y la duración de este, se obtendrá la potencia total utilizada.

Con el objetivo de simplificar los cálculos, se introduce la hipótesis de que el vuelo se lleva a cabo en modo crucero, manteniendo una altitud constante. En este contexto, el vuelo en crucero se caracteriza por un ángulo de inclinación γ igual a cero. Esto conduce a la siguiente expresión simplificada:

$$L = W \quad (3.14)$$

$$T = D \quad (3.15)$$

Siendo T igual al empuje, D *drag* o resistencia aerodinámica, L *lift* o sustentación y W el peso (en términos de fuerza) de la aeronave, definiéndose la sustentación y la resistencia aerodinámica respectivamente de la siguiente manera:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.16)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2) \quad (3.17)$$

Una vez planteadas estas ecuaciones para el vuelo en el crucero, para calcular el tiempo empleado en realizar un vuelo, se adapta la ecuación (3.7) para un vuelo en crucero, quedando de la siguiente forma:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (3.18)$$

Por otra parte, si se desea obtener una ecuación que defina la autonomía o alcance de una aeronave, esta sólo puede calcularse para las aeronaves con motor, que se derivará tanto para las aeronaves de hélice como para aquellas con motores a reacción. Si la masa total m en un momento concreto t es la siguiente:

$$m = m_0 + m_{fuel} \quad (3.19)$$

Donde m_0 es lo que se denomina MZFW (Maximum Zero Fuel Weight) y m_{fuel} la masa del combustible, la tasa de consumo de combustible por unidad de tiempo f se define así, teniendo en cuenta que la única variación de masa respecto al tiempo que se produce en una aeronave es el combustible que se va quemando durante el vuelo:

$$f = \frac{dm_{fuel}}{dt} = -\frac{dm}{dt} \quad (3.20)$$

Por otra parte, la tasa de cambio de la aeronave respecto a una distancia R es:

$$\frac{dm}{dR} = \frac{dm/dt}{dR/dt} = -\frac{f}{V} \quad (3.21)$$

Mediante la ecuación (3.20), se obtiene:

$$\frac{dR}{dt} = -\frac{V}{f} \frac{dm}{dt} \quad (3.22)$$

De esta forma, se puede obtener el alcance R a partir de la siguiente integral definida, siendo t_1 y t_2 los tiempos de inicio y final respectivamente, y m_1 y m_2 las masas inicial y final de la aeronave:

$$R = \int_{t_2}^{t_1} \frac{dR}{dt} dt = \int_{m_1}^{m_2} -\frac{V}{f} dm = \int_{m_2}^{m_1} \frac{V}{f} dm \quad (3.23)$$

La ecuación del alcance o rango permite calcular la distancia máxima a la que es capaz de recorrer una aeronave a velocidad de crucero con altitud constante. En nuestro caso, se empleará para calcular la masa de combustible consumida en una ruta comercial conociendo la distancia que hay entre el punto inicial y final de la ruta, que se considerarán los aeropuertos de salida y llegada respectivamente.

Es fundamental destacar que no toda la potencia calculada se destina a la propulsión del avión. Para ello, se debe tener en cuenta el rendimiento propulsivo, que refleja la relación entre la potencia mecánica neta y la potencia útil dedicada realmente a la propulsión de la aeronave. Varios parámetros influyen en el cálculo del rendimiento propulsivo, entre ellos se encuentran la pérdida de carga en la cámara de combustión, el rendimiento del ventilador, el rendimiento de los compresores axial y centrífugo, el rendimiento de las turbinas, el rendimiento de la cámara de combustión y el rendimiento de las toberas, además de la velocidad del aire, la altitud de vuelo y el propio tipo de motor que se emplea.

A continuación, se desarrollará la ecuación de alcance tanto para aeronaves propulsadas por motor turbofán como para aquellas propulsadas por motor turbopropulsor con hélice.

3.2.1. Turbofan

Suponiendo una altitud y una velocidad constante, podemos relacionar el empuje con el peso de la aeronave mediante las ecuaciones (3. 14) y (3. 15) de la siguiente manera:

$$\frac{L}{T} = \frac{D}{W}; \quad T = \frac{L}{D} W; \quad T = \frac{C_L}{C_D} W \quad (3.24)$$

Los turbofanes se distinguen por el consumo específico de combustible en relación con el empuje, lo que significa que la cantidad de combustible utilizado está directamente relacionada con el *drag*:

$$f = c_E T = c_E \frac{C_L}{C_D} W \quad (3.25)$$

Mediante las ecuaciones (3. 14) y (3. 16), combinándolas con la última ecuación (3. 25) se puede obtener el alcance específico de la siguiente forma:

$$\frac{V}{f} = \frac{1}{c_E} \sqrt{\frac{C_L}{C_D^2} \frac{2}{\rho S W}} \quad (3. 26)$$

Insertando esto en la ecuación (3. 23), suponiendo que solo varía el peso, y que este se puede definir como $W = mg$, el rango quedaría de la siguiente forma:

$$R = \frac{1}{c_E} \sqrt{\frac{C_L}{C_D^2} \frac{2}{g \rho S}} \int_{m_2}^{m_1} \frac{dm}{\sqrt{m}} \quad (3. 27)$$

Por tanto, suponiendo un vuelo a altitud constante, ángulo de ataque constante y consumo específico constante, además de considerar el rendimiento propulsivo η_p para calcular de forma más precisa el alcance real de la aeronave, el rango se definiría como:

$$R = \eta_p \frac{1}{c_E} \sqrt{\frac{C_L}{C_D^2} \frac{2}{g \rho S}} (\sqrt{m_1} - \sqrt{m_2}) \quad (3. 28)$$

Se obtiene de esta forma la ecuación que define el alcance o rango de una aeronave propulsada por un turbofan.

3.2.2. Turbohélice.

En el contexto de la propulsión por hélice, es necesario considerar que cada velocidad de vuelo tiene asociados valores específicos del rendimiento propulsor η_p y consumo específico de combustible c_E .

Es muy importante destacar que no toda la potencia calculada se destina a propulsar el avión. El rendimiento propulsivo representa la proporción de la potencia mecánica neta que realmente se utiliza para propulsar la aeronave.

La potencia del turbopropulsor y su tasa de consumo de combustible se pueden determinar de la siguiente manera:

$$P_{motor} = \frac{P_a}{\eta_p} \quad (3. 29)$$

$$f = c_p P_{motor} \quad (3. 30)$$

Siendo c_p el consumo específico de combustible por unidad de potencia. La potencia de avance se calcula multiplicando la velocidad por la resistencia y se deriva de la relación entre la sustentación y la resistencia:

$$P_a = V \frac{C_D}{C_L} mg \quad (3. 31)$$

Por tanto, mediante la ecuación (3. 23), suponiendo un vuelo con una eficiencia constante, es decir, la relación entre la sustentación y la resistencia aerodinámica constante, el alcance total viene dado por:

$$R = \frac{\eta_p}{g c_p} \frac{C_L}{C_D} \int_{m_2}^{m_1} \frac{dm}{m} \quad (3. 32)$$

Es posible obtener c_p , a partir del consumo específico de combustible por unidad de empuje, c_E , del rendimiento propulsor η_p , y de la velocidad de crucero V de la siguiente forma:

$$c_p = \frac{c_E \cdot \eta_p}{V} \quad (3. 33)$$

Resolviendo la integral:

$$R = \frac{\eta_p}{g c_p} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (3. 34)$$

Se obtiene de esta forma la ecuación que define el alcance o rango de una aeronave propulsada por un motor turbohélice.

3.3. Aeronaves elegidas para el estudio

3.3.1. Airbus A320neo

El Airbus A320neo, la versión mejorada de la familia A320, se destaca como un avión de pasillo único que integra innovaciones significativas para mejorar su rendimiento y eficiencia medioambiental. La denominación "neo" refleja la inclusión de la tecnología "New Engine Option", que incorpora motores Pratt & Whitney PW1100G-JM, conocidos por su eficiencia en combustible y reducción de emisiones.

En términos de innovación, el A320neo presenta *winglets*, denominados *sharklets*, en sus extremos alares, diseñados para optimizar la aerodinámica y reducir la resistencia, mejorando así la eficiencia general del vuelo. Estas mejoras, junto con la avanzada tecnología de motores, contribuyen significativamente a la eficiencia de combustible, reduciendo las emisiones de gases de efecto invernadero y disminuyendo la huella medioambiental.

Además, el A320neo incorpora avances en la cabina de vuelo, como pantallas de cristal líquido (LCD) y sistemas de navegación mejorados, proporcionando a los pilotos herramientas más intuitivas y eficientes. Estas innovaciones no solo mejoran la experiencia del piloto, sino que también contribuyen a una operación más eficiente y segura.

Por lo tanto, se ha decidido seleccionar esta aeronave no solo por su importante presencia dentro del mercado, sino porque el Airbus A320neo destaca por su eficiencia en combustible (promedia un ahorro de combustible del 20% [44]), reducción de emisiones y mejoras tecnológicas, posicionándose como un avión moderno y respetuoso con el medioambiente que satisface las demandas de la aviación contemporánea.

A continuación, en la Tabla 3, se muestran los parámetros correspondientes al Airbus A320neo 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 parásita.

Parámetro	Valor
MTOW	77021 kg
MLW	65999 kg
OEW	44300kg
MZFW	62506 kg
Maximum Payload	20000 kg
Velocidad de crucero	0.78M
Alcance máximo	3200 nm / 5926 km
Capacidad	180 pasajeros
S	122.6 m ²
CD₀	0.02
Empuje	126.725 KN/motor
Número de motores	2

Tabla 3: Especificaciones técnicas del A320neo [45] [46].



Figura 26: Airbus A320neo [44]

3.3.2. ATR 72

El ATR 72 es un avión regional de pasajeros de fabricación franco-italiana diseñado para vuelos cortos y regionales. Es parte de la familia de aeronaves ATR, que son conocidas por su eficiencia en rutas de corta distancia. El ATR 72 es una versión ampliada del ATR 42, con una capacidad para transportar aproximadamente 70 pasajeros.

El avión está propulsado por dos motores turbohélice y es conocido por su versatilidad, capacidad de despegue y aterrizaje en pistas cortas, así como su eficiencia operativa en aeropuertos regionales. Su diseño moderno y su capacidad para operar en diversas condiciones climáticas y geográficas hacen que el ATR 72 sea una elección popular para aerolíneas que atienden a mercados regionales y comunidades con menor demanda de tráfico aéreo.

En la elección del ATR 72, se ha considerado su idoneidad para vuelos cortos, especialmente en entornos insulares. Dada la naturaleza de estas rutas, que suelen demandar menos potencia y energía, este tipo de aeronaves se presentan como una opción prometedora a la hora de implementar la propulsión eléctrica

A continuación, en la Tabla 4, se muestran los parámetros correspondientes al ATR 72 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.

Parámetro	Valor
MTOW	23000 kg
MLW	22350 kg
OEW	13500 kg
MZFW	21000 kg
Maximum Payload	7000 kg
Velocidad de crucero	275 kt
Alcance máximo	740 nm / 1370 km
Capacidad	70 pasajeros
S	61 m ²
CD₀	0.02
Empuje	1846 kW/motor
Número de motores	2

Tabla 4: Especificaciones técnicas del ATR 72 [47]



Figura 27: ATR 72 [47]

3.4. Análisis energético: consumo y eficiencia en vuelos comerciales de corta y media distancia.

A continuación, se procederá a estimar el consumo de combustible y, por tanto, de la energía consumida en tres vuelos comerciales de corta y media distancia. Para el A320neo, el análisis se basará en las siguientes tres rutas representativas: una hacia Sevilla, otra con destino a Lisboa y la tercera dirigida a Londres, todas con origen en Madrid. Por otra parte, para el ATR 72, el análisis se basará en otro tipo de rutas de menor distancia, típicas en vuelos interinsulares, aprovechando su mejor rendimiento en este tipo de rutas. Se escogerán vuelos con origen y destino en las Islas Canarias.

A través de una serie de cálculos, basados en el modelo detallado al principio de este capítulo, se trata de estimar cuánto combustible será necesario para llevar a cabo estas travesías aéreas, arrojando luz sobre el consumo energético inherente a la operación de aeronaves en rutas típicas de corta y media distancia. Este enfoque no solo nos permitirá comprender mejor la eficiencia operativa de las aeronaves seleccionadas, sino que también sentará las bases para consideraciones futuras en términos de sostenibilidad y eficiencia energética en la industria de la aviación.

3.4.1. Análisis energético del A320neo

A partir de las especificaciones técnicas de esta aeronave recogidas en la Tabla 3, de las coordenadas geográficas de los aeropuertos de salida y llegada de las rutas seleccionadas, recogidas en la Tabla 5, sumados a otros parámetros que se detallarán a continuación, se calcula la masa de combustible y la energía requerida para llevar a cabo los vuelos citados, mediante la ecuación (3. 28). Para ello, se va a suponer una velocidad de crucero de 0.78M a una altitud constante de 10000 metros, empleando el modelo atmosférico ISA para la troposfera, que se define así:

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{\alpha_T h}{\theta_0} \right)^{\frac{g}{R_a \alpha_T} - 1} \quad (3. 35)$$

donde los valores al nivel del mar son $\theta_0=288.15$ K, $\rho_0=1.225$ kg/m³, $\alpha_T=6.5 \cdot 10^{-3}$ K/m y $R_a=287.05$ J/(kgK) es la constante del aire.

Aeropuerto	Latitud	Longitud	Distancia desde Madrid — Barajas
Madrid – Barajas	40.4927751	-3.5933761	N/A
Sevilla – San Pablo	37.4177083	-5.8949313	232.92 nmi
Lisboa – Humberto Delgado	38.7809542	-9.1319005	277.59 nmi
Londres – Heathrow	51.4677389	-0.4587801	671.45 nmi

Tabla 5: Coordenadas geográficas de los aeropuertos empleados para las rutas del A320neo

Parámetro	Valor
V	268 m/s
C_E	13.1 x 10 ⁻⁶ kg/N*s
h	11000 m
g	9.80665 m/s ²

Tabla 6: Parámetros empleados en el cálculo

En el anexo se pueden consultar los códigos en Python que se han desarrollado para poder obtener los cálculos requeridos en este apartado.

Vuelo	Tiempo de vuelo	Distancia	Masa de combustible quemado
Madrid – Sevilla	1609.58 s	431.37 km	2862.85 kg
Madrid – Lisboa	1918.27 s	514.09 km	3405.71 kg
Madrid – Londres	4640.02 s	1243.53 km	8105.77 kg

Tabla 7: Resultados obtenidos respecto a la masa de combustible quemado para los vuelos hacia Sevilla, Lisboa y Londres desde Madrid

A continuación, se realiza el cálculo de la energía requerida para cada ruta, basándose en un simple producto que considera la potencia calorífica del combustible utilizado en el vuelo y la duración de este. Para ello, se van a considerar las siguientes hipótesis para el cálculo:

- Para hallar el rendimiento propulsor del A320neo, con el fin de conocer cuánta potencia generada por los propulsores se emplea realmente para propulsar la aeronave, se estimará un rendimiento propulsor de un 75%. La siguiente figura, relaciona el rendimiento motor y propulsivo de diferentes propulsores de aeronaves comerciales, agrupándolos por su *By-Pass Ratio*, es decir, la relación de derivación del propulsor:

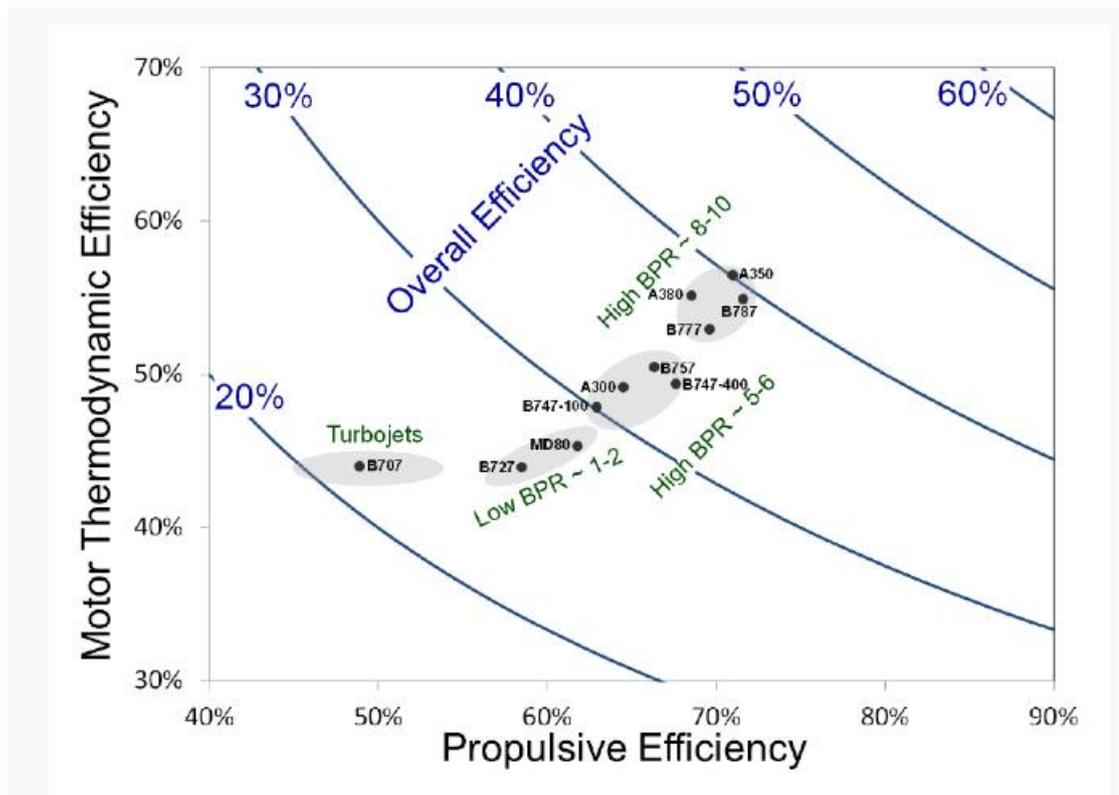


Figura 28: Relación entre rendimiento motor y rendimiento propulsivo para diferentes aeronaves comerciales [5]

Teniendo en cuenta que la relación de derivación de los propulsores del A320neo, los PW-1100G-JM es de 12:1, se podría suponer que su rendimiento propulsor está en el *cluster* de aeronaves con propulsores alta relación de derivación.

- Se va a suponer que la aeronave va cargada de un combustible de tipo queroseno con un poder calorífico de 12.19 kWh/kg [48].
- Se van a obviar las fases de despegue/ascenso y de aproximación/aterrizaje con el fin de simplificar los cálculos. Por tanto, se supondrá el tiempo de vuelo será únicamente en fase de crucero a velocidad constante.
- Para hallar el valor del consumo específico del A320neo, se toma un valor de $15.25 \cdot 10^{-6}$ kg/N*s en base a la gráfica que se muestra a continuación [50]:

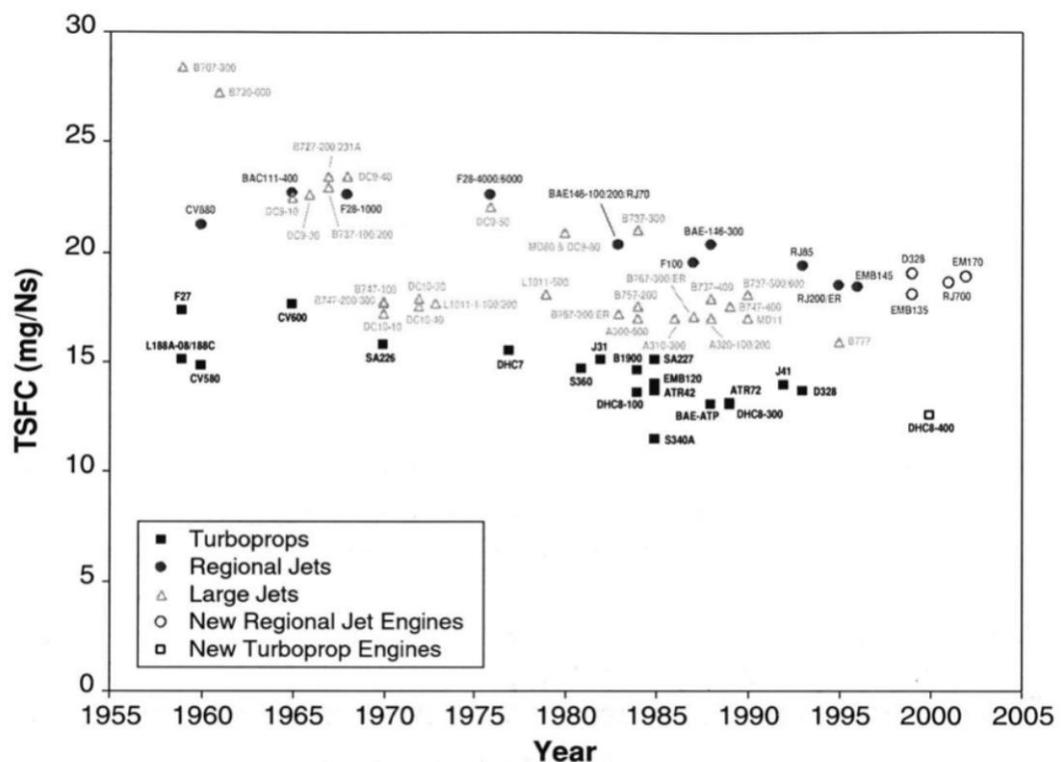


Figura 29: TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption) frente al año de producción de diferentes aeronaves comerciales propulsados por turbofanos o turbopropulsores [50].

Finalmente, se obtienen los valores de potencia deseados. A continuación, se presentan los resultados obtenidos para cada una de las rutas:

Vuelos realizados por el A320neo	Energía requerida
Madrid – Sevilla	34.89 MWh
Madrid – Lisboa	41.52 MWh
Madrid – Londres	98.81 MWh

Tabla 8: Balance energético de los vuelos llevados a cabo por el Airbus A320neo

3.4.2. Análisis energético del ATR 72.

En esta sección, se realiza nuevamente el procedimiento previo, eligiendo tanto una aeronave diferente como rutas alternativas. Estos vuelos serán: Las Palmas – Santa Cruz de Tenerife, Las Palmas – Lanzarote y Las Palmas – El Hierro.

A partir de las especificaciones técnicas de esta aeronave recogidas en la Tabla 4, de las coordenadas geográficas de los aeropuertos de salida y llegada de las rutas seleccionadas, recogidas en la Tabla 9, sumados a otros parámetros que se detallarán a continuación, se calcula la masa de combustible y la energía requerida para llevar a cabo los vuelos citados, mediante la ecuación (3. 34). Para ello, se va a suponer una velocidad de crucero de 280 kt a una altitud constante de 6000 metros [49], empleando el modelo atmosférico ISA para la troposfera, definida en la ecuación (3. 35).

Aeropuerto	Latitud	Longitud	Distancia desde Las Palmas – Gran Canaria
Las Palmas – Gran Canaria	27.936844	-15.389758	N/A
Tenerife Norte – Ciudad de la Laguna	28.485968	-16.340780	59.05 nmi
Lanzarote – César Manrique	28.950393	-13.608596	116.39 nmi
El Hierro	27.814119	-17.884945	129.74 nmi

Tabla 9: Coordenadas geográficas de los aeropuertos empleados para las rutas del ATR-72

Parámetro	Valor
V	141.47 m/s
C_E	12.5 x 10 ⁻⁶ kg/N*s
h	6000 m
g	9.80665 m/s ²

Tabla 10: Parámetros empleados en el cálculo [50]

En comparación con los parámetros vistos para el A320neo, los vuelos de crucero del ATR 72 pueden ser a altitudes y velocidades más bajas, ya que está diseñado para operar en distancias más cortas. Esto le permite adaptarse mejor a rutas interinsulares o regionales, como en este caso.

En el anexo se pueden consultar los códigos en Python que se han desarrollado para poder obtener los cálculos requeridos en este apartado.

Vuelo	Tiempo de vuelo	Distancia	Masa de combustible quemado
Las Palmas – Tenerife	757.34 s	109.36 km	147.69 kg
Las Palmas – Lanzarote	1492.76 s	215.55 km	291.10 kg
Las Palmas – El Hierro	1663.98 s	240.28 km	324.49 kg

Tabla 11: Resultados obtenidos respecto a la masa de combustible quemado para los vuelos hacia Tenerife, Lanzarote y El Hierro desde Las Palmas de Gran Canaria

A continuación, se realiza el cálculo de la energía requerida para cada ruta, siguiendo el mismo proceso realizado anteriormente para el A320neo. Para ello, se van a considerar las siguientes hipótesis para el cálculo, algunas de ellas empleadas también en el anterior caso:

- Se va a suponer que la aeronave va cargada de un combustible de tipo queroseno con un poder calorífico de 12.19 kWh/kg [48].

- Se van a obviar las fases de despegue/ascenso y de aproximación/aterrizaje con el fin de simplificar los cálculos. Por tanto, se supondrá el tiempo de vuelo será únicamente en fase de crucero a velocidad constante.
- La estimación del rendimiento propulsor del ATR 72 se basará en el diagrama de la Figura 30 [55]. De acuerdo con esta figura, para un vuelo cuya velocidad de crucero se lleve a cabo a 141.4 m/s, su rendimiento propulsor estará entre un 0.82 y un 0.9. El diagrama permite conocer el valor exacto del rendimiento propulsor mediante el cálculo de un parámetro, que depende de la potencia máxima del propulsor, de la altitud del vuelo, y de la superficie del propulsor [55]:

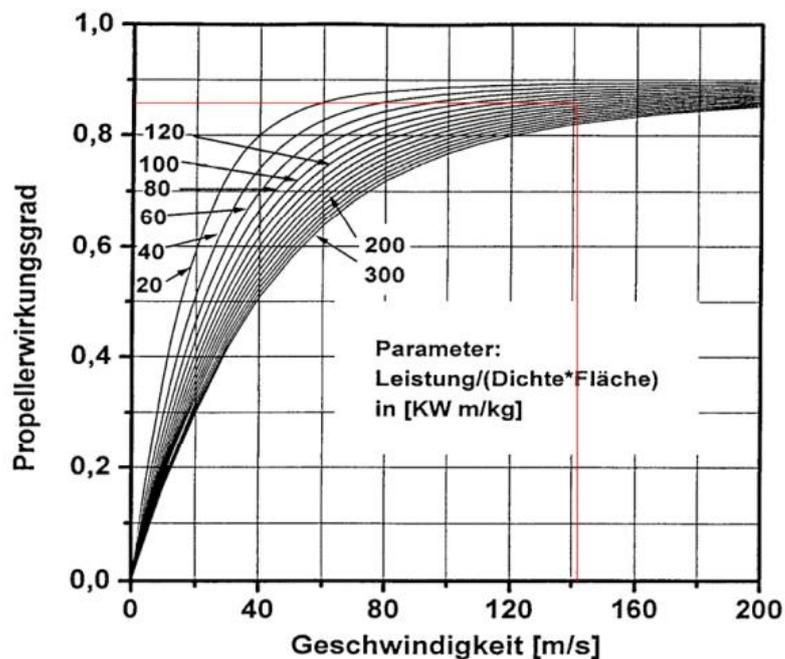


Figura 30: Rendimiento propulsivo de una hélice frente a la velocidad de vuelo [55]

Este parámetro se define como:

$$\text{Parámetro} = \frac{P_{max}(h = 6000m)}{\rho(h = 6000m) \cdot S_{prop}} \quad (3.36)$$

La superficie del *propeller* se calcula conociendo el diámetro de la hélice a partir de la información que proporciona el fabricante [55], cuyo valor es de 3.93m, y la densidad a la altitud definida de crucero mediante la ecuación (3.35), que tiene un valor de 0.66 kg/m³. Finalmente, para hallar la potencia máxima del propulsor PW-120 a la altitud de crucero, se empleará el siguiente diagrama que relaciona la potencia máxima con la velocidad de crucero del ATR 72 [56]:

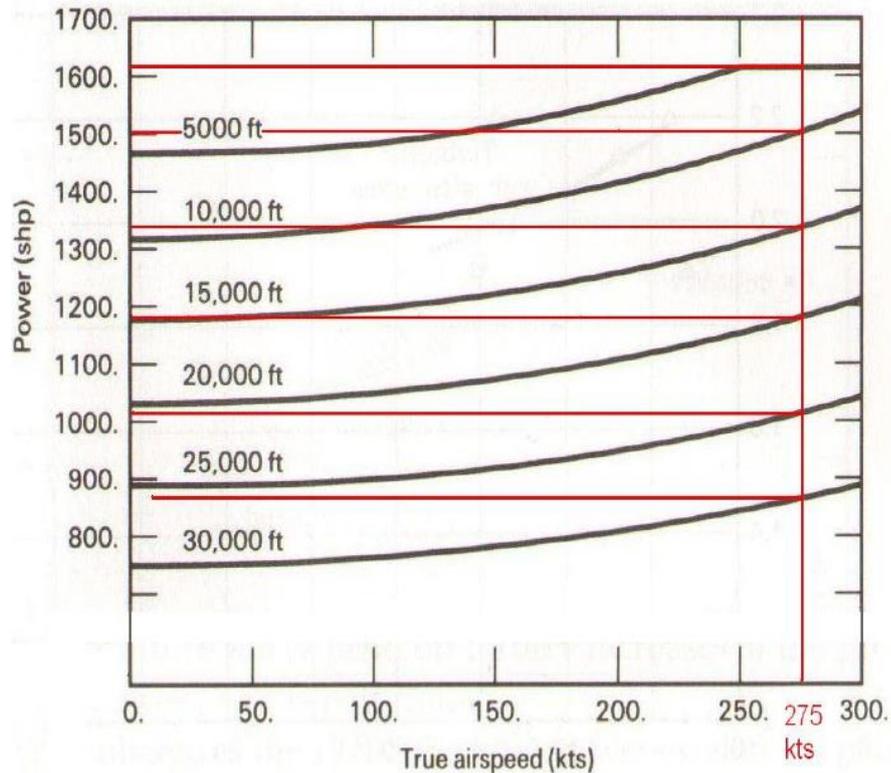


Figura 31: Diagrama (Potencia máxima del propulsor PW-120 en función de la velocidad de crucero del ATR-72) [56]

Teniendo en cuenta que la velocidad de crucero rondará los 275 kt, a 6000 metros de altitud, que son prácticamente 20000 ft, podremos suponer una potencia propulsiva de 1190 caballos de vapor, que equivalen a 875 kW. Por tanto, una vez conocidos todos los valores del parámetro, este se calcula de la siguiente forma:

$$\text{Parámetro} = \frac{P_{max}(h = 6000m)}{\rho(h = 6000m) \cdot S_{prop}} = \frac{875 \text{ kW}}{0.66 \cdot \pi \frac{3.93^2}{4}} \approx 110 \quad (3.37)$$

Por tanto, volviendo al diagrama de la Figura 30, tomando un valor de parámetro de 110, podemos suponer que el rendimiento propulsivo del turbohélice PW-120 rondará el siguiente valor:

$$\eta_{prop} \approx 0.86 \quad (3.38)$$

- Para obtener el valor del consumo específico del ATR-72, se toma un valor de $12.5 \cdot 10^{-6} \text{ kg/N*s}$ en base a la gráfica mostrada en la Figura 29.

Finalmente, se obtienen los valores de potencia deseados. A continuación, se presentan los resultados obtenidos para cada una de las rutas:

Vuelos realizados por el ATR-72	Energía requerida
Las Palmas de Gran Canaria – Santa Cruz de Tenerife	1.451 MWh
Las Palmas de Gran Canaria – Lanzarote	2.853 MWh
Las Palmas de Gran Canaria – El Hierro	3.178 MWh

Tabla 12: Balance energético de los vuelos insulares llevados a cabo por el ATR-72

3.5. Cálculo de masa de baterías

En esta sección se determinará la cantidad de kilogramos de batería requeridos para satisfacer los requisitos energéticos de vuelos completamente eléctricos, conforme a los cálculos realizados en secciones previas. Considerando la información detallada en el capítulo anterior, se exponen los principales tipos de baterías que podrían utilizarse en estas nuevas aeronaves. Se presentan tanto los valores actuales como las proyecciones teóricas que se esperan lograr en el futuro próximo:

Tipo de batería	Energía específica teórica esperada en 2025 [Wh/kg]	Energía específica actual [Wh/kg]
Pb-Ácido	-	50
Ni-Cd	-	80
NiMH	-	120
Li-Ion	390	250
Zn-air	1090	400-500
Li-S	2570	500-1250

Tabla 9: Energía específica actual y futura de baterías [22]

Cada ruta se representará mediante un gráfico de barras acumulativas que incluye el peso estructural de la aeronave, la carga útil y el peso añadido por las baterías. Además, se destaca un área sombreada punteada que señala el MTOW, indicando el peso máximo que la aeronave puede tener para permitir el despegue. Antes de presentar los resultados obtenidos, se incluyen las siguientes tablas para recordar los valores de carga útil, el OEW (peso de operación en vacío) y el MTOW (peso máximo al despegue) tanto para el A320neo como para el ATR 72.

En este análisis se descartarán las baterías de Pb-Ácido, Ni-Cd y NiMH por su baja energía específica y, por tanto, poco potencial de desarrollo en el sector aeronáutico.

MTOW	OEW	Payload
77021 kg	44300 kg	20000 kg

Tabla 10: Pesos significativos del Airbus A320neo

MTOW	OEW	Payload
23000 kg	13500 kg	7000 kg

Tabla 11: Pesos significativos del ATR 72

En el caso de aeronaves totalmente eléctricas, también es posible conocer el alcance o rango de una aeronave mediante la ecuación de Breguet, definida en la ecuación (3. 23). Esta ecuación nos mostraba que el alcance de un avión depende principalmente del consumo específico de combustible, de eficiencia aerodinámica, del rendimiento moto-propulsor del motor de combustión de la aeronave, y por supuesto del peso del combustible. Nótese que este último va disminuyendo a lo largo de la operación, y por ende, el peso total de la aeronave.

También se puede derivar una ecuación de alcance para aeronaves totalmente eléctricas de manera similar. En este caso, la ecuación se simplifica aún más, ya que la masa de la fuente de energía en este caso (las baterías) permanece constante durante toda la misión. Por tanto, en este caso la ecuación del alcance se expresa como:

$$R = \eta_{elec} \frac{c_{bat}}{g} \frac{C_L}{C_D} \left(\frac{m_{bat}}{m_{total}} \right) \quad (3. 39)$$

Siendo η_{elec} el rendimiento del sistema propulsor eléctrico, c_{bat} la energía específica (es decir, la energía por unidad de masa) de las baterías, $\frac{C_L}{C_D}$ la eficiencia aerodinámica de la aeronave, m_{bat} el valor de la masa de baterías del avión y m_{total} la masa total de la aeronave.

Mediante la ecuación (3. 39) se podrá calcular la masa de baterías necesarias para cubrir los vuelos definidos anteriormente para el A320neo y el ATR 72, sustituyendo virtualmente los motores de combustión por un sistema de propulsión totalmente eléctrico, con el objetivo de realizar una primera estimación del impacto en términos de peso de la implantación masiva de baterías en ambas aeronaves para confirmar la viabilidad de este sistema de propulsión en este tipo de aeronaves comerciales.

A continuación, se expondrán los resultados del nuevo balance energético comparando los distintos tipos de baterías en base a la información expuesta en la Tabla 9. Para ello, se van a considerar las siguientes hipótesis para el cálculo:

- Se van a obviar las fases de despegue/ascenso y de aproximación/aterrizaje con el fin de simplificar los cálculos. Por tanto, se supondrá el tiempo de vuelo será únicamente en fase de crucero a velocidad constante.
- Se tomará un rendimiento propulsivo de un 73%, considerando los rendimientos individuales que se han estimado de los siguientes componentes de un sistema de propulsión totalmente eléctrico: batería (100%), controlador (98%), motor eléctrico (95%), caja de cambios (98%) y hélice (80%). [57]

3.5.1. Resultados del A320neo

3.5.1.1. Tecnología actual de baterías

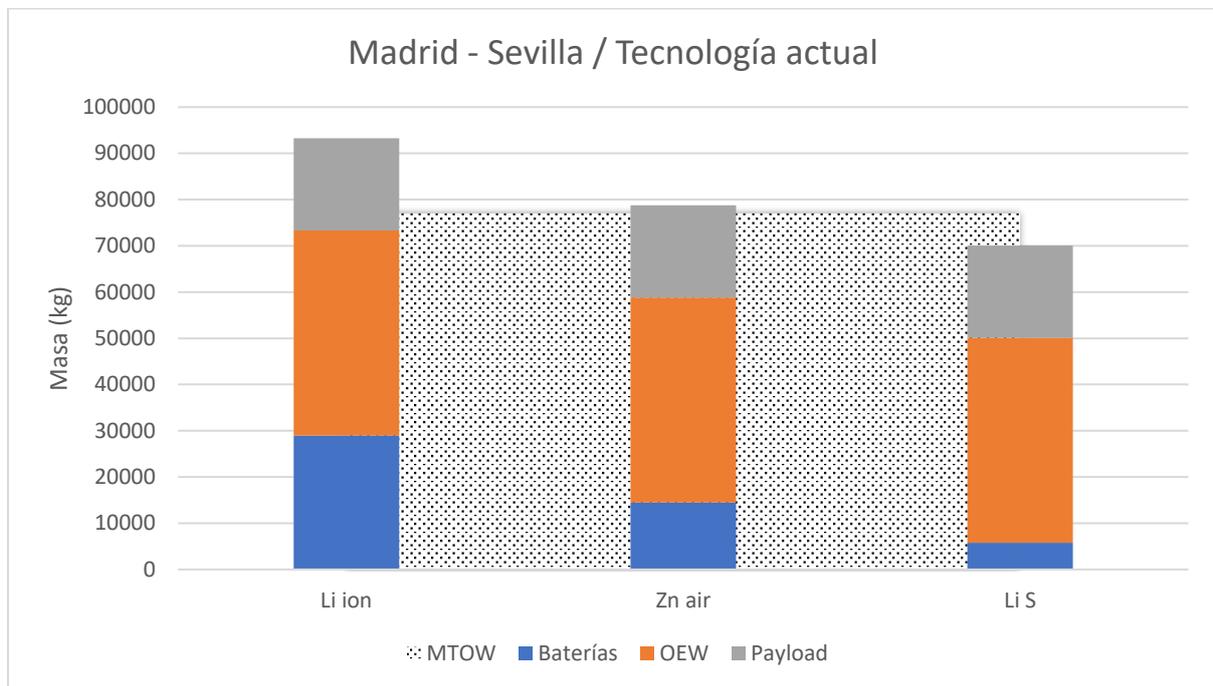


Figura 32: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Sevilla con un A320neo (Tecnología de baterías actual)

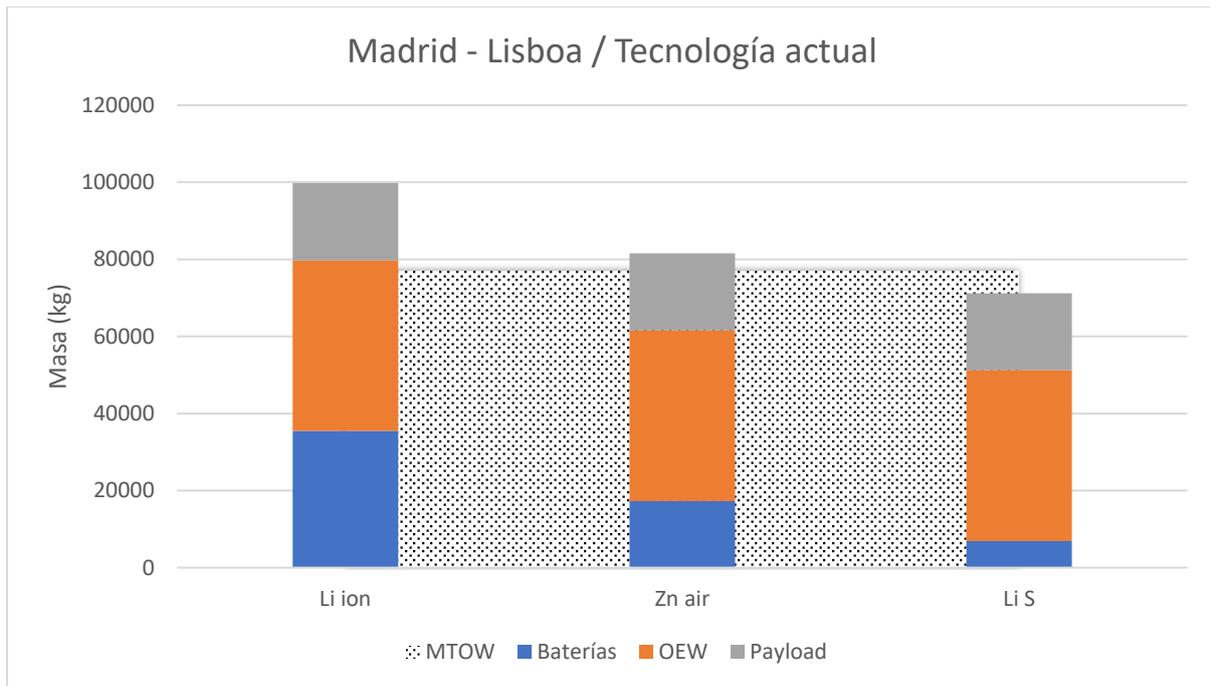


Figura 33: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Lisboa con un A320neo (Tecnología de baterías actual)

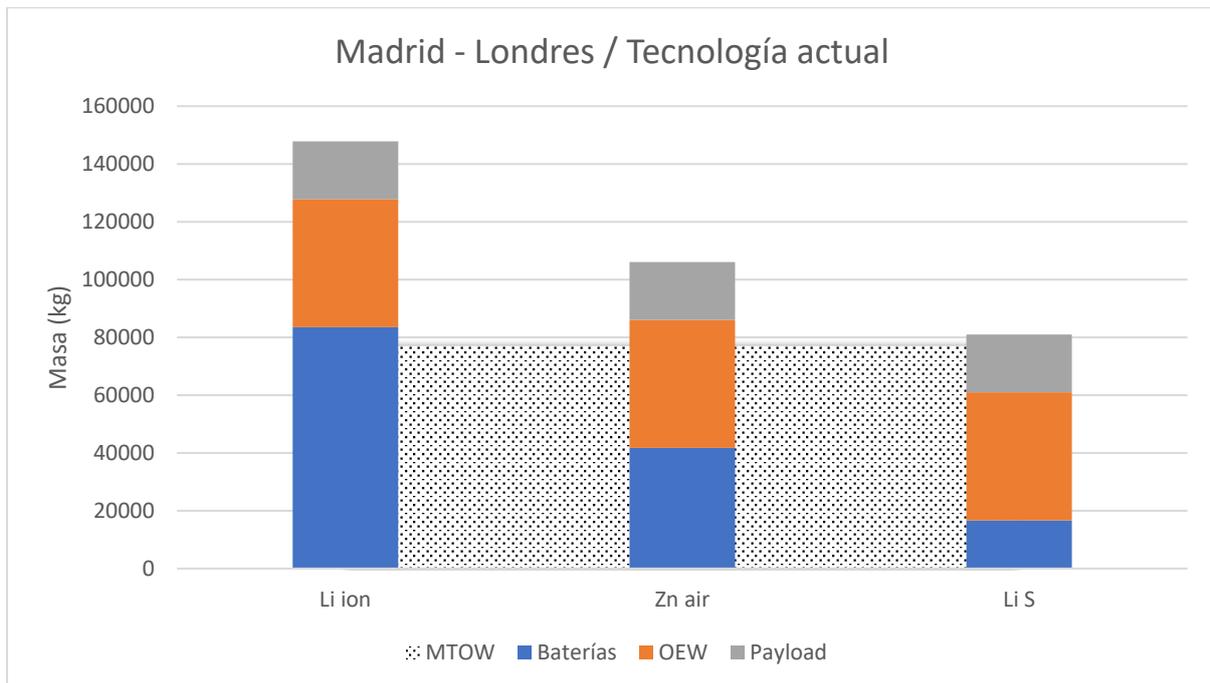


Figura 34: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Londres con un A320neo (Tecnología de baterías actual)

3.5.1.2. Tecnología futura de baterías

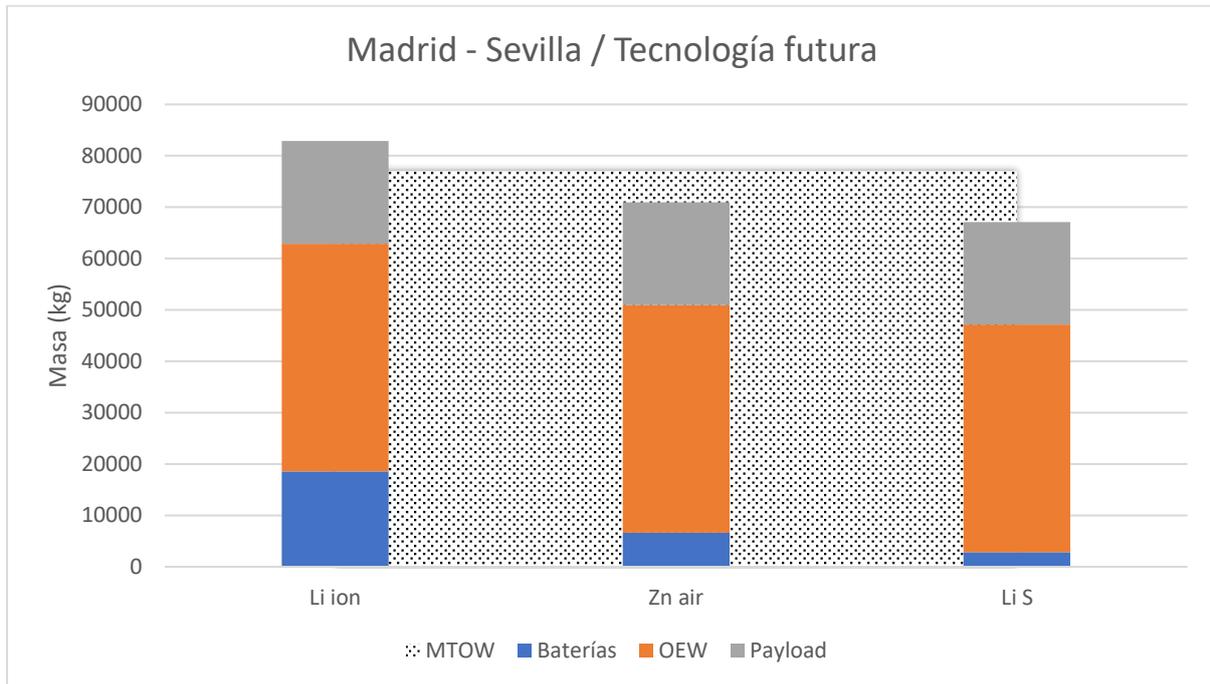


Figura 35: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Sevilla con un A320neo (Tecnología de baterías futura)

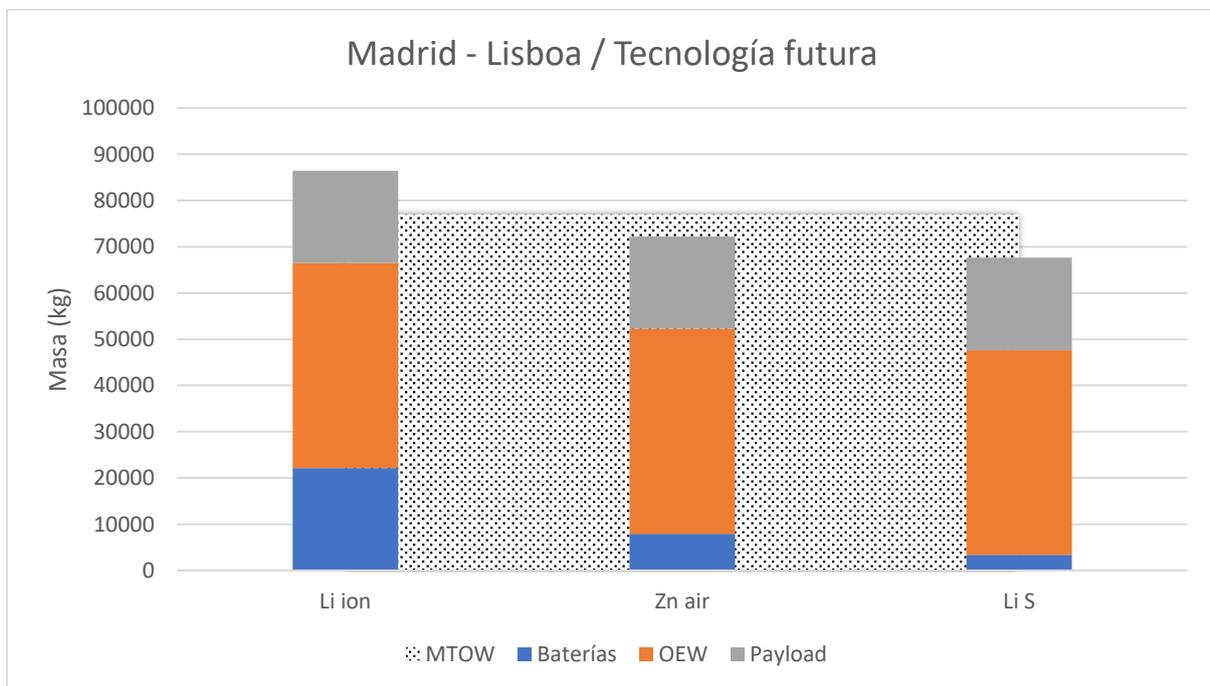


Figura 36: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Lisboa con un A320neo (Tecnología de baterías futura)

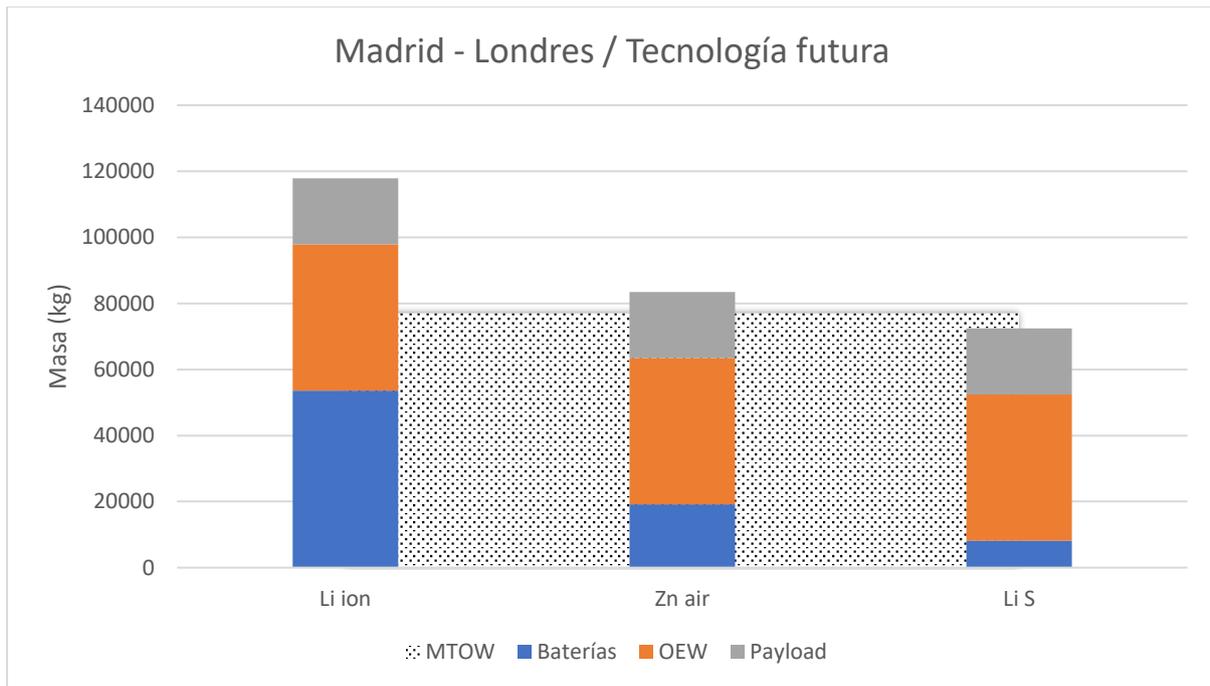


Figura 37: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Madrid - Londres con un A320neo (Tecnología de baterías futura)

3.5.2. Resultados del ATR 72

3.5.2.1. Tecnología actual de baterías

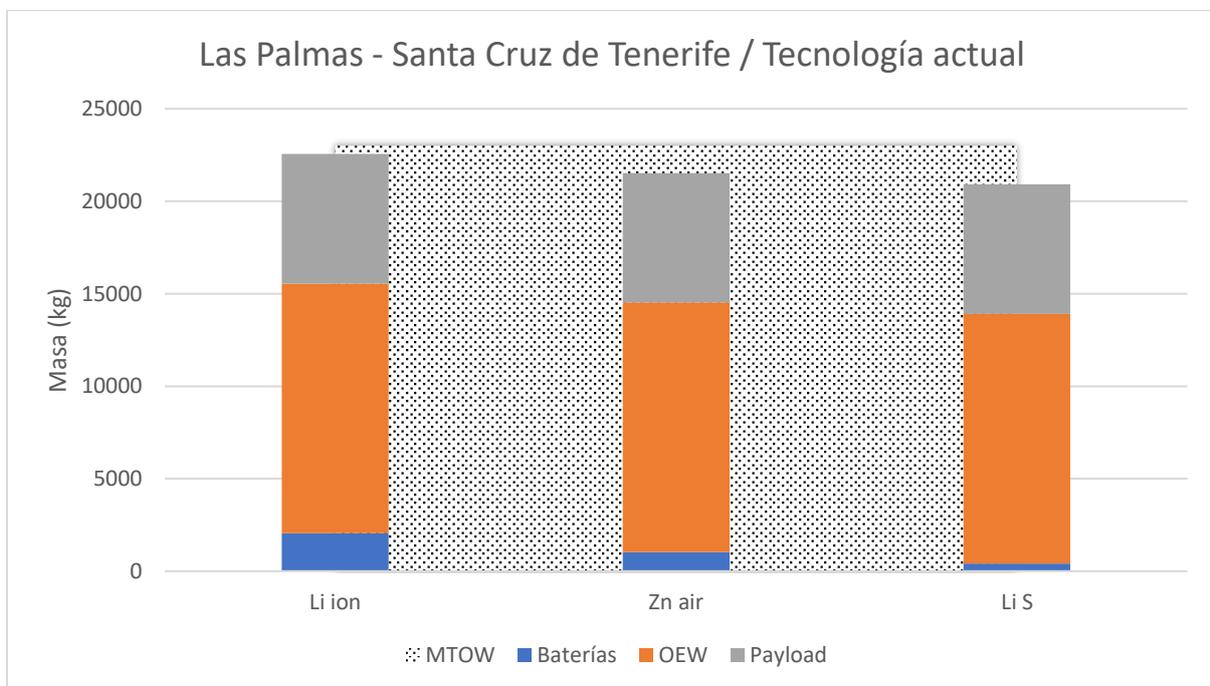


Figura 38: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Santa Cruz de Tenerife con un ATR 72 (Tecnología de baterías actual)

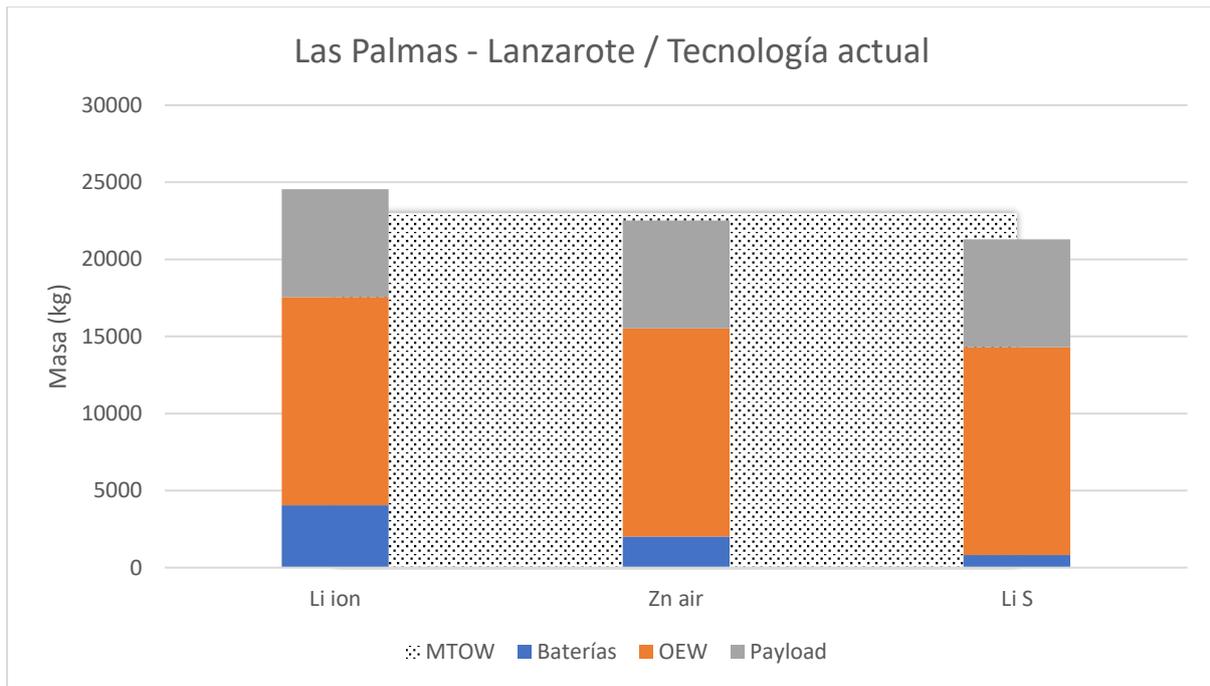


Figura 39: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Lanzarote con un ATR 72 (Tecnología de baterías actual)

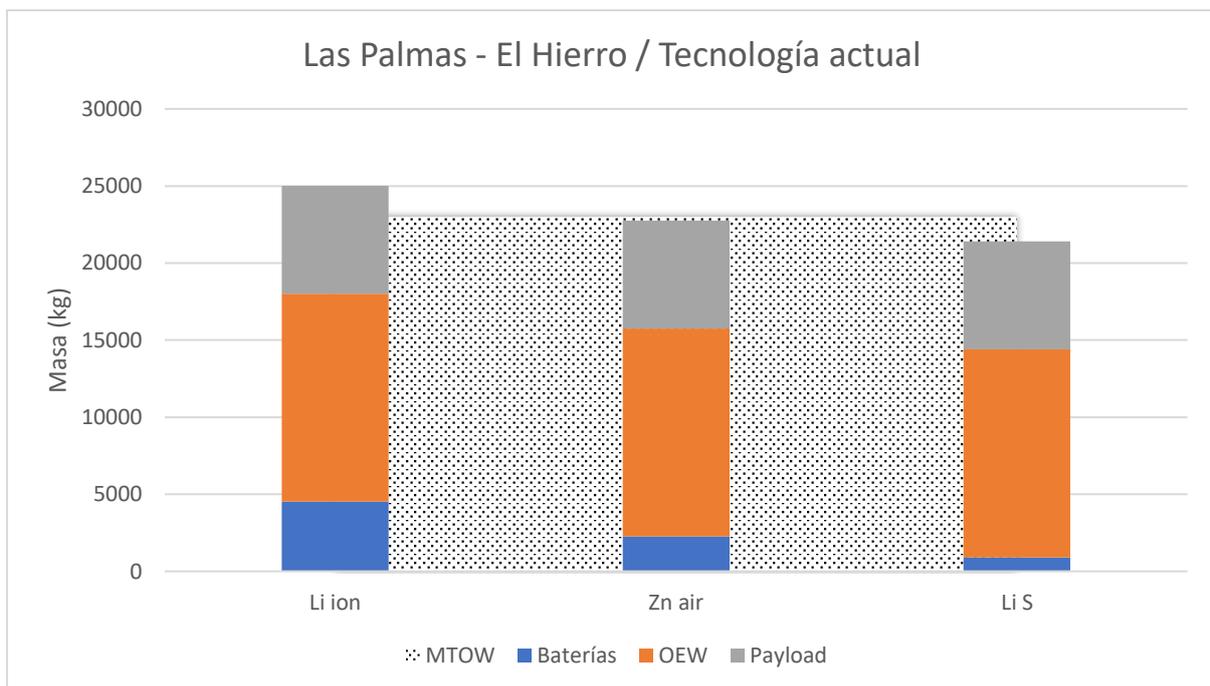


Figura 40: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – El Hierro con un ATR 72 (Tecnología de baterías actual)

3.5.2.2. Tecnología futura de baterías

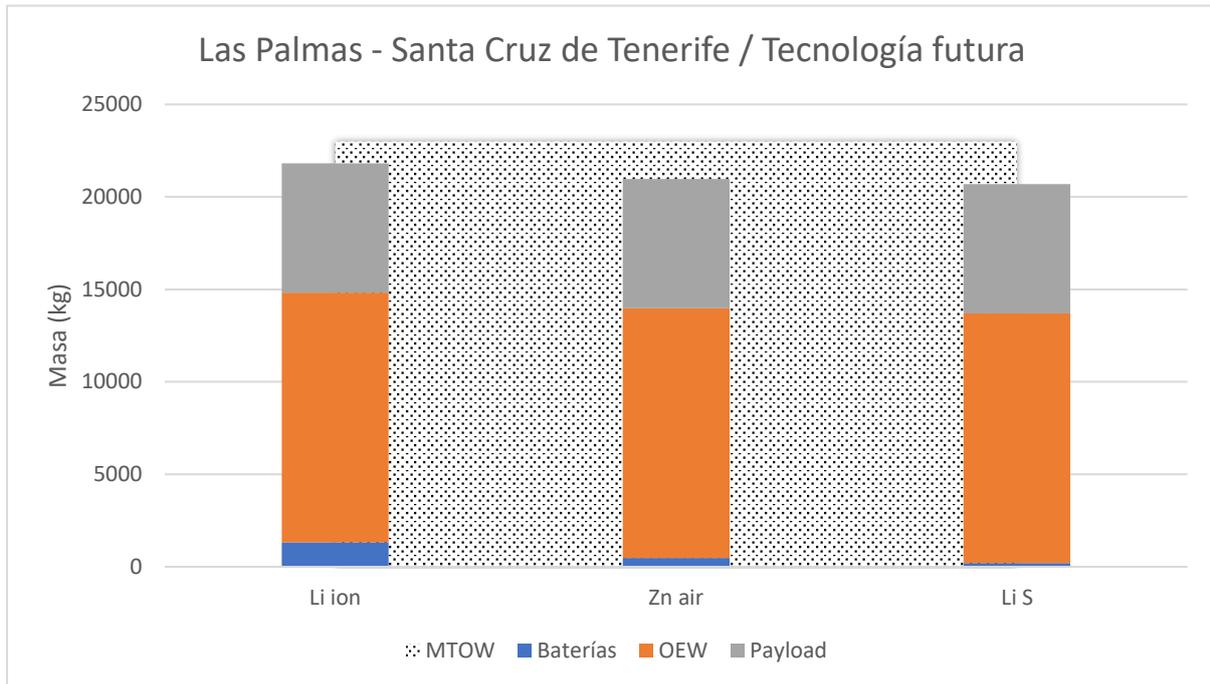


Figura 41: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Santa Cruz de Tenerife con un ATR 72 (Tecnología de baterías futura)

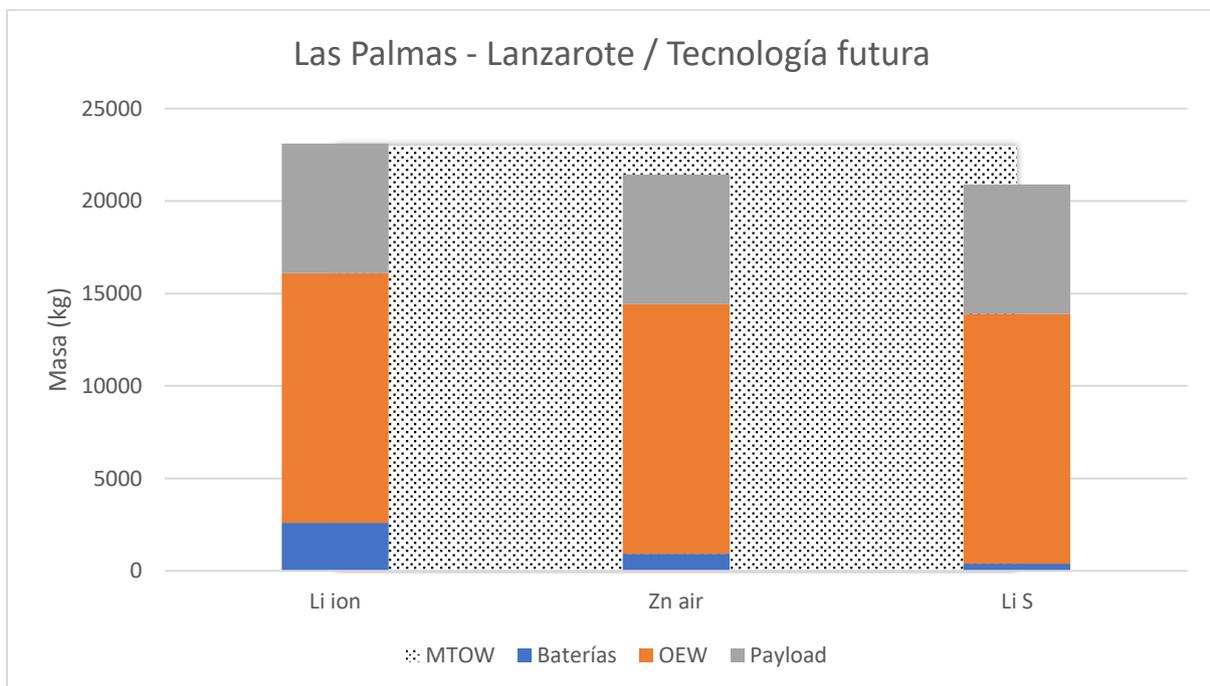


Figura 42: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – Lanzarote con un ATR 72 (Tecnología de baterías futura)

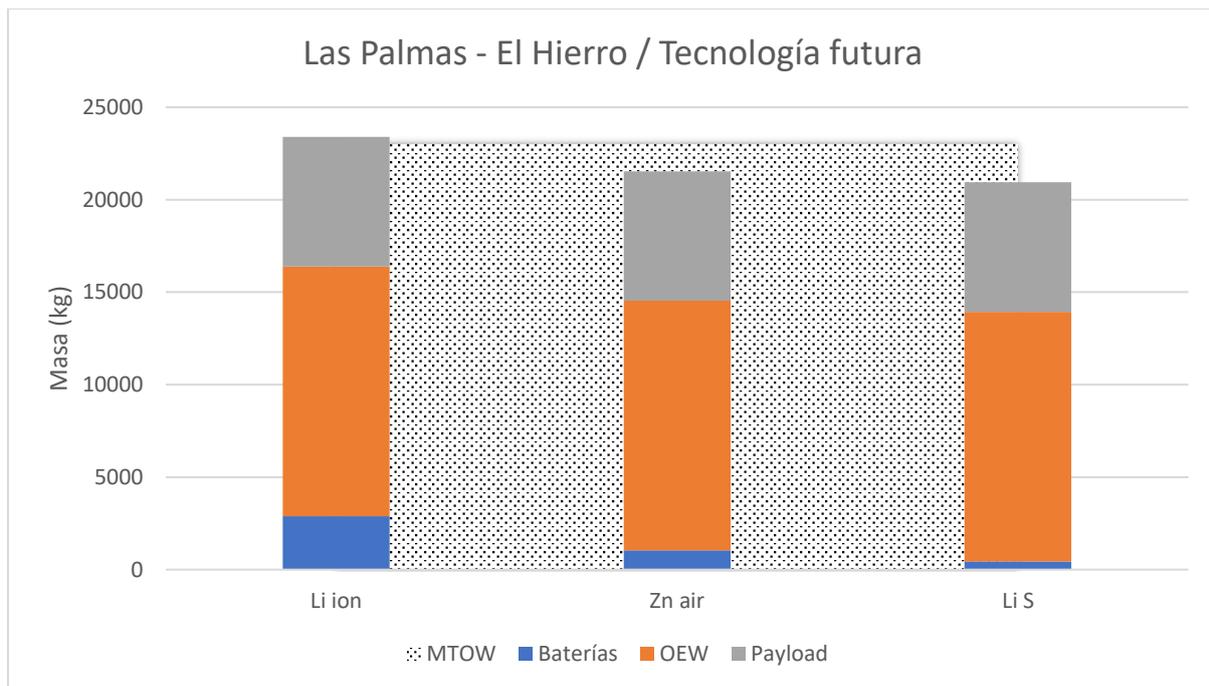


Figura 43: Masa de baterías necesarias para realizar un vuelo en crucero Las Palmas de Gran Canaria – El Hierro con un ATR 72 (Tecnología de baterías futura)

3.5.3. Análisis de los resultados obtenidos

El análisis general de las baterías muestra que las baterías de ion de litio (Li-Ion) ofrecen resultados insatisfactorios, incluso considerando tecnologías futuras, lo cual representa una considerable desventaja, ya que estas baterías son las que históricamente se han utilizado en la industria aeronáutica y están sujetas a una mayor regulación de seguridad según la legislación actual. Las baterías de zinc-aire (Zn-Aire) presentan mejoras, pero no lo suficientemente significativas. La única tecnología que podría ofrecer resultados con cierta viabilidad para vuelos eléctricos o híbridos parece ser la de litio-sulfuro (Li-S).

Un punto clave en estas conclusiones es la consideración de que la fase de despegue y ascenso es la más exigente en términos energéticos. Teniendo en cuenta que, para ambas aeronaves, en el actual escenario posible de tecnología de baterías, y para vuelos cortos, se roza el MTOW, se llega a la conclusión de que, incluso para aeronaves como el ATR 72, la viabilidad de vuelos completamente eléctricos a corto-medio plazo es prácticamente nula. Por otra parte, considerando un escenario tecnológico más prometedor en el futuro, los resultados en términos de viabilidad son algo mejores, especialmente en las baterías de litio-sulfuro. En este caso, sí se podría plantear realizar vuelos —al menos parcialmente— eléctricos ya que la masa de baterías que se estima, tanto para el A320neo como para el ATR 72, es similar a la masa de combustible que sería necesaria actualmente para llevar a cabo los vuelos anteriormente expuestos.

Sea como fuere, para lograr la viabilidad de un vuelo completamente eléctrico, es necesario reducir el peso mediante la modificación de la carga útil o la estructura del avión. La primera opción implicaría la disminución del equipaje permitido a bordo y/o la reducción del número de pasajeros. Esta opción es irreal puesto que los operadores no estarían interesados en perder capacidad de carga de pago ya

que el rendimiento económico se vería ampliamente impactado. La segunda opción se lograría ya sea mejorando los parámetros aerodinámicos (que impactan en la sustentación o la resistencia) o mediante el uso de materiales más livianos que permitan reducir el OEW. Por tanto, la posibilidad real de vuelos eléctricos requeriría el diseño desde cero de nuevas aeronaves, incorporando filosofías modernas basadas en la BLI (Boundary Layer Ingestion) o la DP (Distributed Propulsion), motores eléctricos avanzados y baterías con una significativa mejora en su valor de energía específica. De modo contrario, la hibridación sería el único escenario posible.

Centrándonos ahora en los resultados obtenidos particularmente en cada aeronave, respecto el A320neo, con la tecnología actual, los resultados sugieren que realizar vuelos de crucero de larga distancia es imposible, rozando la totalidad en el caso de vuelos de media distancia. Contando con teóricas tecnologías futuras de baterías con una gran energía específica, sí se podrían considerar vuelos cuya duración rondan los 120 minutos aproximadamente.

No obstante, las prestaciones de estas baterías futuras son realmente prometedoras si se pretende hibridar la aeronave. Por ejemplo, en una aeronave de la misma familia que el A320neo, pero más pequeña, como el A318, se podría plantear una tecnología híbrida-eléctrica para vuelos de media-larga distancia de forma viable.

Los vuelos con el ATR 72 ofrecen perspectivas más prometedoras, especialmente en las rutas cortas interinsulares que se han estudiado. No obstante, aunque los resultados mejoran, la masa de las baterías necesarias sigue siendo significativa, oscilando entre 1500 kg y 3000 kg para alcanzar el peso máximo al despegue (MTOW) en el mejor escenario. Esto demuestra que, incluso en vuelos más cortos, la realización de un vuelo completamente eléctrico con esta aeronave sigue siendo un desafío.

En conclusión, el camino hacia la electrificación completa de la aviación regional presenta desafíos sustanciales, pero los avances en tecnologías de baterías, diseño de aeronaves, hibridación y propulsión eléctrica pueden allanar el camino para un futuro más sostenible en la industria aeroespacial.

3.5.4. Análisis del coste energético

Se ha llevado a cabo un análisis de viabilidad en términos energéticos de la aeronave totalmente eléctrica en la sección anterior. Ahora se presentará una breve evaluación desde la perspectiva de los costos. En primer lugar, resulta relevante comparar los costos vinculados al combustible (en el caso de una aeronave convencional) y a la energía eléctrica (para una aeronave propulsada eléctricamente) como enfoque inicial. Para este propósito, se han empleado los valores proporcionados por [58] relativos al precio del combustible y al costo del kilovatio-hora (KWh) en España. Además, para este análisis se tendrán en cuenta únicamente las baterías actuales de tecnología Li-S al ser la que mejor prestación ofrece. Los resultados obtenidos se presentan en las siguientes gráficas:

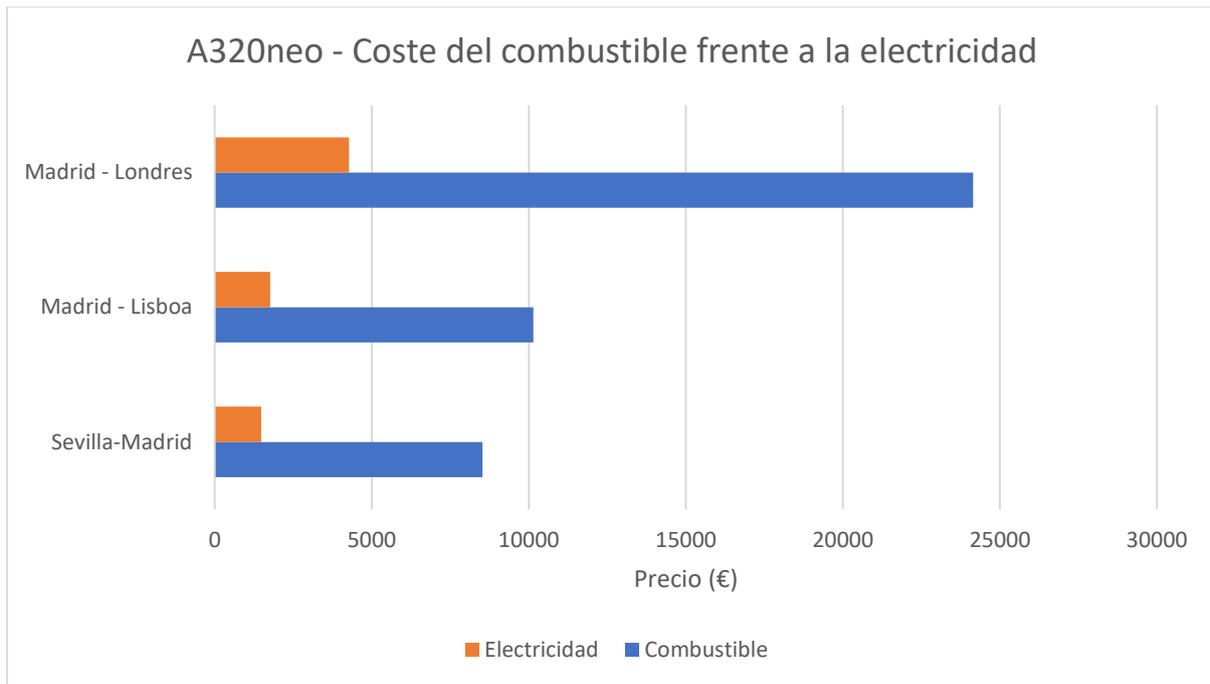


Figura 44: Comparación de costes entre combustible y electricidad para vuelos realizados por un A320neo

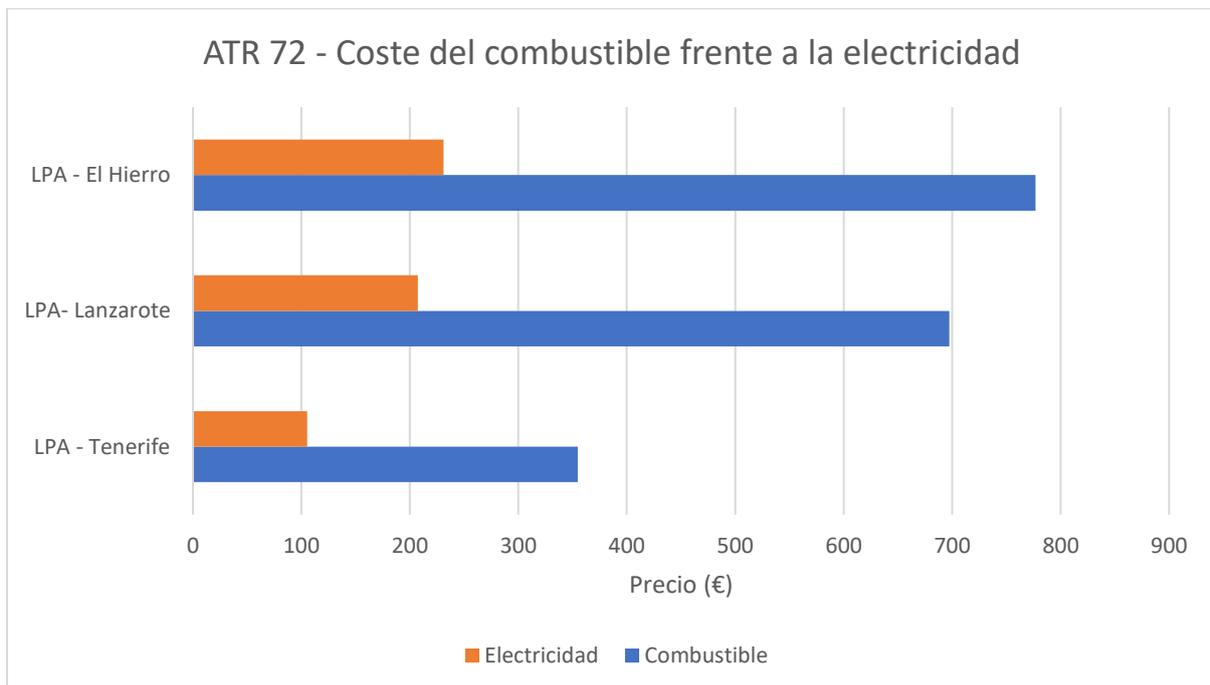


Figura 45: Comparación de costes entre combustible y electricidad para vuelos realizados por un ATR 72

En todos los escenarios analizados, se constata que el costo del combustible es muy superior, destacándose una diferencia significativa en el caso de rutas extensas o aeronaves de gran tamaño, como es el caso del A320neo en comparación del ATR 72. Esta disparidad en los costos de combustible supone un atractivo significativo para los operadores de aerolíneas, quienes, en el contexto actual de

una competencia global cada vez más intensa, considerarán con interés cualquier oportunidad para minimizar gastos.

En la industria aérea, donde la eficiencia operativa y la gestión de costos son cruciales para mantener la viabilidad económica, la perspectiva de utilizar tecnologías de propulsión eléctrica que ofrezcan ahorros sustanciales en combustible se convierte en un factor estratégico. En un escenario donde las aerolíneas compiten arduamente por cuotas de mercado y la fidelidad del cliente, la capacidad de reducir los costos operativos puede marcar la diferencia entre el éxito y el estancamiento.

En este contexto, la adopción de sistemas de propulsión eléctrica no solo se percibirá como una opción más ecológica, sino también como una estrategia comercial inteligente. Los operadores de aerolíneas que logren implementar tecnologías más eficientes desde el punto de vista energético y económico podrán ofrecer tarifas competitivas, lo que les proporcionará una ventaja crucial en la batalla por atraer a los pasajeros y ganar cuota de mercado.

Nótese que no se han considerado para este análisis las baterías con tecnología futura ya que no podemos calcular con precisión los costos económicos asociados con el consumo de energía en los próximos años, tanto por combustibles fósiles como por electricidad. No obstante, sí es plausible realizar estimaciones considerando las tendencias emergentes. Si el mundo opta por una transición hacia fuentes de energía más ecológicas, como las renovables y la energía nuclear, en detrimento de los combustibles fósiles, es probable que veamos una dinámica cambiante en los costos relativos de estas dos formas de energía.

En este escenario de transición ecológica, donde las fuentes de energía limpia se vuelven dominantes, la demanda de combustibles fósiles podría disminuir, llevando consigo posibles aumentos en sus costos. A medida que la sociedad se orienta hacia fuentes más sostenibles y se aleja de los recursos no renovables, es concebible que la producción y distribución de combustibles fósiles se vuelva más onerosa, contribuyendo a un aumento en el precio final de la energía derivada de estos.

Por otro lado, las fuentes de energía renovable y nuclear, al depender de recursos naturales abundantes y con menor impacto ambiental, podrían experimentar una mayor eficiencia y reducción de costos a medida que avanzan las tecnologías asociadas. Esto podría resultar en una electricidad más asequible y competitiva en comparación con los combustibles fósiles. Por tanto, las diferencias de costes que se han obtenido en las anteriores gráficas podrían hacerse aún más notables en los próximos años.

3.6. Alternativas a la propulsión eléctrica

Después de analizar en detalle la propulsión eléctrica, se abordarán brevemente otras alternativas que podrían ofrecer ventajas operativas y medioambientales adicionales. Nos enfocaremos especialmente en el Sustainable Aviation Fuel (SAF) y en el motor de hidrógeno, teniendo como objetivo proporcionar una visión integral de las alternativas disponibles en la propulsión aérea, considerando los beneficios tangibles para la industria y la experiencia del pasajero.

3.6.1. SAF

Una opción prometedora para reducir gradualmente las emisiones atmosféricas consiste en el uso de combustibles sostenibles para la aviación, comúnmente conocidos como SAF. Diversas instituciones, incluida la Coalición Internacional para la Aviación Sostenible (ICSA), respaldan esta afirmación y estiman que estos combustibles tienen el potencial de reducir las emisiones hasta en un 80% según el cálculo del ciclo de vida completo. Además, se señala el riesgo de considerar combustibles fósiles alternativos que ofrecen escasas o nulas mejoras en el balance de emisiones como opciones de combustibles alternativos para la aviación. [59]

La OACI establece los criterios que debe cumplir un combustible alternativo para aviación para ser considerado como SAF. Estos requisitos son los siguientes [60]:

- 1) Lograr una reducción neta de las emisiones de gases de efecto invernadero al realizar el cálculo del ciclo de vida.
- 2) Respetar las áreas de gran importancia para la biodiversidad, conservación y beneficios para las poblaciones de los ecosistemas, de acuerdo con las regulaciones nacionales e internacionales.
- 3) Contribuir al desarrollo socioeconómico local y evitar competir con alimentos y agua.

Adicionalmente, la ICSA clasifica los combustibles renovables en dos categorías: biocombustibles y combustibles PtL (Power-to-Liquids), dependiendo de si su origen es biológico o completamente sintético. Esta clasificación no carece de importancia, ya que destaca uno de los inconvenientes de los biocombustibles: la posible competencia de las materias primas utilizadas con otros propósitos.

En la comparación entre Sustainable Aviation Fuel (SAF) sintético y SAF biocombustible, surgen notables ventajas e inconvenientes. El SAF sintético, al no competir por los cultivos, evita conflictos con la producción alimentaria y presenta menores emisiones directas e indirectas en comparación con su contraparte biocombustible. Además, ofrece sinergias potenciales con el sector del hidrógeno y se integra eficientemente en los canales de distribución existentes para combustibles de aviación, simplificando su implementación. Sin embargo, la necesidad de certificar el origen de la energía utilizada en su producción y la posibilidad de competencia por recursos críticos como agua y tierra son problemas por considerar. Finalmente, hay que añadir que el SAF sintético aún no ha alcanzado una escala comercial significativa, lo que podría afectar su competitividad.

Por otro lado, el SAF biocombustible, al depender de materias primas biológicas, plantea la cuestión de la competencia con los cultivos destinados a la alimentación y podría enfrentar limitaciones en su capacidad de reducir emisiones. Aunque ha sido ampliamente utilizado, su disponibilidad y escalabilidad también pueden ser obstáculos. La elección entre estas opciones debe ser cuidadosa,

considerando cómo se alinean con los objetivos de sostenibilidad y las condiciones específicas de la industria de la aviación.

3.6.2. Motor de hidrógeno.

El motor de hidrógeno en aviación representa una innovadora alternativa a los sistemas de propulsión convencionales. Utilizando hidrógeno como combustible, este motor opera mediante reacciones electroquímicas, generando energía sin emisiones contaminantes, a diferencia de los motores tradicionales. Destacado por su potencial para reducir significativamente las emisiones de gases de efecto invernadero, el motor de hidrógeno se erige como una solución clave para impulsar la aviación comercial hacia un futuro más limpio y sostenible.

Actualmente, se disponen principalmente de dos opciones para llevar a cabo esta transición: el motor de hidrógeno y la pila de hidrógeno. En la primera opción, que parece a priori más directa, el combustible fósil es reemplazado por hidrógeno puro (realizando por supuesto los cambios que sean necesarios en los motores). En la segunda opción, de forma similar a las baterías, las pilas de hidrógeno ejercen como transformadores de la energía que tienen almacenada en forma de moléculas de hidrógeno en electricidad mediante una reacción electroquímica, generando agua y calor como subproductos.

No obstante, para poder materializar cualquiera de las dos opciones es necesario desarrollar soluciones a las siguientes barreras tecnológicas a las que se enfrenta actualmente la propulsión mediante el hidrógeno. En el caso de las pilas de combustible, se busca mejorar la densidad energética hasta alcanzar valores de 1.5-2 KW/kg, con un diseño que logre eficiencias del orden del 55-60%. Además, para sistemas de potencias superiores al MW, se necesita optimizar el sistema de refrigeración y los intercambiadores de calor, así como integrar sistemas de baterías para equilibrar el flujo de energía al motor eléctrico. En cuanto a los motores de hidrógeno, se busca una mayor optimización del quemado para reducir las emisiones de NOx y abordar la alta velocidad de llama.

Por último, hay que considerar también los desafíos técnicos que presentan los tanques donde se almacenará a bordo el hidrógeno. Por ejemplo, existe una necesidad de reducir la masa del tanque en un 50% aproximadamente, considerando que el hidrógeno líquido requiere cuatro veces más volumen que el queroseno, impactando así en la configuración del avión, su aerodinámica y carga de pago. Además, se deben abordar problemas relacionados con el material del tanque, el aislamiento para evitar la sublimación del combustible y posibles reacciones exotérmicas, así como la necesidad de mejorar la vida a fatiga frente a cambios abruptos de presión y temperatura. [59]

4. Conclusiones.

La electrificación de aeronaves emerge como una solución al desafío medioambiental al que se enfrenta el sector comercial de la aviación debido a las altas emisiones contaminantes de las que es responsable. Además, la optimización del consumo de energía al contar con una flota de aviones equipados con un mayor número de sistemas eléctricos podría significar una mejora significativa en la rentabilidad económica de las aerolíneas, aspecto crucial en el actual contexto de crisis económica derivada de la pandemia de la Covid-19, especialmente grave en el sector aeronáutico.

No obstante, para lograr este avance, la industria aeronáutica se enfrenta a diversas barreras tecnológicas actuales en su intento de electrificar las aeronaves. Las estrictas restricciones de certificación en las aeronaves, que limitarán el desarrollo de nuevos motores eléctricos, además del problema de los sistemas de almacenamiento de energía eléctrica, son un gran desafío a superar en los próximos años de desarrollo, al menos, poder hibridar con éxito las aeronaves.

Las baterías se perfilan como la mejor solución actual para el almacenamiento de energía eléctrica a bordo, ya que pueden proporcionar energía sin emisiones directas de carbono. Sin embargo, es crucial mejorar la eficiencia y la capacidad de almacenamiento para que un avión híbrido o eléctrico pueda competir con las aeronaves convencionales en términos de alcance y velocidad. En la actualidad, las baterías presentan limitaciones en capacidad y peso, e incluso con la tecnología de baterías más avanzada, la densidad energética sigue siendo inferior al 25% de la densidad energética del queroseno. El desarrollo futuro de nuevas baterías en las próximas décadas podría ofrecer resultados prometedores. Además, otras tecnologías de almacenamiento de energía, como los supercondensadores o las baterías sólidas, también se encuentran en fase de desarrollo.

Por otra parte, la era de la aviación eléctrica ha suscitado un creciente interés en la investigación y desarrollo de diseños de fuselajes más eficientes, con un enfoque en mejorar la eficiencia, reducir el peso y ahorrar energía durante los vuelos. Este enfoque impactará significativamente en el diseño, certificación y operación de aeronaves en el futuro. Dentro de las propuestas futuristas de líderes de la industria como Airbus y la NASA, destacan dos conceptos avanzados de propulsión aérea: la Propulsión Distribuida (DP) y la Ingestión de la Capa Límite (BLI). A pesar de los desafíos tecnológicos asociados con la distorsión del flujo de aire, la NASA Glenn está llevando a cabo ensayos de un nuevo propulsor basado en las tecnologías BLI y DP, que muestra prometedores avances en esta área. Sin embargo, aún quedan muchos años de desarrollo e investigación por delante para poder ver una aeronave de este tipo en acción.

La propulsión eléctrica se posiciona como un enfoque crucial para reducir las emisiones en la industria aeronáutica, aunque enfrenta desafíos técnicos y logísticos significativos. La transición hacia aviones eléctricos plantea preocupaciones sobre la demanda creciente de litio y sus posibles impactos en la cadena de suministro, especialmente en términos de presión sobre comunidades y ecosistemas locales. Se destaca la necesidad de cuantificar y mitigar estos impactos, especialmente dado el aumento proyectado de la demanda de litio.

Además, el proceso de fabricación de baterías también presenta desafíos, como la pérdida de materiales y la complejidad que lleva a la producción de baterías "defectuosas". Esto implica un aumento en los residuos y en la demanda de materiales, subrayando la importancia de esfuerzos adicionales para reducir estos desperdicios.

Es crucial resaltar que el objetivo de reducir la huella de carbono emitida por la aviación comercial debe alcanzarse sin perjudicar el medio ambiente en la consecución de dicho propósito. Esta aparente contradicción, aunque evidente, suele ser pasada por alto en diversas instancias al abordar este tema, lo cual podría tener consecuencias perjudiciales para el bienestar de nuestro planeta. Por esta razón, resulta fundamental que todos los actores involucrados en la transición hacia la propulsión eléctrica, como fabricantes, aerolíneas y autoridades, se comprometan a llevar a cabo este cambio de manera ética y responsable. Es imperativo evitar ceder ante presiones de grupos que, en nombre del ecologismo, ignoran los efectos adversos que podría tener una transición hacia la propulsión eléctrica llevada a cabo de manera irresponsable, tanto en términos sociales, económicos como ambientales.

Finalmente, se han examinado los requisitos energéticos de los vuelos totalmente eléctricos de dos modelos de aeronaves para distintos tipos de ruta de corta-media distancia. El estudio calcula la energía requerida para cada trayecto y analiza las masas de baterías necesarias, proporcionando una visión integral de los aspectos energéticos. Se incluye un breve estudio económico para explorar las implicaciones financieras de la implementación de vuelos totalmente eléctricos en las rutas consideradas.

El análisis de las baterías indica que las de ion de litio (Li-Ion) tienen desempeño insatisfactorio, siendo históricamente las más utilizadas en la aviación. Las de zinc-aire (Zn-Aire) presentan mejoras, aunque insuficientes. Todo indica a que la tecnología más viable y prometedora para llevar a cabo vuelos, al menos parcialmente, eléctricos parece ser la de litio-sulfuro (Li-S). No obstante, en estos análisis se toma como hipótesis que todo el vuelo se realiza en crucero obviando la fase de despegue y ascenso, que son las más exigentes energéticamente. Si se realizara un cálculo detallado del vuelo completo, añadiendo las fases de despegue, ascenso y descenso, se demostraría que con la tecnología de baterías actual no se podría llevar a cabo un vuelo totalmente eléctrico aunque fuese mediante una aeronave de poco tamaño como un ATR 72. Sin embargo, si contamos en el futuro, teóricamente, con unas baterías de gran energía específica, se podrían plantear vuelos — al menos — parcialmente eléctricos para aviones de bajo y mediano tamaño.

Aunque realmente para hacer viable un vuelo eléctrico se necesitaría reducir el peso mediante cambios en la carga útil o la estructura del avión. Las opciones actuales afectarían negativamente al rendimiento económico. La viabilidad real requeriría el diseño desde cero de nuevas aeronaves con tecnologías modernas y nuevos diseños, aunque la opción más prometedora realmente sigue siendo la hibridación eléctrica, donde las carencias tecnológicas de la propulsión eléctrica se vean compensadas con la potencia que proporciona la propulsión convencional. De esta forma, se solventarían los problemas de capacidad tecnológica que ofrece actualmente y a medio plazo la propulsión eléctrica, además de reducir notablemente las emisiones contaminantes que se producen actualmente.

La investigación sobre propulsión eléctrica en aviones comerciales ha alcanzado un estado avanzado, pero diversas áreas ofrecen oportunidades para una comprensión más profunda y un desarrollo continuo. A continuación, se detallan algunas líneas futuras de estudio que podrían enriquecer el campo:

- Impacto en la certificación de la propulsión eléctrica: la certificación de sistemas de propulsión eléctrica es crucial para la aceptación generalizada en la industria aeronáutica. Se requiere una investigación exhaustiva sobre los criterios y estándares de certificación, evaluando cómo

la transición a la propulsión eléctrica afecta los procesos regulatorios y de seguridad.

- Tipos de motores eléctricos y desarrollos actuales: una mayor exploración de los diversos tipos de motores eléctricos, como motores de inducción, motores sincrónicos y otros, permitiría comprender mejor sus aplicaciones específicas en la aviación. Investigar las líneas de desarrollo actuales y futuras en la tecnología de motores eléctricos sería esencial para optimizar la eficiencia y el rendimiento.
- Perfeccionamiento de cálculos de demanda energética: los cálculos de demanda energética deben evolucionar para abarcar todas las fases de vuelo, incluyendo despegue, ascenso y descenso. Un análisis detallado de cómo la propulsión eléctrica influye en cada etapa operativa permitiría una evaluación más precisa de la eficiencia y las necesidades energéticas en diferentes situaciones de vuelo.
- Alternativas como combustibles sintéticos e hidrógeno: la investigación debería expandirse para incluir alternativas a las baterías, como el uso de combustibles sintéticos y el hidrógeno como propulsores. Evaluar la viabilidad técnica y medioambiental de estas opciones proporcionaría un panorama más completo de las posibles soluciones en la transición hacia una aviación más sostenible.
- Infraestructuras en aeropuertos para intercambio y recarga: el estudio de las infraestructuras necesarias en los aeropuertos para facilitar el intercambio y recarga eficiente de baterías es esencial. Esto incluye investigar tecnologías de recarga rápida, sistemas de gestión de energía y la adaptación de las instalaciones existentes para acomodar la nueva generación de aeronaves eléctricas.
- Sistemas de recuperación de energía cinética: explorar la implementación de sistemas eléctricos de recuperación de energía cinética, como el Kinetic Energy Recovery System (KERS) utilizado en vehículos terrestres, en aviones comerciales. Este enfoque puede mejorar significativamente la eficiencia energética durante el ciclo de vuelo y reducir la dependencia exclusiva de la energía almacenada en baterías.

Bibliografía

- [1] Gregg G. Fleming, *Environmental Trends in Aviation to 2050*, 2016. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [2] Brandon Graver, *Polishing My Crystall Ball: Airline Traffic in 2050*, 2022. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [3] EASA: European Union Aviation Safety Agency, *Emissions from a typical two-engine jet aircraft during 1-hour flight with 150 passengers*. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [4] Lucjan Setlak and Emil Ruda, Review, *Analysis and Simulation of Advanced Technology Solutions of Selected Components in Power Electronics Systems (PES) of More Electric Aircraft*, 2015. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [5] Engineering National Academies of Sciences and Medicine, *Commercial aircraft propulsion and energy systems research: Reducing global carbon emissions*, 2016. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [6] Bright Appiah Adu-Gyamfi and Clara Good, *Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies*, 2022. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [7] A.H. Epstein and S.M. O'Flarity, *Considerations for reducing aviation's CO2 with aircraft electric propulsion*, *J. Propulsion and Power*, 2019. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [8] J. Welstead and J.L. Felder, *Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion*, 2016. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [9] R. Hiserote and F. Harmon, *Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems*. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [10] R. Glassock, M. Galea, W. Williams, T. Glesk, *Hybrid electric aircraft propulsion case study for skydiving mission*, 2017. Fecha de consulta: 15 de septiembre de 2023.
- [11] M. Voskuijl, J. van Bogaert, A.G. Rao, *Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft*, 2018. Fecha de consulta: 18 de septiembre de 2023.
- [12] G.M. Bravo, N. Praliyev, Á. Veress, *Performance analysis of hybrid electric and distributed propulsion system applied on a light aircraft*, 2021. Fecha de consulta: 18 de septiembre de 2023.
- [13] Diamond Aircraft, *Diamond Aircraft proudly presents the world's first serial hybrid electric aircraft DA36 E-Star*, 2011. Fecha de consulta: 18 de septiembre de 2023.
- [14] M.C. Cameretti, A. Del Pizzo, L.P. Di Noia, M. Ferrara, C. Pascarella, *Modeling and investigation of a turboprop hybrid electric propulsion system*, 2018. Fecha de consulta: 18 de septiembre de 2023.
- [15] ICAO, *Electric and hybrid aircraft platform for innovation*. Fecha de consulta: 18 de septiembre de 2023.
- [16] Beta Technologies, *ALIA-250*. Fecha de consulta: 25 de septiembre de 2023.
- [17] Eviation, *Alice: Pure electric*. Fecha de consulta: 25 de septiembre de 2023.

- [18] Lillium, *Introducing the first electric vertical take-off and landing jet*. Fecha de consulta: 25 de septiembre de 2023.
- [19] V. Lvovich and J. Lawson, *Integrated Computational-Experimental Development of Lithium-Air Batteries for Electric Aircraft*, NASA, 2019. Fecha de consulta: 25 de septiembre de 2023.
- [20] M.D. Moore, *Misconceptions of Electric Aircraft and their Emerging Aviation Markets*. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [21] 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. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [22] Andras Nagy, *Electric aircraft - present and future*, 2019. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [23] Ingeniero marino, *Baterías li-s y supercondensadores*. Fecha de consulta: 05 de octubre de 2023. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [24] Motorpasion, *Las baterías de estado sólido: el santo grial del coche eléctrico y los retos que enfrenta*, 2020. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [25] Ralph H. Jansen and Timothy P. Dever, *G2 Flywheel Module Design*, NASA, 2006. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [26] C.A. Luongo, *Next generation more-electric aircraft: a potential application for hts superconductors*, 2009. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [27] J. Hoelzen, *Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft*, 2018. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [28] K. Sivasubramaniam, *Development of a high speed HTS generator for airborne applications*, 2009. Fecha de consulta: 12 de octubre de 2023.
- [29] F. Grilli, *Superconducting motors for aircraft propulsión: the advanced superconducting motor experimental demonstrator Project*, 2020. Fecha de consulta: 19 de octubre de 2023.
- [30] K. Wang, Z. Zhou, Z. Fan and J. Guo, *Aerodynamic design of tractor propeller for high-performance distributed electric propulsion aircraft*, 2021. Fecha de consulta: 19 de octubre de 2023.
- [31] Allard Beutel, *NASA Electric Research Plane Gets X Number*, 2016. Fecha de consulta: 19 de octubre de 2023.
- [32] NASA. Fecha de consulta: 19 de octubre de 2023.
- [33] Airbus, *Imagine travelling in this blended wing body aircraft*, 2020. Fecha de consulta: 19 de octubre de 2023.
- [34] Kathryn Kafantaris, *Boundary Layer Ingestion Propulsion*, NASA Glenn Research Center, 2023. Fecha de consulta: 19 de octubre de 2023.

- [35] Green Car Congress, *EADS demonstrating electric and hybrid aviation propulsion; innovative distributed propulsion series hybrid*, 2013. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [36] EASA. *EASA's type certification of a fully electric aircraft*. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [37] Ivan Buira Scholten. *Análisis de viabilidad de las aeronaves híbridas/eléctricas*. Universitat Autònoma de Barcelona. 2020. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [38] Chen-Glasser M and DeCaluwe SC, *A review on the socioenvironmental impacts of lithium supply for electric aircraft*, 2022. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [39] Hersh, E. S. *Latin America's diverse lithium opportunity and a sustainable energy future*. Golden, CO: *The Payne Institute for Public Policy*. 2019. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [40] Stamp, A., Lang, D. J., and Wager, P. A. *Environmental impacts of a transition toward e-mobility: The present and future role of lithium carbonate production*. 2012. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [41] U.S. Geological Survey. *Mineral commodity summaries 2022 – lithium*. 2022. Fecha de consulta: 29 de octubre de 2023. Fecha de consulta: 28 de octubre de 2023.
- [42] Damián Rivas Rivas. *Apuntes de mecánica del vuelo y operaciones del vuelo*. Universidad de Sevilla. Fecha de consulta: 11 de noviembre de 2023.
- [43] Sergio Esteban Roncero, Francisco Gavilán Jiménez. *Apuntes de Mecánica del Vuelo del Avión*. Universidad de Sevilla. 2009. Fecha de consulta: 11 de noviembre de 2023.
- [44] AIRBUS Aircraft. *A320neo: The most successful commercial aircraft family ever*. Fecha de consulta: 11 de noviembre de 2023.
- [45] SURAIR. *Manual de operaciones A320neo*. Fecha de consulta: 12 de noviembre de 2023.
- [46] David Kalwar. *Integration of turbofan engines into the preliminary design of a high-capacity short-and medium-haul passenger aircraft and fuel efficiency analysis with a further developed parametric aircraft design software*. 2015. Fecha de consulta: 12 de noviembre de 2023.
- [47] ATR. *ATR 72-600 The most fuel efficient regional aircraft*. Fecha de consulta: 18 de noviembre de 2023.
- [48] Departamento de Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata. Fecha de consulta: 25 de noviembre de 2023.
- [49] Air Tahiti. *Voler sur un ATR Air Tahiti*. Fecha de consulta: 26 de noviembre de 2023.
- [50] Kevin Richard Antcliff. *Investigation of the Impact of Turboprop Propulsion on Fuel Efficiency and Economic Feasibility*. 2014. Fecha de consulta: 26 de noviembre de 2023.
- [51] Diariomotor.com, *Baterías de coches eléctricos e híbridos, hoy [estado de la tecnología del automóvil]*. 2012. Fecha de consulta: 29 de noviembre de 2023.

[52] Lahiru Sajith Wickramaratne and Dr S.D Rasika Perera, *Battery thermal management system*. 2017. Fecha de consulta: 29 de noviembre de 2023.

[53] 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. Fecha de consulta: 29 de noviembre de 2023.

[54] Derek Moy and S. R. Narayanan, *J. Electrochem: Mixed Conduction Membranes Suppress the Polysulfide Shuttle in Lithium-Sulfur Batteries*. 2017. Fecha de consulta: 30 de noviembre de 2023.

[55] Mihaela Florentina Niță. Department of Automotive and Aeronautical Engineering. *Aircraft Design Studies Based on the ATR 72*. 2008. Fecha de consulta: 30 de noviembre de 2023.

[56] Barnes McCormack. *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. 1995. Fecha de consulta: 05 de diciembre de 2023.

[57] Mithun Abdul Sathar Eqbal, Nuwantha Fernando, Matthew Marino and Graham Wild. *Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems*. 2018. Fecha de consulta: 02 de enero de 2023.

[58] Red Eléctrica. *Precio medio final: Información elaborada con datos provisionales a enero del 2023*. Fecha de consulta: 21 de diciembre de 2023.

[59] Pelayo Menéndez Rodríguez. *Estudio y modelo de las cadenas productivas de hidrógeno y SAF en la futura aviación sostenible*. 2021. Fecha de consulta: 02 de enero de 2023.

[60] OACI. *“Resolución adaptadas por la Asamblea. 40º periodo de sesiones” de Resolución A40-19*. 2019. Fecha de consulta: 02 de enero de 2023.

Anexo: Código de Python

```

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
import math
from sympy import *

### DEFINICIÓN DE FUNCIONES

def fuel_turbofan (rendprop, mi, xf, ce, CD0, k, h, S, V):
    #Cálculo de La densidad
    rho0=1.225
    theta0=288.15
    alphaT=6.5*10**(-3)
    Ra=287.05
    g=9.80665
    rho=rho0*(1-((alphaT*h)/theta0))**((g/(Ra*alphaT)-1))

    # Cálculo de CL (coeficiente de sustentación)
    CL= (2*mi*g)/(rho*(V**2)*S)

    # Cálculo de CD (coeficiente de resistencia aerodinámica)
    CD = CD0 + k*CL**2

    #Ecuación del rango y resolución
    A = rendprop*(1/ce)*math.sqrt((2*CL)/((CD**2)*g*rho*S))
    m2 = (math.sqrt(mi)-xf/A)**2
    mfuel = mi-m2

    return mfuel

def fuel_helice (mi, xf, rendprop, ce, CD0, k, h, S, V):
    #Cálculo de La densidad
    rho0=1.225
    theta0=288.15
    alphaT=6.5*10**(-3)
    Ra=287.05
    g=9.80665
    rho=rho0*(1-((alphaT*h)/theta0))**((g/(Ra*alphaT)-1))

    # Cálculo de CL (coeficiente de sustentación)
    CL= (2*mi*g)/(rho*(V**2)*S)

    # Cálculo de CD (coeficiente de resistencia aerodinámica)
    CD = CD0 + k*CL**2

    # Cálculo del consumo específico por unidad de potencia cp
    cp = (ce*rendprop)/V

    #Ecuación del rango y resolución
    B = (rendprop*CL)/(g*cp*CD)
    m2 = mi / math.exp(xf/B)
    mfuel = mi - m2

```

```

    return mfuel

def densidad(h):
    #Cálculo de la densidad
    rho0=1.225
    theta0=288.15
    alphaT=6.5*10**(-3)
    Ra=287.05
    g=9.80665
    rho=rho0*(1-((alphaT*h)/theta0))**((g/(Ra*alphaT)-1))
    return rho

def tiempo_vuelo (xf, V):
    t=xf/V
    return t

### CÁLCULOS A320neo
# Masa de combustible quemado
masa_sevilla = fuel_turbofan (0.75, 77021, 431367.84, 15.25*10**(-6),
0.02, 0.034, 11000, 122.6, 268)
print (masa_sevilla)
masa_lisboa = fuel_turbofan (0.75, 77021, 514096.68, 15.25*10**(-6), 0.02,
0.034, 11000, 122.6, 268)
print (masa_lisboa)
masa_londres = fuel_turbofan (0.75, 77021, 1243525.4, 15.25*10**(-6),
0.02, 0.034, 11000, 122.6, 268)
print (masa_londres)

2862.8556130942743
3405.7053134079615
8105.760630059958

tiempo_sevilla = tiempo_vuelo(431367.84, 268)
print(tiempo_sevilla)
tiempo_lisboa = tiempo_vuelo(514096.08, 268)
print(tiempo_lisboa)
tiempo_londres = tiempo_vuelo(1243525.4, 268)
print(tiempo_londres)

1609.5814925373136
1918.2689552238808
4640.020149253731

# Función para calcular La energía consumida
def energia(masa, poder_calorifico, tiempo):
    energia = masa * poder_calorifico
    energiaMWh=energia*10**(-6)
    return (energiaMWh)

# Balance energético del A320neo
en_sev = energia(masa_sevilla, 12.19*10**3, tiempo_sevilla)
print (en_sev)
en_lis = energia(masa_lisboa, 12.19*10**3, tiempo_lisboa)

```

```

print(en_lis)
en_lon = energia(masa_londres, 12.19*10**3, tiempo_londres)
print(en_lon)

34.8982099236192
41.51554777044305
98.80922208043089

### CÁLCULOS ATR 72
# Masa de combustible quemado
masa_tenerife = fuel_helice(23000, 109360.6, 0.86, 12.5*10**(-6), 0.02,
0.034, 6000, 61, 141.4)
print(masa_tenerife)
masa_lanzarote = fuel_helice(23000, 215554.28, 0.86, 12.5*10**(-6), 0.02,
0.034, 6000, 61, 141.4)
print(masa_lanzarote)
masa_elhierro = fuel_helice(23000, 240278.48, 0.86, 12.5*10**(-6), 0.02,
0.034, 6000, 61, 141.4)
print(masa_elhierro)

119.04289286862331
234.04881726700478
260.74163434123693

tiempo_tenerife = tiempo_vuelo(109360.6, 141.4)
print(tiempo_tenerife)
tiempo_lanzarote = tiempo_vuelo(215554.28, 141.4)
print(tiempo_lanzarote)
tiempo_elhierro = tiempo_vuelo(240278.48, 141.4)
print(tiempo_elhierro)

773.4130127298445
1524.429137199434
1699.282036775106

densidad_6000m=densidad(6000)
print (densidad_6000m)

0.6596917477299108

a = 875/(0.6596*math.pi*((3.93**2)/4))
print(a)

109.35846959917457

en_ten = energia(masa_tenerife, 12.19*10**3, tiempo_tenerife)
print (en_ten)
en_lan = energia(masa_lanzarote, 12.19*10**3, tiempo_lanzarote)
print(en_lan)
en_hie = energia(masa_elhierro, 12.19*10**3, tiempo_elhierro)
print(en_hie)

1.4511328640685182
2.8530550824847882
3.178440522619678

```

```

def masa_baterias (mi, xf, rendbat, cbat, CD0, k, h, S, V):
    #Cálculo de La densidad
    rho0=1.225
    theta0=288.15
    alphaT=6.5*10**(-3)
    Ra=287.05
    g=9.80665
    rho=rho0*(1-((alphaT*h)/theta0))**((g/(Ra*alphaT)-1))

    # Cálculo de CL (coeficiente de sustentación)
    CL= (2*mi*g)/(rho*(V**2)*S)

    # Cálculo de CD (coeficiente de resistencia aerodinámica)
    CD = CD0 + k*CL**2

    # Pasar de Wh/kg a J/kg
    cbat = cbat*3600

    # Ecuación del rango y resolución
    C = (rendbat*cbat*CL)/(g*CD)
    mbat = (xf*mi)/C
    return mbat

### Calculos con baterías para A320neo con tecnología ACTUAL
# Madrid - Sevilla
masa_li_ion_sev=masa_baterias(77021, 431370, 0.73, 250, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_zn_air_sev=masa_baterias(77021, 431270, 0.73, 500, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_li_s_sev=masa_baterias(77021, 431270, 0.73, 1250, 0.02, 0.034, 11000,
122.6, 268)
print(masa_li_ion_sev)
print(masa_zn_air_sev)
print(masa_li_s_sev)

28988.488494318604
14490.88419795626
5796.353679182505

# Madrid - Lisboa
masa_li_ion_lis=masa_baterias(77021, 514090, 0.73, 250, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_zn_air_lis=masa_baterias(77021, 514090, 0.73, 500, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_li_s_lis=masa_baterias(77021, 514090, 0.73, 1250, 0.02, 0.034, 11000,
122.6, 268)
print(masa_li_ion_lis)
print(masa_zn_air_lis)
print(masa_li_s_lis)

34547.35389583015
17273.676947915075
6909.47077916603

```

```
# Madrid - Londres
masa_li_ion_lon=masa_baterias(77021, 1243530, 0.73, 250, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_zn_air_lon=masa_baterias(77021, 1243530, 0.73, 500, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_li_s_lon=masa_baterias(77021, 1243530, 0.73, 1250, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
print(masa_li_ion_lon)
print(masa_zn_air_lon)
print(masa_li_s_lon)

83566.43970915923
41783.21985457961
16713.287941831848

### Calculos con baterías para A320neo con tecnología FUTURA
# Madrid - Sevilla
masa_li_ion_sev_fut=masa_baterias(77021, 431370, 0.73, 390, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_zn_air_sev_fut=masa_baterias(77021, 431270, 0.73, 1090, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_li_s_sev_fut=masa_baterias(77021, 431270, 0.73, 2570, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
print(masa_li_ion_sev_fut)
print(masa_zn_air_sev_fut)
print(masa_li_s_sev_fut)

18582.364419435005
6647.194586218468
2819.2381708086114

# Madrid - Lisboa
masa_li_ion_lis_fut=masa_baterias(77021, 514090, 0.73, 390, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_zn_air_lis_fut=masa_baterias(77021, 514090, 0.73, 1090, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_li_s_lis_fut=masa_baterias(77021, 514090, 0.73, 2570, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
print(masa_li_ion_lis_fut)
print(masa_zn_air_lis_fut)
print(masa_li_s_lis_fut)

22145.7396768142
7923.705021979392
3360.6375385048786

# Madrid - Londres
masa_li_ion_lon_fut=masa_baterias(77021, 1243530, 0.73, 390, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_zn_air_lon_fut=masa_baterias(77021, 1243530, 0.73, 1090, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
masa_li_s_lon_fut=masa_baterias(77021, 1243530, 0.73, 2570, 0.02, 0.034,
11000, 122.6, 268)
print(masa_li_ion_lon_fut)
```

```
print(masa_zn_air_lon_fut)
print(masa_li_s_lon_fut)

53568.23058279438
19166.614612192483
8129.031100112766

### Cálculos con baterías ATR 72 con tecnología ACTUAL
# Las Palmas - Tenerife
masa_li_ion_ten=masa_baterias(23000, 109360, 0.73, 250, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
masa_zn_air_ten=masa_baterias(23000, 109360, 0.73, 500, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
masa_li_s_ten=masa_baterias(23000, 109360, 0.73, 1250, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
print(masa_li_ion_ten)
print(masa_zn_air_ten)
print(masa_li_s_ten)

2054.9509190794943
1027.4754595397471
410.9901838158989

# Las Palmas - Lanzarote
masa_li_ion_lan=masa_baterias(23000, 215550, 0.73, 250, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
masa_zn_air_lan=masa_baterias(23000, 215550, 0.73, 500, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
masa_li_s_lan=masa_baterias(23000, 215550, 0.73, 1250, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
print(masa_li_ion_lan)
print(masa_zn_air_lan)
print(masa_li_s_lan)

4050.33532011325
2025.167660056625
810.06706402265

# Las Palmas - El Hierro
masa_li_ion_hie=masa_baterias(23000, 240280, 0.73, 250, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
masa_zn_air_hie=masa_baterias(23000, 240280, 0.73, 500, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
masa_li_s_hie=masa_baterias(23000, 240280, 0.73, 1250, 0.02, 0.034, 6000,
61, 141.4)
print(masa_li_ion_hie)
print(masa_zn_air_hie)
print(masa_li_s_hie)

4515.0293236688085
2257.5146618344043
903.0058647337617

### Cálculos con baterías ATR 72 con tecnología FUTURA
# Las Palmas - Tenerife
```

```

masa_li_ion_ten_fut=masa_baterias(23000, 109360, 0.73, 390, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
masa_zn_air_ten_fut=masa_baterias(23000, 109360, 0.73, 1090, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
masa_li_s_ten_fut=masa_baterias(23000, 109360, 0.73, 2570, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
print(masa_li_ion_ten_fut)
print(masa_zn_air_ten_fut)
print(masa_li_s_ten_fut)

```

```

1317.2762301791631
471.3190181374987
199.89794932679905

```

```
# Las Palmas - Lanzarote
```

```

masa_li_ion_lan_fut=masa_baterias(23000, 215550, 0.73, 390, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
masa_zn_air_lan_fut=masa_baterias(23000, 215550, 0.73, 1090, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
masa_li_s_lan_fut=masa_baterias(23000, 215550, 0.73, 2570, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
print(masa_li_ion_lan_fut)
print(masa_zn_air_lan_fut)
print(masa_li_s_lan_fut)

```

```

2596.368794944391
928.9759908516628
394.00149028339

```

```
# Las Palmas - El Hierro
```

```

masa_li_ion_hie_fut=masa_baterias(23000, 240280, 0.73, 390, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
masa_zn_air_hie_fut=masa_baterias(23000, 240280, 0.73, 1090, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
masa_li_s_hie_fut=masa_baterias(23000, 240280, 0.73, 2570, 0.02, 0.034,
6000, 61, 141.4)
print(masa_li_ion_hie_fut)
print(masa_zn_air_hie_fut)
print(masa_li_s_hie_fut)

```

```

2894.2495664543644
1035.5571843277085
439.205187127316

```

```
### COSTES (con T. ACTUAL, solo se considerarán Las baterías más  
### prometedoras, es decir, Las de Li-S)
```

```
## Combustible
```

```

precio_fuel = 2.979625 # €/kg
# Vuelos A320neo
coste_sev_fuel = masa_sevilla * precio_fuel
coste_lis_fuel = masa_lisboa * precio_fuel
coste_lon_fuel = masa_londres * precio_fuel
print(coste_sev_fuel)
print(coste_lis_fuel)

```

```
print(coste_lon_fuel)
# Vuelos ATR 72
coste_ten_fuel = masa_tenerife * precio_fuel
coste_lan_fuel = masa_lanzarote * precio_fuel
coste_hie_fuel = masa_elhierro * precio_fuel
print(coste_ten_fuel)
print(coste_lan_fuel)
print(coste_hie_fuel)

8530.236156166027
10147.724694463197
24152.1270173424
354.70317966367173
697.3777071491991
776.9122922240081

## Baterías
precio_luz_MWh = 204.79 # €/MWh
energia_especifica_li_s = 0.00125 #MWh/kg, tecnologia actual
precio_luz = precio_luz_MWh * energia_especifica_li_s # €/kg
# Vuelos A320neo
coste_sev_luz = masa_li_s_sev * precio_luz
coste_lis_luz = masa_li_s_lis * precio_luz
coste_lon_luz = masa_li_s_lon * precio_luz
print(coste_sev_luz)
print(coste_lis_luz)
print(coste_lon_luz)
# Vuelos ATR 72
coste_ten_luz = masa_li_s_ten * precio_luz
coste_lan_luz = masa_li_s_lan * precio_luz
coste_hie_luz = masa_li_s_hie * precio_luz
print(coste_ten_luz)
print(coste_lan_luz)
print(coste_hie_luz)

1483.7940874497315
1768.738151081764
4278.39279700968
105.20834967957241
207.36704255149812
231.15821379853378
```

